

VÝPOČTOVÉ CVIČENÍ Z PŘEDMĚTU

PLYNOVÉ TURBÍNY A TURBOKOMPRESORY



VÝPOČTOVÉ CVIČENÍ Z PŘEDMĚTU

PLYNOVÉ TURBÍNY A TURBOKOMPRESORY

Autoři:

Ing. Marián HOCKO, PhD.
Technická univerzita v Košiciach
Letecká fakulta
Katedra leteckého inžinierstva
Rampová 7
041 21 KOŠICE
SLOVAKIA

Ing. Katarína RATKOVSKÁ
Západočeská univerzita v Plzni
Fakulta strojní
Katedra energetických strojů a zařízení
Univerzitní 22
306 14 PLZEŇ
ČESKÁ REPUBLIKA

Výpočtové cvičení z předmětu Plynové turbíny a turbokompresory

Ing. Marián Hocko, PhD.
Ing. Katarína Ratkovská

Recenzenti:

prof. Ing. Jozef Považan, CSc.
Ing. Milan Seman, PhD

Překlad:

PhDr. Dagmar Hocková

Grafický návrh obálky:

Tereza Saitzová

Vydala:

Západočeská univerzita v Plzni
P.O.Box 314, Univerzitní 8, 306 14 Plzeň

1. vydání
Plzeň, 2017

ISBN 978-80-261-0709-5

© Západočeská univerzita v Plzni
Ing. Marián Hocko, PhD.
Ing. Katarína Ratkovská

Motto:

„Nejde o to abychom věděli všechno, ale ze všeho to nejpodstatnější“

Lev Nikolajevič Tolstoj (1828 – 1910)

PŘEDMLUVA

Publikace „Výpočtové cvičení z předmětu Plynové turbíny a turbokompresory“ je určena pro studenty inženýrského studia specializace Stavba energetických strojů a zařízení Fakulty strojní Západočeské univerzity v Plzni jako návod na předepsané výpočtové cvičení v rámci předmětu „Plynové turbíny a turbokompresory“ podle schváleného učebního plánu předmětu. Publikace může být použita též pro potřeby odborníků, kteří pracují v oblasti vývoje, výroby nebo oprav leteckých turbokompresorových motorů a spalovacích turbín.

V publikaci je uveden podrobný postup přibližného výpočtu tepelného oběhu turbohřídelového leteckého turbokompresorového motoru (spalovací turbíny), odstředivého kompresoru leteckého turbokompresorového motoru (LTKM) nebo spalovací turbíny, odstředivého LTKM nebo spalovací turbíny, osového kompresoru LTKM nebo spalovací turbíny, osového LTKM nebo spalovací turbíny a jednostupňové plynové turbíny LTKM nebo spalovací turbíny, které jsou doplněné příslušnými schémata, obrázky a grafy. Výpočtové cvičení umožňuje prakticky procvičit získané teoretické znalosti z přednášek v rámci předmětu inženýrského studia specializace Stavba energetických strojů a zařízení. Součástí publikace jsou vzorové příklady přibližného výpočtu tepelného oběhu turbohřídelových LTKM (spalovacích turbín), odstředivého kompresoru s jednostranným a obojstranným oběžným kolem, mnohostupňového osového kompresoru LTKM a spalovacích turbín a jednostupňových plynových turbín LTKM a spalovacích turbín. Dosáhnutá přesnost realizovaných výpočtů zodpovídá potřebám provozních pracovníků v oblasti energetických zařízení založených na spalovacích turbínách. Pro detailní termodynamický výpočet tepelného oběhu $ThLTKM$, odstředivých kompresorů LTKM, mnohostupňových kompresorů LTKM a plynových turbín LTKM je nutné využít postupy, uvedené v doporučené literatuře v závěrečné části jednotlivých kapitol publikace.

V závěrečné části jednotlivých kapitol jsou zpracovaná zadání pro propočet tepelných oběhů, odstředivých kompresorů, mnohostupňových kompresorů, plynových turbín konkrétních typů reálně existujících a použitých v leteckých turbokompresorových motorech a spalovacích turbínách. Správný výpočet uvedených zadání umožňuje přiblížení vypočtených hodnot k reálným hodnotám reálného odstředivého kompresoru s přesností vyšší než 2 %.

VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

a	rychlost zvuku [m.s ⁻¹]
a _{kr.}	kritická rychlost zvuku [m.s ⁻¹]
a ₅	rychlost plynu v kritickém průřezu výstupní trysky [1]
A ₅	plocha kritického průřezu výstupní trysky [m ²]
A ₆	plocha kritického průřezu výstupní trysky [m ²]
c _e	efektivní spotřeba paliva [kg.WN ⁻¹ .h ⁻¹]
c _{e, ekv.}	ekvivalentní efektivní spotřeba paliva [kg.W ⁻¹ .h ⁻¹]
c _{e, vzl.}	vzletová efektivní spotřeba paliva [kg.W ⁻¹ .h ⁻¹]
c _h	hodinová spotřeba paliva [kg.h ⁻¹]
c _m	specifická spotřeba paliva [kg.N ⁻¹ .h ⁻¹]
c _{m, max.}	specifická spotřeba paliva na maximálním režimu [kg.N ⁻¹ .h ⁻¹]
c _{m, vyp.}	vypočítaná specifická spotřeba paliva [kg.N ⁻¹ .h ⁻¹]
c _{m, zad.}	zadaná specifická spotřeba paliva [kg.N ⁻¹ .h ⁻¹]
c _{p, pl.}	specifické teplo plynu za stálého tlaku [kg.N ⁻¹ .h ⁻¹]
c _{p, v.}	specifické teplo vzduchu za stálého tlaku [J.K ⁻¹ .kg ⁻¹]
c ₀	rychlost letu [m.s ⁻¹]
c ₆	rychlost výstupních plynů [m.s ⁻¹]
D	průměr [m]
D _{max.}	maximální průměr motoru [m]
D ₁	vstupní průměr kompresoru [m]
D ₅	kritický průměr výstupní trysky [m]
D ₆	vnější průměr výstupní trysky [m]
F _m	specifický tah motoru [N.kg. ⁻¹ .s]
F _T	tah motoru [N]
F _{T, max.}	maximální tah motoru [N]
F _{T, vyp.}	vypočítaný tah motoru [N]
F _{T, zad.}	zadaný tah motoru [N]
F _{T, Σ}	celkový tah motoru [N]
G	suchá hmotnost motoru [kg]
G _{max.}	maximální hmotnost motoru [kg]
H	výška letu [m]
H _u	výhřevnost paliva [J.kg ⁻¹]
H ₀	výška [m]
l	délka [m]
l ₀	teoretické množství vzduchu [1]
L	délka motoru [m]
m	hmotnost [kg]
M _H	Machovo číslo ve výšce H [1]
M ₀	Machovo číslo [1]
n	otáčky [min. ⁻¹]
n ₁	otáčky rotoru nízkého tlaku [min. ⁻¹]
n ₂	otáčky rotoru vysokého tlaku [min. ⁻¹]
p _H	atmosférický tlak vzduchu ve výšce H [Pa]
p ₀	atmosférický tlak vzduchu na zemi [Pa]
p _{0c}	celkový tlak vzduchu před vstupním ústrojím [Pa]
p _{1c}	celkový tlak vzduchu na vstupu do kompresoru [Pa]
p _{1c, id.}	ideální celkový tlak vzduchu na vstupu do kompresoru [Pa]
p _{2c}	celkový tlak vzduchu za kompresorem [Pa]

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$p_{2c, NTK}$	celkový tlak vzduchu za nízkotlakým kompresorem [Pa]
$p_{2c, VTK}$	celkový tlak vzduchu za vysokotlakým kompresorem [Pa]
p_{3c}	celkový tlak plynu na výstupu z hlavní spalovací komory [Pa]
p_{4c}	celkový tlak plynu za plynovou turbínou [Pa]
$p_{4c, NTT}$	celkový tlak plynu za nízkotlakou plynovou turbínou [Pa]
$p_{4c, VTT}$	celkový tlak plynu za vysokotlakou plynovou turbínou [Pa]
p_5	statický tlak plynu v kritickém průřezu výstupní trysky [Pa]
$P_{agr.}$	příkon potřebný na pohon agregátů motoru a draku letadla [W]
$P_{ekv.}$	ekvivalentní výkon [W]
$P_{e, m}$	specifický efektivní výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$]
$P_{e, vzl.}$	specifický efektivní výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$]
P_m	specifický výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$]
$P_{max.}$	maximální výkon [W]
P_T	výkon plynové turbíny [W]
$P_{V, m}$	specifický vrtulový výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$]
P_V	výkon [W]
$q_{pal.}$	poměrná spotřeba paliva ve spalovací komoře [1]
$Q_{pal.}$	hmotnostní průtok paliva [$kg \cdot s^{-1}$]
$Q_{pal., h}$	hodinový hmotnostní průtok paliva [$kg \cdot h^{-1}$]
Q_v	průtokové množství vzduchu [$kg \cdot s^{-1}$]
$Q_{pl.}$	průtokové množství plynu [$kg \cdot s^{-1}$]
$Q_{odv.}$	odvedené množství vzduchu z motoru [$kg \cdot s^{-1}$]
r	plynová konstanta pro vzduch [$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$]
r'	plynová konstanta pro plyn [$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$]
t_0	atmosférická teplota [$^{\circ}C$]
$t_{3c, max.}$	maximální teplota plynu před plynovou turbínou [$^{\circ}C$]
$t_{4c, max.}$	maximální teplota plynu za plynovou turbínou [$^{\circ}C$]
T_{0c}	celková teplota vzduchu před vstupním ústrojím [K]
T_{1c}	celková teplota vzduchu na vstupu do kompresoru [K]
T_{2c}	celková teplota vzduchu za kompresorem [K]
$T_{2c, ad.}$	celková adiabatická teplota vzduchu za kompresorem [K]
$T_{2c, NTK}$	celková teplota vzduchu za nízkotlakým kompresorem [K]
$T_{2c, VTK}$	celková teplota vzduchu za vysokotlakým kompresorem [K]
T_{3c}	celková teplota plynu na výstupu z hlavní spalovací komory [K]
T_{4c}	celková teplota plynu za plynovou turbínou [K]
$T_{4c, NTT}$	celková teplota plynu za nízkotlakou plynovou turbínou [K]
$T_{4c, VTT}$	celková teplota plynu za vysokotlakou plynovou turbínou [K]
T_5	teplota plynu na výstupní trysce [K]
$T_{5, ad.}$	adiabatická teplota plynu v kritickém průřezu výstupní trysky [K]
T_6	teplota plynu za motorem [K]
$T_{6, ad.}$	adiabatická teplota plynu za motorem [K]
v_H	rychlost letu v dané výšce H [$m \cdot s^{-1}$]
W_K	práce kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
W_{Kc}	celková práce kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
$W_{Kc, ad.}$	celková adiabatická práce kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
W_{TKc}	celková práce plynové turbíny kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
W_{VPT}	práce volné plynové turbíny [$J \cdot kg^{-1}$]
W_{Pc}	volná práce tepelného oběhu [$J \cdot kg^{-1}$]
α_0	součinitel přebytku vzduchu [1]
β	experimentální součinitel [1]

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Δc_m	odchylka vypočítané a zadané hodnoty specifické spotřeby paliva [%]
ΔD_5	odchylka vypočítané a zadané hodnoty kritického průřezu výstupní trysky [%]
ΔF_T	odchylka vypočítané a zadané hodnoty tahu motoru [%]
ΔT_{4c}	odchylka vypočítané a zadané hodnoty teploty plynu za plynovou turbínou [%]
ε	plynově-dynamická funkce [1]
$\eta_{exp.}$	expanzní účinnost [1]
η_K	účinnost kompresoru [1]
η_{Kc}	celková účinnost kompresoru [1]
$\eta_{Kc, st.}$	celková účinnost stupně kompresoru [1]
$\eta_{Kc, NTK}$	celková účinnost nízkotlakého kompresoru [1]
$\eta_{Kc, VTK}$	celková účinnost vysokotlakého kompresoru [1]
η_m	mechanická účinnost [1]
η_{Tc}	celková účinnost plynové turbíny [1]
$\eta_{Tc, NTK}$	celková účinnost nízkotlakové plynové turbíny [1]
$\eta_{Tc, VTK}$	celková účinnost vysokotlaké plynové turbíny [1]
$\eta_{Tc, chl.}$	celková účinnost chlazené plynové turbíny [1]
$\eta_{red.}$	účinnost reduktoru [1]
$\eta_{sp.}$	spalovací účinnost [1]
η_V	účinnost vrtule [1]
η_{VDc}	celková účinnost výstupní trysky [1]
Θ	součinitel ohřevu [1]
κ	exponent adiabaty pro vzduch [1]
κ'	exponent adiabaty pro plyn [1]
$\lambda_{vstup.}$	vstupní rychlostní součinitel [1]
μ_{VD}	součinitel kontrakce proudu ve výstupní trysce [1]
$\nu_{U, VTT}$	součinitel odběru vzduchu pro chlazení usměrňovacího ústrojí VTT [1]
$\nu_{rot., VTT}$	součinitel odběru vzduchu pro chlazení rotoru VTT [1]
$\nu_{str., VTT}$	součinitel ztrát vzduchu při chlazení VTT [1]
π	plynově-dynamická funkce [1]
π_{Kc}	celkový stupeň stlačení [1]
$\pi_{Kc, ek.}$	ekonomický celkový stupeň stlačení [1]
$\pi_{Kc, op.}$	optimální celkový stupeň stlačení [1]
π_{TKc}	celkový stupeň expanze v plynové turbíně kompresoru [1]
$\pi_{Tc, \Sigma}$	celkový stupeň expanze v plynové turbíně [1]
$\pi_{TKc, \Sigma}$	celkový stupeň expanze v plynové turbíně kompresoru [1]
ρ_0	hustota vzduchu [$kg \cdot s^{-1}$]
ρ_5	hustota plynu v kritickém průřezu výstupní trysky [$kg \cdot s^{-1}$]
ρ_6	hustota plynu ve vnějším průřezu výstupní trysky [$kg \cdot s^{-1}$]
σ_D	součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru vstupního ústrojí [1]
$\sigma_{hydr.}$	součinitel hydraulických ztrát [1]
σ_{HSK}	součinitel zachování celkového tlaku v hlavní spalovací komoře [1]
σ_{PK}	součinitel zachování celkového tlaku v přechodových kanálech [1]
σ_{rv}	součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách [1]
σ_{SK}	součinitel zachování celkového tlaku v hlavní spalovací komoře [1]
$\sigma_{Tepel.}$	tepelný odpor spalovací komory [1]
σ_{VS}	součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě [1]
$\sigma_{Vys.}$	součinitel zachování celkového tlaku ve výstupní soustavě [1]
$\sigma_{VýD}$	součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru ve výstupní soustavě [1]
ϕ_{VD}	součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce [1]
χ	součinitel výměny energie [1]

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

AI	Alexander Ivčenko
An	Antonov Oleg Konstantinovič
APD	Automatický spouštěcí panel
AV	letecká vrtule
CIAM	Centrální institut leteckých motorů
D	difuzor
D	motor
DCN	dodávací palivové čerpadlo
DpLTKM	dvouproudový letecký turbokompresorový motor
GTD	plynový turbínový motor
GTU	plynové turbínové zařízení
H	výška
IKM	snímač krouticího momentu
Il	Iljušin Sergej Vladimirovič
IM	výkonný mechanismus
IR	indikátor režimů
JpLTKM	jednouproudový letecký turbokompresorový motor
K	kompresor
Ka	Kamov Nikolaj Iljič
LTKM	letecký turbokompresorový motor
M	Machovo číslo
Mi	Miř Michal Leontievič
NK	Nikolaj Kuzněcov
NR	čerpadlo-regulátor
NTK	nízkotlaký kompresor
NTT	nízkotlaká turbína
PW	Pratt Whitney
R	rotor
RNT	rotor nízkého tlaku
RPR	regulátor hraničních režimů
SK	spalovací komora
SK	zapalovací agregát
SP	zapalovací svíčka
ST	spalovací turbína
SV	vzduchový spouštěč
T	turbína
T	termočlánek
T	tahový
ThLTKM	turbohřídelový letecký turbokompresorový motor
TK	turbokompresor
Tu	Tupolev Andrej Nikolajevič
TvLTKM	turbovrtulový letecký turbokompresorový motor
TvdLTKM	turbovrtulovo-dmychadlový letecký turbokompresorový motor
UÚ	usměrňovací ústrojí
V	vrtule
VD	výstupní difuzor
VD	výstupní tryska
VPT	volná plynová turbína

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

VPT	výkonová plynová turbína
VS	vstupní soustava
VrD	vrtulové dmychadlo
VTK	vysokotlaký kompresor
VTT	vysokotlaká turbína

SEZNAM TABULEK

- Tabulka 4.1 Projektované parametry turbovrtulovo-dmychadlového motoru
Tabulka 4.2 Vypočítané parametry termodynamického výpočtu navrhovaného motoru
Tabulka 4.3 Porovnání vypočítaných a projektovaných hodnot parametrů navrhovaného turbovrtulovo-dmychadlového motoru
Tabulka 5.1 Tabulka režimů turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA
Tabulka 5.2 Tabulka vypočítaných parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA
Tabulka 5.3 Porovnání vypočítaných a zadaných hodnot turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA
Tabulka 6.1 Tabulka režimů turbovrtulového motoru AI-20M
Tabulka 6.2 Tabulka vypočítaných parametrů tepelného oběhu turbovrtulového motoru AI-20M
Tabulka 6.3 Porovnání vypočítaných a zadaných hodnot turbovrtulového motoru AI-20M
Tabulka 7.1 Vypočítané parametry v typických řezech spalovací turbíny
Tabulka 7.2 Porovnání vypočítaných hodnot parametrů motoru a reálně naměřených hodnot parametrů spalovací turbíny RB 211 DLE v závislosti na atmosférické teplotě

SEZNAM OBRAZKŮ

- Obr. 1.1 Typické řezy jednohřídelového turbovrtulového motoru
Obr. 1.2 Typické řezy dvourotorového turbohřídelového vrtulníkového motoru
Obr. 1.3 Jednohřídelový turbovrtulový motor AI-24
Obr. 1.4 Principiální schéma turbovrtulového motoru PT6 s tandemovými rotory
Obr. 1.5 Dvourotorový turbovrtulový motor Rolls-Royce Tyne 20
Obr. 1.6 Třírotorový turbovrtulový motor D-27 s koaxiálním uspořádáním
Obr. 1.7 Turbohřídelový vrtulníkový motor TV3-117 s tandemovými rotory
Obr. 1.8 Ideální oběh turbohřídelového vrtulníkového motoru v „p – v“ a „T – s“ diagramu
Obr. 1.9 Skutečný tepelný oběh TvLTKM v „p – v“ diagramu při jeho činnosti na zemi
 $M = 0, H = 0 \text{ m}$
Obr. 1.10 Skutečný tepelný oběh TvLTKM v „T – s“ diagramu při jeho činnosti
na zemi $M = 0 \text{ m.s}^{-1}, H = 0 \text{ m}$
Obr. 2.1 Závislost specifického výkonu $P_{e, m}$ na parametrech pracovního procesu π_{Kc}, T_{3c}
plná čára – $H = 0 \text{ m}, M_H = 0$, přerušovaná čára – $H = 11\,000 \text{ m}, M_H = 0,7$
Obr. 2.2 Závislost specifické spotřeby paliva c_e na parametrech pracovního procesu π_{Kc}, T_{3c}
plná čára – $H = 0 \text{ m}, M_H = 0$, přerušovaná čára – $H = 11\,000 \text{ m}, M_H = 0,7$
Obr. 2.3 Závislost poměrného množství vzduchu potřebného na chlazení plynové
turbíny $\overline{G}_{chl.}$ v závislosti na celkové teplotě plynu před plynovou turbínou T_{3c}
a na druhu chlazení lopatek plynové turbíny
Obr. 2.4 Vliv celkové teploty plynu před plynovou turbínou a způsobu chlazení na
efektivní práci motoru
Obr. 2.5 Závislost celkové účinnosti kompresoru η_{Kc} na celkovém stupni stlačení π_{Kc} a
na účinnosti jeho stupňů $\eta_{Kc, st...}$
Obr. 2.6 Protiprachové zařízení na vstupu do vrtulníkového ThLTKM TV3-117
Obr. 2.7 Závislost tepelného odporu spalovací komory $\sigma_{Tepel.}$ na stupni ohřevu
a součiniteli rychlosti Θ
Obr. 2.8 Závislost účinnosti vrtule a vrtulového dmychadla na rychlosti letu
Obr. 3.1 Typické řezy turbovrtulového motoru
Obr. 3.2 Typické řezy turbohřídelového vrtulníkového motoru
Obr. 3.3 Vstupní ústrojí TvLTKM
Obr. 3.4 „T – s“ a „p – V“ diagram změny stavu vzduchu při průtoku vstupní soustavou
TvLTKM, jestliže $M = 0, H = 0 \text{ m}$
Obr. 3.5 „T – S“ a „p – V“ diagram změny stavu vzduchu při průtoku vstupní soustavou
TvLTKM v průběhu letu
Obr. 3.6 Vrtulově-dmychadlový motor D-27 transportního letadla An-70
Obr. 3.7 „p – V“ a „T – S“ diagram stlačování vzduchu v kompresoru TvLTKM
Obr. 3.8 „T – s“ a „p – V“ diagram hoření v hlavní spalovací komoře ThLTKM
Obr. 3.9 „T – s“ a „p – V“ diagram expanze plynu v plynové turbíně kompresoru
ThLTKM
Obr. 3.10 Expanze plynu v plynové turbíně kompresoru, volné plynové turbíně a ve
výstupní soustavě vrtulníkového ThLTKM v „T – s“ diagramu
Obr. 3.11 Principiální schéma podzvukové výstupní soustavy TvLTKM
Obr. 3.12 „T – S“ a „p – V“ diagram podkritické expanze plynu ve výstupní trysce
TvLTKM
Obr. 4.1 Výpočtové řezy navrhovaného tříhřídelového turbovrtulovo-dmychadlového
LTKM
Obr. 4.2 Schéma navrhovaného konstrukčního uspořádání tříhřídelového TvLTKM

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

- Obr. 4.3 Průběh změny parametrů při průtoku vzduchu a plynu přes turbovrtulový LTKM
- Obr. 4.4 Podzvukové vstupní ústrojí TvdLTKM
- Obr. 5.1 Vrtulník Mi-24V
- Obr. 5.2 Turbohřídelový motor TV3-117VMA
- Obr. 5.3 Podélný řez turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.4 Řez vstupním ústrojím motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.5 Řez kompresorem motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.6 Spalovací komora motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.7 Plynová turbína kompresoru a volná plynová turbína motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.8 Výstupní ústrojí motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.9 Skříň pohonů motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.10 Výpočtové řezy turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA
- Obr. 5.11 Skutečný „p – V“ a „T - s“ diagram tepelného oběhu turbohřídelového motoru při činnosti na zemi $M = 0, H = 0$
- Obr. 6.1 Turbovrtulové letadlo Il-18
- Obr. 6.2 Turbovrtulový motor AI-20M
- Obr. 6.3 Reduktor motoru AI-20M
- Obr. 6.4 Vstupní ústrojí AI-20M
- Obr. 6.5 Axiální kompresor motoru AI-20M
- Obr. 6.6 Prstencová spalovací komora motoru AI-20M
- Obr. 6.7 Třístupňová jednohřídelová plynová turbína motoru AI-20M
- Obr. 6.8 Výstupní soustava turbovrtulového motoru AI-20M
- Obr. 6.9 Typické řezy turbovrtulového motoru AI-20M
- Obr. 6.10 Skutečný tepelný oběh TvLTKM v „p - v“ a „T - s“ diagramu při činnosti na zemi $M = 0, H = 0$
- Obr. 7.1 Řez motoru RB-211DLE s výkonovou turbínou
- Obr. 7.2 Průmyslová spalovací turbína RB-211
- Obr. 7.3 Spalovací komora spalovací turbíny RB211 DLE
- Obr. 7.4 Řez motorem RB-211-24G se spalovací komorou typu DLE
- Obr. 7.5 Schéma motoru RB-211DLE rozděleného na moduly
- Obr. 7.6 Rozdělení motoru RB-211DLE na moduly
- Obr. 7.7 Výkonová turbína Cooper Bessemer RT – 62
- Obr. 7.8 Typické řezy spalovací turbíny RB-211DLE

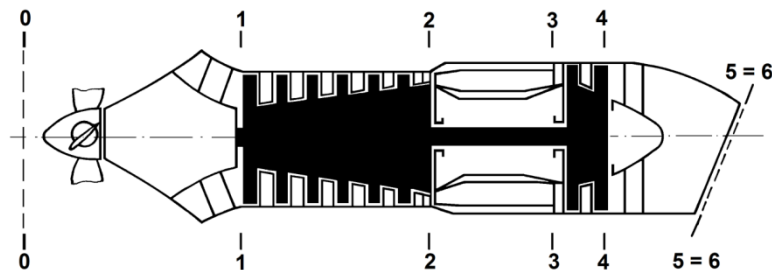
I. ÚVOD

Cílem výpočtu tepelného oběhu turbohřídelového motoru je určení základních specifických parametrů ($P_{e,m}$ – efektivní specifický výkon, $P_{v,m}$ – vrtulový specifický výkon, c_e – efektivní (specifická) spotřeba paliva, $c_{e,ekv}$ – ekvivalentní efektivní (specifická) spotřeba paliva) a výkonových parametrů (efektivní vrtulový výkon - P_v a ekvivalentní výkon - P_{ekv}) turbohřídelového motoru.

Turbohřídelový letecký turbokompresorový motor (ThLTKM) je lopátkový stroj, u něhož plynová turbína pohání nejen kompresor, ale také vrtuli (turbovrtulový motor) nebo nosný rotor a vyrovnávací rotor (turbohřídelový vrtulníkový motor), případně jiné technické zařízení (spalovací turbína).

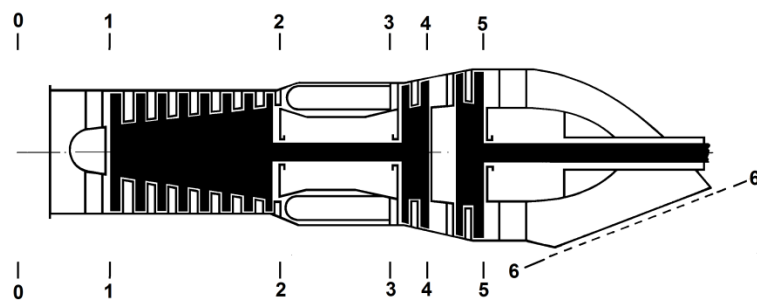
Tah turbovrtulového leteckého turbokompresorového motoru zabezpečuje vrtule a v některých případech i reakce výstupních plynů z výstupní trysky motoru. Tah u turbohřídelových vrtulníkových motorů zabezpečuje nosný rotor.

Turbohřídelový motor se skládá ze vstupního ústrojí, kompresoru, spalovací komory, plynové turbíny a výstupní soustavy.



Obr. 1.1 Typické řezy jednohřídelového turbovrtulového motoru

0 – 1 vstupní ústrojí, 1 – 2 kompresor, 2 – 3 spalovací komora, 3 – 4 plynová turbína,
4 – 5 výstupní soustava



Obr. 1.2 Typické řezy dvourotorového turbohřídelového vrtulníkového motoru

0 – 1 vstupní ústrojí, 1 – 2 kompresor, 2 – 3 spalovací komora, 3 – 4 plynová turbína kompresoru, 4 – 5 volná plynová turbína, 5 – 6 výstupní ústrojí

Součástí turbovrtulového leteckého turbokompresorového motoru je reduktor, jehož účelem je snížení otáček vrtule na přijatelnou úroveň. Převodový poměr reduktoru závisí na otáčkách hnací plynové turbíny a na požadovaných otáčkách vrtule. Hodnota převodového poměru reduktoru bývá obvykle v rozsahu 1:10 až 1:20.

U turbovrtulových motorů, které mají reduktor před kompresorem, je vstupní soustava tvarově složitější než u jednoproudových (JpLTKM) a dvouproudových leteckých turbokom-

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

presorových motorů (DpLTKM). Z tohoto důvodu jsou i ztráty ve vstupním ústrojí TvLTKM větší než u JpLTKM a DpLTKM.

Odstředivé a smíšené osově-odstředivé kompresory se používají u turbohřídelových motorů malých a středních výkonů. Osově kompresory se používají u turbohřídelových motorů středních a velkých výkonů.

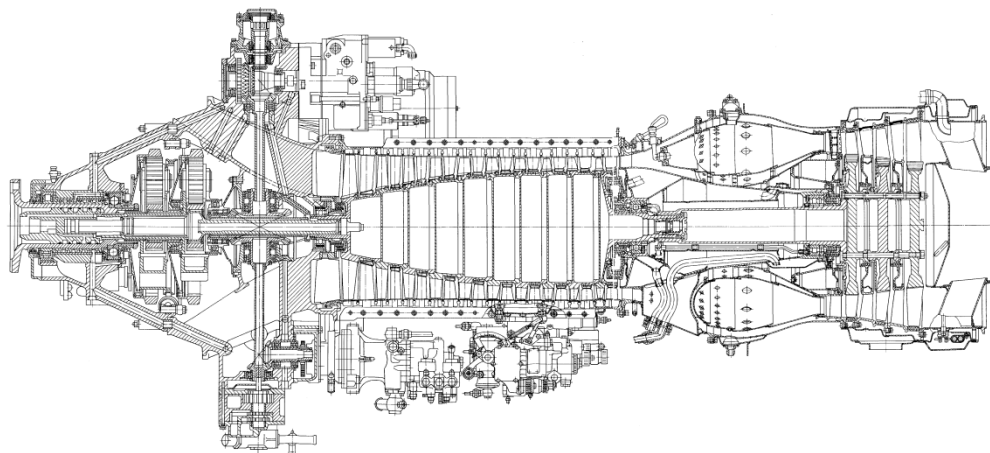
Současné turbohřídelové motory používají prstencové spalovací komory. U starších turbohřídelových motorů se používaly smíšené a trubkové spalovací komory.

Typickým znakem turbohřídelových motorů je větší počet stupňů plynové turbíny. Tato skutečnost je dána potřebou přeměnit větší část práce plynu v plynové turbíně na mechanickou práci než v jednoproudovém leteckém turbokompresorovém motoru. Větší počet stupňů plynové turbíny umožňuje snížit průměr plynové turbíny a zvýšit její účinnost.

Výstupní soustava turbohřídelových motorů, v níž se zpracovává malý nebo nulový tlakový spád, je konstrukčně jednodušší než výstupní soustava jednoproudových LTKM. U většiny turbohřídelových vrtulníkových motorů je výstupní soustava konstruována ve tvaru difuzoru, ve kterém je statický tlak plynu nižší než tlak atmosférický. U turbovrtulových motorů je energie výstupních plynů nízká, a proto je i velikost reaktivního tahu vytvořeného výstupními plyny nízká, což představuje maximálně 10 % celkového tahu motoru.

Turbohřídelové motory jsou konstrukčně řešeny jako jednorotorové, dvourotorové nebo třírotorové.

Jednohřídelové turbovrtulové motory jsou konstrukčně nejjednodušší, avšak jejich specifická spotřeba paliva je vysoká. K takovýmto motorům patří sovětské motory NK-12, AI-20 a AI-24 (obr. 1.3), britské motory Bristol Siddeley T-64-BS Rolls Royce Dart, Garrett Airesearch GTP 331, Turbomeca Astazou a jiné.

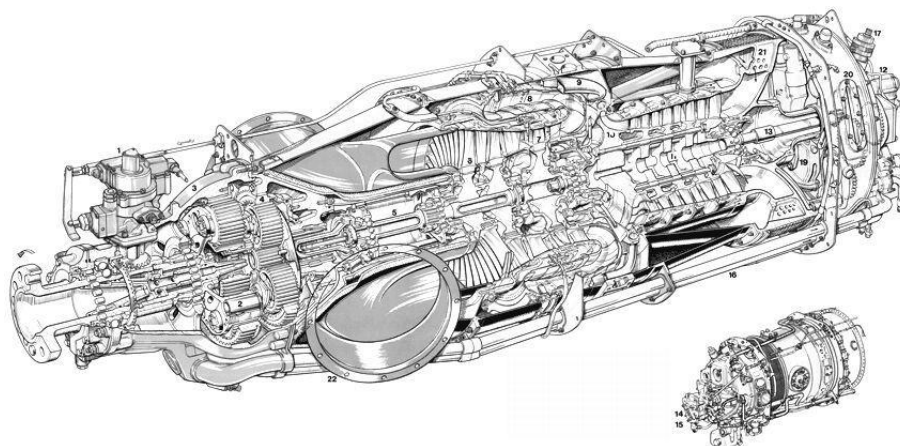


Obr. 1.3 Jednohřídelový turbovrtulový motor AI-24¹

V současnosti se nejvíce používají dvouhřídelové turbovrtulové a turbohřídelové vrtulníkové motory. Vysokotlaká plynová turbína zabezpečuje pohon kompresoru, nízkotlaká (volná) plynová turbína pohání přes zabudovaný reduktor vrtuli. Takové turbovrtulové motory mohou být řešeny s koaxiálním nebo tandemovým uspořádáním hřídelí motoru, jako např. PT-6 (obr. 1.4), M 601.

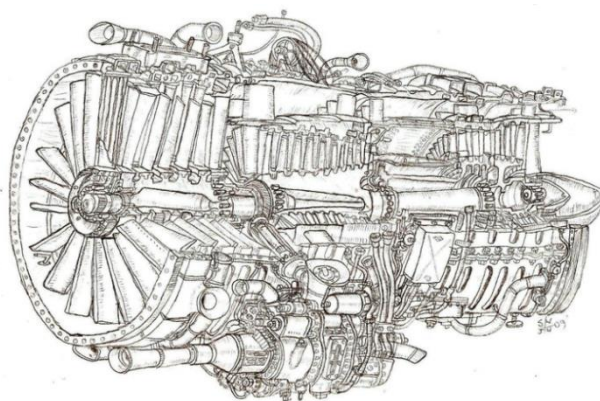
¹ Aviacionnyj turbovintovoj dvigatel' AI-24 II. Serii. Techničeskoje opisanije. Aviaeksport. Moskva 2001. s. 139.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



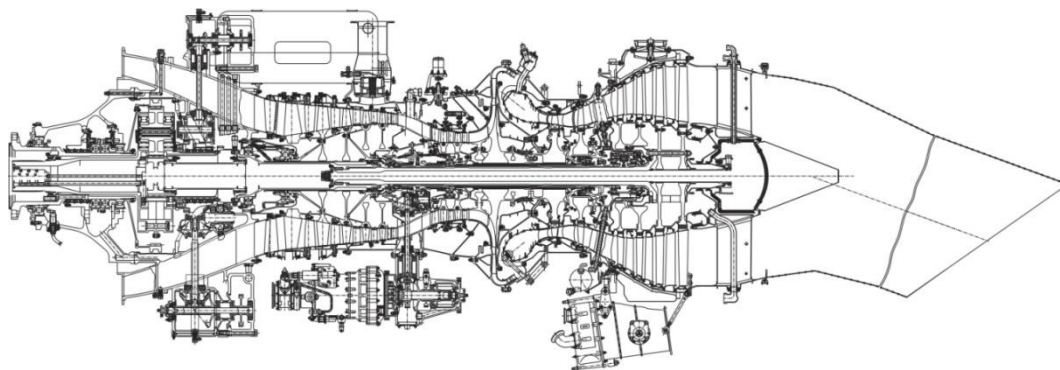
Obr. 1.4 Principiální schéma turbovrtulového motoru PT6 s tandemovými rotory

U turbovrtulových motorů se často používá dvouhřídelové uspořádání s dvourotorovým kompresorem. V takovém případě nízkotlaká plynová turbína pohání nízkotlaký kompresor a přes reduktor i vrtuli. Takové uspořádání má určité provozní výhody, protože zabezpečuje stabilní činnost motoru bez použití složitých a drahých zařízení na ochranu před nestabilní prací kompresoru. Příkladem takovéto konstrukce je dvourotorový turbovrtulový motor Rolls Royce Tyne 20.



Obr. 1.5 Dvourotorový turbovrtulový motor Rolls-Royce Tyne 20

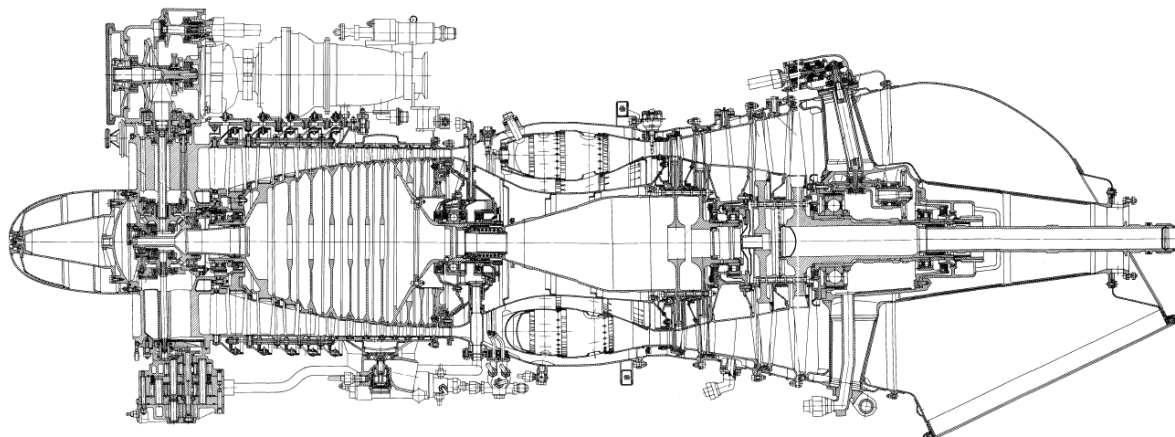
Z důvodu zlepšování ekonomických charakteristik turbovrtulových motorů výrobci turbovrtulových motorů přistupují ke konstrukci tříhřídelových koaxiálních turbovrtulových motorů. Tříhřídelové motory jsou konstruovány s dvourotorovým kompresorem, ve kterém vysokotlaká plynová turbína pohání vysokotlaký kompresor, středotlaká plynová turbína pohání nízkotlaký kompresor a nízkotlaká plynová turbína pohání vrtuli. Příkladem takové koncepce turbovrtulového motoru jsou motory PW 100 a Ivčenko D-27 (obr. 1.6).



Obr. 1.6 Třírotorový turbovrtulový motor D-27 s koaxiálním uspořádáním

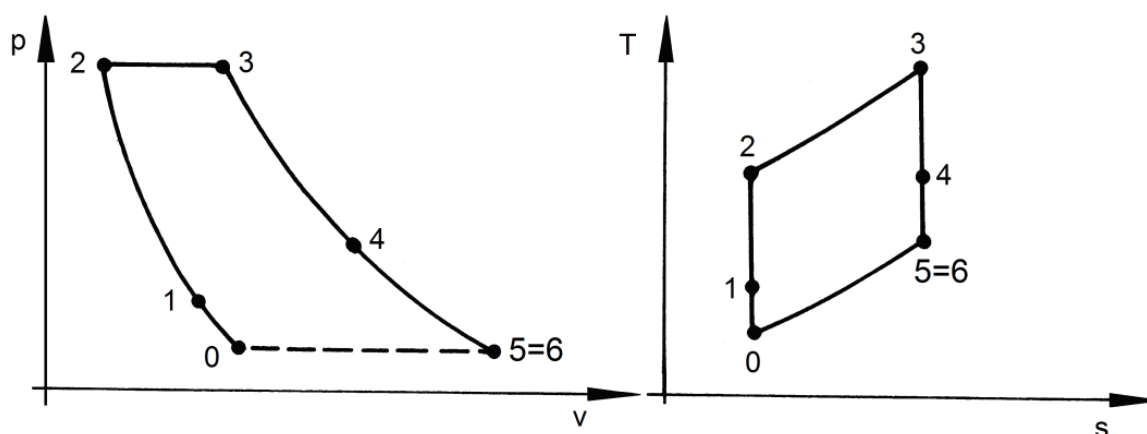
I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Turbohřídelové vrtulníkové motory jsou obvykle koncipovány jako dvouhřídelové s tandemovým uspořádáním rotorů. Příkladem takového uspořádání je turbohřídelový vrtulní-kový motor TV3-117, jehož volná plynová turbína pohání přes reduktor vrtulníku nosný rotor a vyrovnávací rotor vrtulníku (obr. 1.7).



Obr. 1.7 Turbohřídelový vrtulníkový motor TV3-117 s tandemovými rotory²

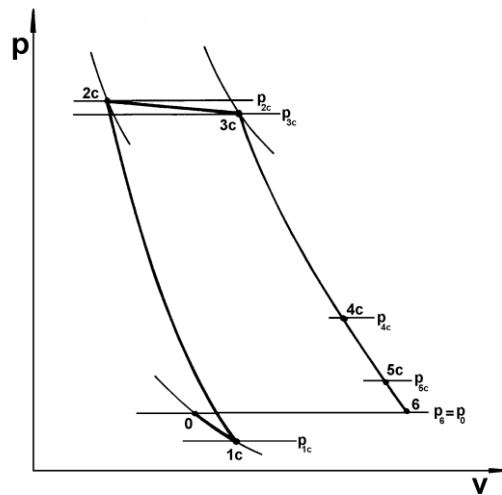
Teplný oběh turbovrtulových a turbohřídelových motorů je velmi podobný oběhu jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru (JpLTKM). Vzduch proudí přes vstupní soustavu mezi řezy 0 – 0 a 1 – 1, kde dochází k malému náporovému stlačení, jelikož turbovrtulové a turbohřídelové vrtulníkové motory pracují při podzvukových rychlostech letu. K podstatnému stlačení vzduchu dochází v kompresoru, mezi řezy 1 – 1 a 2 – 2. Stlačený vzduch vstupuje do spalovací komory, kde se směšuje s palivem a vytváří směs paliva a vzduchu, která je kontinuálně spalována. Spalováním směsi paliva a vzduchu dochází k podstatnému zvýšení celkové teploty plynu před plynovou turbínou T_{3c} . Expanze plynu probíhá nejdříve v plynové turbíně kompresoru mezi řezy 3 – 3 a 4 – 4, která zabezpečí pohon kompresoru motoru a motorových agregátů. Další expanze plynu probíhá ve volné (výkonové) plynové turbíně, mezi řezy 4 – 4 a 5 – 5, jejíž výkon zabezpečuje pohon vrtule (nosného rotoru). Expanze plynu končí ve výstupní soustavě mezi řezy 5 – 5 a 6 – 6. U některých turbohřídelových vrtulníkových motorů a turbovrtulových motorů je rychlost výstupních plynů c_6 nízká - nižší, než je rychlost na výstupu z plynové turbíny.



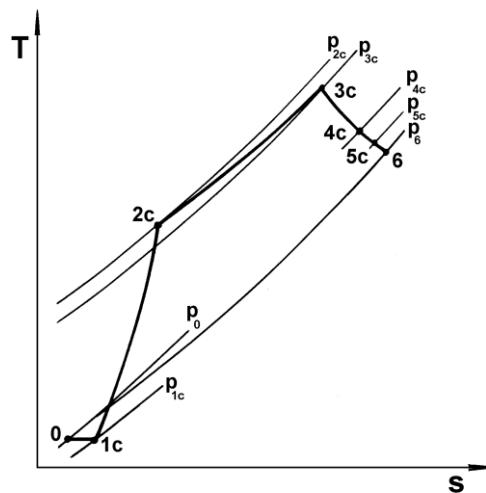
Obr. 1.8 Ideální oběh turbohřídelového vrtulníkového motoru v „p – v“ a „T – s“ diagramu

² Турбова́льний двигател' TV3-117. Руківодство по технічеській експлуатації. Книга 1. с 579.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 1.9 Skutečný tepelný oběh TvLTKM v „ $p - v$ “ diagramu při jeho činnosti na zemi $M = 0, H = 0$ m



Obr. 1.10 Skutečný tepelný oběh TvLTKM v „ $T - s$ “ diagramu při jeho činnosti na zemi $M = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}, H = 0$ m

II. VÝBĚR PARAMETRŮ ThLTKM

Cílem přibližného výpočtu tepelného oběhu turbovrtulového leteckého turbokom-presorového motoru (TvLTKM) a turbohřídelového vrtulníkového motoru (ThLTKM) je stanovení základních parametrů proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech motoru a výpočet jeho hlavních parametrů, specifického výkonu $P_{e, m}$, specifické spotřeby paliva c_e , efektivního výkonu P_e , ekvivalentního vrtulového výkonu $P_{v, ekv.}$ a ekvivalentní spotřeby paliva $c_{ekv.}$

Výběru základních parametrů motoru předchází stanovení výpočtového režimu, kterým se výpočet bude realizovat. Přibližný výpočet tepelného oběhu je vykonáván při činnosti motoru s maximálním režimem na zemi, při nulové rychlosti $M_0 = 0$ a nulové výšce $H_0 = 0$ m.

V závislosti na určení turbohřídelového motoru v létajícím zařízení nebo spalovací turbíny v pozemním zařízení a na podmínkách činnosti, pro které se výpočet realizuje, se stanovují parametry oběhu (celkový stupeň stlačení π_{Kc} a celková teplota plynu před plynovou turbínou T_{3c}) a parametry uzlů (součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí $\sigma_{vú}$, celková účinnost kompresoru η_{Kc} , součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře σ_{SK} , spalovací účinnost $\eta_{sp.}$, součinitel zachování celkového tlaku v přechodovém kanálu mezi plynovými turbínami σ_{PK} , celková účinnost plynové turbíny η_{Tc} , součinitel zachování celkového tlaku ve výstupním ústrojí $\sigma_{vyú}$ a výstupní rychlost plynu z motoru c_6). Základem optimalizace parametrů jsou různá kritéria (cílové funkce): minimální specifická spotřeba paliva $c_{m, min.}$, minimální ztráty paliva na jeden tunokilometr a minimální hmotnost pohonné jednotky, maximální výkon, zabezpečení spolehlivosti na zvýšených režimech činnosti a pod. Výběr parametrů motoru jako pohonné jednotky v konečném důsledku má vliv na efektivnost létajícího zařízení, která se hodnotí podle kritérií, ke kterým patří: komerční zatížení, vzletová hmotnost, náklady na 1 hodinu činnosti, ekonomická efektivnost přepravy, dolet, specifická spotřeba paliva, celková hmotnost motorů a paliva na létajícím zařízení, přepočítaná spotřeba paliva na jeden tunokilometr a další.³

Základními parametry pracovního procesu motoru, které v podstatné míře ovlivňují jeho specifické parametry, jsou celková teplota plynu před plynovou turbínou T_{3c} a celkový stupeň stlačení vzduchu v kompresoru π_{Kc} .

Závislosti specifického výkonu $P_{e, m}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, m}$ na celkovém stupni stlačení vzduchu v kompresoru π_{Kc} a celkové teplotě plynu před plynovou turbínou T_{3c} , při $H = 0$ m, $M_H = 0$ a $H = 11\,000$ m a $M_H = 0,7$, jsou znázorněny na obr. 2.1 a obr. 2.2. Při výpočtu těchto závislostí byly použity následující hodnoty koeficientů, které charakterizují ztráty v jednotlivých částech průtokové části motoru: $\sigma_{vú} = 0,97$, $\sigma_{SK} = 0,95$, $\eta_{sp.} = 0,97$, $\eta_{Tc} = 0,92$, $\sigma_{PK} = 1,0$, $\sigma_{vyú} = 0,97$, $\eta_{Kc} = 0,985$. Hodnota η_{Kc} v závislosti na π_{Kc} byla stanovena podle vztahu:

$$\eta_{Kc} = \frac{\frac{\pi_{Kc}^{\kappa} - 1}{\kappa - 1}}{\pi_{Kc}^{\kappa \cdot \eta_{Kc, str.}} - 1} [1] \quad (2.1)$$

Kde:

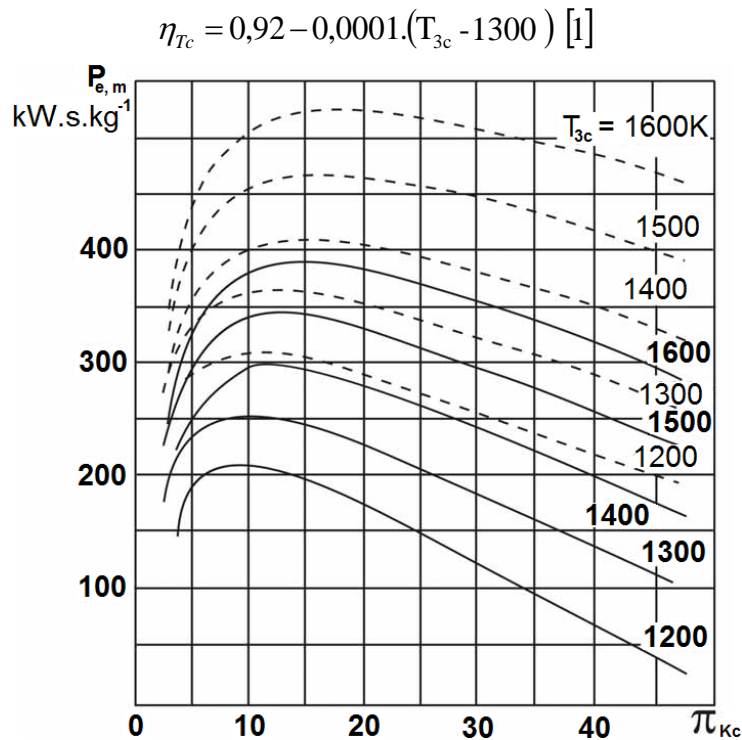
$\eta_{Kc, str.}$ – střední hodnota účinnosti stupňů kompresoru.

Při $\eta_{Kc, st.} = 0,895$ a $\eta_{Tc, K}$ v závislosti na T_{3c} podle vztahu:⁴

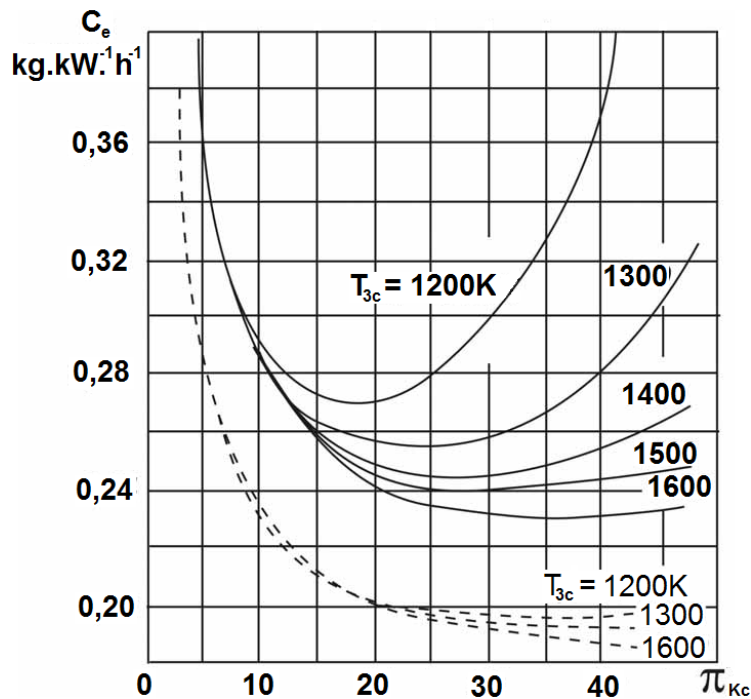
³ Maslov, V. G.: Teorija vybora optimal'nykh parametrov pri projektovanii aviacionnykh GTD. Mašinostrojenije 1981. 128 s.

⁴ Nečajev, Ju. N., Fedorov, R. M.: Teorija aviacionnykh gazoturbinnnykh dvigatelej, část 1. Mašinostrojenije 1977. 312 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 2.1 Závislost specifického výkonu $P_{e,m}$ na parametrech pracovního procesu π_{Kc} , T_{3c}
 plná čára – $H = 0$ m, $M_H = 0$, přerušovaná čára – $H = 11\ 000$ m, $M_H = 0,7$

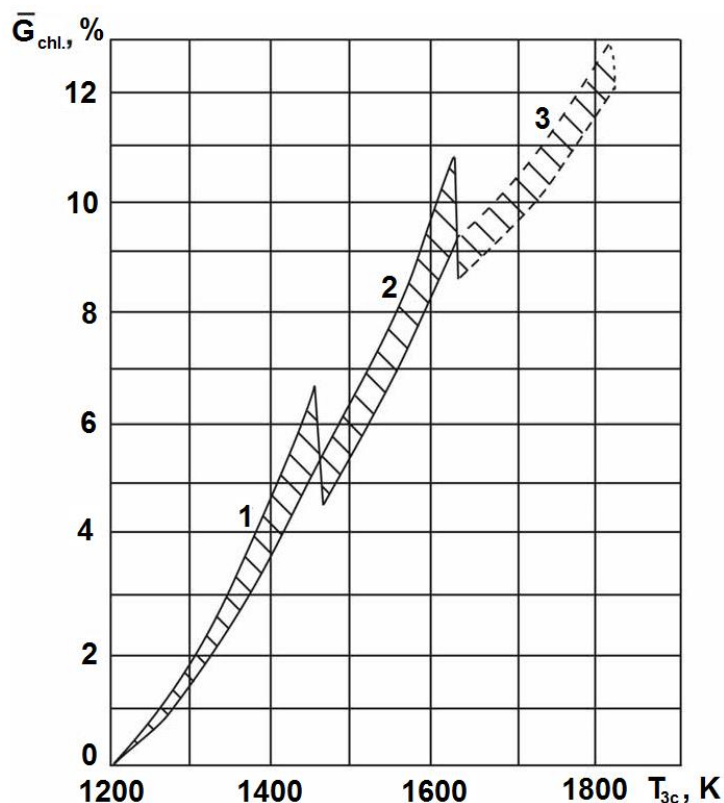


Obr. 2.2 Závislost specifické spotřeby paliva c_e na parametrech pracovního procesu π_{Kc} , T_{3c}
 plná čára – $H = 0$ m, $M_H = 0$, přerušovaná čára – $H = 11\ 000$ m, $M_H = 0,7$

Výtoková rychlost plynu z výstupního ústrojí turbovrtulového motoru je $c_6 = 275 \text{ m.s}^{-1}$ pro $H = 11\ 000$ m, $M_H = 0,7$ a $c_6 = 200 \text{ m.s}^{-1}$ pro $H = 0$ m, $M_H = 0$. Výtoková rychlost plynu z výstupního ústrojí turbohřídelového vrtulníkového motoru se volí s hodnotou $c_6 = 100 \text{ m.s}^{-1}$.

2.1 Teplota plynu před plynovou turbínou

Z grafu na obr. 2.2 je zřejmé, že zvýšení celkové teploty plynu před plynovou turbínou umožňuje podstatně zvýšit specifický výkon motoru, a v důsledku toho snížit vnější rozměry a hmotnost motoru. Zvýšení celkové teploty plynu před plynovou turbínou zlepšuje ekonomické parametry motoru (obr. 2.3). Z tohoto důvodu dochází k nepřetržitému zvyšování celkové teploty plynu před plynovou turbínou u turbovrtulových motorů a turbohřídelových vrtulníkových motorů. Pro zabezpečení spolehlivé činnosti plynové turbíny při vysokých teplotách plynu před plynovou turbínou ($T_{4c} > 1250$ K) je nezbytné použít chlazené lopatky plynové turbíny. Potřebné množství vzduchu pro chlazení lopatek plynové turbíny závisí na způsobu chlazení (obr. 2.3).⁵



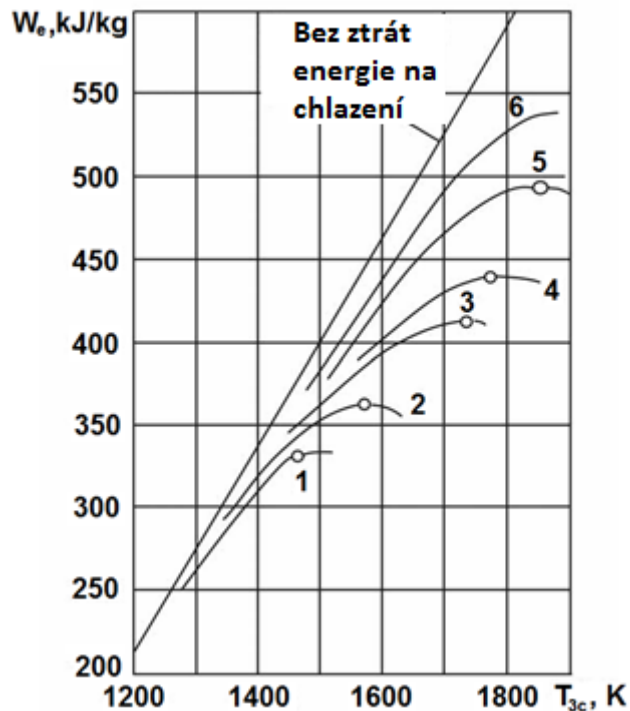
Obr. 2.3 Závislost poměrného množství vzduchu potřebného na chlazení plynové turbíny $\bar{G}_{chl.}$ v závislosti na celkové teplotě plynu před plynovou turbínou T_{3c} a na druhu chlazení lopatek plynové turbíny: 1 – vnitřní konvektivní chlazení, 2 – konvektivně-porézní chlazení, 3 – porézní chlazení

Zvýšení odběru vzduchu k chlazení plynové turbíny vede ke snižování tempa zvyšování specifického výkonu a snižování specifické spotřeby paliva. Na obr. 2.4 je znázorněna funkce závislosti efektivní (volné) práce motoru W_e na celkové teplotě plynu před plynovou turbínou T_{3c} a na způsobu chlazení plynové turbíny, z níž je zřejmé, že vysoké teploty plynu před plynovou turbínou T_{3c} si vyžadují použití složitějšího schématu chlazení lopatek plynové turbíny. TvLTKM současných civilních dopravních a vojenských transportních letadel a výkonné vrtulníkové motory pracují s celkovou teplotou plynu před plynovou turbínou s hodnotou $T_{3c} = 1300$ K až 1400 K. U nově projektovaných vrtulově-dmychadlových LTKM a perspektivních vrtulníkových ThLTKM se předpokládá použití podstatně vyšších teplot plynu před plynovou

⁵ Lokaj, V. I., Maksutova, M. K., Otrunkin, V. A.: Gazovyje turbiny dvigatelej letatel'nyh apparatov. Mašinstrojenije, 1979. 447 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

turbínou T_{3c} (např. vrtulově-dmychadlový motor D-27 transportního letadla An-70 pracuje s celkovou teplotou plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1640$ K).



Obr. 2.4 Vliv celkové teploty plynu před plynovou turbínou a způsobu chlazení na efektivní práci motoru

1 – vnitřní konvektivní chlazení, 2 – vnitřní intenzivní konvektivní chlazení, 3 – kombinace konvektivního chlazení a chlazení vzduchovým filmem, 4 – kombinace konvektivního chlazení a chlazení vzduchovým filmem s předběžným ochlazením vzduchu o 50 až 70 K, 5 – plášť turbínových lopatek z porézního materiálu, 6 – plášť turbínových lopatek z programově porézního materiálu po obvodu profilu lopatky

2.2 Celkový stupeň stlačení v kompresoru

Z obr. 2.1 je zřejmé, že při $T_{3c} = 1\ 200$ až $1\ 600$ K optimální hodnoty celkového stupně stlačení v kompresoru $\pi_{Kc, opt.}$, odpovídající maximální hodnotě specifického výkonu jak v podmínkách letu, tak i na vzletovém režimu, dosahují hodnotu $\pi_{Kc, opt.} = 8$ až 18 . Přitom hodnota ekonomického stupně stlačení $\pi_{Kc, ek.}$, zodpovídající minimální specifické spotřebě paliva, se nachází v intervalu $\pi_{Kc, ek.} = 18$ až 40 (obr. 2.2). Vysokým hodnotám celkové teploty plynu před plynovou turbínou T_{3c} zodpovídají vyšší hodnoty $\pi_{Kc, opt.}$ a $\pi_{Kc, ek.}$. V prvních obdobích vývoje vrtulníkových ThLTKM bylo základním požadavkem dosažení minimální specifické hmotnosti motoru, což přibližně zodpovídá maximálnímu specifickému výkonu. Z tohoto důvodu byla stanovena hodnota celkového stupně stlačení $\pi_{Kc} = 6$ až 8 a celková teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\ 100$ až $1\ 200$ K. V současnosti u výkonných vrtulníkových ThLTKM je dosahován celkový stupeň stlačení s hodnotami $\pi_{Kc} = 14$ až 18 .

Navzdory příznivému vlivu zvyšování celkového stupně stlačení π_{Kc} na specifické parametry motoru je použití vysokých hodnot celkového stupně stlačení π_{Kc} omezeno zvýšením složitosti konstrukce motoru, jeho hmotnosti a vnějších rozměrů.

Výběr vysokých hodnot celkového stupně stlačení π_{Kc} při projektování motorů s malým výkonem má za následek dosažení malé délky lopatek posledních stupňů kompresoru a prvních stupňů plynové turbíny. V důsledku toho dochází k nárůstu ztrát energie z důvodu zvětšení poměrných radiálních vůlí, snížení Reynoldsova čísla a snížení poměrné přesnosti listu lopatek.

2.3 Účinnost kompresoru a plynové turbíny

Účinnost kompresoru η_K je definována jako poměr celkové adiabatické práce $W_{Kc,ad.}$ a skutečné práce kompresoru W_K :

$$\eta_K = \frac{W_{Kc,ad.}}{W_K} \quad [1]$$

To je možné vyjádřit také podle vztahu:

$$\eta_K = \eta_{Kc} \cdot \eta'_m \quad [1]$$

Kde:

η_{Kc} – celková účinnost kompresoru,

η'_m – mechanická účinnost kompresoru, která zahrnuje ztráty v jeho oporách $\eta'_m = 0,985$ až $0,995$.

$$\eta_{Kc} = \frac{c_p \cdot (T_{2c} - T_{1c})}{W_K} \quad [1]$$

Hodnota celkové izoentropické účinnosti mnohostupňového kompresoru závisí na celkovém stupni stlačení π_{Kc} a na účinnosti jeho stupňů $\eta_{Kc, st.}$.⁶

$$\eta_{Kc} = \frac{\frac{\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\pi_{Kc}^{\kappa \cdot \eta_{Kc, st.}} - 1} \quad [1]$$

Kde:

$\eta_{Kc, st.}$ – střední hodnota celkové účinnosti stupňů kompresoru [1],

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení [1],

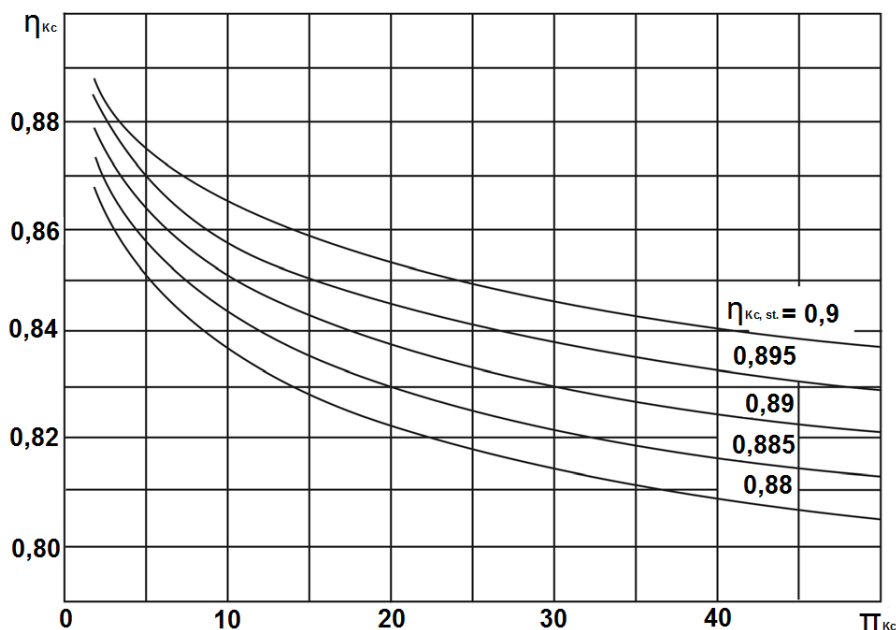
κ – adiabatický exponent [1].

Závislost celkové účinnosti kompresoru η_{Kc} na celkovém stupni stlačení π_{Kc} a na účinnosti jeho stupňů $\eta_{Kc, st.}$ je znázorněna na obr. 2.5. Při činnosti kompresoru na výpočtovém režimu dosahují střední hodnoty účinnosti jeho stupňů $\eta_{Kc, st.}$ mnohostupňových osových kompresorů současných LTKM hodnotu $\eta_{Kc, st.} = 0,88$ až $0,9$. Pro středně zatížené podzvukové stupně osových kompresorů $\eta_{Kc, st.} = 0,89$ až $0,9$. U vysoko zatížených podzvukových nebo nadzvukových (transonických) prvních stupňů osových kompresorů je střední hodnota účinnosti stupňů trochu nižší, $\eta_{Kc, st.} = 0,89$ až $0,89$.

V leteckých motorech s malým výkonem se často používají odstředivé a kombinované osově-odstředivé kompresory. Účinnost osově-odstředivých kompresorů je o 2 % až 4 % nižší, než je účinnost mnohostupňových osových kompresorů. Existence přechodových kanálů mezi kaskádami osového kompresoru v důsledku hydraulických ztrát vede ke snížení celkové účinnosti o 1 % až 2 %.

⁶ Nečájev, Ju. N., Fedorov, R. M.: Teorija aviacionnyh gazoturbinnnyh dvigatelej. Část 1. Mašinostrojenie, 1977. 312 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 2.5 Závislost celkové účinnosti kompresoru η_{Kc} na celkovém stupni stlačení π_{Kc} a na účinnosti jeho stupňů $\eta_{Kc, st.}$.

Celková účinnost nechlazených turbín LTKM dosahuje hodnoty v rozsahu $\eta_{Tc} = 0,9$ až $0,92$. Chlazení plynových turbín má za následek snížení jejich účinnosti. Při předběžném výpočtu chlazených plynových turbín se stanovuje hodnota jejich celkové účinnosti η_{Tc} o $1,5\%$ až 3% nižší než u nechlazených plynových turbín:⁷

$$\eta_{Tc,chl.} = \eta_{Tc} - (0,015 \div 0,03) [1] \quad (2.2)$$

Většímu množství odebíraného vzduchu na chlazení lopatek plynové turbíny zodpovídá i větší snížení celkové účinnosti plynové turbíny. Pro předběžné určení vlivu chlazení na celkovou účinnost plynové turbíny se doporučuje použít přibližný vztah:

$$\eta_{Tc,chl.} = \eta_{Tc} \cdot (1 - 0,5 \cdot \Sigma G_{chl,i}) [1]^8 \quad (2.3)$$

Kde:

$\Sigma G_{chl,i}$ – celkový poměrný hmotnostní průtok chladicího vzduchu.

Vztah (2.3) se zahrnutím vlivu parametrů z obr. 2.3 má za následek větší snížení celkové účinnosti chlazené plynové turbíny, než je snížení celkové účinnosti stanovené podle vztahu 2.2. Na základě vztahu 2.3 a údajů z obr. 2.3 je doporučeno použít vztah pro určení celkové účinnosti chlazené plynové turbíny v závislosti na stanovené hodnotě celkové teploty plynu před plynovou turbínou T_{3c} :

$$\eta_{Tc,chl.} = \eta_{Tc} \text{ pri } T_{3c} \leq 1250 \text{ K } [1]$$

$$\eta_{Tc,chl.} = \eta_{Tc} - 0,000125 \cdot (T_{3c} - 1250) \text{ pri } T_{3c} \geq 1250 \text{ K } [1] \quad (2.4)$$

⁷ Lokaj, V. I., Maksutova, M. K., Otrunkin, V. A.: Gazovyje turbiny dvigatelej letatel'nych apparatov. Mašinstrojenije, 1979. 447 s.

⁸ Abianc, V. Ch.: Teorija aviacionnych gazovych turbin. Mašinstrojenije, 1979. 246 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

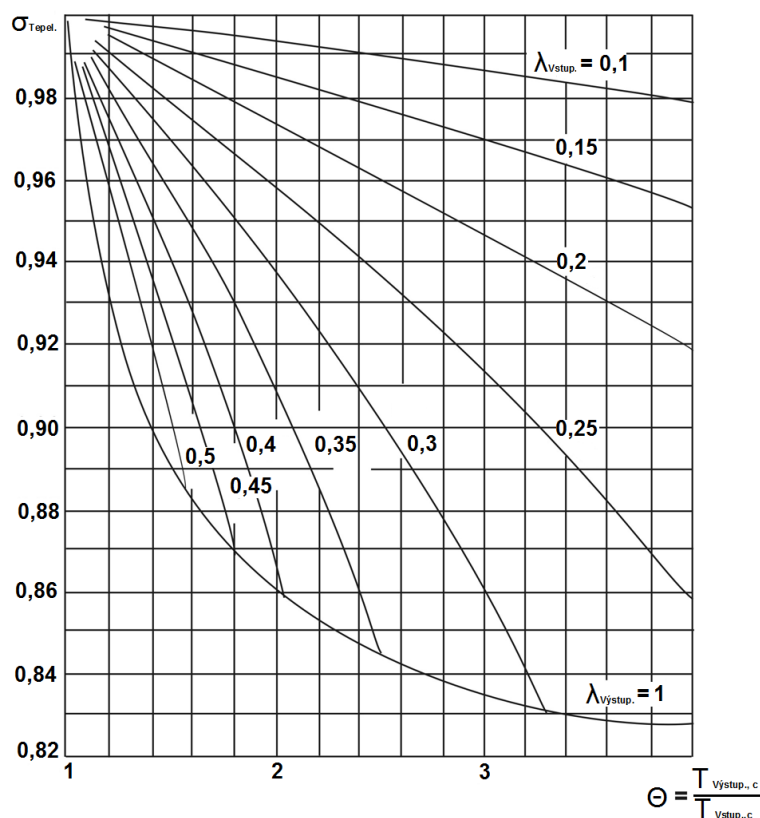
2.4 Ztráty v průtokové části motoru

Vstupní ústrojí TvLTKM a vrtulníkových ThLTKM jsou obvykle řešena jako podzvuková s dostředivými (obr. 1.1, 1.3, 1.4, 1.6) nebo osovými kanály (obr. 1.2, 1.5 a 1.7). Součinitel zachování celkového tlaku v takovýchto vstupních ústrojích dosahuje hodnotu $\sigma_{VÚ} = 0,97$ až 1,0. V případě, že je na vstupu do vstupního ústrojí umístěno protiprachové zařízení (např. u vrtulníkového ThLTKM TV3-117 vrtulníku Mi-17), ztráty celkového tlaku se zvyšují a hodnota součinitele zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí klesá na hodnotu $\sigma_{VÚ} = 0,92$ až 0,96.



Obr. 2.6 Protiprachové zařízení na vstupu do vrtulníkového ThLTKM TV3-117

V současných TvLTKM a vrtulníkových ThLTKM se v převážné míře používají prstenkové spalovací komory různých typů: přímoproudové (obr. 1.3) nebo protiproudové (obr. 1.4), s odstředivými palivovými tryskami, rozstřikovacím kroužkem nebo odpařovacími tryskami.



Obr. 2.7 Závislost tepelného odporu spalovací komory σ_{Tepel} na stupni ohřevu a součiniteli rychlosti Θ

Ztráty celkového tlaku ve spalovacích komorách jsou způsobeny hydraulickými a tepelnými odpory. Hydraulické odpory vznikají v difuzoru a prostorech plamence při smíchávání proudů vzduchu a teplých plynů a při otáčení proudu plynu $\sigma_{hydr.} = 0,93$ až 0,97. Tepelné odpory vznikají v důsledku přivodu tepla do pohybujícího se plynu. Na obr. 2.6 je znázorněna závislost

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

součinitele tepelného odporu $\sigma_{\text{tepel.}}$ na stupni ohřevu plynu Θ a rychlostním součiniteli (přepočítané rychlosti) $\lambda_{\text{vstup.}}$ na vstupu do spalovací komory (na výstupu z difuzoru spalovací komory).⁹ Křivka $\lambda_{\text{vstup.}} = 1$ zodpovídá tepelnému ucpání spalovací komory, tj. určuje hraniční hodnotu stupně ohřátí vzduchu ve spalovací komoře s danou průtokovou plochou, který není možné při dané hodnotě $\lambda_{\text{vstup.}}$ fyzicky překročit. Obvyklé hodnoty součinitele dosahují hodnoty $\lambda_{\text{vstup.}} = 0,10$ až $0,15$ a $\sigma_{\text{tepel.}} = 0,97$ až $0,98$.

Výsledná hodnota součinitele zachování celkového tlaku σ_{SK} ve spalovací komoře je dána:

$$\sigma_{\text{SK}} = \sigma_{\text{hydr.}} \cdot \sigma_{\text{tepel.}} \quad [1] \quad (2.5)$$

Přesnější hodnoty σ_{SK} se stanovují pomocí plynově-dynamických výpočtů spalovacích komor.

Tepelné ztráty ve spalovacích komorách jsou spojeny hlavně s neúplným spalováním paliva a hodnotí se spalovací účinností $\eta_{\text{sp.}}$. Spalovací účinnost dosahuje na výpočtovém režimu hodnoty $\eta_{\text{sp.}} = 0,97$ až $0,995$.

V případě, že se v motoru mezi plynovou turbínou kompresoru a volnou turbínou nachází přechodový kanál, potom se součinitel zachování celkového tlaku stanovuje v závislosti na tvaru kanálu ($\sigma_{\text{PK}} = 0,98$ až $1,0$).

Výstupní ústrojí vrtulníkových ThLTKM a současných TvLTKM je obvykle řešeno ve tvaru difuzoru. Součinitel zachování celkového tlaku ve výstupním difuzoru dosahuje hodnotu $\sigma_{\text{vD}} = 0,97$ až $0,99$.

2.5 Rychlost vystupujícího proudu plynu z výstupního ústrojí

Výběr rychlosti vystupujícího proudu plynu z výstupního ústrojí TvLTKM a vrtulníkového ThLTKM má vliv na rozdělení volné energie mezi vrtuli (rotor) a reaktivní proud plynu. Hodnota optimální rychlosti $c_{5,\text{opt.}}$, která umožní získání maximálního sumárního tahu TvLTKM, se stanovuje podle vztahu:

$$c_{5,\text{opt.}} = \frac{v_H}{\eta_V \cdot \eta_{\text{red.}}} \quad [1] \quad (2.6)$$

Kde:

$c_{5,\text{opt.}}$ – optimální rychlost na výstupu z výstupního ústrojí [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$],

v_H – rychlost letu v dané výšce H [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$],

η_V – účinnost vrtule [1],

$\eta_{\text{red.}}$ – účinnost reduktoru [1].

Analýza v současné době provozovaných TvLTKM dokazuje, že jejich výstupní rychlost z výstupního ústrojí c_5 je obvykle o 15 % až 30 % vyšší, než je $c_{5,\text{opt.}}$. Výběr vyšších hodnot výstupních rychlostí c_5 umožňuje snížit hmotnost a rozměry takových uzlů TvLTKM, jako je vrtule, reduktor, volná plynová turbína a výstupní soustava.

V případě výpočtu TvLTKM na vzletovém režimu (při $v_H = 0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) se výstupní rychlost plynů stanovuje v rozsahu $c_5 = 200$ až $250 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ nebo se stanovuje pro podmínky letu. Optimální rychlost vystupujících plynů z TvLTKM při $v_H = 0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ není možné stanovit podle vztahu 2.6, jelikož účinnost vrtule $\eta_V = 0$.

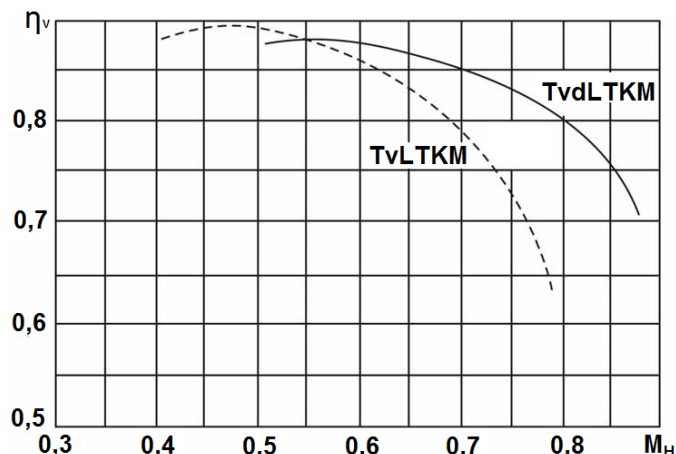
⁹ Kljačkin, A. L.: Teorija vozdušno reaktivnych dvigatelej. Mašinostrojenije 1969. 511 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Rychlost výtoku plynů z výstupního ústrojí vrtulníkového ThLTKM c_5 charakterizuje ztracenou kinetickou energii na výstupu z motoru. Z tohoto důvodu je snaha cílevědomě ji snižovat až na nulovou hodnotu. Na druhé straně, při velmi nízkých hodnotách výstupní rychlosti c_5 neúměrně rostou rozměry výstupního difuzoru motoru. Z uvedených důvodů se stanovuje rychlost výstupních plynů z vrtulníkového ThLTKM v rozsahu $c_5 = 80$ až $120 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$.

2.6 Účinnost vrtule

Účinnost vrtule při stanovení optimální rychlosti výstupních plynů $c_{5,\text{opt}}$ podle vztahu 2.7 může být vybrána na základě statistických údajů (obr. 2.6), které byly publikovány v pracích CIAM, kde byly vysvětleny i otázky výpočtu dmychadel.^{10, 11, 12}



Obr. 2.8 Závislost účinnosti vrtule a vrtulového dmychadla na rychlosti letu

2.7 Mechanická účinnost

Pomocí mechanické účinnosti se vyjadřují ztráty výkonu v oporách rotoru motoru a odebíraný výkon na pohon pomocných agregátů motoru a draku letadla. Hodnota tohoto ztrátového výkonu obvykle nepřesahuje 1 % až 2 % výkonu, který se přenáší rotorem. Hodnota mechanické účinnosti dosahuje hodnotu $\eta_m = 0,98$ až $0,99$. Vyšší hodnoty mechanické účinnosti zodpovídají vysokovýkonným motorům.

Účinnost reduktoru závisí na převodovém poměru, typu reduktoru a režimu jeho činnosti. Na výpočtových režimech TvLTKM dosahuje účinnost reduktoru obvykle hodnotu $\eta_{\text{red.}} = 0,98$ až $0,985$.

¹⁰ Novoje v zarubežnom aviadvigatelestrojenii. CIAM , 1979. N 1. s. 12 – 19.

¹¹ Novoje v zarubežnom aviadvigatelestrojenii. CIAM , 1979. N 11 - 12. s. 1 – 14.

¹² Novoje v zarubežnom aviadvigatelestrojenii. CIAM , 1980. N 9. s. 1 – 8.

III. TERMODYNAMICKÝ VÝPOČET ThLTKM

3.1 Úvod

Zadání termodynamického výpočtu ThLTKM může být formulováno pro dvě různé úlohy.

3.1.1 Termodynamický návrh ThLTKM

V prvním případě se jedná o termodynamický výpočet navrhovaného TvLTKM pro cílové parametry výstupního specifického vrtulového výkonu $P_{v,m}$ a specifické spotřeby paliva c_e . Výpočet je realizován pro $Q_v = 1 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$. V průběhu výpočtu se stanovují parametry pracovní látky v typických řezech vzduchově-plynového traktu navrhovaného motoru. Uvedené údaje se využívají při sladování parametrů kompresoru a plynové turbíny a při obecné koncepci průtokové části motoru.

3.1.1.1 Zadání

Vykonejte termodynamický výpočet TvLTKM, ThLTKM vrtulníkového motoru nebo spalovací turbíny pro zadané hodnoty parametrů. Výpočet realizujte pro maximální režim činnosti navrhovaného motoru.

3.1.2 Kontrolní termodynamický výpočet ThLTKM

Ve druhém případě má termodynamický výpočet charakter kontrolního výpočtu reálného, v praxi používaného ThLTKM. Vzhledem ke známým základním parametrům konkrétního ThLTKM je možné výsledky termodynamického výpočtu porovnat se skutečnými parametry daného motoru. Výsledky kontrolního termodynamického výpočtu ThLTKM by se neměly odlišovat od údajů uváděných výrobcem o více než 2 %.

3.2 Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu konkrétního typu TvLTKM (ThLTKM vrtulníkového motoru nebo spalovací turbíny) pro zadané hodnoty parametrů. Při výpočtu vycházejte z předpokladu, že motor pracuje na maximálním (vzletovém) režimu. Výsledky výpočtu porovnejte s parametry, které uvádí výrobce motoru.

3.2.1 Zadané parametry

Vstupními parametry pro termodynamický výpočet jsou následující parametry, které jsou stanoveny pro výpočtový (maximální) režim ThLTKM:

Výška letu $H = 0 \text{ m}$
 Rychlost letu $M = 0$
 Průtokové množství vzduchu Q_v nebo efektivní výkon P_e (ekvivalentní výkon $P_{ekv.}$)
 Teplota plynu před plynovou turbínou T_{3c}
 Celkový stupeň stlačení π_{Kc}
 Výstupní rychlost plynu c_5

3.2.2 Volené parametry

Součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním ústrojí..... σ_v
 Celková účinnost kompresoru η_{Kc}
 Součinitel zachování celkového tlaku v hlavní spalovací komoře..... σ_{HSK}

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Součinitel zachování celkového tlaku v přechodových kanálech	σ_{PK}
Spalovací účinnost	$\eta_{sp.}$
Celková adiabatická účinnost plynové turbíny kompresoru	η_{TKc}
Celková adiabatická účinnost volné plynové turbíny	η_{VTc}
Mechanická účinnost	η_m
Účinnost reduktoru	$\eta_{red.}$
Účinnost vrtule	η_V
Účinnost výstupní soustavy motoru	η_{VD}
Rychlostní součinitel výstupní trysky	ϕ_{VD}

Kde:

Celkový stupeň stlačení kompresoru:

$$\pi_{Kc} = \frac{p_{2c}}{p_{1c}} [1]$$

Kde:

- π_{Kc} – celkový stupeň stlačení kompresoru [1],
- p_{2c} – celkový tlak vzduchu za kompresorem [Pa],
- p_{1c} – celkový tlak ve vstupním ústrojí [Pa].

Celková účinnost kompresoru:

$$\eta_{Kc} = \frac{T_{2c, ad.} - T_{1c}}{T_{2c} - T_{1c}} [1]$$

Kde:

- η_{Kc} – celková účinnost kompresoru [1],
- $T_{2c, ad.}$ – celková adiabatická teplota vzduchu za kompresorem [K],
- T_{2c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],
- T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K].

Součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním ústrojí:

$$\sigma_{VÚ} = \sigma_D \cdot \sigma_{rv} = \frac{p_{1c}}{p_{0c}} [1]$$

Kde:

- $\sigma_{VÚ}$ – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru [1],
- σ_{rv} – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu v rázových vlnách [1],
- σ_D – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru [1],
- p_{1c} – celkový tlak vzduchu před kompresorem [Pa],
- p_{0c} – celkový tlak vzduchu před motorem [Pa].

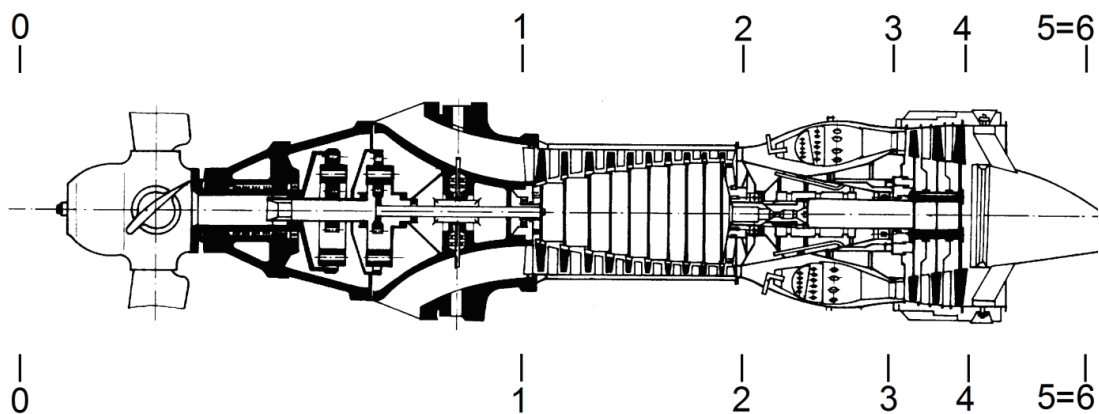
Součinitel zachování celkového tlaku v hlavní spalovací komoře:

$$\sigma_{SK} = \frac{p_{3c}}{p_{2c}} [1]$$

Kde:

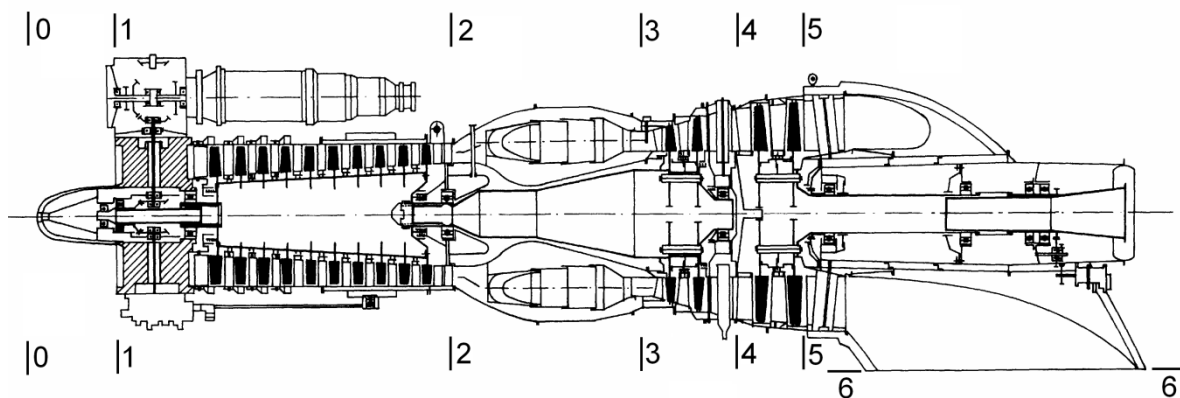
- σ_{SK} – součinitel zachování celkového tlaku v HSK [1],
- p_{3c} – celkový tlak vzduchu za HSK [Pa],
- p_{2c} – celkový tlak vzduchu za kompresorem [Pa].

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 3.1 Typické řezy turbovrtulového motoru

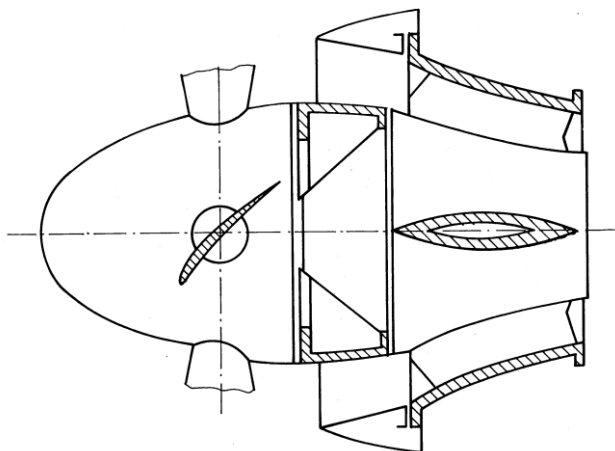
0 – 0 nerozrušený proud vzduchu před motorem, 1 – 1 řez před kompresorem, 2 – 2 řez za kompresorem, 3 – 3 řez před plynovou turbínou, 4 – 4 řez za plynovou turbínou, 5 – 5 řez na výstupním ústrojí motoru, 6 – 6 řez, kde byla ukončena expanze plynu



Obr. 3.2 Typické řezy turbohřídelového vrtulníkového motoru

0 – 0 nerozrušený proud vzduchu před motorem, 1 – 1 řez před kompresorem, 2 – 2 řez za kompresorem, 3 – 3 řez před plynovou turbínou kompresoru, 4 – 4 řez před volnou plynovou turbínou, 5 – 5 řez za volnou plynovou turbínou, 6 – 6 řez ukončení výstupního difuzoru

3.3 Výpočet parametrů vzduchu ve vstupním ústrojí ThLTKM



Obr. 3.3 Vstupní ústrojí TvLTKM

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

3.3.1 Parametry vzduchu před ThLTKM

Z tabulek mezinárodní standardní atmosféry (MSA) je možné odečítat pro $H = 0$ m následující hodnoty (příloha 2):

$$p_H = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_H = 288,15 \text{ K}$$

3.3.2 Celkový tlak a celková teplota vzduchu před vstupním ústrojím ThLTKM

$$M_0 = \frac{c_0}{20,05 \cdot \sqrt{T_0}} [1]$$

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [Pa]$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right) [K]$$

Kde:

M_0 – Machovo číslo [1],

c_0 – rychlost letu [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$],

p_{0c} – celkový tlak vzduchu před motorem [Pa],

p_0 – statický tlak vzduchu před motorem [Pa],

T_{0c} – celková teplota vzduchu před motorem [K],

T_0 – statická teplota vzduchu před motorem [K],

κ – adiabatický exponent pro vzduch $\kappa = 1,4$ [1].

Poznámka:

Hodnoty celkových parametrů vzduchu a plynu je možné stanovit pro dané Machovo číslo pomocí tabulky plynově-dynamických funkcí (příloha 1).

$$T_{0c} = \frac{T_0}{T(M_H)} \quad a \quad p_{0c} = \frac{p_0}{p(M_H)}$$

3.4 Celkový tlak a celková teplota vzduchu na vstupu do kompresoru ThLTKM

Pro případ ideální vstupní soustavy, tj. pro vstupní soustavu, kde nevznikají žádné ztráty celkového tlaku, bude celkový tlak v řezu „1 – 1“ rovný celkovému tlaku v řezu „0 – 0“, tedy platí $p_{1c,id.} = p_{0c}$ [Pa].

$$p_{1c,id.} = p_{0c} \cdot \left(\frac{T_{1c}}{T_0}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [Pa] \quad (3.1)$$

Kde:

$p_{1c,id.}$ – ideální celkový tlak vzduchu před kompresorem [Pa],

p_{0c} – celkový tlak vzduchu před motorem [Pa],

T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K],

T_0 – statická teplota vzduchu před kompresorem [K],

κ – adiabatický exponent pro vzduch $\kappa = 1,4$ [1].

U skutečného motoru mezi řezy „0 – 0“ a „1 – 1“ vznikají ztráty celkového tlaku. V případě nadzvukové rychlosti letu mezi řezy „0 – 0“ a „a – a“ v důsledku existence rázových vln

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

vznikají ztráty celkového tlaku charakterizované součinitelem zachování celkového tlaku vzduchu v rázových vlnách (3.3).

$$\sigma_{rv} = \frac{p_{ac}}{p_{1c,id.}} [1]$$

Kde:

p_{ac} – celkový tlak vzduchu v řezu „a – a“ vstupního ústrojí [Pa],
 $p_{1c,id.}$ – ideální tlak ve vstupním ústrojí [Pa].

Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách σ_{rv} je závislý na rychlosti letu a na uspořádání rázových vln ve vstupní soustavě motoru.

Poznámka:

U stojícího pracujícího motoru (před startem letadla) platí:

$$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}, H = 0 \text{ m} \rightarrow \sigma_{rv} = 1$$

TvLTKM a ThLTKM vrtulníků pracují jen při podzvukových rychlostech bez rázových vln, proto bude hodnota součinitele zachování celkového tlaku v rázových vlnách vždy $\sigma_{rv} = 1$.

V důsledku tření ve vstupním kanálu (difuzoru) vstupní soustavy budou mezi řezy „a – a“ a „1 – 1“ vznikat další ztráty celkového tlaku charakterizované součinitelem zachování celkového tlaku vzduchu na vstupním difuzoru σ_D .

$$\sigma_D = \frac{p_{1c}}{p_{ac}} [1]$$

Poznámka:

U stojícího pracujícího TvLTKM (TvdLTKM) (před vzletem) platí: $c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$, $H = 0 \text{ m}$ $\rightarrow \sigma_D = 0,97 - 0,98$. Použití protiprachového zařízení u vrtulníkového ThLTKM má za následek snížení součinitele zachování celkového tlaku na hodnotu $\sigma_D = 0,95 - 0,97$.

Při zvážení uvedených skutečností celkový tlak vzduchu za vstupní soustavou bude stanovený následujícím způsobem:

$$p_{1c} = p_{1c,id.} \cdot \sigma_{VS} = p_{0c} \cdot \sigma_{VS} [Pa] \quad (3.2)$$
$$\sigma_{VS} = \sigma_{rv} \cdot \sigma_D [1]$$

Kde:

p_{1c} – celkový tlak vzduchu před kompresorem [Pa],
 p_{ac} – celkový tlak vzduchu na hraně vstupního ústrojí [Pa],
 $p_{1c,id.}$ – ideální celkový tlak vzduchu před kompresorem [Pa],
 σ_{rv} – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu v rázových vlnách, který je závislý na Machově čísle letu a konstrukčním uspořádání vstupní soustavy [1],
 σ_D – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru, který je závislý na konstrukčním řešení difuzoru a režimu práce motoru při různých rychlostech letu [1],
 σ_{VS} – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupní soustavě motoru [1].

U turbovrtulových motorů s reduktorem v přední části motoru (obr. 1.1) dosahuje součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru nižší hodnotu než u jednoproudových LTKM vzhledem k vyšším ztrátám $\sigma_D = 0,95 \div 0,97$. U stojícího motoru (při startu

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

letadla), kdy platí $M_0 = 0$, $H = 0$ m, bude volená hodnota součinitele zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru $\sigma_D = 0,97$.

$$p_{1c} = p_{1c,id} \cdot \sigma_{rv} \cdot \sigma_D = p_{0c} \cdot \sigma_{rv} \cdot \sigma_D \text{ [Pa]}$$

Parametry tlaku vzduchu ve vstupním ústrojí se budou měnit s rostoucí rychlostí letu a výškou letu letadla.

$$T_{1c} = T_{0c} = T_0 + \frac{c_0^2}{2 \cdot c_{p,v}} \text{ [K]}$$

Kde:

T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K],

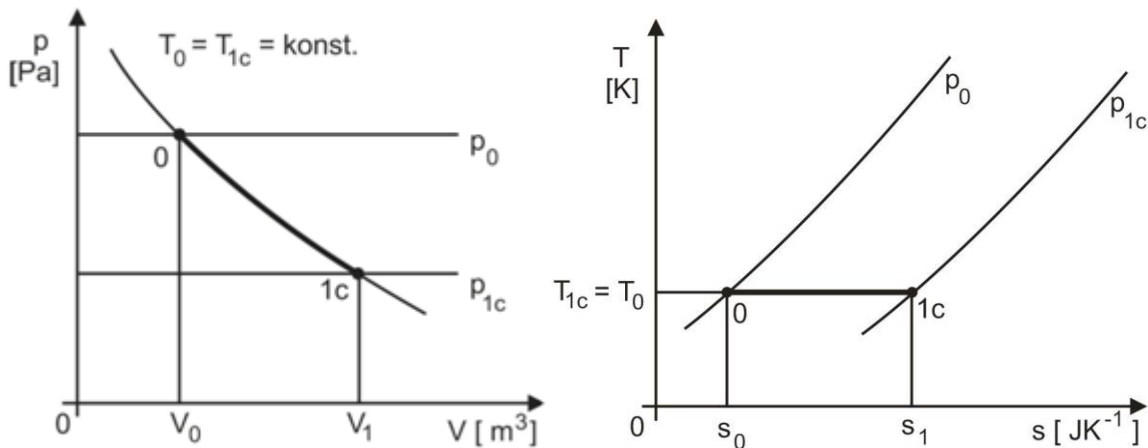
T_0 – statická teplota vzduchu před kompresorem [K],

T_{0c} – celková teplota vzduchu před motorem [K],

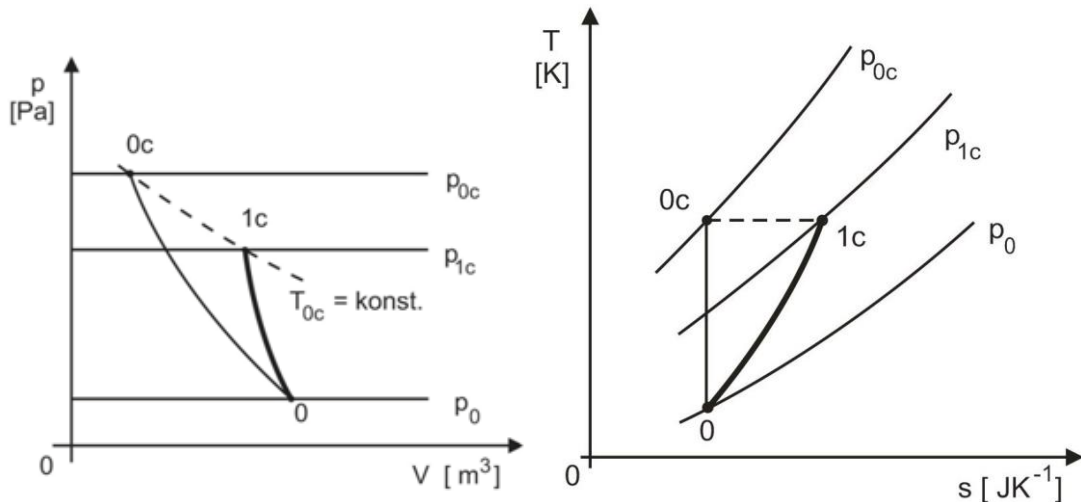
c_0 – rychlost letu [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$],

$c_{p,v}$ – specifické teplo vzduchu za stálého tlaku [$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$], ($c_{p,v} = 1005 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$).

Celková teplota vzduchu při průtoku letícím motorem se změní v závislosti na rychlosti letu a výšce letu letadla.



Obr. 3.4 „T – s“ a „p – V“ diagram změny stavu vzduchu při průtoku vstupní soustavou TvLTKM, jestliže $M = 0$, $H = 0$ m



Obr. 3.5 „T – S“ a „p – V“ diagram změny stavu vzduchu při průtoku vstupní soustavou TvLTKM v průběhu letu

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

U TvLTKM s klasickým konstrukčním schématem (obr. 1.1) při určení parametrů vzduchu na vstupu do kompresoru je potřebné vzít v úvahu i výměnu energie mezi kořenovými průřezy listů vrtule a vzduchem, který vstupuje do kompresoru motoru. U TvLTKM se v důsledku nízkého náporového stlačení koncových průřezů listů vrtule tato výměna energie zanebývá a parametry vzduchu se stanovují podle rovnice (3.2).

U TvdLTKM (obr. 3.6) s podstatně vyšší hodnotou náporového stlačení vrtulových dmychadel se parametry vzduchu na vstupu do kompresoru stanovují vlivem výměny energie podle vztahů:

$$T_{1c} = T_{0c} \cdot \bar{T}_{VD} [K] \text{ a } p_{1c} \cdot \sigma_{VS} \cdot \pi_{VD,c} [Pa] \quad (3.3)$$

Kde:

$$\bar{T}_{VD} = 1 + \frac{\pi_{VD,c}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\eta_{VD,c}} [K]$$

$\pi_{VD,c}$ – celkový stupeň stlačení vzduchu kořenovou částí lopatek vrtulového dmyhadla ($\pi_{VD,c} = 1,02$ až $1,05$),

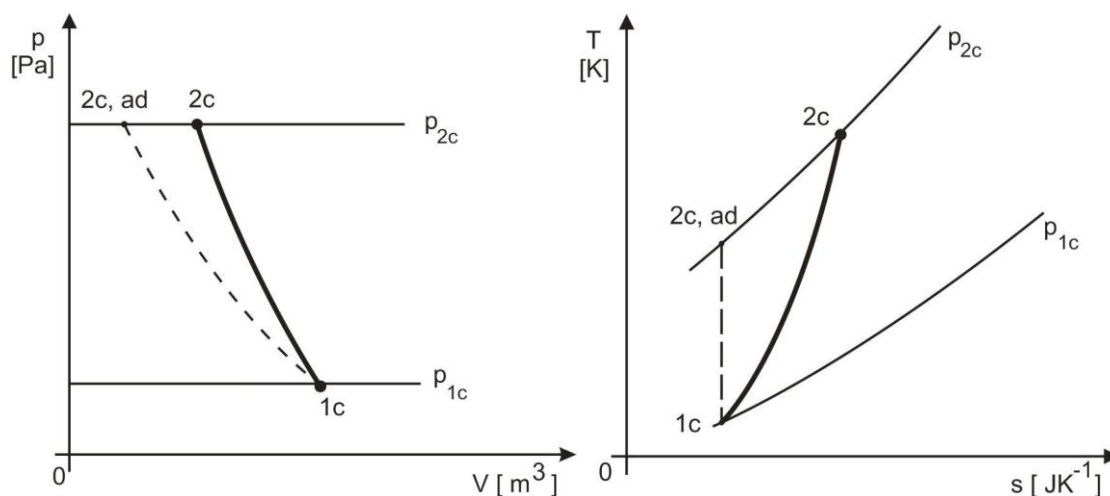
\bar{T}_{VD} – poměrné zvýšení celkové teploty vzduchu v kořenové části vrtulového dmyhadla,

$\eta_{VD,c}$ – adiabatická účinnost kořenové části vrtulového dmyhadla $\eta_{VD,c} = 0,86$ až $0,9$.



Obr. 3.6 Vrtulově-dmychadlový motor D-27 transportního letadla An-70

3.5 Celkový tlak vzduchu a celková teplota za kompresorem ThLTKM



Obr. 3.7 „p – V“ a „T – S“ diagram stlačování vzduchu v kompresoru TvLTKM

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Pro celkový tlak vzduchu za dmychadlem $ThLTKM$ platí následující vztah:

$$p_{2c} = \pi_{Kc} \cdot p_{1c} \quad [Pa] \quad (3.4)$$

Kde:

p_{2c} – celkový tlak vzduchu za kompresorem [Pa],

p_{1c} – celkový tlak vzduchu před kompresorem [Pa],

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení kompresoru [1].

Hodnota stlačení vzduchu v kompresoru je závislá na druhu kompresoru a na počtu stupňů kompresoru.

$$T_{2c} = T_{1c} \cdot \left[1 + \frac{\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{Kc}} \right] [K] \quad (3.5)$$

Kde:

T_{2c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],

T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K],

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení kompresoru [1],

η_{Kc} – celková účinnost kompresoru, která je dána vztahem $\eta_{Kc} = \frac{T_{2c,ad.} - T_{1c}}{T_{2c} - T_{1c}} [1]$,

$\eta_{Kc} = 0,79 \div 0,82$ pro odstředivé kompresory,

$\eta_{Kc} = 0,86 \div 0,92$ pro osové kompresory,

$T_{2c,ad.}$ – celková adiabatická teplota vzduchu za kompresorem [K],

κ – adiabatický exponent pro vzduch $\kappa = 1,4 [1]$.

3.6 Práce kompresoru $ThLTKM$

$$W_{Kc} = \frac{c_{p,v} \cdot (T_{2c} - T_{1c})}{\eta_{Kc}} [J \cdot kg^{-1}] \quad (3.6)$$

Kde:

W_{Kc} – celková práce kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$],

$c_{p,v}$ – specifické teplo vzduchu za stálého tlaku [1],

T_{2c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],

T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K],

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení kompresoru [1].

3.7 Výstup ze spalovací komory $ThLTKM$

Ve spalovací komoře (SK) $TvLTKM$ probíhá proces přeměny chemické energie paliva na tepelnou energii. V ideální SK by mělo hoření paliva probíhat za stálého tlaku. V reálných SK vznikají ztráty celkového tlaku v důsledku tření (hydraulické ztráty) a ztráty v důsledku přívodu tepla. Tyto ztráty charakterizuje součinitel zachování celkového tlaku v SK σ_{SK} .

3.7.1 Celková teplota plynu za spalovací komorou $ThLTKM$

Celková teplota plynu za spalovací komorou (před plynovou turbínou) $ThLTKM$ T_{3c} je zadána v závislosti na technické úrovni chlazení plynové turbíny.

Při návrhu $ThLTKM$ je nutné určit celkovou teplotu plynu před plynovou turbínou, tj. celkovou teplotu plynu za SK T_{3c} . Stanovení teploty plynu před plynovou turbínou T_{3c} je omezeno povolenou teplotou materiálu lopatek prvního stupně plynové turbíny. Tato teplota je závislá na druhu použitého materiálu a na dokonalosti chlazení lopatek prvního stupně plynové

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

turbíny. U plynových turbín s chlazenými lopatkami je možné dosáhnout vyšší teploty plynů před plynovou turbínou T_{3c} o 150 až 300 K než u nechlazených plynových turbín ze stejného materiálu.

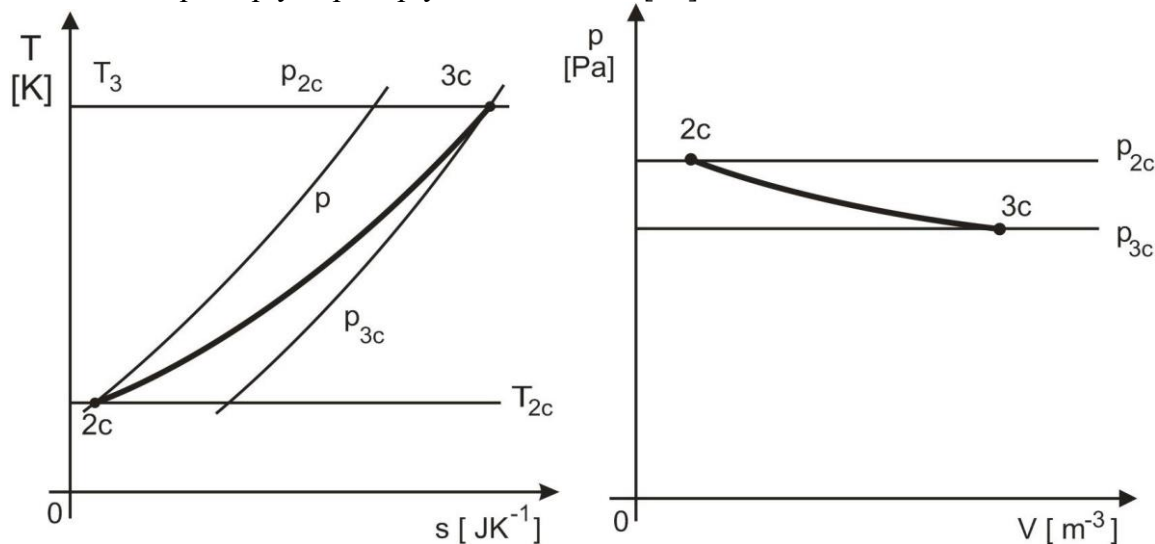
$$T_{3c} = t_{3c} + 273,15 \text{ [K]}$$

$$t_{3c} = T_{3c} - 273,15 \text{ [}^\circ\text{C]}$$

Kde:

T_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [K],

t_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [$^\circ\text{C}$].



Obr. 3.8 „T – s“ a „p – V“ diagram hoření v hlavní spalovací komoře ThLTKM

3.7.2 Celkový tlak plynu za spalovací komorou ThLTKM

Celkový tlak plynu za spalovací komorou je závislý na hodnotě celkového tlaku za kompresorem p_{2c} a velikosti hydraulických ztrát, ztrát spojených s přívodem tepla ve spalovací komoře, které jsou vyjádřeny součinitelem zachování celkového tlaku ve spalovací komoře σ_{SK} .

$$p_{3c} = \sigma_{SK} \cdot p_{2c} \text{ [Pa]} \quad (3.7)$$

Kde:

σ_{SK} – součinitel zachování celkového tlaku v SK [1],

$$\sigma_{SK} = \frac{p_{3c}}{p_{2c}} \text{ [1]}$$

p_{3c} – celkový tlak vzduchu za SK [Pa],

p_{2c} – celkový tlak vzduchu za kompresorem [Pa].

Hodnota σ_{SK} závisí na konstrukčním řešení SK a na stupni zvýšení celkové teploty v nich. Součinitel zachování celkového tlaku v SK se u současných TvLTKM pohybuje v rozsahu $\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$.

V SK vznikají další ztráty nedokonalostí přeměny chemické energie dodané v palivu na energii tepelnou. Dokonalost spalování v SK charakterizuje spalovací účinnost $\eta_{sp.}$, která je definována jako poměr skutečně uvolněného tepla v SK a tepla, které je možné teoreticky uvolnit, tj. k teplu obsaženému v dodaném palivu. Spalovací účinnost u moderních SK je relativně vysoká a pohybuje se v rozmezí $\eta_{sp.} = 0,96 \div 0,985$.

Poměrnou spotřebu paliva ve spalovací komoře je možné vyjádřit podle vztahu:

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot l} = \frac{c_{p,pl.} \cdot T_{3c} - c_{p,v} \cdot T_{2c}}{\eta_{sp.} \cdot H_u - i(T_{3c}) + c_{p,v} \cdot T_{2c}} \quad [1] \quad (3.8)$$

Kde:

$c_{p,pl.}$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$], $c_{p,pl.} = 1158 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$,
 $c_{p,v.}$ – specifické teplo vzduchu za stálého tlaku [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$], $c_{p,v.} = 1005 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$,
 T_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [K],
 T_{2c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],
 $\eta_{sp.}$ – spalovací účinnost [1],
 $\eta_{sp.} = 0,96 \div 0,985$
 H_u – výhřevnost paliva [$J \cdot kg^{-1}$], $H_u = 43\,000 J \cdot kg^{-1}$ pro letecký petrolej Jet A-1.

Hodnoty součinu $c_{p,pl.} \cdot T_{3c}$ a funkce $i(T_{3c})$ pro produkty spalování leteckého petroleje a $c_{p,v.} \cdot T_{2c}$ pro vzduch se stanovují v závislosti na T_{3c} a T_{2c} podle tabulky uvedené v literatuře.¹³

Součinitel přebytku vzduchu ve spalovací komoře:

$$\alpha_{SK} = \frac{1}{q_{pal.} \cdot l_0} \quad [1] \quad (3.9)$$

Kde:

l_0 – teoretické množství vzduchu pro dokonalé spálení 1 kg leteckého petroleje s výhřevností $H_u = 43\,000 J \cdot kg^{-1}$, pro zemní plyn $l_0 = 17,2$ s výhřevností $H_u = 50\,500 J \cdot kg^{-1}$.

3.8 Výstup plynu z plynové turbíny kompresoru ThLTKM

Plynová turbína ThLTKM zabezpečuje pohon kompresoru a motorových agregátů. Pro plynovou turbínu platí rovnost jejího výkonu a výkonu kompresoru.

Hmotnostní průtok plynu přes plynovou turbínu kompresoru se odlišuje od hmotnostního průtoku vzduchu, který vstupuje do kompresoru, o hmotnostní průtok paliva přiváděného do spalovací komory a odebíraného pro chlazení teplých částí motoru a pro potřeby letadla.

$$Q_{pl.} = Q_v \cdot (1 + Q_{pal.} - \Delta \bar{Q}_{odob.}) \quad [kg \cdot s^{-1}]$$

nebo

$$Q_{pl.} = v \cdot Q_v \quad [kg \cdot s^{-1}] \quad (3.10)$$

Kde:

$Q_{pl.}$ – hmotnostní průtok plynu [$kg \cdot s^{-1}$],
 Q_v – hmotnostní průtok vzduchu [$kg \cdot s^{-1}$],
 $Q_{pal.}$ – hmotnostní průtok paliva [$kg \cdot s^{-1}$],
 v – poměr hmotnostního průtoku plynu a hmotnostního průtoku vzduchu [1],
 $\Delta \bar{Q}_{odob.}$ – odebírané množství vzduchu pro potřeby chlazení a pro potřeby letadla [$kg \cdot s^{-1}$].

Práce plynové turbíny kompresoru (u jednohřídelového motoru – té části plynové turbíny, která zabezpečuje pohon kompresoru) se stanovuje vzhledem k mechanické účinnosti rotoru podle vztahu:

$$W_{TKc} = \frac{W_{Kc} \cdot Q_v}{Q_{pl.} \cdot \eta_m} \quad [J \cdot kg^{-1}] \quad (3.11)$$

Kde:

¹³ Šľachtenko, S. M.: Teorija vozdušno-reaktivnych dvigatelej. Mašinostrojenije, 1975. 568 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

W_{TKc} – celková práce volné plynové turbíny [$J.kg^{-1}$],

W_{Kc} – celková práce kompresoru [$J.kg^{-1}$],

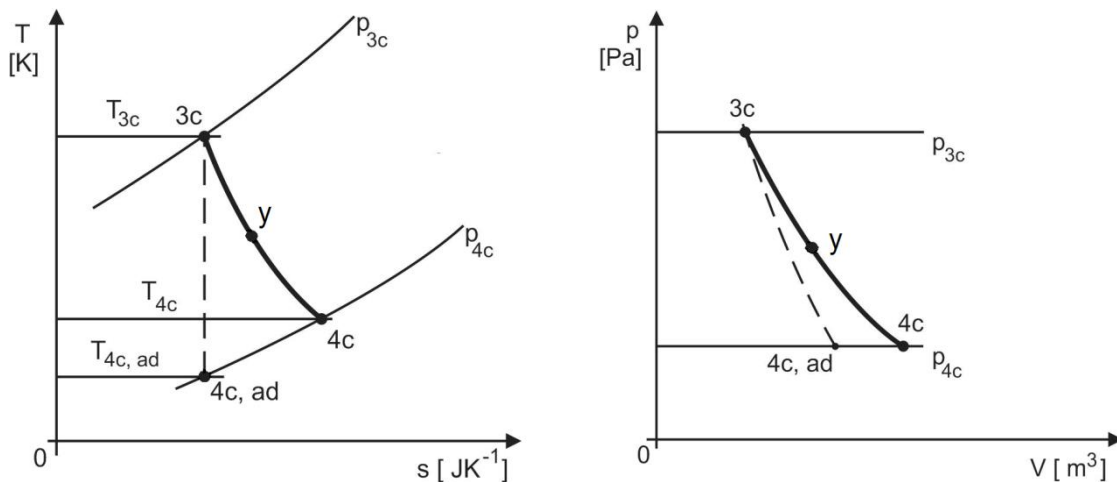
$Q_{pl.}$ – hmotnostní průtok plynu [$kg.s^{-1}$],

Q_v – hmotnostní průtok plynu [$kg.s^{-1}$],

η_m – mechanická účinnost [1].

Jestliže $Q_{pl.} = Q_v$, potom $v \approx 1$.

$$W_{TKc} = \frac{W_{Kc}}{\eta_m} [J.kg^{-1}]$$



Obr. 3.9 „T – s“ a „p – V“ diagram expanze plynu v plynové turbíně kompresoru ThLTKM

U malých ThLTKM jednomotorových letadel je hmotnostní průtok vzduchu, odebíraného pro potřeby motoru a letadla, větší než hmotnostní tok paliva vstříkovaného do HSK $Q_{odv.} > Q_{pal.}$. U motorů s velkými hodnotami tahu to platí opačně $Q_{odv.} < Q_{pal.}$. Při přesném výpočtu je nezbytné poznat tento rozdíl. V mnohých případech při předběžných a kontrolních výpočtech vykonávaných v leteckém provozu je možné předpokládat $Q_{odv.} = Q_{pal.}$.

Mechanická účinnost η_m zahrnuje ztráty třením v ložiscích, výkon potřebný pro pohon čerpadel (palivových, olejových, hydraulických a jiných), různých motorových agregátů (odstředivý odlučovač vzduchu, odstředivý odvodušovač a pod.). Hodnota mechanické účinnosti je závislá i na velikosti motoru. U malých motorů s malými tahy je mechanická účinnost nižší, protože poměr příkonu pohonu agregátů k výkonu plynové turbíny je relativně vyšší než u velkých motorů. U motorů současných vojenských letadel se pohybuje mechanická účinnost v rozmezí $\eta_m = 0,96 - 0,98$ za předpokladu, že platí $Q_{pl.} = Q_v$.

$$W_{Kc} = \eta_m \cdot W_{TKc} [J.kg^{-1}]$$

$$c_{p,v} \cdot (T_{2c} - T_{1c}) = \eta_m \cdot c_{p,pl} \cdot (T_{3c} - T_{4c})$$

V případě dvouhřídelových TvLTKM a ThLTKM vrtulníků, ve kterých je zabezpečený pohon vrtule (nosného a vyrovnávacího rotoru vrtulníku), je výkon plynové turbíny rozdělený mezi plynovou turbínu kompresoru a volnou plynovou turbínu.

Celkový stupeň expanze celkového tlaku v plynové turbíně kompresoru je možné vyjádřit podle vztahu:

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$\pi_{TKc} = \frac{1}{\left(1 - \frac{W_{TKc}}{c_{p,pl} \cdot T_{3c} \cdot \eta_{TKc}}\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} [1] \quad (3.12)$$

Kde:

π_{TKc} – celkový stupeň expanze plynu v plynové turbíně kompresoru [1],

W_{TKc} – celková práce volné plynové turbíny [J.kg⁻¹],

$c_{p,pl.}$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku [J.kg⁻¹.K⁻¹], $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$,

T_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [K],

η_{TKc} – účinnost plynové turbíny kompresoru [1].

Celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru T_{4c} (obr. 3.2):

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{W_{TKc}}{c_{p,pl.}} [K] \quad (3.13)$$

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{c_{p,v}}{c_{p,pl} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2c} - T_{1c}) [K]$$

Kde:

T_{4c} – celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru [K],

T_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [K],

W_{TKc} – celková práce plynové turbíny kompresoru [J.kg⁻¹],

$c_{p,pl.}$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku [J.kg⁻¹.K⁻¹], $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$.

Celkový tlak plynu za plynovou turbínou kompresoru T_{4c} (obr. 3.2):

$$p_{4c} = \frac{p_{3c}}{\pi_{TKc}} [Pa] \quad (3.14)$$

$$p_{4c} = p_{3c} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}}\right) \cdot \frac{1}{\eta_{TKc}}\right]^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} [Pa]$$

Kde:

p_{4c} – celkový tlak plynu za plynovou turbínou kompresoru [Pa],

p_{3c} – celkový tlak plynu před plynovou turbínou kompresoru [Pa],

T_{4c} – celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru [K],

T_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [K],

π_{TKc} – celkový stupeň expanze plynu v plynové turbíně kompresoru [1].

Poznámka:

Jestliže se mezi plynovou turbínou kompresoru a volnou plynovou turbínou, která pohání vrtuli (turbovrtulový motor) nebo nosný a vyrovnávající motor (turbohřídelový vrtulníkový motor), nachází přechodový kanál s hydraulickými ztrátami, definovanými součinitelem zachování celkového tlaku v přechodovém kanálu σ_{PK} , potom se celkový tlak plynu před volnou plynovou turbínou stanovuje podle vztahu:

$$p_{4c} = \frac{p_{3c}}{\pi_{TKc}} \cdot \sigma_{PK} [Pa] \quad (3.15)$$

Kde:

p_{4c} – celkový tlak plynu za plynovou turbínou kompresoru [Pa],

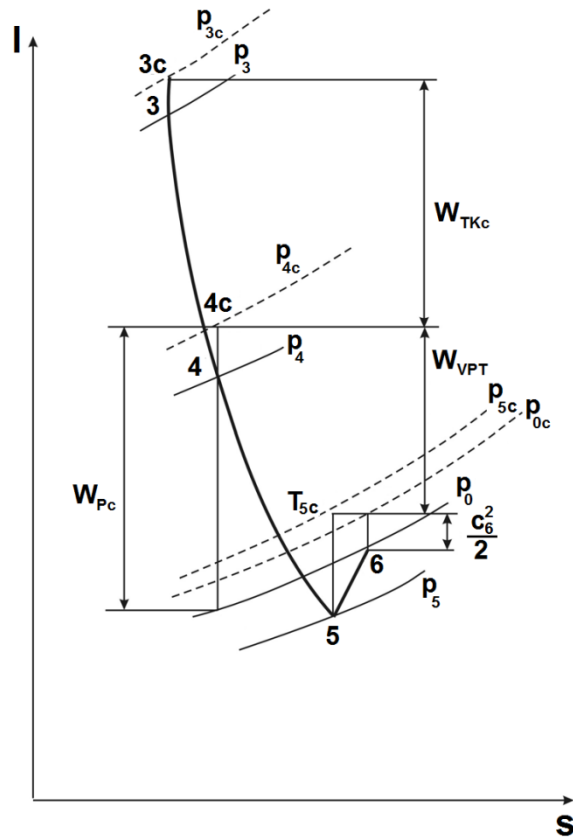
p_{3c} – celkový tlak plynu za HSK [Pa],

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

π_{TKc} – celkový stupeň expanze plynu v plynové turbíně kompresoru [1],

σ_{PK} – součinitel zachování celkového tlaku v přechodovém kanálu [1].

3.9 Výstup plynu z volné plynové turbíny vrtulníkového ThLTKM



Obr. 3.10 Expanze plynu v plynové turbíně kompresoru, volné plynové turbíně a ve výstupní soustavě vrtulníkového ThLTKM v „T – s“ diagramu

Pro stanovení práce volné plynové turbíny je možné využít vztah:

$$W'_{VPT} = W_{Pc} \cdot \eta_{exp.} - \frac{c_6^2}{2} \quad [J.kg^{-1}] \quad (3.16)$$

Kde:

W'_{VPT} – práce volné plynové turbíny $[J.kg^{-1}]$,

W_{Pc} – volná práce tepelného oběhu $[J.kg^{-1}]$,

$\eta_{exp.}$ – expanzní účinnost v plynové turbíně vrtule a výstupním ústrojí ThLTKM (přibližně

platí $\eta_{exp.} = \eta_{VPT,c}$),

c_6 – výstupní rychlost plynu z výstupního ústrojí ThLTKM $[m.s^{-1}]$.

$$W_{Pc} = c_{p,pl} \cdot T_{4c} \cdot \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{p_{4c}}{p_0} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}} \right] \quad [J.kg^{-1}] \quad (3.17)$$

Kde:

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

- $c_{p,pl.}$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku [$J.kg^{-1}.K^{-1}$],
 T_{4c} – celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru [K],
 p_{4c} – celkový tlak plynu za plynovou turbínou kompresoru [Pa],
 p_0 – atmosférický tlak vzduchu [Pa],
 κ' – adiabatický expanzní exponent [1].

Získaná hodnota práce volné plynové turbíny W'_{VPT} je přibližná z důvodu nepřesně zadané hodnoty expanzní účinnosti η_{exp} . Hodnota teploty a tlaku za volnou plynovou turbínou v řezu výstupního ústrojí, které zodpovídají hodnotě práce volné plynové turbíny W'_{VPT} , se stanoví ze vztahů:

$$T'_{5c} = T_{4c} - \frac{W'_{VPT}}{c_{p,pl.}} \quad [K] \quad (3.18)$$

$$T_6 = T'_{5c} - \frac{c_6^2}{2 \cdot c_{p,pl.}} \quad [K] \quad (3.19)$$

$$p_{6c} = p_0 \cdot \left(\frac{T'_{4c}}{T_6} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} \quad [Pa] \quad (3.20)$$

$$p'_{5c} = \frac{p_{6c}}{\sigma_{Vys}} \quad [Pa] \quad (3.21)$$

Kde:

- T_{5c} – celková teplota plynu za volnou plynovou turbínou ThLTKM [K],
 T_{4c} – celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru ThLTKM [K],
 W'_{VPT} – práce volné plynové turbíny ThLTKM [$J.kg^{-1}$],
 $c_{p,pl.}$ – specifické teplo plynu [$J.kg^{-1}.K^{-1}$],
 T_6 – teplota plynu ve výstupním řezu výstupního ústrojí ThLTKM [K],
 c_6 – výstupní rychlost plynu z výstupního ústrojí ThLTKM [$m.s^{-1}$],
 p_{5c} – celkový tlak plynu za volnou plynovou turbínou ThLTKM [Pa],
 p_{6c} – celkový tlak plynu ve výstupním řezu výstupního ústrojí ThLTKM [Pa],
 p_0 – atmosférický tlak vzduchu před motorem [Pa],
 T_{4c} – celková teplota plynu před volnou plynovou turbínou ThLTKM [K].

Vztahy (3.18) až (3.21) jsou uvedeny za předpokladu, že celková teplota plynu se ve výstupním ústrojí nebude měnit $T_{6c} = T_{5c}$.

Upřesnění hodnoty W_{VPT} a T_{5c} a vyjádření celkového stupně expanze plynu v plynové turbíně je možné vyjádřit pomocí vztahů:

$$W_{VPT,c} = c_{p,pl.} \cdot T_{4c} \cdot \left[1 - \frac{1}{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}} \right] \cdot \eta_{VPT,c} \quad [J.kg^{-1}] \quad (3.22)$$

Kde:

$$\pi_{VPT,c} = \frac{p_{4c}}{p_{5c}} \quad [1] \quad (\text{jestliže je rozdíl mezi } W_{VPT} \text{ a } W_{VPT}' \text{ větší než } 0,5 \text{ až } 1,0 \%, \text{ potom se považuje}$$

$W_{VPT} = W_{VPT}'$ a výpočet se opakuje podle vztahů (3.18) až (3.22) do dosažení požadované přesnosti).

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$T_{5c} = T_{4c} - \frac{W_{VPT}}{c_{p,pl.}} \quad [K] \quad (3.23)$$

Kde:

$$T_{6c} = T_{5c} \quad [K],$$

$$\pi_{Tc,\Sigma} = \frac{p_{3c}}{p_{4c}} \quad [1] \quad \text{nebo} \quad \pi_{Tc,\Sigma} = \frac{\pi_{TKc} \cdot \pi_{VPTc}}{\sigma_{Vys.}} \quad [1] \quad (3.24)$$

Kde:

$\pi_{Tc,\Sigma}$ – celkový stupeň expanze v plynové turbíně [1],

p_{3c} – celkový tlak plynu před plynovou turbínou kompresoru [Pa],

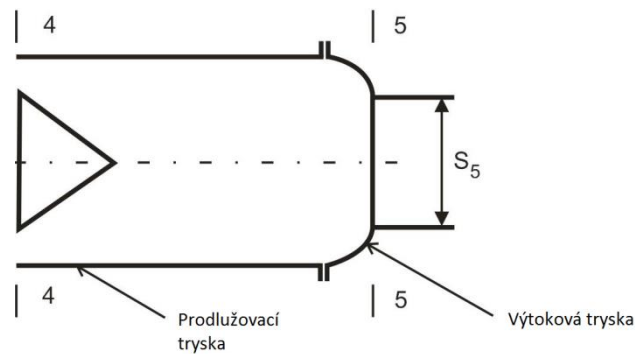
p_{5c} – celkový tlak plynu za volnou plynovou turbínou [Pa],

π_{TKc} – celkový stupeň expanze v plynové turbíně kompresoru [1],

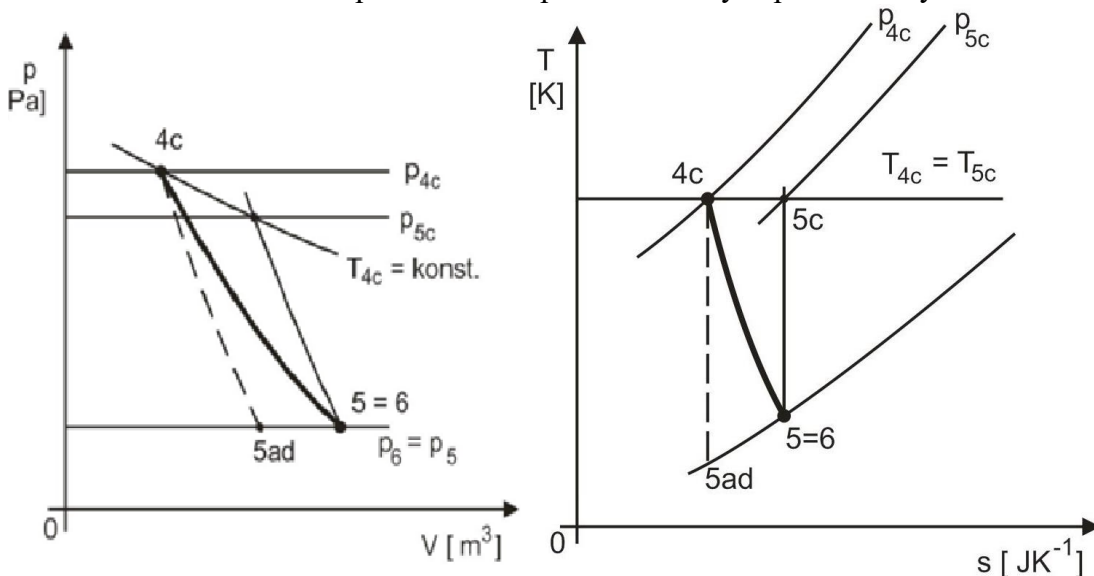
π_{VPTc} – celkový stupeň expanze ve volné plynové turbíně [1],

$\sigma_{Vys.}$ – součinitel zachování celkového tlaku ve výstupní soustavě ThLTKM [1].

3.10 Výstup z motoru



Obr. 3.11 Principiální schéma podzvukové výstupní soustavy TvLTKM



Obr. 3.12 „T – S“ a „p – V“ diagram podkritické expanze plynu ve výstupní trysce TvLTKM

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Ve výstupní soustavě TvLTKM mohou nastat dva případy. V TvLTKM, u kterých nedošlo ve volné plynové turbíně k úplné expanzi plynů, vystupuje plyn z volné plynové turbíny do výstupní soustavy, která je tvořena prodlužovací trubkou a výstupní (výtokovou) tryskou. Ve výstupní trysce mění plyn svou tlakovou a tepelnou energii na energii kinetickou, čímž dochází ke vzniku reaktivního tahu F_T . Tento reaktivní tah se podílí na celkovém tahu TvLTKM jen v rozsahu 7 % až 10 %.

V ThLTKM vrtulníkových motorů a u většiny současných TvLTKM ve výstupní soustavě nedochází k expanzi plynu a vzniku reaktivního tahu. Výstupní soustava ThLTKM slouží jen k odvodu výstupních plynů a plní funkci výfuku, který má tvar difuzoru. V rozšiřujícím se kanálu výfuku dochází k mírnému zvýšení tlaku plynu.

Poznámka:

Výstupní rychlost plynu z výstupní soustavy vrtulníkových ThLTKM c_6 je zadána a pohybuje se v rozsahu $c_6 = 10 \div 60 \text{ m.s}^{-1}$.

3.11 Specifické parametry ThLTKM

Pro TvLTKM a TvdLTKM se za specifické parametry obvykle považují specifický ekvivalentní výkon a specifická spotřeba paliva vztažená k tomuto výkonu.

$$P_{ekv.,m} = \left(W_{VPT} \cdot \eta_{red.} + \frac{c_6 - v_H}{\eta_v} \cdot v_H \right) [W.s.kg^{-1}] \quad (3.25)$$

Pro TvLTKM:

$$c_{ekv.} = \frac{3600 \cdot Q_{pal.}}{P_{ekv.,m}} [kg.W^{-1}.h^{-1}] \quad (3.26)$$

$$c_e = \frac{3600 \cdot Q_{pal.}}{P_{e,m}} [kg.W^{-1}.h^{-1}] \quad (3.27)$$

Kde:

$P_{ekv.,m}$ – ekvivalentní specifický výkon $[W.kg^{-1}.s]$,

W_{VPT} – práce volné plynové turbíny ThLTKM $[J.kg^{-1}]$,

$\eta_{red.}$ – účinnost reduktoru $[1]$,

c_6 – výstupní rychlost plynu $[m.s^{-1}]$,

v_H – rychlost letu $[m.s^{-1}]$,

η_v – účinnost vrtule $[1]$,

$c_{ekv.}$ – ekvivalentní specifická spotřeba paliva TvLTKM $[kg.W^{-1}.h^{-1}]$,

c_e – specifická spotřeba paliva TvLTKM $[kg.W^{-1}.h^{-1}]$,

$Q_{pal.}$ – hmotnostní průtok paliva $[kg.s^{-1}]$,

P_m – specifický výkon $[W.s.kg^{-1}]$.

Ekvivalentní specifický výkon při činnosti motoru na zemi se stanovuje podle vztahu:

$$P_{ekv.,m} = W_{VPT} \cdot \eta_{red.} + \frac{c_6}{\beta} [W.s.kg^{-1}] \quad (3.28)$$

Při výpočtu specifických parametrů ThLTKM se reakce proudu výstupních plynů a ztráty v reduktoru obvykle nebere v úvahu a specifický výkon se stanovuje podle vztahu:

$$P_{ekv.,m} = W_{VPT} [W.kg^{-1}.s] \quad (3.29)$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Kde:

$P_{ekv.,m}$ – ekvivalentní specifický výkon [$W \cdot s \cdot kg^{-1}$],

W_{VPT} – práce volné plynové turbíny ThLTKM [$J \cdot kg^{-1}$],

$\eta_{red.}$ – účinnost reduktoru [1],

c_6 – výstupní rychlost plynu z výstupního ústrojí ThLTKM [$m \cdot s^{-1}$],

β – experimentální koeficient, který stanovuje tah vrtule při činnosti TvLTKM na místě, vztažený k výkonu přiváděnému k vrtuli. Při porovnatelných výpočtech se obvykle stanovuje $\beta = 0,015 N \cdot W^{-1}$.¹⁴

Pro porovnání TvLTKM nebo TvdLTKM s DpLTKM z hlediska ekonomičnosti je nutné, po určení c_m vztažené k jednotce tahu motoru vytvořeného vrtulí nebo vrtulovým dmychadlem a reaktivním účinkem výstupního proudu plynu, stanovit ekvivalentní specifickou spotřebu paliva $c_{ekv.}$. S využitím vztahů 3.25 až 3.27 pro celkový specifický tah F_m a specifickou spotřebu paliva c_m je možné použít následující vztahy:

$$F_{m,\Sigma} = \frac{W_{VPT} \cdot \eta_{red.} \cdot \eta_V}{v_H} + c_6 \cdot v_H \quad [N \cdot kg^{-1} \cdot s] \quad (3.30)$$

nebo při činnosti motoru na místě:

$$F_{m,\Sigma} = \beta \cdot W_{VPT} \cdot \eta_{red.} + c_6 \quad [N \cdot kg^{-1} \cdot s] \quad (3.31)$$

$$c_m = \frac{3 \cdot 600 \cdot Q_p}{F_{m,\Sigma} \cdot Q_v} \quad [kg \cdot h^{-1} \cdot N^{-1}] \quad (3.32)$$

Závislost mezi c_m a c_e je možné stanovit pomocí vztahů:

$$c_m = v_H \cdot c_e \quad [kg \cdot h^{-1} \cdot N^{-1}] \quad (3.33)$$

při činnosti motoru na zemi:

$$c_m = \frac{1}{\beta} \cdot c_e \quad [kg \cdot h^{-1} \cdot N^{-1}] \quad (3.34)$$

Kde:

W_{VPT} – práce volné plynové turbíny ThLTKM [$J \cdot kg^{-1}$],

$\eta_{red.}$ – účinnost reduktoru [1],

η_V – účinnost vrtule [1],

v_H – rychlost letu [$m \cdot s^{-1}$],

c_6 – výstupní rychlost plynu z výstupního ústrojí ThLTKM [$m \cdot s^{-1}$],

β – experimentální koeficient [1],

c_m – specifická spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot N^{-1} \cdot h^{-1}$],

Q_v – hmotnostní průtok vzduchu [$kg \cdot s^{-1}$],

c_e – specifická spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$].

3.12 Výkon ThLTKM

Jestliže je zadán výkon ThLTKM, potom hmotnostní průtok vzduchu, který je potřebný pro zabezpečení požadovaného výkonu, je možné stanovit ze vztahu:

$$Q_v = \frac{P_{ekv.}}{P_{ekv.,m}} \quad [kg \cdot s^{-1}] \quad (3.35)$$

¹⁴ Nečajev, Ju. N., Fedorov, R. M.: Teorija aviacionnyh dvigatelej, č. 2. Mašinstrojenie, 1978. 336 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

V případě, že je zadán hmotnostní průtok vzduchu Q_v , potom je možné stanovit výkon $ThLTKM$ podle vztahu:

$$P_{ekv.} = P_{ekv.,m} \cdot Q_v \quad [W]$$
$$P_e = P_{e,m} \cdot Q_v \quad [W]$$

Kde:

$P_{ekv.}$ – ekvivalentní výkon [W],

$P_{ekv.,m}$ – ekvivalentní specifický výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$],

Q_v – hmotnostní průtok vzduchu [$kg \cdot s^{-1}$],

P_e – efektivní výkon [W],

$P_{e,m}$ – specifický efektivní výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$].

3.13 Tah $ThLTKM$

Celkový tah $TvLTKM$ a $TvdLTKM$ může být stanovený podle jedné z následujících závislostí:

$$F_{T\Sigma} = \frac{\eta_v}{v_H} \cdot P_{ekv.} \quad [N] \quad (3.36)$$

nebo při činnosti motoru na zemi:

$$F_{T\Sigma} = \beta \cdot P_{ekv.} \quad [N] \quad (3.37)$$

Kde:

$F_{T\Sigma}$ – celkový tah $TvLTKM$ [N],

β – experimentální koeficient,

$P_{ekv.}$ – ekvivalentní výkon [W].

3.14 Hodinová spotřeba paliva $ThLTKM$

Hodinová spotřeba paliva $ThLTKM$:

$$c_h = c_e \cdot P_e \quad [kg \cdot h^{-1}] \quad (3.38)$$

Hodinová spotřeba paliva pro $TvLTKM$ a $TvdLTKM$:

$$c_h = c_{ekv.} \cdot P_{ekv.} \quad [kg \cdot h^{-1}] \quad (3.39)$$

Kde:

c_h – hodinová spotřeba paliva $TvLTKM$ [$kg \cdot h^{-1}$],

c_e – specifická spotřeba paliva $TvLTKM$ [$kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$],

$c_{ekv.}$ – ekvivalentní specifická spotřeba paliva $TvLTKM$ [$kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$],

P_e – efektivní výkon [W],

$P_{ekv.}$ – ekvivalentní výkon [W].

3.15 Závěr

Na závěr výpočtu je potřebné zhodnotit základní vypočítané parametry $ThLTKM$ ($TvLTKM$) P_v a c_e a vykonat jejich porovnání se skutečnými hodnotami parametrů zvoleného motoru, které jsou uvedeny v technické dokumentaci výrobce motoru. Odchylka mezi vypočítanými parametry a parametry uváděnými výrobcem by měla být nižší než $\pm 3 \%$. Vypočítané parametry $ThLTKM$, $TvLTKM$ a ST je potřebné uvést v přehledné tabulce.

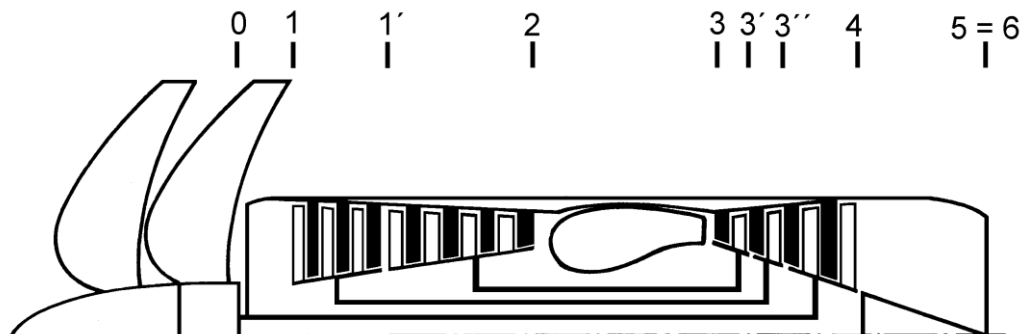
IV. ŘEŠENÝ PŘÍKLAD č. 1

4.1 Zadání

Vykonejte termodynamický výpočet navrhovaného tříhřídelového turbovrtulovo-dmychadlového leteckého turbokompresorového motoru (TvdLTKM) se vzletovým výkonem $P_{e, \text{vzl.}} = 9\,000 \text{ kW}$ ($H = 0 \text{ m}$, $M = 0$, MSA) a s výkonem pro cestovní režim $P_{e, \text{cest.}} = 3\,600 \text{ kW}$ ($H_{11} = 11 \text{ km}$, $M_{11} = 0,7$, MSA) pro letadlo s doletem $L = 3\,500 \text{ km}$. Omezení pro navrhovaný TvdLTKM: maximální celková teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} \leq 1665 \text{ K}$, maximální specifická spotřeba paliva $c_e \leq 0,27 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$. Vstupní parametry pro termodynamický výpočet TvdLTKM jsou uvedeny v tabulce 4.1.

Tabulka 4.1 Projektované parametry turbovrtulovo-dmychadlového motoru

Parametr	Hodnoty parametrů	
	$H = 0, M = 0^{15, 16}$ $P_{\text{ekv.}} = 9\,000 \text{ kW}$, $c_{\text{ekv.}} = 0,27 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$	$H = 11\,000, M = 0,7$ $P_{\text{ekv.}} = 3\,600 \text{ kW}$ $c_{\text{ekv.}} = 0,238 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$
$T_{3c} [\text{K}]$	1 665	1 600
$Q_v [\text{kg.s}^{-1}]$	27,4	27,4
$\pi_{Kc, \Sigma} [1]$	30,25	29,7
$\pi_{\text{NTK},c} [1]$	5,5	5,5
$\pi_{\text{VTK},c} [1]$	5,5	5,4
$\eta_{\text{NTK},c} [1]$	0,867	0,867
$\eta_{\text{VTK},c} [1]$	0,872	0,869
$\eta_{\text{VTT},c} [1]$	0,89	0,89
$\eta_{\text{NTT},c} [1]$	0,929	0,923
$\eta_{\text{VT},c} [1]$	0,930	0,925
$\pi_{\text{VD}} [1]$	1,12	1,55
$a [\text{m.s}^{-1}]$	340,28	295,07
$\sigma_{\text{VS}} = 0,985$	$\eta_{\text{m,RVT}} = 0,995$	$\text{VUÚ, NTT} = 0,99$
$\sigma_{\text{SK}} = 0,95$	$\varphi_{\text{VD}} = 0,94$	$\text{VUÚ, VTT} = 0,985$
$\eta_{\text{sp.}} = 0,995$	$\eta_{\text{VrD}} = 0,88$	$\text{Vrot., VTT} = 0,97$
$\eta_{\text{m, RNT}} = 1,00$	$\eta_{\text{red}} = 0,995$	$\text{Vrot., NTT} = 1,0$
$v_{\text{str. VTT}} = 0,99$	$v_{\text{drak, NTT}} = 1,0$	$v_{\text{drak, VTT}} = 1,0$
$v_{\text{str. NTT}} = 1,0$		
$H_u = 43\,000 \text{ kJ.kg}^{-1}$		

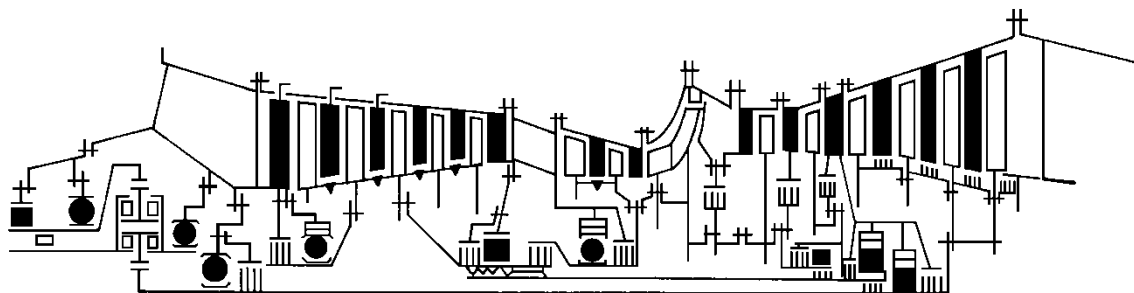


Obr. 4.1 Výpočtové řezy navrhovaného tříhřídelového turbovrtulovo-dmychadlového LTKM

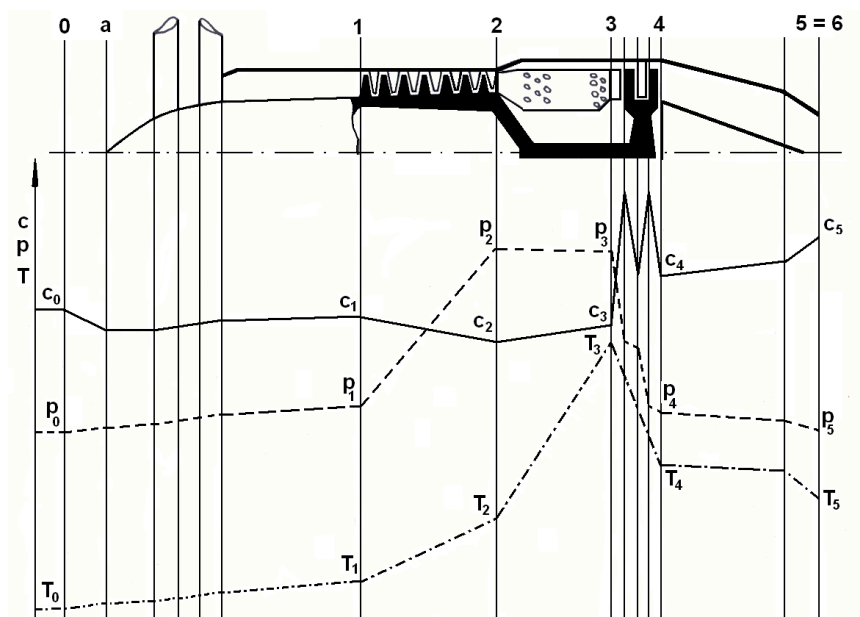
¹⁵ Údaje pro tyto podmínky byly získány výpočtem.

¹⁶ Požadované projektované parametry.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



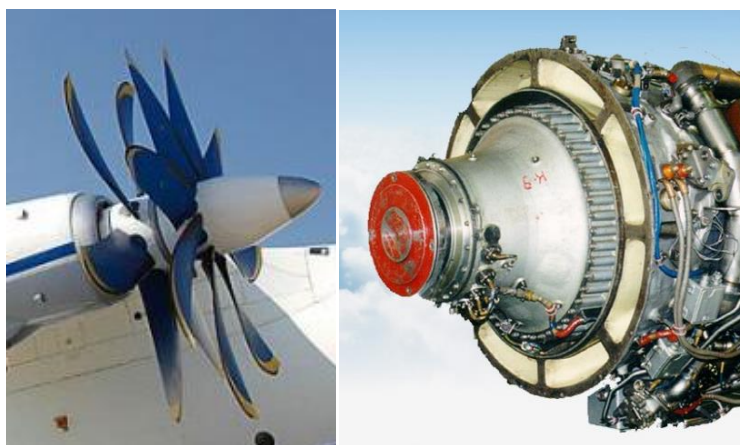
Obr. 4.2 Schéma navrhovaného konstrukčního uspořádání tříhřídelového TvdLTKM¹⁷



Obr. 4.3 Průběh změny parametrů při průtoku vzduchu a plynu přes turbovrtulový LTKM

4.2 Výpočet parametrů vzduchu ve vstupním ústrojí TvdLTKM

4.2.1 Parametry vzduchu před TvdLTKM



Obr. 4.4 Podzvukové vstupní ústrojí TvdLTKM

¹⁷ Zrelov, V., A.: Otečestvennyje gazoturbinyje dvigateli. Osnovnyje parametry i konstruktivnyje schemy. Mašinostrojenije. Moskva 2005. 335 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Z tabulek mezinárodní standardní atmosféry (MSA) je možné odečítat pro $H = 0$ m následující hodnoty (příloha 2):

$$p_H = p_0 = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_H = T_0 = 288,15 \text{ K}$$

4.2.2 Celkový tlak a celková teplota vzduchu před vstupním ústrojím TvdLTKM

$$M_0 = \frac{c_0}{20,05 \cdot \sqrt{T_0}} [1]$$

$$M_0 = \frac{0}{20,05 \cdot \sqrt{288,15}} = 0$$

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [Pa]$$

$$p_{0c} = 101\,325,2 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}} = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right) [K]$$

$$T_{0c} = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right) = 288,15 \text{ K}$$

4.3 Celkový tlak a celková teplota vzduchu na vstupu do kompresoru TvdLTKM

$$p_{1c} = p_{0c} \cdot \sigma_{VS} [Pa]$$

$$p_{1c} = 101\,325,2 \cdot 0,985 = 99\,805,3 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\sigma_{VS} = 0,985$$

$$T_{1c} = T_{0c} = T_0 + \frac{c_0^2}{2 \cdot c_{p,v}} [K]$$

$$T_{1c} = T_{0c} = 288,15 + \frac{0^2}{2 \cdot 1\,005} = 288,15 \text{ K}$$

Kde:

$$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

Poznámka:

Vzhledem k činnosti TvdLTKM na zemi při nulové rychlosti letu není zvažován náporový účinek proudícího vzduchu na parametry motoru.

4.4 Parametry vzduchu za nízkotlakým kompresorem TvdLTKM

4.4.1 Celkový tlak vzduchu za nízkotlakým kompresorem TvdLTKM

$$p_{1c'} = \pi_{NTK,c} \cdot p_{1c} [Pa]$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$p_{1c'} = 5,5 \cdot 99\,805,3 = 548\,929,2 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\pi_{NTK,c} = 5,5$$

4.4.2 Celková teplota vzduchu za nízkotlakým kompresorem TvdLTKM

$$T_{1c'} = T_{1c} \cdot \left[1 + \frac{\pi_{NTK,c}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{NTK,c}} \right] [K]$$

$$T_{1c'} = 288,15 \cdot \left[1 + \frac{5,5^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{0,867} \right] = 496,7 \text{ K}$$

Kde:

$$\pi_{NTK,c} = 5,5$$

$$\eta_{NTK,c} = 0,867$$

4.5 Práce nízkotlakého kompresoru TvdLTKM

$$W_{NTK,c} = \frac{c_{p,v} \cdot T_{1c'} - c_{p,v} \cdot T_{1c}}{\eta_{NTK,c}} [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{NTK,c} = \frac{503\,160 - 288\,800}{0,867} = 247\,243,4 \text{ J} \cdot kg^{-1}$$

Kde:

$$c_{p,v} \cdot 496,7 = 503\,160 \text{ J} \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$$

$$c_{p,v} \cdot 288,15 = 288\,800 \text{ J} \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$$

$$\eta_{NTK,c} = 0,867$$

Poznámka:

Jelikož $c_{p,v} = f(T)$, je přesnější stanovit součin $c_{p,v} \cdot T$ z termodynamických tabulek pro danou teplotu T . Hodnoty byly stanoveny podle tabulky v příloze č. 4.

$$\eta_{NTK,c} = 0,867$$

4.6 Parametry vzduchu za vysokotlakým kompresorem TvdLTKM

4.6.1 Celkový tlak vzduchu za vysokotlakým kompresorem TvdLTKM

$$p_{2c} = \pi_{VTK,c} \cdot p_{1c'} [Pa]$$

$$p_{2c} = 5,5 \cdot 548\,929,2 = 3\,019\,110,6 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\pi_{VTK,c} = 5,5$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

4.6.2 Celková teplota vzduchu za vysokotlakým kompresorem TvdLTKM

$$T_{2c} = T_{1c} \cdot \left[1 + \frac{\pi_{VTK,c}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{VTK,c}} \right] [K]$$

$$T_{2c} = 496,7 \cdot \left[1 + \frac{5,5^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{0,872} \right] = 854,2 \text{ K}$$

Kde:

$$\pi_{VTK,c} = 5,5$$

$$\eta_{VTK,c} = 0,872$$

4.7 Práce vysokotlakého kompresoru TvdLTKM

$$W_{VTK,c} = \frac{c_{p,v} \cdot T_{2c} - c_{p,v} \cdot T_{1c}}{\eta_{VTK,c}} [J.kg^{-1}]$$

$$W_{VTK,c} = \frac{877 \ 200 - 503 \ 160}{0,872} = 428 \ 944,95 \text{ J.kg}^{-1}$$

Kde:

$$\eta_{VTK,c} = 0,872$$

$$c_{p,pl} \cdot 854,2 = 877 \ 200 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$c_{p,v} \cdot 496,7 = 503 \ 160 \text{ J.kg}^{-1}$$

Poznámka:

Hodnoty byly stanoveny podle tabulky v příloze č. 4.

4.8 Celková teplota plynu za spalovací komorou TvdLTKM

$$T_{3c} = 1 \ 665 \text{ K}$$

$$t_{3c} = T_{3c} - 273,15 [^{\circ}C]$$

$$t_{3c} = 1 \ 665 - 273,15 = 1 \ 391,85 \text{ } ^{\circ}C$$

4.9 Celkový tlak plynu na výstupu ze spalovací komory TvdLTKM

$$p_{3c} = \sigma_{SK} \cdot p_{2c} [Pa]$$

$$p_{3c} = 0,95 \cdot 3 \ 019 \ 110,6 = 2 \ 868 \ 155,1 \text{ Pa}$$

Kde:

σ_{SK} – součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře [1], $\sigma_{SK} = 0,95$.

4.10 Poměrná spotřeba paliva ve spalovací komoře TvdLTKM

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot I_0} = \frac{c_{p,pl} \cdot T_{3c} - c_{p,v} \cdot T_{2c}}{\eta_{sp} \cdot H_u - i(T_{3c}) + c_{p,v} \cdot T_{2c}} \quad [1]$$

$$q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot I_0} = \frac{1\,843,1 - 877,2}{0,995 \cdot 43\,000 - 4\,712,16 + 877,2} = 0,0248 \quad [1]$$

Kde:

$q_{pal.}$ – poměrná spotřeba paliva ve spalovací komoře,

$$c_{p,pl} \cdot 1665 = 1\,843,14 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$c_{p,v} \cdot 854,2 = 877,2 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$i(T_{3c}) = 4\,712,16 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$\eta_{sp} = 0,99$$

H_u – výhřevnost paliva [$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$], $H_u = 43\,000 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$ pro letecký petrolej Jet A-1

Hodnota poměrné spotřeby paliva $q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot I_0}$ odečítaná z nomogramu, uvedeného v pří-

loze 3, má hodnotu $q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot I_0} = 0,025$.

Odchylka mezi vypočítanou hodnotou a odečítanou hodnotou z grafu je malá a je způsobena nepřesností při odečítání z grafu. V dalším výpočtu se bude používat vypočítaná hodnota $q_{pal.} = 0,0248$.

Hodnoty součinu $c_{p,pl} \cdot T_{3c}$ a funkce $i(T_{3c})$ pro produkty spalování leteckého petroleje a $c_{p,v} \cdot T_{2c}$ pro vzduch se stanovují v závislosti na T_{3c} a T_{2c} podle tabulky uvedené v příloze 4 získané z literatury.^{18, 19}

4.11 Součinitel přebytku vzduchu ve spalovací komoře T_{vdLTKM}

$$\alpha_{SK} = \frac{1}{q_{pal.} \cdot I_0} \quad [1]$$

$$\alpha_{SK} = \frac{1}{0,0248 \cdot 14,824} = 2,72 \quad [1]$$

Kde:

$I_0 = 14,824$ pro letecký petrolej Jet A-1 s výhřevností $H_u = 43\,000 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$.

4.11.1 Výpočet odběru vzduchu pro potřeby draku letadla a chlazení plynové turbíny T_{vdLTKM}

4.11.1.1 Koeficient odběru vzduchu pro chlazení vysokotlaké plynové turbíny

$$v_{chl,\Sigma VTT} = 1 - \left[(1 - v_{odb,drak}) + (1 - v_{UÚ,VTT}) + (1 - v_{rot,VTT}) + (1 - v_{ztrat,VTT}) \right] \quad [1]^{20}$$

$$v_{chl,\Sigma VTT} = 1 - \left[(1 - 1) + (1 - 0,985) + (1 - 0,97) + (1 - 0,98) \right] = 0,935 \quad [1]$$

Kde:

¹⁸ Šlachtenko, S. M.: Teorija vozdušno-reaktivnyh dvigatelej. Mašinostrojenije, 1975. 568 s.

¹⁹ Pavlenko, G. V.: Termogazodinamičeskij rasčot gazoturbinnyh dvigatelej i ustanovok. Nacionalnyj aerokosmičeskij universitet im. N. E. Žukovskovo. Charkov 2007. 64 s.

²⁰ Grigorjev, V., A.: Projektnyj termogazodinamičeskij rasčot aviacionnyh gazoturbinnyh dvigatelej graždanskovo naznačenija. Samara 2001. ISBN 5-7883-0142-4.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$V_{odb.drak}$ – koeficient odběru vzduchu pro potřeby draku $V_{odb.drak} = 1$,

$V_{UÚ,VTT}$ – koeficient odběru vzduchu pro potřeby chlazení usměrňovacího ústrojí vysokotlaké plynové turbíny $V_{UÚ,VTT} = 0,985$,

$V_{rot.,VTT}$ – koeficient odběru vzduchu pro potřeby chlazení rotoru vysokotlaké plynové turbíny $V_{rot.,VTT} = 0,97$,

$V_{ztrat.,VTT}$ – koeficient ztrát vzduchu při chlazení vysokotlaké plynové turbíny $V_{ztrat.,VTT} = 0,98$.

4.11.1.2 Koeficient odběru vzduchu pro chlazení nízkotlaké plynové turbíny

$$v_{chl.\Sigma NTT} = 1 - [(1 - v_{odb.drak}) + (1 - v_{UÚ,NTT}) + (1 - v_{rot.NTT}) + (1 - v_{ztrat.NTT})] [1]$$

$$v_{chl.\Sigma NTT} = 1 - [(1 - 1) + (1 - 0,99) + (1 - 1) + (1 - 1)] = 0,99 [1]$$

Kde:

$V_{odb.drak}$ – koeficient odběru vzduchu pro potřeby draku $V_{odb.drak} = 1$,

$V_{UÚ,NTT}$ – koeficient odběru vzduchu pro potřeby chlazení usměrňovacího ústrojí nízkotlaké plynové turbíny $V_{UÚ,NTT} = 0,99$,

$V_{rot.,NTT}$ – koeficient odběru vzduchu pro potřeby chlazení rotoru nízkotlaké plynové turbíny $V_{rot.,NTT} = 1,0$,

$V_{ztrat.,NTT}$ – koeficient ztrát vzduchu při chlazení nízkotlaké plynové turbíny $V_{ztrat.,NTT} = 1,0$.

4.11.1.3 Koeficient odběru vzduchu pro chlazení plynové turbíny

$$v_{chl.\Sigma} = 1 - [(1 - v_{chl.VTT}) + (1 - v_{chl.,NTT}) + (1 - v_{chl.VT})] [1]$$

$$v_{chl.\Sigma} = 1 - [(1 - 0,935) + (1 - 0,99) + (1 - 1)] = 0,925 [1]$$

Kde:

$V_{chl.\Sigma}$ – koeficient odběru vzduchu pro chlazení plynové turbíny [1],

$V_{chl.VTT}$ – koeficient odběru vzduchu pro chlazení vysokotlaké plynové turbíny [1],

$V_{chl.NTT}$ – koeficient odběru vzduchu pro chlazení nízkotlaké plynové turbíny [1],

$V_{chl.VT}$ – koeficient odběru vzduchu pro chlazení volné plynové turbíny [1].

4.11.2 Hmotnostní tok vzduchu vstupujícího do spalovací komory TvdLTKM

$$Q_{v,SK} = Q_v - (1 - v_{chl.\Sigma}) \cdot Q_v [kg \cdot s^{-1}]$$

$$Q_{v,SK} = 27,4 - (1 - 0,925) \cdot 27,4 = 25,35 \text{ kg} \cdot s^{-1}$$

Kde:

$Q_{v,SK}$ – hmotnostní tok vzduchu vstupující do spalovací komory [$kg \cdot s^{-1}$],

Q_v – hmotnostní tok vzduchu na vstup do motoru [$kg \cdot s^{-1}$],

$v_{chl.\Sigma}$ – koeficient odběru vzduchu pro chlazení plynové turbíny [1].

4.11.3 Hmotnostní tok paliva vstupující do spalovací komory TvdLTKM

$$Q_{pal.} = q_{pal.} \cdot Q_{v,SK} \quad [kg \cdot s^{-1}]$$

$$Q_{pal.} = 0,0248 \cdot 25,35 = 0,629 \quad [kg \cdot s^{-1}]$$

Kde:

$Q_{pal.}$ – hmotnostní tok paliva vstupující do spalovací komory [$kg \cdot s^{-1}$],

$q_{pal.}$ – poměrná spotřeba paliva ve spalovací komoře [1],

$Q_{v,SK}$ – hmotnostní tok vzduchu vstupující do spalovací komory [$kg \cdot s^{-1}$].

4.11.4 Hodinová spotřeba paliva TvdLTKM

$$Q_{pal.,h} = 3600 \cdot Q_{pal.} \quad [kg \cdot h^{-1}]$$

$$Q_{pal.,h} = 3600 \cdot 0,629 = 2263,3 \quad kg \cdot h^{-1}$$

Kde:

$Q_{pal.,h}$ – hodinová spotřeba paliva TvdLTKM [$kg \cdot h^{-1}$],

$Q_{pal.}$ – hmotnostní tok paliva vstupující do spalovací komory [$kg \cdot s^{-1}$].

4.11.5 Hmotnostní tok plynu vystupující ze spalovací komory TvdLTKM

$$Q_{pl.} = Q_{v,SK} + Q_{pal.} \quad [kg \cdot s^{-1}]$$

$$Q_{pl.} = 25,35 + 0,629 = 25,979 \quad kg \cdot s^{-1}$$

Kde:

$Q_{pl.}$ – hmotnostní tok plynu vystupující ze spalovací komory TvdLTKM [$kg \cdot s^{-1}$],

$Q_{v,SK}$ – hmotnostní tok vzduchu vstupující do spalovací komory [$kg \cdot s^{-1}$],

$Q_{pal.}$ – hmotnostní tok paliva vstupující do spalovací komory [$kg \cdot s^{-1}$].

4.12 Práce vysokotlaké plynové turbíny TvdLTKM

Práce vysokotlaké plynové turbíny se stanovuje s ohledem na mechanickou účinnost rotoru podle vztahu:

$$W_{VITc} = \frac{W_{VTKc} \cdot Q_{v,SK}}{Q_{pl.} \cdot \eta_{m,VTR}} \quad [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{VITc} = \frac{428944,95 \cdot 25,35}{25,979 \cdot 0,995} = 420662,7 \quad J \cdot kg^{-1}$$

4.13 Celkový stupeň expanze plynu ve vysokotlaké plynové turbíně TvdLTKM

Celkový stupeň expanze plynu ve vysokotlaké plynové turbíně TvdLTKM je možné vyjádřit vztahem:

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$\pi_{VTTc} = \frac{1}{\left(1 - \frac{W_{VTTc}}{c_{p,pl} \cdot T_{3c} \cdot \eta_{VTTc}}\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} \quad [1]$$

$$\pi_{VTTc} = \frac{1}{\left(1 - \frac{420\,662,7}{1\,843\,100 \cdot 0,89}\right)^{\frac{1,33}{1,33-1}}} = 3,301 \quad [1]$$

Kde:

π_{VTTc} – celkový stupeň expanze plynu ve vysokotlaké plynové turbíně [1].

$W_{VTTc} = 425\,677,8 \text{ J.kg}^{-1}$

$c_{p,pl} \cdot T_{3c} = c_{p,pl} \cdot 1665 = 1\,843\,100 \text{ J.kg}^{-1}$

$T_{3c} = 1\,665 \text{ K}$

$\eta_{VTTc} = 0,89$

4.14 Celková teplota plynu za vysokotlakou plynovou turbínou TvdLTKM

$$T_{3c'} = T_{3c} - \frac{W_{VTTc}}{c_{p,pl}} \quad [K]$$

$$T_{3c'} = 1\,665 - \frac{420\,662,7}{1\,158} = 1\,301,7 \text{ K}$$

Kde:

$T_{3c'}$ – celková teplota plynu za vysokotlakou plynovou turbínou [K].

$T_{3c} = 1\,665 \text{ K}$

W_{VTTc} – celková práce vysokotlaké plynové turbíny [J.kg^{-1}].

$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$

4.15 Celkový tlak plynu za vysokotlakou plynovou turbínou TvdLTKM

$$p_{3c'} = \frac{p_{3c}}{\pi_{VTTc}} \quad [Pa]$$

$$p_{3c'} = \frac{2\,868\,155,1}{3,301} = 868\,874,6 \text{ Pa}$$

Kde:

π_{VTTc} – celkový stupeň expanze plynu v plynové turbíně kompresoru [1] $\pi_{VTTc} = 3,301$.

4.16 Celková teplota plynu za nízkotlakou plynovou turbínou TvdLTKM

$$T_{3c''} = T_{3c'} - \frac{W_{NTKc}}{c_{p,pl}} \quad [K]$$

$$T_{3c''} = T_{3c'} - \frac{c_{p,v} \cdot T_{1c'} - c_{p,v} \cdot T_{1c}}{c_{p,pl} \cdot \eta_m} \quad [K]$$

$$T_{3c''} = 1\,301,7 - \frac{503\,160 - 288\,800}{1\,158,1,0} = 1\,116,69 \text{ K}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Kde:

$$c_{p,v.} \cdot T_{1c'} = c_{p,v.} \cdot 496,7 = 503\,160 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$c_{p,v.} \cdot T_{1c} = c_{p,v.} \cdot 288,15 = 288\,800 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

$$\eta_{m, RNT} = 1,0$$

4.17 Celkový tlak plynu za nízkotlakou plynovou turbínou TvdLTKM

$$p_{3c''} = \frac{p_{3c'}}{\pi_{NNTc}} [Pa] \quad p_{3c''} = p_{3c'} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{T_{3c'}}{T_{3c''}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{NNTc}} \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} [Pa]$$

$$p_{3c''} = 868\,874,6 \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{1\,116,69}{1\,301,7} \right) \cdot \frac{1}{0,929} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 444\,961,1 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\kappa' = 1,33$$

$$\eta_{NNTc} = 0,929$$

4.18 Celkový tlak plynu za volnou plynovou turbínou TvdLTKM

$$p_{4c} = p_H \cdot \pi_{VD} [Pa]$$

$$p_{4c} = 101\,325,2 \cdot 1,12 = 113\,484,2 \text{ Pa}$$

Kde:

π_{VD} – stupeň expanze plynu ve výstupní trysce $\pi_{VD} = 1,12$.

4.19 Celkový stupeň expanze plynu ve volné plynové turbíně TvdLTKM

$$\pi_{VPTc} = \frac{p_{3c''}}{p_{4c}} [1]$$

$$\pi_{VPTc} = \frac{444\,961,1}{113\,484,2} = 3,921 [1]$$

4.20 Celková práce volné plynové turbíny TvdLTKM

$$W_{VPT,c} = c_{p,pl.} \cdot T_{3c''} \cdot \left[1 - \frac{1}{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}} \right] \cdot \eta_{VPT,c} [J.kg^{-1}]$$

$$W_{VPT,c} = 1\,184\,300 \cdot \left[1 - \frac{1}{\frac{1,33-1}{1,33}} \right] \cdot 0,940 = 320\,086,5 \text{ J.kg}^{-1}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Kde:

$$c_{p,pl} \cdot T_{3c''} = c_{p,pl} \cdot 1116,69 = 1\,184\,300 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$\eta_{VPT,c} = 0,940$$

$$\pi_{VPT,c} = \frac{p_{3c''}}{p_{4c}} = 3,921$$

Jestliže je rozdíl mezi W_{VPT} a W'_{VPT} větší než 0,5 až 1,0 %, potom se považuje $W_{VPT} = W'_{VPT}$ a výpočet se opakuje podle vztahů (3.18) až (3.22) do dosažení požadované přesnosti. Pro stanovení práce volné plynové turbíny je možné využít vztah:

$$W'_{VPT} = W_{Pc} \cdot \eta_{exp} - \frac{c_6^2}{2} \left[\text{J.kg}^{-1} \right]$$

Kde:

W'_{VPT} – práce volné plynové turbíny [J.kg^{-1}],

W_{Pc} – volná práce tepelného oběhu [J.kg^{-1}],

η_{exp} – expanzní účinnost v plynové turbíně vrtule a výstupním ústrojí ThLTKM
(přibližně platí $\eta_{exp} = 0,92$),

c_6 – výstupní rychlost plynu z výstupního ústrojí ThLTKM [m.s^{-1}].

$$W_{Pc} = c_{p,pl} \cdot T_{3c''} \cdot \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{p_{3c''}}{p_0} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}} \right] \left[\text{J.kg}^{-1} \right]$$

$$W_{Pc} = 1\,184\,300 \cdot \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{444\,961,1}{101\,325,2} \right)^{\frac{1,33-1}{1,33}}} \right] = 363\,914,9 \text{ J.kg}^{-1}$$

Kde:

$$c_{p,pl} \cdot T_{3c''} = c_{p,pl} \cdot 1116,7 = 1\,184\,300 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$T_{3c''} = 1116,7 \text{ K}$$

$p_{3c''}$ – celkový tlak plynu za plynovou turbínou kompresoru [Pa],

p_0 – atmosférický tlak vzduchu [Pa],

κ' – adiabatický expanzní exponent [1].

$$W'_{VPT} = 363\,914,9 \cdot 0,935 - \frac{200^2}{2} = 320\,260,4 \text{ J.kg}^{-1}$$

Kde:

$$\eta_{exp} = 0,935$$

$$c_6 = 200 \text{ m.s}^{-1}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Získaná hodnota práce volné plynové turbíny W'_{VPT} je přibližná z důvodu odhadované zadané hodnoty expanzní účinnosti $\eta_{exp.}$.

$$\Delta \bar{W}_{VPTc} = \frac{W'_{VPT} - W_{VPT}}{W_{VPT}} [1]$$

$$\Delta \bar{W}_{VPTc} = \frac{320\,260,4 - 320\,086,5}{320\,086,5} = 0,005 [1]$$

Poměrná odchylka je 0,5 % a je pod 1 %. Výpočet není nutné opakovat.

4.21 Celková teplota plynu za volnou plynovou turbínou TvdLTKM

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{W_{VPT}}{c_{p,pl.}} [K]$$

$$T_{4c} = 1\,116,69 - \frac{320\,086,5}{1\,158} = 840,3 \text{ K}$$

$$T_{4c} = T_{5c} = 840,3 \text{ K}$$

Kde:

$$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.K}^{-1}.\text{kg}^{-1}$$

4.22 Celkový stupeň expanze plynu v plynové turbíně TvdLTKM

$$\pi_{Tc,\Sigma} = \frac{p_{3c}}{p_{4c}} [1]$$

$$\pi_{Tc,\Sigma} = \frac{\pi_{VTKc} \cdot \pi_{NTKc} \cdot \pi_{VPTc}}{\sigma_{Vys.}} [1]$$

$$\pi_{Tc,\Sigma} = \frac{2\,868\,155,1}{113\,484,2} = \frac{3,299\,8.1,953.3,921}{1,0} = 25,27$$

Kde:

$\pi_{Tc,\Sigma}$ – celkový stupeň expanze v plynové turbíně [1],

p_{3c} – celkový tlak plynu před plynovou turbínou kompresoru [Pa],

p_{4c} – celkový tlak plynu za volnou plynovou turbínou [Pa],

π_{VTKc} – celkový stupeň expanze ve vysokotlaké plynové turbíně [1],

π_{NTKc} – celkový stupeň expanze v nízkotlaké plynové turbíně [1],

π_{VPTc} – celkový stupeň expanze ve volné plynové turbíně [1],

$\sigma_{Vys.}$ – součinitel zachování celkového tlaku ve výstupní soustavě ThLTKM [1] $\sigma_{Vys.} = 1,0$.

4.23 Specifické parametry TvdLTKM

4.23.1 Ekvivalentní specifický výkon TvdLTKM

Ekvivalentní specifický výkon TvdLTKM při činnosti motoru na zemi se stanovuje podle vztahu:

$$P_{ekv.,m} = W_{VPT} \cdot \eta_{red.} + \frac{c_6}{\beta} [W \cdot s \cdot kg^{-1}]$$

$$P_{ekv.,m} = 320\,086,5 \cdot 0,995 + \frac{200}{0,015} = 331\,819,4 \text{ W} \cdot s \cdot kg^{-1}$$

4.23.2 Ekvivalentní specifická spotřeba paliva TvdLTKM

$$c_{ekv.} = \frac{3\,600 \cdot q_{pal.}}{P_{ekv.,m}} [kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}]$$

$$c_{ekv.} = \frac{3\,600 \cdot 0,0248}{331\,819,4} = 0,000\,269 \text{ kg} \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$$

Kde:

$P_{ekv.,m}$ – ekvivalentní specifický výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$],

W_{VPT} – práce volné plynové turbíny ThLTKM [$J \cdot kg^{-1}$],

$\eta_{red.}$ – účinnost reduktoru [1],

c_6 – výstupní rychlost plynu [$m \cdot s^{-1}$],

v_H – rychlost letu [$m \cdot s^{-1}$],

η_V – účinnost vrtule [1],

$c_{ekv.}$ – ekvivalentní specifická spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$],

c_e – specifická spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$],

$Q_{pal.}$ – hmotnostní průtok paliva [$kg \cdot s^{-1}$],

P_m – specifický výkon [$W \cdot s \cdot kg^{-1}$].

4.23.3 Tah TvdLTKM při činnosti motoru na místě

$$F_{m,\Sigma} = \beta \cdot W_{VPT} \cdot \eta_{red.} + c_6 [N \cdot kg^{-1} \cdot s]$$

$$F_{m,\Sigma} = 0,015 \cdot 320\,086,5 \cdot 0,995 + 200 = 4\,977,3 \text{ N} \cdot kg^{-1} \cdot s$$

4.23.4 Specifická spotřeba paliva TvdLTKM

$$c_m = \frac{3\,600 \cdot q_p}{F_{m,\Sigma}} [kg \cdot h^{-1} \cdot N^{-1}]$$

$$c_m = \frac{3\,600 \cdot 0,0248}{4\,977,3} = 0,017\,94 \text{ kg} \cdot h^{-1} \cdot N^{-1}$$

Kde:

W_{VPT} – práce volné plynové turbíny ThLTKM [$J \cdot kg^{-1}$],

$\eta_{red.}$ – účinnost reduktoru [1],

η_V – účinnost vrtule [1],

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

- v_H – rychlost letu [$m \cdot s^{-1}$],
 c_6 – výstupní rychlost plynu z výstupního ústrojí ThLTKM [$m \cdot s^{-1}$],
 β – experimentální koeficient,
 c_m – specifická spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot N^{-1} \cdot h^{-1}$],
 Q_v – hmotnostní průtok vzduchu [$kg \cdot s^{-1}$],
 c_e – specifická efektivní spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$].

4.24 Výkon T_{vdLTKM}

$$Q_v = \frac{P_{ekv.}}{P_{ekv.,m}} [kg \cdot s^{-1}]$$

$$P_{ekv.} = Q_v \cdot P_{ekv.,m} = 27,4 \cdot 331\,819,4 = 9\,091\,851,6 \text{ W}$$

Kde:

- $P_{ekv.}$ – ekvivalentní výkon [W],
 $P_{ekv.,m}$ – ekvivalentní specifický výkon [$W \cdot kg^{-1} \cdot s$],
 Q_v – hmotnostní průtok vzduchu [$kg \cdot s^{-1}$], $Q_v = 27,4 \text{ kg} \cdot s^{-1}$.

4.25 Tah T_{vdLTKM}

$$F_{T\Sigma} = \beta \cdot P_{ekv.} [N]$$

$$F_{T\Sigma} = 0,015 \cdot 9\,091\,851,6 = 136\,377,8 \text{ N}$$

Kde:

- $F_{T\Sigma}$ – celkový tah T_{vdLTKM} [N],
 β – experimentální koeficient $\beta = 0,015$,
 $P_{ekv.}$ – ekvivalentní výkon [W].

4.26 Hodinová spotřeba paliva T_{vdLTKM}

$$c_h = c_{ekv.} \cdot P_{ekv.} [kg \cdot h^{-1}]$$

$$c_h = 0,000\,269 \cdot 9\,091\,851,6 = 2\,445,7 \text{ kg} \cdot h^{-1}$$

Kde:

- c_h – hodinová spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot h^{-1}$],
 $c_{ekv.}$ – ekvivalentní specifická spotřeba paliva TvLTKM [$kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}$],
 $P_{ekv.}$ – ekvivalentní výkon [W].

4.27 Závěr

Základní výpočet tepelného oběhu byl realizován pro vzletový režim navrhovaného turboturbo-dmychadlového motoru v podmínkách MSA pro $H = 0 \text{ m}$ a $M_0 = 0$. Stejným postupem byl realizován výpočet parametrů tepelného oběhu pro pracující motor na cestovním režimu letícího letadla ve výšce $H = 11\,000 \text{ m}$ rychlostí $M_{11} = 0,7$. Výsledky výpočtu jsou uvedeny v závěrečné tabulce 4.2 Vypočítané parametry navrhovaného motoru.

Vypočítaná hodnota ekvivalentního výkonu $P_{ekv.,výp.}$ se odlišuje od požadované hodnoty ekvivalentního výkonu $P_{ekv.,zad.}$ o $+1,2 \%$ ($-0,06 \%$) a vypočítaná hodnota ekvivalentní speci-

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

fické spotřeby paliva $c_{ekv.,vyp.}$ se odlišuje od požadované hodnoty ekvivalentní specifické spotřeby paliva $c_{ekv.,vyp.}$ o -0,33 % (+0,252). Přesnost výpočtu zodpovídá požadované odchylce ± 2 %.

Tabulka 4.2 Vypočítané parametry termodynamického výpočtu navrhovaného motoru

Parametr	Hodnota		Jednotka
	H = 0 m, M = 0	H = 11 000 m, M = 0,7	
p_{0c}	101 325,2	22 632	Pa
T_{1c}	288,15	216,6	K
a	340,28	295,1	$m.s^{-1}$
v	0	206,6	$m.s^{-1}$
p_{0c}	101 325,2	31 392,9	Pa
T_{0c}	288,15	237,8	K
p_{1c}	99 805,3	30 922,0	Pa
T_{1c}	288,15	237,8	K
$p_{1c'}$	548 929,2	170 071,0	Pa
$T_{1c'}$	496,7	409,9	K
p_{2c}	3 019 110,6	918 383,4	Pa
T_{2c}	854,2	701,9	K
$W_{NTK,c}$	247 243,4	199 919,3	$J.kg^{-1}$
$W_{VTK,c}$	428 944,95	347 836,6	$J.kg^{-1}$
p_{3c}	2 868 155,1	872464,2	Pa
T_{3c}	1 665	1 600	K
t_{3c}	1 391,85	1 326,85	$^{\circ}C$
$q_{pal.}$	0,0248	0,0267	1
α_{SK}	2,72	2,526	1
$v_{chl.}\Sigma VTT$	0,935	0,935	1
$v_{chl.}\Sigma NTT$	0,99	0,99	1
$v_{chl.}\Sigma$	0,925	0,925	1
$Q_{v,SK}$	25,35	8,7	$kg.s^{-1}$
$Q_{pal.}$	0,629	0,2323	$kg.s^{-1}$
$Q_{pal.,h}$	2 263,3	836,24	$kg.h^{-1}$
$Q_{pl.}$	25,979	8,932	$kg.s^{-1}$
$W_{VTT,c}$	420 662,7	340 504,4	$J.kg^{-1}$
$\pi_{VTT,c}$	3,301	2,69	1
$T_{3c'}$	1 301,7	1 305,95	K
$p_{3c'}$	868 874,6	324 336,1	Pa
$T_{3c''}$	1 116,69	1 156,3	K
$p_{3c''}$	444 961,1	190 072,0	Pa
p_{4c}	113 484,2	35 079,6	Pa
$\pi_{VPT,c}$	3,921	5,418	1
T_{4c}	843,2	821,2	K
$W_{VPT,c}$	320 086,5	388 064,8	$J.kg^{-1}$
T_{5c}	843,2	821,2	K
$\pi_{T, c, \Sigma}$	25,274	24,87	1
$P_{ekv, m}$	3 311 819,4	402 791	$W.s.kg^{-1}$
$c_{ekv.}$	0,000269	0,0002386	$kg.W^{-1}.h^{-1}$
$F_{m, \Sigma}$	4 977,3	6 041,9	$N.kg^{-1}.s$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

c_m	0,01794	0,0159	kg.h ⁻¹ .N ⁻¹
P_{ekv}	9 091 851,6	3 597 730,1	W
F_T	136 377,8	53 965,95	N
c_h	2 445,7	858,41	kg.h ⁻¹

Tabulka 4.3 Porovnání vypočítaných a projektovaných hodnot parametrů navrhovaného turbovrtulovo-dmychadlového motoru

PARAMETR	VYPOČÍTANÁ HODNOTA	SKUTEČNÁ HODNOTA	ODCHYLKA
P _{ekv} . [W] H = 0 m, M = 0	9 091 851,6	9 000 000	+1,2 %
c _e [kg.W ⁻¹ .h ⁻¹] H = 0 m, M = 0	0,000 269	0,000 27	-0,33
P _{ekv} . [W] H = 11 km, M = 0,7	3 597 730,1	3 600 000	-0,06
c _e [kg.W ⁻¹ .h ⁻¹] H = 11 km, M = 0,7	0,0002386	0,000238	+0,252

V. ŘEŠENÝ PŘÍKLAD č. 2

5.1 Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu ThLTKM TV3-117VMA pro zadané hodnoty. Při výpočtu vycházejte z předpokladu, že ThLTKM pracuje na vzletovém mimo-řádném režimu, bez protiprachového zařízení. Před výpočtem vykonejte popis vývoje motoru a analýzu konstrukce a systémů turbohřídelového motoru TV3-117VMA. Na závěr výpočtu porovnejte výsledky výpočtu s hodnotami, které udává výrobce.

5.2 Úvod

Zkušenosti z lokálních válek v Koreji, Vietnamu a v ostatních částech světa ukázaly, že vrtulníky mají nezastupitelné místo nejen u dopravy živé síly a materiálu, ale také u přímé palební podpory pozemních vojsk, ničení tankových seskupení a opevněných objektů v přední linii. První pokusy s vyzbrojením vrtulníků učinili Francouzi na konci svého působení v krajích Indočíny. Avšak až vietnamský konflikt, v němž poprvé došlo k masovému nasazení vrtulníků, přinesl zásadní změnu v dalším vývoji bojových vrtulníků.

Požadavek na zvýšení účinnosti vrtulníků v boji proti tankům vedl k vývoji speciálního vrtulníku vyzbrojeného protitankovými řízenými raketami a mohutnou kanonovou výzbrojí. Prvním speciálním bojovým vrtulníkem, který byl zkonstruován podle těchto nových požadavků, byl Bell AH-1 Cobra.

V Sovětském svazu vývoj speciálního bojového vrtulníku začal poměrně pozdě. Až na základě zkušeností z vietnamského konfliktu a armádních požadavků přistoupila konstrukční kancelář Michaila Leontieviče Mila k dodatečnému vyzbrojení dopravních a transportních vrtulníků Mi-2 (v kódu NATO „HOPLITE“) a Mi-8 (v kódu NATO „HIP“) velkokalibrovými kulomety a neřízenými raketami. Takto vznikly nové varianty vrtulníků Mi-8T, Mi-8TB a Mi-8TBK. Až ve druhé polovině šedesátých let konstrukční kancelář M. L. Mila začala vývoj speciálního bojového vrtulníku, který konstrukčně vycházel z osvědčeného středního dopravního vrtulníku Mi-8. Po smrti hlavního konstruktéra M. L. Mila se stal vedoucím konstrukční kanceláře Marat Tiščenko, který vedl vývoj prototypu V-24.



Obr. 5.1 Vrtulník Mi-24V

Prototyp bojového vrtulníku V-24 poprvé vzlétl v roce 1971. Létal s turbohřídelovými motory TV2-117, které však neměly dostatečný výkon pro dosažení požadovaných letových charakteristik nového bojového vrtulníku. Aby se odstranil tento nedostatek, byly na první sériové vrtulníky Mi-24 (v kódu NATO „HIND B“) namontovány výkonnější turbohřídelové mo-

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

tory TV3-117 z konstrukční kanceláře Sergeja Petroviča Isotova (1918 – 1983). Sériová výroba bojového vrtulníku Mi-24A (v kódu NATO „HIND A”) se rozběhla v roce 1972. Na základě zkušeností z provozu byl vrtulník Mi-24A výrazně modernizován, čímž vznikla nová varianta vrtulníku, označená Mi-24D (v kódu NATO „HIND D”), zařazená do služeb sovětských ozbrojených sil v roce 1976. Varianta vrtulníku Mi-24V (v kódu NATO HIND E) vznikla z varianty Mi-24D montáží výkonnějších motorů TV3-117V, které zlepšily výškové vlastnosti vrtulníku. Vrtulník Mi-24DU je školní variantou vrtulníku Mi-24D, u kterého je místo střelce-operátora nahrazeno místem pro instruktora.

Turbohřídelový motor TV3-117 byl navržen v konstrukční kanceláři S. P. Isotova, která je od roku 1983 součástí konstrukční kanceláře V. J. Klimova. Motor konstrukčně vycházel ze sériově vyráběného turbohřídelového motoru TV2-117. Přidáním dvou stupňů kompresoru, úpravou mechanizace kompresoru, použitím nových konstrukčních materiálů a dokonalejší palivo-regulační soustavy vznikl nový turbohřídelový motor, který má při podstatně nižší hmotnosti o jednu třetinu vyšší výkon. Změněna byla také spouštěcí soustava motoru, jejíž součástí se stal malý proudový motor (generátor vzduchu) AI-9V, zabezpečující dodávku vzduchu pro vzduchové spouštěcí turbíny SV-78 obou motorů a zároveň i nouzovou výrobu elektrického proudu pro potřeby vrtulníku, když pracuje v režimu energetického zdroje. Stendové zkoušky nového motoru TV3-117 začaly v roce 1974. Letové zkoušky se rozběhly v roce 1976 a plná sériová výroba probíhá ve velkých sériích od roku 1978 v závodě č. 117. Generální opravy motorů TV3-117 se vykonávají v opravárenských závodech „LARZ” na Ukrajině, „ZIK motor SIČ” a v „LOM” v Praze.

Varianta motoru TV3-117V se používá pro pohon bojového vrtulníku Mi-24V. Upravená varianta motoru TV3-117MT zabezpečuje pohon středního dopravního vrtulníku Mi-17 (v kódu „HIP H”). Turbohřídelové motory TV3-117 byly ve velké míře využívány také pro pohon vrtulníků Mi-8T, Mi-14, Mi-34 a vrtulníků Ka-27, Ka-32, Ka-50 „Black Shark” (2xTV3-117VMA), Ka-52 „Aligátor” (2xTV3-117VMA-SB-3) konstruovaných v konstrukční kanceláři N. I. Kamova.

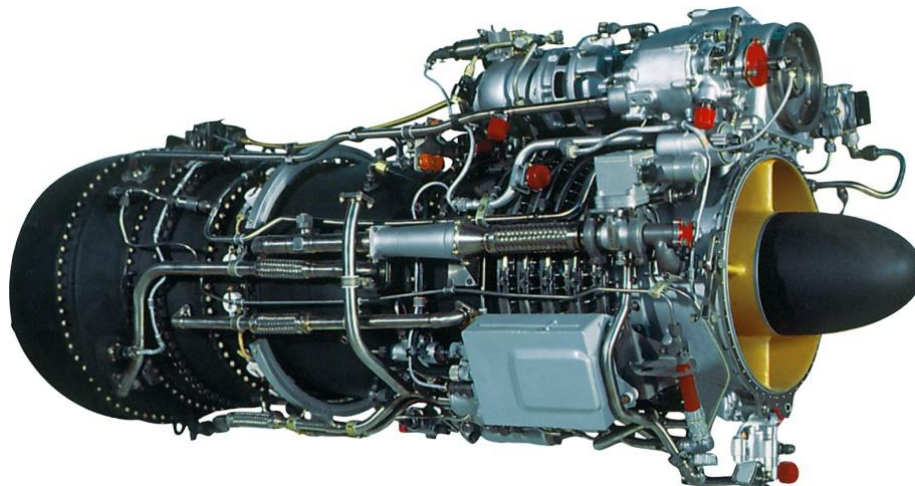
První turbohřídelové motory TV3-117 se do československého vojenského letectví dostaly 24. srpna 1978, kdy na letišti v Prostějově přistály první čtyři bojové vrtulníky Mi-24D, dodané ze Sovětského svazu. V letech 1985 až 1989 přicházela k vrtulníkovému pluku v Plzni – Borech nová varianta vrtulníku Mi-24V. V tomtéž období se k vrtulníkovým útvarům dostávaly i střední dopravní vrtulníky Mi-17, které měly nahradit už zastaralé vrtulníky Mi-8.

Při dělení majetku československé armády bylo v československém vojenském letectví 24 vrtulníků Mi-24D, 28 vrtulníků Mi-24V, 2 cvičné vrtulníky Mi-24 DU, 48 vrtulníků Mi-17 a 2 vrtulníky Mi-17Z-2. Z tohoto počtu bylo 8 vrtulníků Mi-24D, 10 vrtulníků Mi-24V, 1 vrtulník Mi-24DU, 15 vrtulníků Mi-17 a 2 vrtulníky Mi-17Z-2 přesunuto na Slovensko, kde po úpravě letiště v Prešově byly přesunuty k 34. letecké základně v Prešově. Vrtulníky Mi-24D vytvořily 1. letku, vrtulníky Mi-24V 2. letku a vrtulníky Mi-17 3. letku. V současné době (2014) jsou vrtulníky Mi-24D, Mi-24V a Mi-24DU vyřazeny ze služeb Vzdušných sil Ozbrojených sil Slovenské republiky. Životnost českých vrtulníků Mi-24V a Mi-35 končí v letech 2016 až 2017.²¹

²¹ Hocko, M.: Letecké turbokompresorové motory používané v československém letectve. Prvá časť. Letecké turbokompresorové motory používané vo vojenských lietadlách. Prešov 2000. 358 s.

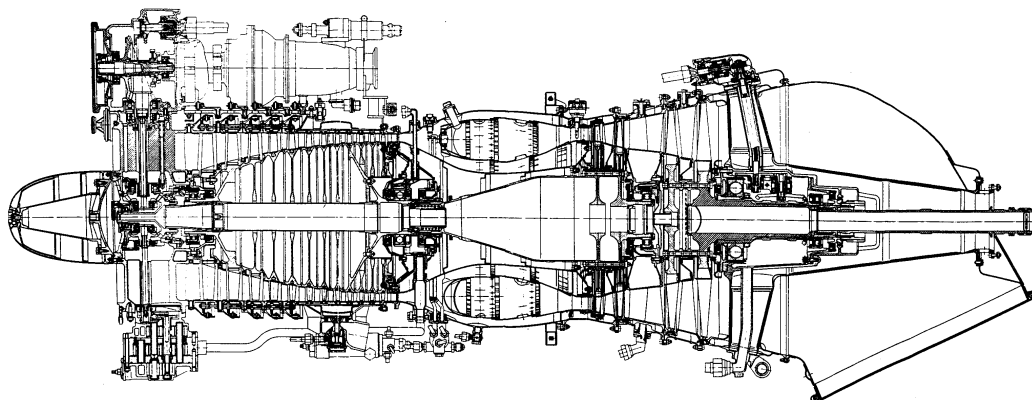
5.3 Charakteristika turbohřídelového motoru TV3-117VMA

Letecký turbokompresorový motor TV3-117VMA je dvouhřídelový turbohřídelový vrtulníkový motor s axiálním vstupním ústrojím, dvanáctistupňovým axiálním kompresorem s nastavitelnými usměrňovacími lopatkami a dvěma vypouštěcími ventily vzduchu, prstencovou spalovací komorou, dvoustupňovou axiální, chlazenou plynovou turbínou kompresoru reakčního typu a dvoustupňovou axiální, částečně chlazenou volnou plynovou turbínou reakčního typu a výstupní soustavou s výstupní trubicou natočenou pod úhlem 60° vpravo nebo vlevo vzhledem k ose motoru.



Obr. 5.2 Turbohřídelový motor TV3-117VMA

Dva turbohřídelové motory TV3-117 3. série slouží pro pohon vrtulníku Mi-24D a Mi-24DU, dva motory TV3-117VMA pohánějí vrtulník Mi-24V a dva motory TV3-117MT zabezpečují pohon středního dopravního vrtulníku Mi-17.



Obr. 5.3 Podélný řez turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA²²

5.4 Základní technické údaje turbohřídelového motoru TV3-117VMA

Výkon motoru na maximálním režimu.....	$P_{\max.} = 1617 \text{ kW}$
Maximální otáčky turbokompresoru.....	$n_{TK,\max.} = 19\,500 \text{ min.}^{-1}$
Maximální otáčky volné plynové turbíny.....	$n_{VT,\max.} = 15\,000 \text{ min.}^{-1}$
Maximální průtokové množství vzduchu.....	$Q_v = 8,85 \text{ kg.s}^{-1}$

²² Turbovalnyj dvigatel TV3-117VMA. Rukovodstvo po techniĉeskoj ekspluatácii. Kniga 1. s 579.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

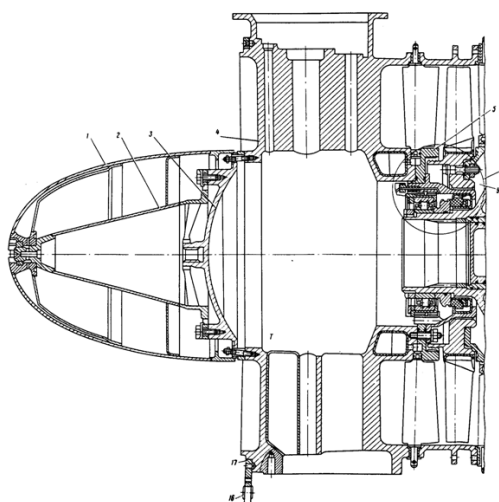
mální stupeň stlačení kompresoru.....	$\pi_{Kc} = 9,45$	Speci-
fická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{m,max.} = 0,321$	kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹
Maximální celková teplota plynu před plynovou turbínou.....	$t_{3c,max.} = 920$	°C
Akce- lerace motoru (na zemi).....	$\tau = 9''$	Cel-
ková délka motoru.....	$L = 2\ 055$	mm
Šířka motoru.....	$W = 650$	mm
Výška motoru.....	$V = 728$	mm
Suchá hmotnost motoru.....	$G = 285+5,7$	kg

5.5 Konstrukční charakteristika turbohřídelového motoru TV3-117VMA

5.5.1 Vstupní ústrojí

Vstupní ústrojí motoru TV3-117VMA zabezpečuje plynulý vstup vzduchu a jeho usměrnění na lopatky rotoru kompresoru motoru.

Vstupní ústrojí motoru je odlité, axiálního typu. Skládá se z vnějšího a vnitřního pláště, které jsou vzájemně spojeny čtyřmi dutými žebry. Na jeho vnějším povrchu je upevněna skříň pohonů s agregáty motoru. Ve vnitřní části náboje se nachází centrální pohon a těleso prvního ložiska motoru. Vstupní ústrojí je vybaveno vstupním usměrňovacím ústrojím s nastavitelnými usměrňovacími lopatkami v rozsahu $\alpha_{vuú} = 27^\circ$ až 0° . Aerodynamický kryt, přední hrany aerodynamických žebrování a duté lopatky vstupního usměrňovacího ústrojí jsou ohřívány vzduchem, který je přiváděn z prostoru spalovací komory motoru.



Obr. 5.4 Řez vstupním ústrojím motoru TV3-117VMA

5.5.2 Kompresor

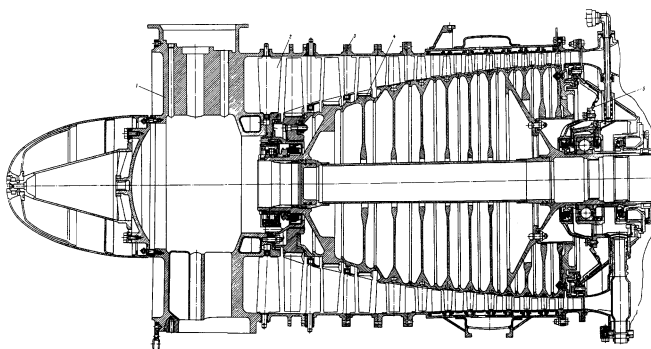
Kompresor motoru TV3-117VMA je axiální, jednohřídelový, jednoproudový, dvanáctistupňový s nastavitelnými usměrňovacími lopatkami prvních čtyř stupňů statoru kompresoru. Natačení usměrňovacích lopatek se vykonává automaticky v rozsahu od $\alpha_{vuú} = 27^\circ$ do 0° v závislosti na přepočítaných otáčkách rotoru turbokompresoru. Pro zabezpečení stabilní práce kompresoru jsou použity i dva vypouštěcí ventily vzduchu za sedmým stupněm kompresoru.

Rotor kompresoru je disko-bubnové konstrukce, kterou tvoří přední čep, disky s lopatkami a zadní čep. Hřídel rotoru kompresoru je uložený na předním válečkovém ložisku č. 1 a na zadním kuličkovém ložisku č. 2. Zadní čep je drážkovaný pro spojení s hřídelem plynové turbíny kompresoru.

Skříň kompresoru tvoří čtyři základní části. Na vnějším povrchu statoru kompresoru jsou vytvořeny otvory pro čepy nastavitelných usměrňovacích lopatek kompresoru. Ke čtvrté části

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

skříňě kompresoru je přivařen prstenc, který vytváří komoru pro odběr vzduchu za sedmým stupněm kompresoru. Pátá část skříňě kompresoru tvoří nosnou část konstrukce celého motoru.



Obr. 5.5 Řez kompresorem motoru TV3-117VMA

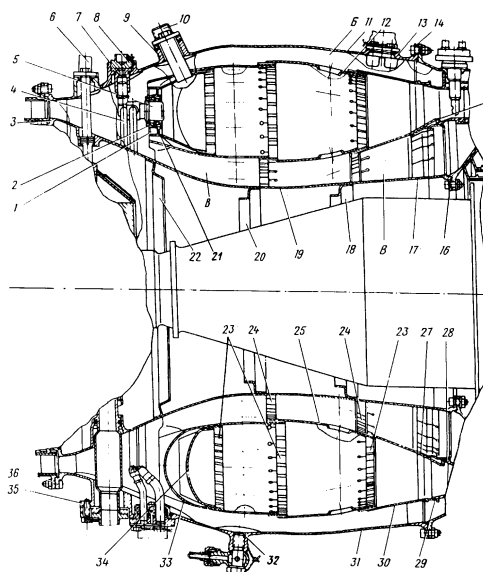
Těleso prvního válečkového ložiska motoru je součástí vstupního ústrojí motoru. Těleso druhého kuličkového ložiska motoru je součástí zadní části konstrukce statoru kompresoru.

Natáčení usměrňovacích lopatek vstupního usměrňovacího ústrojí a usměrňovacích ústrojí prvních čtyř stupňů kompresoru zabezpečuje pracovní mechanismus, ovládaný v závislosti na přepočítaných otáčkách rotoru turbokompresoru podle programu řízeného čerpadlem-regulátorem NR-3A.

Zvýšení zásoby stabilní činnosti kompresoru motoru na přechodových režimech zabezpečují také dva vypouštěcí ventily vzduchu, které vypouštějí část vzduchu mimo kompresor v závislosti na přepočítaných otáčkách rotoru turbokompresoru podle programu řízeného čerpadlem-regulátorem NR-3A.

5.5.3 Spalovací komora

Spalovací komora motoru TV3-117VMA je přímoproudová, prstencového typu. Tvoří ji plášť spalovací komory, plamenec s dvanácti hlavicemi, palivová rampa s dvanácti palivovými tryskami, dva zapalovače a odpadový ventil.



Obr. 5.6 Spalovací komora motoru TV3-117VMA

Vnější plášť spalovací komory je nosnou částí motoru. Plamenec je prstencového tvaru s dvanácti hlavicemi s lopatkovými vířiči, do kterých se umísťují palivové trysky. Palivové

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

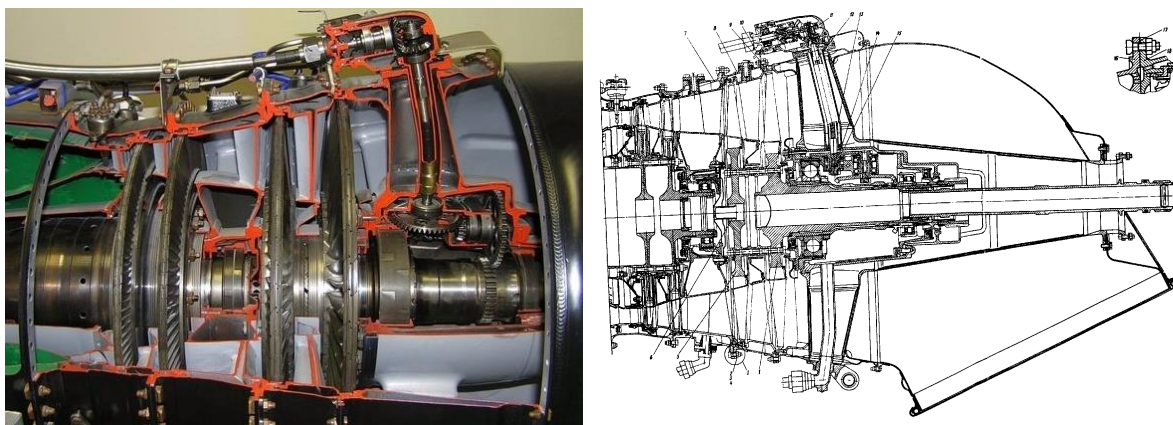
trysky jsou duplexní, odstředivého typu. Zapálení směsi paliva a vzduchu ve spalovací komoře při spouštění zabezpečují dvě zapalovací svíčky SP-26P3T. Odvod paliva z prostoru spalovací komory zabezpečuje odpadový ventil.

5.5.4 Plynová turbína

Turbohřídelový motor TV3-117VMA má dvě vzájemně kinematicky nezávislé plynové turbíny, plynovou turbínu kompresoru a volnou plynovou turbínu.

Plynová turbína kompresoru je axiální, dvoustupňová, jednohřídelová, chlazená, reakčního typu. Je tvořena usměrňovacím ústrojím prvního stupně plynové turbíny, usměrňovacím ústrojím druhého stupně plynové turbíny, rotorem plynové turbíny kompresoru a tělesem třetího ložiska motoru.

Usměrňovací ústrojí prvního a druhého stupně jsou svými tělesy spojeny se silovou částí motoru. Jejich součástí jsou duté, chlazené usměrňovací lopatky. Chlazení usměrňovacích lopatek prvního a druhého stupně zabezpečuje vzduch, přiváděný ze sekundárního proudu vzduchu spalovací komory.



Obr. 5.7 Plynová turbína kompresoru a volná plynová turbína motoru TV3-117VMA

Rotor plynové turbíny kompresoru je diskové konstrukce. Rotorové lopatky jsou plné, nechlazené. Hřídel rotoru plynové turbíny kompresoru je uložený na společném kuličkovém ložisku kompresoru č. 2 a na válečkovém ložisku č. 3 plynové turbíny kompresoru.

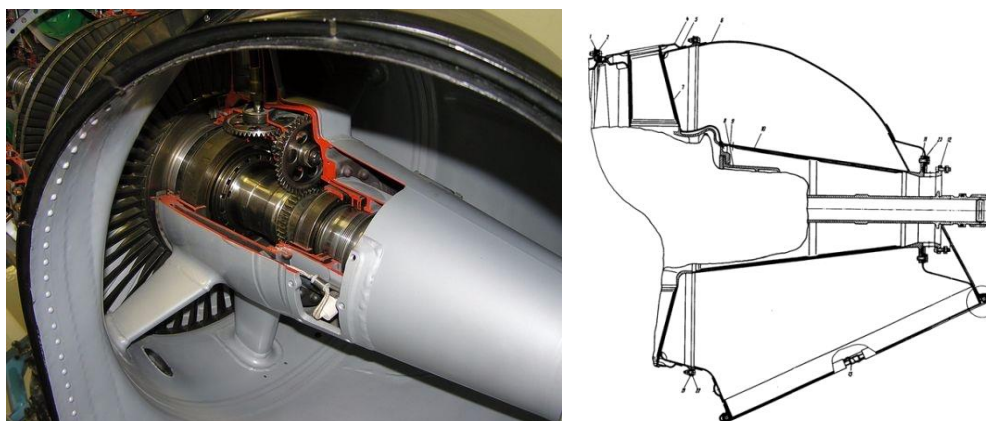
Volná plynová turbína je axiální, dvoustupňová, jednohřídelová, s chlazenými usměrňovacími lopatkami prvního stupně, reakčního typu. Tvoří ji rotor volné plynové turbíny, stator volné plynové turbíny, těleso 4. ložiska a těleso 5. ložiska motoru.

Těleso skříně statoru volné plynové turbíny je nosnou částí motoru. Ve skříně jsou upevněny chlazené usměrňovací lopatky prvního stupně a nechlazené usměrňovací lopatky druhého stupně volné plynové turbíny. Na chlazení je využíván chladicí vzduch od sedmého stupně kompresoru.

Těleso čtvrtého a pátého ložiska motoru zabezpečuje uložení rotoru volné plynové turbíny na čtvrtém kuličkovém ložisku a na pátém válečkovém ložisku motoru a přenos sil od rotoru do silové soustavy motoru.

Rotor volné plynové turbíny je s rotorem plynové turbíny kompresoru spojený jen prostřednictvím proudu plynu. Slouží pro pohon hlavního reduktoru vrtulníku. Rotor volné plynové turbíny je diskové konstrukce s nechlazenými rotorovými lopatkami. Hřídel rotoru volné plynové turbíny je uložený na čtvrtém kuličkovém ložisku a na pátém válečkovém ložisku motoru.

5.5.5 Výstupní soustava



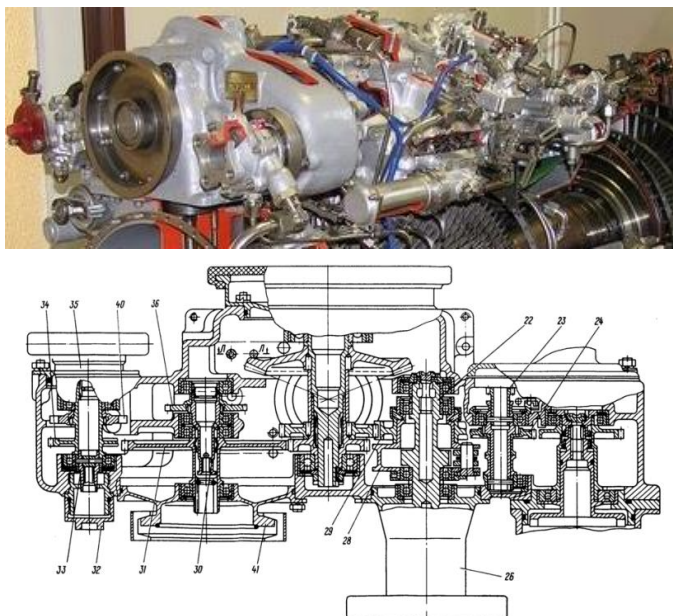
Obr. 5.8 Výstupní ústrojí motoru TV3-117VMA

Výstupní soustava motoru TV3-117VMA je pevná, natočená oproti ose motoru o úhel 60° vlevo nebo vpravo podle umístění motoru na vrtulníku.

Výstupní soustavu motoru tvoří výstupní trubka, dvoudílný plášť a stahovací pás. Mezi trubkou a pláštěm protéká chladicí vzduch, který ochlazuje stěny výstupní trubky.

5.5.6 Skříň pohonů

Skříň pohonů motoru TV3-117VMA slouží pro umístění a pohon agregátů motoru. Jednotlivé agregáty motoru jsou poháněny od rotoru turbokompresoru a od rotoru volné plynové turbíny motoru. Od rotoru volné plynové turbíny se krouticí moment přenáší pružným hřídelem na regulátor otáček volné plynové turbíny.



Obr. 5.9 Skříň pohonů motoru TV3-117VMA

Rotor turbokompresoru motoru pohání skříň pohonů, která je umístěna v přední horní části motoru na tělese vstupního ústrojí. Přenos krouticího momentu od hřídele kompresoru zabezpečuje centrální pohon a horní svislý hřídel, který je vedený přes dutinu aerodynamického žebra vstupní části motoru. Na skříni pohonů motoru je umístěn vzduchový spouštěč SV-78, čerpadlo-regulátor NR-3A, řídicí agregát, palivové dodávací čerpadlo DCN-70, vysílač otáček

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

turbokompresoru, odsávací olejové čerpadlo, odstředivý odvzdušňovač a olejový agregát s čističem. Druhým, spodním svislým hřídelem je od centrálního pohonu veden krouticí moment do spodního olejového agregátu, ve kterém jsou umístěna odsávací olejová čerpadla.

5.6 Soustavy turbohřídelového motoru TV3-117VMA

5.6.1 Olejová soustava

Olejová soustava motoru TV3-117VMA je tlaková, cirkulační, autonomní s přímým odvzdušněním do atmosféry.

Olejovou soustavu motoru tvoří horní olejový agregát, spodní olejový agregát, olejový chladič a olejová nádrž. Olej z olejové nádrže se dostává do horního olejového agregátu, kde je umístěno jednostupňové tlakové olejové čerpadlo. Tlakový olej s tlakem $p_o = 0,3$ až $0,4$ MPa je přes olejový čistič, jednosměrný ventil a redukční ventil vedený k jednotlivým mazaným místům. Odsávání oleje z mazaných míst zabezpečuje soustava pěti odsávacích olejových čerpadel ve spodním olejovém agregátu a jedním odsávacím olejovým čerpadlem v horním olejovém agregátu. Chlazení oleje zabezpečuje olejový chladič, který je součástí olejové soustavy vrtulníku.

Odvzdušnění olejové soustavy je zabezpečeno přímo do atmosféry přes odstředivý odvzdušňovač, umístěný na skříni pohonů.

Olejová soustava motoru používá syntetický olej B-3V.

5.6.2 Palivová soustava

Palivová soustava motoru TV3-117VMA zabezpečuje regulovanou dodávku paliva do spalovací komory, ovládání nastavitelných usměrňovacích lopatek kompresoru a vypouštěcích ventilů kompresoru.

Palivovou soustavu motoru tvoří palivová soustava nízkého tlaku, palivová soustava dodávky paliva do spalovací komory motoru, palivová soustava omezení maximálních přepočítaných otáček motoru, palivová soustava omezení celkové teploty plynu před plynovou turbínou kompresoru t_{3c} , soustava ochrany volné plynové turbíny, soustava ovládání usměrňovacích ústrojí kompresoru a vypouštěcích ventilů vzduchu a soustava ovládání od-pojení vzduchového spouštěče.

Palivová soustava nízkého tlaku zabezpečuje dodávku paliva z palivových nádrží vrtulníku na vstup jednotlivých agregátů palivové soustavy motoru. Základními částmi palivové soustavy nízkého tlaku je dodávací palivové čerpadlo DCN-70 a jemný palivový čistič. Tlak paliva na výstupu z dodávacího palivového čerpadla je $p_p = 0,12$ MPa.

Palivová soustava regulované dodávky paliva do spalovací komory motoru zabezpečuje regulovanou dodávku paliva do palivových trysek spalovací komory podle stanovených programů regulace ve všech režimech činnosti motoru a při spouštění motoru. Regulaci dodávky paliva do spalovací komory řídí čerpadlo-regulátor NR-3A. Palivo se do spalovací komory dostává přes palivovou rampu a dvanáct duplexních palivových trysek.

Palivová soustava omezení maximálních přepočítaných otáček motoru zabezpečuje omezení maximálních přepočítaných otáček $n_{TK,pr} = f(n_{TK}, t_{1c})$ rotoru turbokompresoru na jednotlivých režimech činnosti motoru. Do soustavy omezení maximálních režimů motoru patří regulátor hraničních režimů RPR-3A (obvod turbokompresoru), snímač otáček turbokompresoru, snímač celkové teploty vzduchu na vstupu do motoru t_{1c} a výkonný mechanismus IM-47.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Palivová soustava omezení maximální teploty plynu před plynovou turbínou kompresoru zabezpečuje automatické omezení teploty plynu před plynovou turbínou kompresoru motoru. Soustavu tvoří regulátor teploty, soustava termočlánků T-102 a výkonný mechanismus IM-47.

Soustava ochrany volné plynové turbíny motoru zabezpečuje vypnutí motoru při dosažení otáček volné plynové turbíny $n_{VT} = 118 \pm 2 \%$. Soustavu tvoří regulátor hraničních režimů RPR-3A (obvod volné plynové turbíny), snímač otáček volné plynové turbíny, výkonný mechanismus IM-3A a ventil stálého přetlaku.

Soustava ovládání usměrňovacích ústrojí kompresoru a vypouštěcích ventilů vzduchu zabezpečuje natáčení usměrňovacích lopatek vstupního usměrňovacího ústrojí a usměrňovacích lopatek prvních čtyř stupňů v závislosti na přepočítaných otáčkách rotoru turbokompresoru $\alpha_{ut} = f(n_{TK,pr.})$ a ovládání vypouštěcích ventilů vzduchu za sedmým stupněm kompresoru v závislosti na přepočítaných otáčkách rotoru turbokompresoru $n_{TK,pr.}$. Natáčení usměrňovacích lopatek vstupního usměrňovacího ústrojí a usměrňovacích lopatek prvních čtyř stupňů kompresoru zabezpečují dva hydraulické pracovní válce, které jsou napájeny tlakovým palivem z čerpadla-regulátoru NR-3A.

Soustava odpojení vzduchového spouštěče SV-78 vysílá elektrický signál na odpojení elektromagnetického ventilu vzduchového spouštěče při dosažení otáček turbokompresoru $n_{TK} = 60$ až 65% .

Vzájemnou spolupráci dvou motorů TV3-117VMA zabezpečuje synchronizační ventil na principu udržování stejného celkového tlaku vzduchu za kompresory obou motorů p_{2c} změnou dodávky paliva do spalovací komory.

5.6.3 Odpadová soustava

Odpadová soustava motoru TV3-117VMA zabezpečuje odvod oleje a paliva, které uniklo přes netěsnosti jednotlivých agregátů motoru, a zůstatků paliva z palivových ramp ve spalovací komoře přes blok odpadových ventilů a ejektor do výstupního difuzoru motoru.

5.6.4 Odmrazovací soustava

Odmrazovací soustava motoru TV3-117VMA zabezpečuje ochranu vstupní části motoru a protiprachového zařízení PZU před vznikem námrazy. Teplý vzduch z odmrázovací soustavy motoru slouží také na ofukování teplotní vložky regulačního čerpadla. V odmrázovací soustavě se využívá teplý vzduch, odebíraný ze sekundárního proudu vzduchu ve spalovací komoře, který je vedený do dutin v náběhových hranách aerodynamických žeber vstupního ústrojí motoru, dvojitého pláště vstupního aerodynamického krytu motoru, do nastavitelných vstupních usměrňovacích lopatek a k teplotní vložce regulačního čerpadla. Odmrazovací soustava motoru pracuje v automatickém a ručním režimu. Odmrazovací soustavu motoru tvoří ventil odmrázovací soustavy, regulátor teploty, potrubí dodávky vzduchu, automatika odmrázovací soustavy a signalizátor odmrázovací soustavy RIO-3.

5.6.5 Spouštěcí soustava

Spouštěcí soustava motoru TV3-117VMA zabezpečuje automatické spouštění motoru na zemi a v průběhu letu. Do spouštěcí soustavy motoru patří elektrická soustava ovládání spouštění s panelem spouštění APD, zapalovací soustava, vzduchová soustava a palivová spouštěcí soustava.

Roztočení rotoru turbokompresoru motoru zabezpečuje vzduchový spouštěč SV-78, do kterého dodává stlačený vzduch generátor vzduchu AI-9V. Vzduchový spouštěč SV-78 je součástí motoru TV3-117VMA. Je spojený přes odstředivou spojku se skříňí pohonů motoru.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Zapalovací soustava slouží na zapálení směsi paliva a vzduchu ve spalovací komoře při spouštění motoru na zemi a v průběhu letu. Zapalovací soustavu tvoří zapalovací agregát SK-22-2K a dvě zapalovací svíčky SP-26P3T.

Generátor vzduchu AI-9V je malý proudový motor s předdimenzovaným kompresorem, který v režimu spouštění motoru TV3-117VMA zabezpečuje přívod stlačeného vzduchu do pravého nebo levého motoru. V generátorovém režimu zabezpečuje výrobu elektrického proudu pro potřeby vrtulníku. Generátor vzduchu AI-9V je samostatný agregát, který není součástí motorů TV3-117VMA.

5.6.6 Soustava kontroly pohonných jednotek

Soustava kontroly pohonných jednotek slouží pro vizuální kontrolu parametrů motorů TV 3-117VMA v kabině vrtulníku Mi-24D.

Soustava kontroly pohonných jednotek zabezpečuje pomocí ručičkového ukazatele indikaci otáček rotoru volné plynové turbíny n_{NR} levého a pravého motoru, indikaci otáček rotoru turbokompresoru n_{TK} levého a pravého motoru, indikaci teploty plynů před plynovou turbínou kompresoru t_{3c} levého a pravého motoru, indikaci tlaku oleje p_o , indikaci teploty oleje t_o a indikaci tlaku paliva p_p levého a pravého motoru, indikaci vibrací motoru v_v levého a pravého motoru a indikaci režimů motorů na ukazateli indikátoru režimů motorů IR-117V.

Nebezpečné režimy při činnosti motoru jsou signalizovány světelnými tably: „ВЫКЛЮЧИ ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ” (Vypni levý, pravý motor), „ВИБРАЦИЯ ПОВЫШЕНАЯ ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ” (Zvýšená vibrace levého (pravého) motoru), „РЕГУЛЯТОР T° i n_{TK} ” (Regulátor teploty a otáček n_{TK}), „ОБОРОТЫ СТ” (Otáčky volné plynové turbíny) a „ОБОГРЕВ ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВКЛ.” (Zapnutý ohřev levého (pravého) motoru).

5.1 Tabulka režimů turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA

PARAMETR REŽIM	VÝKON NA VÝSTUPNÍM HŘÍDELI P_e [kW]	OTÁČKY TURBOKOM- PRESORU MOTORU n_{TK} [%]	OTÁČKY VOLNÉ PLYNOVÉ TURBÍNY n_{VT} [%]	OTÁČKY NOSNÉHO ROTORU VRTULNÍKU n_{NR} [%]	TEPLOTA PLYNŮ PŘED PLY- NOVOU TURBÍNOU t_{3c} [°C]	SPECIFICKÁ SPOTŘEBA PALIVA $c_{m,e}$ [kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹]
MIMOŘÁDNÝ	1 617	97,4±0,5	98±1	93±1	920	0,321
VZLETOVÝ	1 470	96,3±0,5	100±2	93±1	890	0,321
NOMINÁLNÍ	1 250	94,7±0,5	100±2	95±2	845	0,337
I. CESTOVNÍ	1 103	93,6±0,5	100±2	95±2	815	0,351
II. CESTOVNÍ	882	91,7±0,5	100±2	95±2	770	0,378
VOLNOBĚŽNÝ	max. 147	75±3	65-2	55 ⁺¹⁵ ₋₁₀ *	780	1,115

* Parametry jsou přepočítány na podmínky standardní atmosféry MSA.

Poznámka:

- 100 % na ukazovateli otáček rotoru turbokompresoru zodpovídá $n_{TK} = 19\,537,48 \text{ min}^{-1}$.
- 95,4 % na ukazovateli otáček nosného rotoru zodpovídá $n = 15\,000 \text{ min}^{-1}$ nebo 100 % otáček volné plynové turbíny.
- Uvedené hodnoty základních parametrů motoru nezahrnují snížení výkonu motoru v důsledku:
 - pohonu pomocných agregátů motoru a vrtulníku;
 - odběru vzduchu pro potřeby vrtulníku a protiprachového zařízení.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

5.7 Výpočet tepelného oběhu turbohřídelového motoru TV3-117VMA

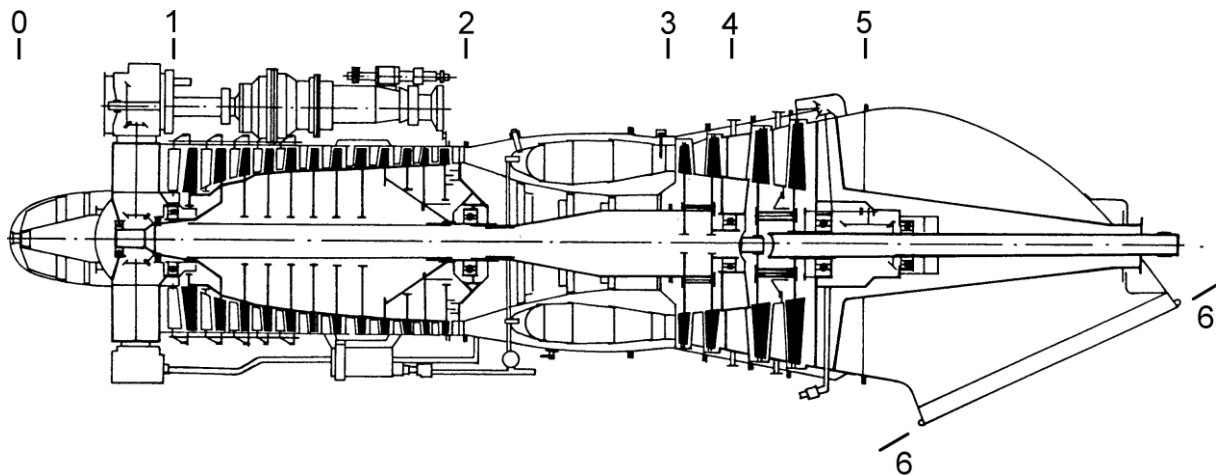
5.7.1 Zadané parametry

Výška letu.....	$H = 0$ m
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním ústrojí	$\sigma_D = 0,999$
Celkový stupeň stlačení	$\pi_{Kc,\Sigma} = 9,45$
Průtokové množství vzduchu	$Q_v = 8,85$ kg.s ⁻¹
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,805$
Teplota před plynovou turbínou	$t_{3c} = 920$ °C
Celková adiabatická účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,848$
Celková adiabatická účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{VT,c} = 0,9$
Součinitel zachování celkového tlaku v hlavní spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,948$
Mechanická účinnost	$\eta_{m,TK} = 0,995$
Mechanická účinnost	$\eta_{m,VT} = 0,99$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní soustavě	$\phi_{VD} = 0,92$

5.7.2 Kontrolní parametry

Efektivní výkon	$P_e = 1\,617$ kW
Specifická spotřeba paliva	$c_e = 0,321$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

5.7.3 Principiální schéma turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA



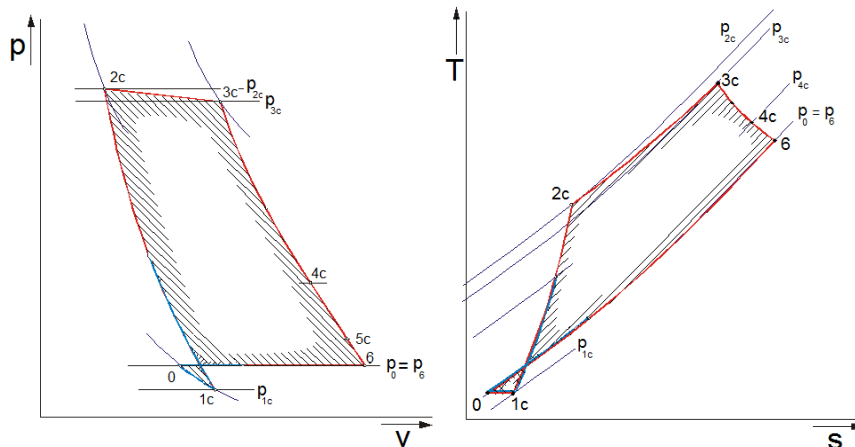
Obr. 5.10 Výpočtové řezy turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA

Označení výpočtových řezů:

- 0 - 1 vstupní ústrojí ThLTKM,
- 1 - 2 kompresor ThLTKM,
- 2 - 3 spalovací komora ThLTKM,
- 3 - 4 plynová turbína kompresoru ThLTKM,
- 4 - 5 volná plynová turbína ThLTKM,
- 5 - 6 výstupní ústrojí ThLTKM.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

5.8 Tepelný oběh turbohřídelového vrtulníkového motoru v „p – v“ a „T – s“ diagramu



Obr. 5.11 Skutečný „p – v“ a „T – s“ diagram tepelného oběhu turbohřídelového motoru při činnosti na zemi $M = 0$, $H = 0$

5.9 Výpočet parametrů tepelného oběhu

5.9.1 Parametry vzduchu před ThLTKM

Pro vstupní podmínku činnosti motoru $H = 0$ m, $M = 0$ je možné z tabulek Mezinárodní standardní atmosféry stanovit statický tlak p_0 a statickou teplotu vzduchu T_0 před motorem:

$$p_0 = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 15 \text{ °C} + 273,15 = 288,15 \text{ K}$$

5.9.2 Parametry vzduchu ve vstupním ústrojí motoru

Mezi výpočtovými řezy $0 - 0$ a $1 - 1$ není na vzduch dodávána žádná vnější práce. Protože výměna tepla mezi protékajícím vzduchem v motoru a okolní atmosférou je velmi malá, je ji možné zanedbat a termodynamické procesy je možné považovat za adiabatické, pro které platí:

$$q_{\text{von.}} = 0$$

5.9.2.1 Celkový tlak vzduchu před vstupním ústrojím motoru

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \text{ [Pa]}$$

$$p_{0c} = 101\,325,2 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^{\frac{1,4 - 1}{1,4}} = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

5.9.2.2 Celková teplota vzduchu před vstupním ústrojím motoru

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \text{ [K]}$$

$$T_{0c} = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^{\frac{1,4 - 1}{1,4}} = 288,15 \text{ K}$$

5.9.3 Parametry vzduchu v kompresoru

5.9.3.1 Ideální tlak vzduchu na vstupu do kompresoru

$$p_{1c,id.} = p_{0c} \cdot \left(\frac{T_{1c}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_{1c,id.} = 101\,325,2 \cdot \left(\frac{288,15}{288,15} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$p_{1c} = \sigma_D \cdot p_{0c} [Pa]$$

$$p_{1c} = 0,999 \cdot 101\,325,2 = 101\,318,1 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\sigma_D = 0,999$$

5.9.3.2 Celková teplota vzduchu na vstupu do kompresoru

$$T_{1c} = T_0 = T_{0c} + \frac{c_0^2}{2 \cdot c_{p,v}} [K]$$

$$T_{1c} = T_0 = 288,15 + \frac{0^2}{2 \cdot 1005} = 288,15 \text{ Pa}$$

Kde:

$c_{p,v}$ – specifické teplo vzduchu za stálého tlaku [$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$].

5.9.3.3 Celkový tlak vzduchu za kompresorem motoru

Pro celkový tlak vzduchu za kompresorem ThLTKM platí:

$$p_{2c} = p_{1c} \cdot \pi_{Kc} [Pa]$$

$$p_{2c} = 101\,318,1 \cdot 9,45 = 957\,456,1 [Pa]$$

Kde:

$p_{2c} [Pa]$ – celkový tlak vzduchu za kompresorem,

$\pi_{Kc} [1]$ – celkový stupeň stlačení kompresoru, $\pi_{Kc} = 9,45$.

5.9.3.4 Celková teplota vzduchu za kompresorem motoru

$$T_{2c} = T_{1c} \cdot \left[1 + \frac{\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{Kc}} \right] [K]$$

$$T_{2c} = 288,15 \cdot \left[1 + \frac{9,45^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{0,805} \right] = 610,21 \text{ K}$$

Kde:

$\pi_{Kc} [1]$ – celkový stupeň stlačení kompresoru, $\pi_{Kc} = 9,45$,

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$\eta_{Kc} [1]$ – celková účinnost kompresoru $\eta_{Kc} = 0,805$.

5.9.4 Parametry plynu v hlavní spalovací komoře

5.9.4.1 Celkový tlak plynu v hlavní spalovací komoře

$$p_{3c} = \sigma_{HSK} \cdot p_{2c} [Pa]$$

$$p_{3c} = 0,948 \cdot 957\,456,1 = 907\,668,4 Pa$$

Kde:

$$\sigma_{HSK} = 0,948$$

5.9.4.2 Celková teplota plynu v hlavní spalovací komoře

Celková teplota plynu před plynovou turbínou je zadána: $t_{3c} = 920 \text{ }^\circ\text{C}$.

$$T_{3c} = t_{3c} + 273,15 [K]$$

$$T_{3c} = 920 + 273,15 = 1\,193,15 K$$

5.9.5 Výpočet parametrů plynu v plynové turbíně kompresoru motoru

5.9.5.1 Celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru motoru

Plynová turbína ThLTKM slouží pro pohon kompresoru a motorových agregátů. Pro plynovou turbínu tak musí platit rovnost výkonu plynové turbíny kompresoru a výkonu kompresoru.

Hmotnostní průtok plynu přes ThLTKM:

$$Q_{pl.} = Q_v + Q_{pal.} - Q_{odv.}$$

V mnohých případech při předběžných a kontrolních výpočtech vykonávaných v leteckém provozu je možné předpokládat $Q_{pl.} = Q_v$.

Rovnováha výkonu plynové turbíny kompresoru a výkonu kompresoru:

$$Q_{pl.} \cdot c_{p,pl.} \cdot (T_{3c} - T_{4c}) \eta_{m,TK} = Q_v \cdot c_{p,v} \cdot (T_{2c} - T_{1c})$$

Po úpravě:

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{c_{p,v}}{c_{p,pl} \cdot \eta_{m,TK}} \cdot (T_{2c} - T_{1c}) \cdot \frac{Q_v}{Q_{pl.}} [K]$$

$$T_{4c} = 1\,193,15 - \frac{1\,005}{1\,158,096} \cdot (610,21 - 288,15) \cdot 1 = 902,0 K$$

Kde:

$c_{p,v} [J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$ – specifické teplo vzduchu za stálého tlaku, $c_{p,v} = 1005 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$,

$c_{p,pl} [J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku, $c_{p,pl} = 1158 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$,

$\eta_{m,TK} [1]$ – mechanická účinnost turbokompresoru, $\eta_{m,TK} = 0,96$,

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$T_{1c} [K]$	– celková teplota vzduchu před kompresorem,
$T_{2c} [K]$	– celková teplota vzduchu za kompresorem,
$T_{3c} [K]$	– celková teplota plynu před plynovou turbínou,
$T_{3c'} [K]$	– celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru.

5.9.5.2 Celkový tlak plynu za plynovou turbínou kompresoru motoru

$$p_{4c} = p_{3c} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{Tc,TK}} \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} [Pa]$$

$$p_{4c} = 907\,668,4 \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{902,0}{1\,193,15} \right) \cdot \frac{1}{0,88} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 245\,189,7 Pa$$

Kde:

$\kappa' [1]$ – exponent adiabaty plynů v rozmezí celkových teplot T_{3c} a $T_{3c'}$ při daném přebytku vzduchu,

$\eta_{Tc,TK} [1]$ – celková účinnost plynové turbíny turbokompresoru, $\eta_{Tc,TK} = 0,88$,

$p_{4c} [Pa]$ – celkový tlak plynu za plynovou turbínou,

$p_{3c} [Pa]$ – celkový tlak plynu před kompresorem,

$T_{3c} [K]$ – celková teplota plynu před plynovou turbínou kompresoru,

$T_{3c'} [K]$ – celková teplota plynu za plynovou turbínou kompresoru.

5.9.6 Výpočet parametrů plynu ve volné plynové turbíně motoru

5.9.6.1 Celková adiabatická teplota plynů na výstupu z motoru

$$T_{6,ad.}' = T_{4c} \cdot \left(\frac{p_0}{p_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}} [K]$$

$$T_{6,ad.}' = 902,0 \cdot \left(\frac{101\,325,2}{245\,189,7} \right)^{\frac{1,33-1}{1,33}} = 724,4 K$$

Kde:

$T_{5,ad.}'$ – adiabatická celková teplota plynů na výstupu z ThLTKM [K],

$T_{3c'}$ – celková teplota plynů na vstupu do volné plynové turbíny ThLTKM [K],

p_0 – atmosférický tlak vzduchu [Pa],

$p_{3c'}$ – celkový tlak plynu před volnou plynovou turbínou [Pa].

5.9.6.2 Celková adiabatická teplota plynů za volnou plynovou turbínou ThLTKM

$$T_{5c,ad.} = T_{6,ad.}' + \frac{c_5^2}{2 \cdot c_{p,pl} \cdot \varphi_{VD}^2 \cdot \bar{\lambda}} [K]$$

$$T_{5c,ad.} = 724,4 + \frac{50^2}{2 \cdot 1158,0,92^2 \cdot 1,02} = 725,66 \text{ K}$$

Kde:

$T_{4c,ad.} [K]$ – celková adiabatická teplota plynů za volnou plynovou turbínou ThLTKM,

$T_{6,ad.}'$ – adiabatická celková teplota plynů na výstupu z ThLTKM [K],

c_6 – výstupní rychlost plynu [$m \cdot s^{-1}$], $c_6 = 50 \text{ m} \cdot s^{-1}$,

$\varphi_{VD} [1]$ – součinitel charakterizující ztrátu rychlosti ve výstupní soustavě, $\varphi_{VD} = 0,92$,

$\bar{\lambda} [1]$ – poměrné Lavalovo číslo $\bar{\lambda} = 1,02$.

5.9.6.3 Celková teplota plynů za volnou plynovou turbínou ThLTKM

$$T_{5c} = T_{4c} - (T_{4c} - T_{5c,ad.}') \eta_{VTc} [K]$$

$$T_{5c} = 902,0 - (902,0 - 725,66) \cdot 0,9 = 743,29 \text{ K}$$

Kde:

$T_{5c,ad.} [K]$ – celková adiabatická teplota plynů za volnou plynovou turbínou ThLTKM,

$T_{5c} [K]$ – celková teplota plynu za volnou plynovou turbínou ThLTKM,

$\eta_{VTc} [1]$ – celková účinnost volné plynové turbíny $\eta_{VTc} = 0,9$.

5.9.6.3 Celkový tlak plynů za volnou plynovou turbínou ThLTKM

Celkový tlak plynů za volnou plynovou turbínou p_{5c} se určí z předpokladu polytropické expanze.

$$p_{5c} = p_{4c} \cdot \left(\frac{T_{6c,ad.}'}{T_{5c}} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} [Pa]$$

$$p_{5c} = 245\,189,7 \cdot \left(\frac{724,4}{743,29} \right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 221\,026,35 \text{ Pa}$$

Kde:

$p_{5c} [Pa]$ – celkový tlak plynu za volnou plynovou turbínou,

$\kappa' [1]$ – exponent adiabaty plynů v rozmezí celkových teplot T_{4c} a $T_{5c,ad.}'$ při daném přebytku vzduchu $\kappa' = 1,33$,

$p_{4c} [Pa]$ – celkový tlak plynu za volnou plynovou turbínou,

$T_{5c,ad.} [K]$ – celková adiabatická teplota plynu za volnou plynovou turbínou,

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

T_{5c} [K] – celková teplota plynu za volnou plynovou turbínou.

5.9.7 Výpočet parametrů ThLTKM

5.9.7.1 Efektivní výkon

Efektivní výkon turbohřídelového motoru je výkon odevzdávaný plynovou turbínou na hřídel reduktoru.

$$P_e = Q_{pl} \cdot c_{p,pl} \cdot (T_{4c} - T_{5c}) \cdot \eta_{m,VT}$$

$$P_e = 8,85 \cdot 1\,158 \cdot (902,0 - 743,29) \cdot 0,99 = 1\,610\,242,6 \text{ W}$$

Kde:

Q_{pl} – hmotnostní průtok plynů protékajících přes plynovou turbínu. Předpoklad: $Q_{pl} = Q_v$,

$c_{p,pl}$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku, $c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$,

$\eta_{m,VT}$ [1] – mechanická účinnost volné plynové turbíny $\eta_{m,VT} = 0,99$.

5.9.8 Vrtulový výkon

Vrtulový výkon je výkon odevzdaný motorem na nosný rotor (vrtuli). Tento výkon je menší, než je výkon efektivní o hodnotu ztrátového výkonu v reduktoru.

$$P_v = P_e \cdot \eta_{red.} \text{ [W]}$$

$$P_v = 1\,610\,242,6 \cdot 0,975 = 1\,569\,986,5 \text{ W}$$

Kde:

$\eta_{red.}$ - účinnost reduktoru, $\eta_{red.} = 0,975$

5.9.9 Specifický vrtulový výkon

$$P_{v,m} = c_{p,pl} \cdot (T_{3c} - T_{4c}) \cdot \eta_{red.} \text{ [W} \cdot \text{kg}^{-1}\text{]}$$

$$P_{v,m} = 1\,158 \cdot (902,0 - 743,29) \cdot 0,975 = 179\,191,53 \text{ W} \cdot \text{kg}^{-1}$$

Kde:

$c_{p,pl}$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku, $c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$,

$\eta_{red.}$ - účinnost reduktoru, $\eta_{red.} = 0,975$.

5.9.10 Výpočet specifické spotřeby paliva ThLTKM

$$q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot l_0} = \frac{c_{p,pl} \cdot T_{3c} - c_{p,v} \cdot T_{2c}}{\eta_{sp.} \cdot H_u - i(T_{3c}) + c_{p,v} \cdot T_{2c}} \text{ [1]}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Hodnotu $\frac{1}{\alpha I_0}$ je možné stanovit z grafu v příloze č. 3 pro zadanou hodnotu teploty plynu před plynovou turbínou t_{3c} a vypočítanou hodnotu teploty vzduchu za kompresorem T_{2c} nebo výpočtem podle následujícího vztahu:

$$q_{pal.} = \frac{1}{\alpha I_0} = \frac{1266,3 - 617,7}{0,99 \cdot 43\ 000 - 2\ 931,4 + 617,7} = 0,0161$$

Kde:

$$c_{p,pl.} \cdot T_{3c} = 1\ 266,3\ J.kg^{-1}$$

$$c_{p,v} \cdot T_{2c} = 617,7\ J.kg^{-1}$$

$$\eta_{sp.} = 0,99$$

$$H_u = 43\ 000\ J.kg^{-1}$$

$$i(T_{3c}) = 2\ 931,4\ J.kg^{-1}$$

$$c_e = \frac{3600}{P_{v,m}} \cdot \frac{1}{\alpha I_0} \left[kg.W^{-1}.h^{-1} \right]$$

$$c_e = \frac{3\ 600}{179\ 191,53} \cdot 0,0161 = 0,0003237\ kg.W^{-1}.h^{-1}$$

5.9.11 Závěr

Výpočet tepelného oběhu turbohřídelového motoru TV3-117VMA vrtulníku Mi-24 je poměrně přesný. Vypočítaný efektivní výkon motoru P_e se odlišuje o -0,418 % od skutečného výkonu turbohřídelového motoru TV3-117 (bez protiprachového zařízení), který uvádí výrobce pro vzletový (mimořádný) výkon. Vypočítaná hodnota specifické spotřeby c_e se odlišuje od výrobcem udávané hodnoty specifické spotřeby o +0,838 %.

Tabulka 5.2 Tabulka vypočítaných parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA

VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
p_H = p₀	101 325,2	Pa
p_{0c}	101 325,2	Pa
T_H	288,15	K
T_{0c}	288,15	K
T_{1c}	288,15	K
p_{1c,id.}	101 325,2	Pa
p_{1c}	101 318,1	Pa
p_{2c}	957 456,1	Pa
T_{2c}	610,21	K
p_{3c}	907 668,4	Pa
T_{3c}	1 193,15	K
T_{3c'}	902,0	K
p_{4c}	245 189,7	Pa
T_{6,ad'}	724,4	K
T_{5c,ad.}	725,66	K
T_{5c}	743,29	K

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

p_{5c}	221 026,35	Pa
p_{6c}	101 876,35	Pa
T_{6c}	820,729	K
P_e	1 569 986,5,7	W
P_v	179 191,53	W
P_{v, m}	182 293,87	W
c_e	0,0003255	kg.W⁻¹.h⁻¹

Tabulka 5.3 Porovnání vypočítaných a zadaných hodnot turbohřídelového vrtulníkového motoru TV3-117VMA

PARAMETR	VYPOČÍTANÁ HODNOTA	SKUTEČNÁ HODNOTA	ODCHYLKA
P_e [W]	1 610 242,6	1 617 000	-0,418 %
c_e [kg.W⁻¹.h⁻¹]	0,000 3255	0,000 321	+0,838 %

VI. ŘEŠENÝ PŘÍKLAD č. 3

6.1 Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu turbovrtulového motoru AI-20M pro níže uvedené parametry. Při výpočtu vycházejte z předpokladu, že AI-20 pracuje ve vzletovém režimu. Před výpočtem vykonejte popis vývoje motoru a analýzu konstrukce a systémů turbovrtulového motoru AI-20M. Na závěr výpočtu porovnejte výsledky kontrolního výpočtu s hodnotami, které uvádí výrobce.

6.2 Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288,15$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 20,9$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 9,2$
Celková účinnost plynové turbíny	$\eta_{Tc} = 0,9$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,849$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,173$ K
Celková teplota plynu za plynovou turbínou	$T_{4c} = 783$ K
Hodinová spotřeba paliva ve vzletovém režimu	$c_h = 1\,030$ kg.h ⁻¹
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 70$ m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{vs} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{sk} = 0,957$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,99$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,97$
Rychlostní součinitel výstupní trysky	$\phi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu za stálého tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu za stálého tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

6.3 Kontrolní parametry

Výkon motoru ve vzletovém režimu	$P_{e,max.} = 3\,125$ kW
Specifická spotřeba paliva ve vzletovém režimu	$c_{m,max.} = 0,33$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

6.4 Úvod

Současně s dopravním letadlem An-10 vznikala v letech 1955 až 1957 v konstrukční kanceláři O. K. Antonova (7.2.1906 – 4.4.1984) také transportní varianta tohoto letadla, označená An-12. Oproti letadlu An-10 se odlišovala transportní varianta konstrukcí zadní části letadla, v níž se nacházela nepřetlakovaná nákladní část pro náklad s celkovou hmotností 20 000 kg. Kabina pilotů a kabina pro čtrnáctičlenný doprovodný personál zůstala přetlakovaná. Prototyp transportního letadla An-12 byl poháněn čtyřmi turbovrtulovými motory NK-4 z konstrukční kanceláře Nikolaje Dmitrijeviče Kuzněcova. Sériová letadla poháněla ekonomičtější turbovrtulové motory AI-20K z konstrukční kanceláře Alexandra Georgieviče Ivčenko (23.1.1903 –

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

1.7.1968), která byla založena v květnu 1945. Motor dostal své označení podle počátečních písmen generálního konstruktéra AI.

Transportní letadla An-12B byla používána v sovětském Aeroflotě pro dopravu těžkých nákladů v sibiřské oblasti a v armádách několika států pro dopravní a výsadkové účely. Dvě letadla An-12BP byla v roce 1964 zavedena do výzbroje československého vojenského letectví, v němž plnila hlavně transportní a výsadkové úkoly. Při dělení majetku česko-slovenské armády se jedno letadlo An-12BP dostalo do výzbroje slovenského vojenského letectví.

Turbovrtulový motor AI-20 vznikl v padesátých letech v konstrukční kanceláři A. G. Ivčenko jako konkurenční motor pro turbovrtulový motor NK-4 z konstrukční kanceláře Nikolaje Dmitrijeviče Kuzněcova. V rámci rozhodování, který z motorů bude sériově vyráběn, u obhajoby motoru v Kremlu podráždil N. D. Kuzněcov sovětské vůdce svou odbornou přednáškou. A. G. Ivčenko u obhajoby motoru AI-20 jen skromně prohlásil: „Máme motor a ten pracuje“. I když samotný motor AI-20 nebyl omnoho lepší než motor NK-4, došlo po vyrobení 200 kusů motorů NK-4 k přerušení jejich výroby a od roku 1955 se dále už vyráběl v jednotlivých variantách jen ekonomičtější turbovrtulový motor AI-20. Masová výroba motorů AI-20 probíhala od roku 1957 na Ukrajině v městě ZAPOROŽ v závodě ZPOM („Запорожское моторостроительное объединение – завод 50-летия Октябрской революции“).

Modernizovaná varianta turbovrtulového motoru AI-20K s výkonem $P = 2\,942$ kW zabezpečovala pohon letadel Il-18V, An-10 a An-12. Ve velkých množstvích se tento typ motoru vyráběl v Šanghaji v Číně pod označením WOJIANG-6. Výkonnější varianta AI-20M s výkonem až $P = 3\,169$ kW poháněla další varianty letadel Il-18D/E, An-10 a An-12. Pro námořní letadlo G. M. Berijeva M-12 (Be-12) „ČAJKA“ byla použita varianta motoru AI-20D s výkonem $P = 3\,124$ kW. Nejvýkonnější varianta motoru AI-20DM s výkonem $P = 3\,862$ kW byla určena pro pohon letadel An-32. Letadla poháněná motory AI-20 jednotlivých variant získala do roku 1985 10 světových rekordů, z nichž některé nebyly dosud překonány.

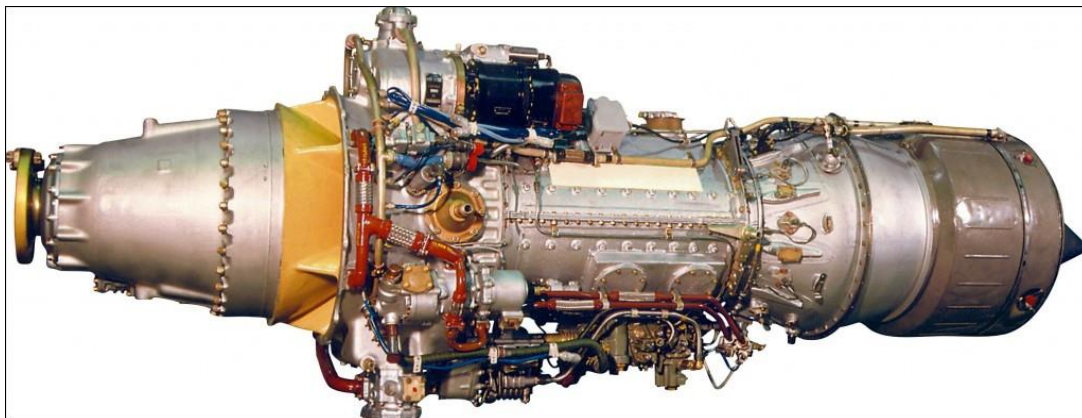


Obr. 6.1 Turbovrtulové letadlo Il-18

Na základě leteckého turbovrtulového motoru AI-20 vznikly pozemní pohonné jednotky, které jsou ve velké míře využívány v průmyslu jako elektrocentrály a pohyblivé elektrocentrály, čerpací stanice poháněné tekutým zemním plynem.

Technická životnost motoru AI-20M dosahovala 4 000 provozních hodin. Za období více než třicet let (1988) od začátku výroby tohoto typu motoru jich bylo vyrobených více než 19 000 kusů a odpracovaly více než 60 miliónů hodin.

6.4.1 Charakteristika motoru AI-20M



Obr. 6.2 Turbovrtulový motor AI-20M

Motor AI-20M se skládá z diferenciálního, planetového, dvoustupňového reduktoru uzamknutého typu, vstupního ústrojí, desetistupňového axiálního kompresoru, prstencové spalovací komory, třístupňové plynové turbíny reakčního typu a pevné výstupní trysky.

Čtyři turbovrtulové motory AI-20M s vrtulemi AV-68 I slouží pro pohon letadel Il-18, Il-20, Il-22 a Il-38.²³

6.4.2 Základní údaje motoru AI-20M

Maximální výkon.....	$P_{\max.} = 3\,125 \text{ kW}$
Maximální otáčky rotoru turbokompresoru.....	$n_{\max.} = 12\,300 \pm 90 \text{ min.}^{-1}$
Maximální teplota plynu před plynovou turbínou.....	$T_{3c} = 1\,173 \text{ K}$
Maximální teplota plynu za plynovou turbínou.....	$T_{4c} = 783 \text{ K}$
Specifická spotřeba paliva v maximálním režimu.....	$c_m = 0,33 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$
Maximální stupeň stlačení kompresoru (vzletový režim).....	$\pi_{Kc} = 9,2$
Dávka vzduchu do motoru v maximálním režimu.....	$Q_v = 20,7 \text{ kg.s}^{-1}$
Akcelerace motoru (na zemi).....	$\tau = 15''$
Celková délka motoru.....	$L = 3\,096 \text{ mm}$
Maximální šířka motoru.....	$W = 842 \text{ mm}$
Maximální výška motoru.....	$V = 1\,180 \text{ mm}$
Suchá hmotnost motoru.....	$G = 1\,040 \text{ kg}$

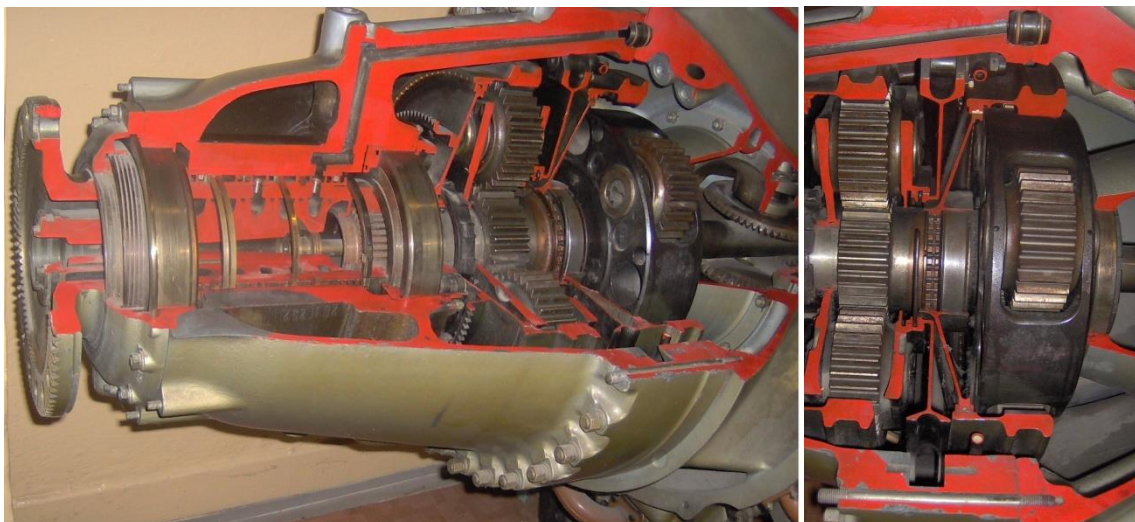
6.4.3 Konstrukce motoru AI-20M

6.4.3.1 Reduktor

Reduktor motoru AI-20M je diferenciální, planetový, dvoustupňový, uzamknutého typu. Zabezpečuje redukci otáček od rotoru turbokompresoru motoru na hnací hřídel vrtule AV-68 I. Převodový poměr reduktoru je $i = 0,08732$ při otáčkách turbokompresoru $n_{TK} = 12\,300 \text{ min.}^{-1}$.

²³ Hocko, M.: Letecké turbokompresorové motory používané v československém letectve. Prvá část. Letecké turbokompresorové motory používané vo vojenských lietadlách. Prešov 2000. s. 358.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 6.3 Reduktor motoru AI-20M

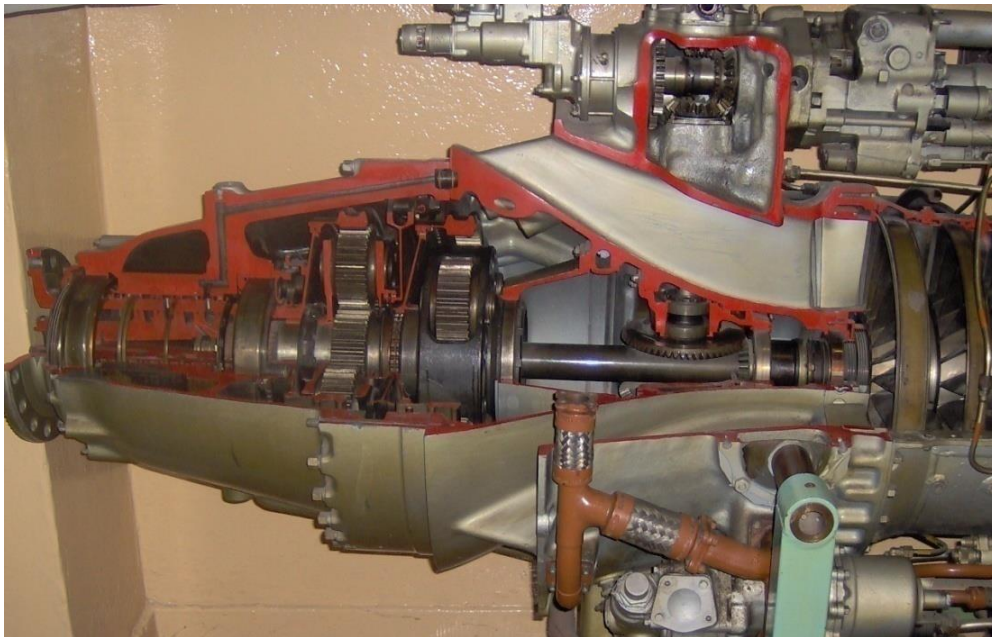
Skříň reduktoru je silovou částí motoru, která je vyrobena z hořčíkové slitiny. Ve skříni jsou umístěny převodové mechanismy a dvě opory hřídele vrtule. Přední opora hřídele vrtule je tvořena válečkovým ložiskem, zadní oporu tvoří axiálně-radiální kuličkové ložisko, které zachytává sílu od tahu vrtule.

Redukce otáček od předního hřídele rotoru turbokompresoru je dvoustupňová. První stupeň se realizuje od hnacího hřídele a hnací ozubené kolo přes šest satelitních ozubených kol a těleso satelitů s vnitřními zuby. Druhý stupeň redukce je řešený od tělesa satelitů přes hnací ozubené kolo, vložená ozubená kola, ozubené tělo s vnitřním ozubením, které je spojeno drážkováným spojem s hnacím hřídelem vrtule. Vrtule AV-68 I je s hnacím hřídelem spojena čelními drážkami a šrouby. Na reduktoru se nachází šestiválcový snímač krouticího momentu a vysílač záporného nastavení listů vrtule KM s kontrolním zařízením pro automatické nastavení vrtule do zastavení.

6.4.3.2 Vstupní ústrojí

Vstupní ústrojí motoru AI-20M je součástí čelní skříně motoru, která kromě přívodu vzduchu do motoru zabezpečuje upevnění agregátů motoru, uchycení tělesa předního ložiska kompresoru, umístění vstupního usměrňovacího ústrojí kompresoru a upevnění dvou upevňovacích uzlů motoru pro spojení s konstrukcí letadla. Vnější a vnitřní kužel čelní skříně je vzájemně propojen pomocí šesti dutých, radiálních žebek. Prostor mezi vnějším a vnitřním kuželem vytváří dostředivý vzduchový kanál pro přívod vzduchu do kompresoru motoru. K vnitřnímu kuželu je upevněn reduktor motoru. Krouticí moment se od hřídele kompresoru přenáší přes centrální pohon horním a spodním svislým hřídelem do horní a spodní skříně pohonů. Svislé hřídele jsou vedeny dutinami v žebrech. K horní skříně pohonů je upevněn regulátor otáček vrtule, odstředivý odvodušňovač a dva startér-generátory. Ke spodní skříně pohonů je upevněn generátor střídavého proudu, odsávací olejové čerpadlo zadního ložiska kompresoru a ložiska plynové turbíny, odstředivý odlučovač oleje, tlakové olejové čerpadlo, hlavní palivové čerpadlo, dodávací palivové čerpadlo, odsávací olejové čerpadlo ze skříně pohonů, snímač otáček, hydraulické čerpadlo a hlavní olejové čerpadlo. V čelní skříně jsou vytvořeny olejové kanály pro mazání ložiska a pro ovládání vrtule.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 6.4 Vstupní ústrojí AI-20M

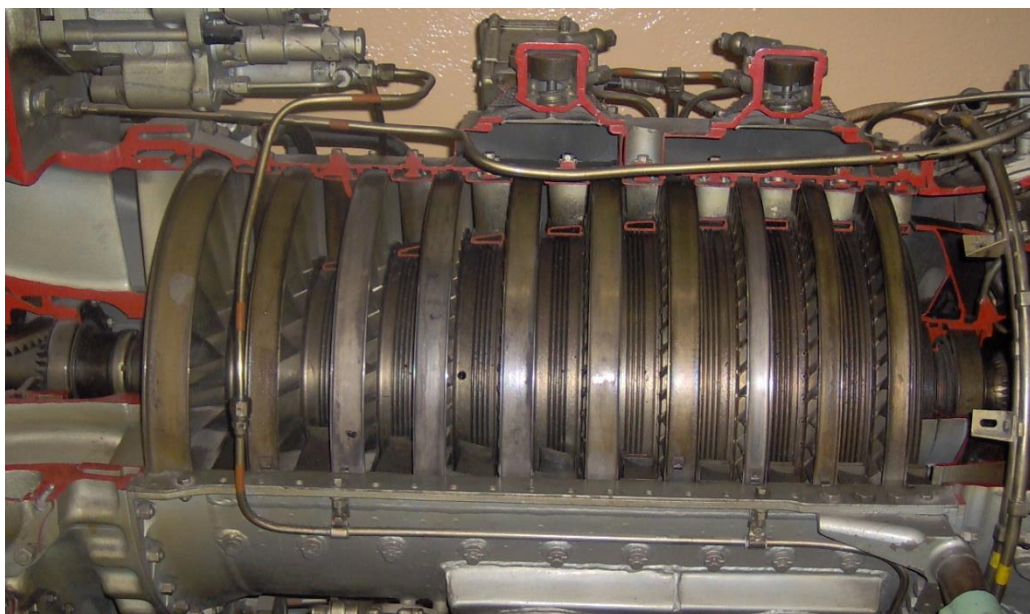
V čelní skříni jsou umístěny lopatky vstupního usměrňovacího ústrojí, které zabezpečují usměrnění vstupujícího vzduchu do kompresoru motoru. Do tělesa vnitřního kužele je uchyceno přední válečkové ložisko kompresoru motoru.

6.4.3.3 Kompresor

Kompresor motoru AI-20M je axiální, podzvukový, desetistupňový a jednohřídelový.

Rotor kompresoru je disko-bubnové konstrukce. Jednotlivé disky jsou vzájemně propojeny pomocí spojovacích prstenců. Čep disku prvního stupně kompresoru je uložen v předním válečkovém ložisku. K disku desátého stupně se radiálními kolíky upevňuje zadní čep rotoru se šikmou stěnou. Zadní čep je uložen v axiálně-radiálním kuličkovém ložisku. Pro spojení s hřídelem plynové turbíny má zadní čep vnější drážkování a vnitřní závit. Rotorové lopatky jsou k jednotlivým diskům upevněny pomocí lichoběžníkových zámků a v osovém směru jsou zajištěny plechovými pojistkami. Části rotoru kompresoru jsou vyrobeny z nerezavějící ocele.

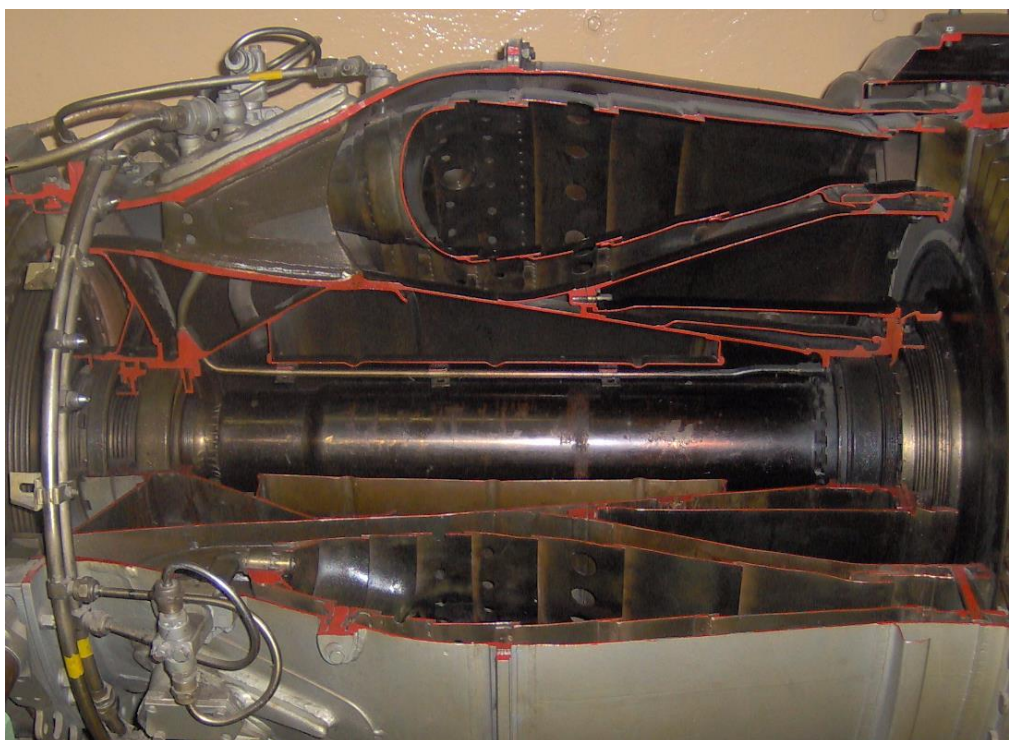
Stator kompresoru je nosnou částí motoru. Je svařené konstrukce, která je rozdělena ve vodorovné rovině na horní a spodní polovinu. Obě části jsou spojeny pomocí přírub šrouby. Usměrňovací lopatky jsou uchyceny mezi vnější a vnitřní prstenec. Prstence s usměrňovacími lopatkami jsou rozděleny na dvě poloviny. Každá polovina je upevněna do konstrukce tělesa kompresoru pomocí tří šroubů. Prstenec s usměrňovacími lopatkami vstupního usměrňovacího ústrojí není dělený. Na vnějším povrchu tělesa kompresoru jsou umístěny dva vypouštěcí ventily vzduchu za pátým stupněm a dva vypouštěcí ventily vzduchu za osmým stupněm kompresoru, přepouštěcí ventil vzduchu s elektromechanismem MP-5 pro ohřev vstupních usměrňovacích lopatek a příruba pro upevnění řídicího palivového agregátu KTA-5. V zadní části kompresoru motoru, v místě styku se spalovací komorou, jsou z pravé a levé strany pod úhlem 7° směrem dolů vzhledem k vodorovné rovině umístěny zadní upevňovací uzly pro uchycení motoru do konstrukce letadla. Jednotlivé části statoru kompresoru jsou vyrobeny z ocele.



Obr. 6.5 Axiální kompresor motoru AI-20M

6.4.3.4 Spalovací komora

Spalovací komora motoru AI-20M je nosná, prstencového typu s plamencem s deseti kuželovými hlavicemi, v nichž jsou umístěny vířiče a palivové trysky FR-20. Je vyrobena svářením ze žáruvzdorné ocele.



Obr. 6.6 Prstencová spalovací komora motoru AI-20M

Vnější těleso spalovací komory je dělené. Vnitřní kužel je nosný. K zadní části vnitřního kužele je upevněno válečkové ložisko plynové turbíny. Vnější a vnitřní těleso jsou mezi sebou spojeny deseti dutými žebry. Na vnějším tělese spalovací komory motoru jsou umístěny příruby pro upevnění deseti palivových trysek, dvou zapalovačů, odpadový ventil a příruba pro odběr vzduchu pro potřeby motoru a letadla.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Plamenec spalovací komory je svášené konstrukce, prstencového typu s deseti kuželovými hlavicemi, v nichž jsou umístěny lopatkové víříče. Palivo se do plamenice přivádí přes dvě palivové rampy a deset duplexních palivových trysek FR-20.

Zapálení směsi paliva a vzduchu v plamenci při spouštění motoru zabezpečují dva zapalovače, které jsou tvořeny tělesem, spouštěcí palivovou tryskou, zapalovací svíčkou SPN-4 a přechodovou trubicí.

6.4.3.5 Plynová turbína

Plynová turbína motoru AI-20M je axiální, třístupňová, jednohřídelová, nepřímochlazená, reakčního typu.



Obr. 6.7 Třístupňová jednohřídelová plynová turbína motoru AI-20M

Rotor plynové turbíny je konzolově uchycen ve válečkovém ložisku plynové turbíny. Disky rotoru plynové turbíny jsou vzájemně mezi sebou a s hřídelem spojeny pomocí osmi lícovaných šroubů. Nechlazené rotorové lopatky jsou ke korunové části disků upevněny pomocí šestizubového stromečkového zámku. V osovém směru jsou lopatky zajištěny plechovými pojistkami. Disk prvního stupně plynové turbíny je chlazený sekundárním proudem vzduchu ze spalovací komory. Hřídel plynové turbíny je pomocí spojky spojený s hřídelem kompresoru. Celý rotor plynové turbíny je uložený ve společném axiálně-radiálním kuličkovém ložisku spolu s hřídelem kompresoru a na zadním válečkovém ložisku.

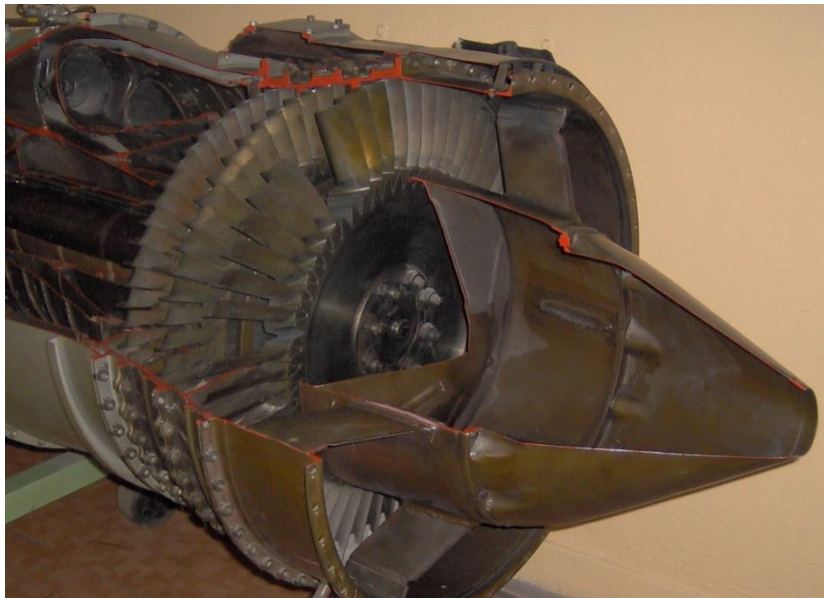
I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Stator plynové turbíny se skládá z usměrňovacího ústrojí prvního stupně, usměrňovacího ústrojí druhého stupně a usměrňovacího ústrojí třetího stupně. Tělesa usměrňovacích ústrojí jsou vzájemně spojena pomocí přírub. Usměrňovací lopatky jsou svým horním koncem vloženy do profilovaného výřezu tělesa a přivařeny k tělesu. Spodní konce usměrňovacích lopatek jsou posuvně uchyceny do vnitřních prstenců. V prostoru rotorových lopatek je do drážek na vnitřním povrchu těles umístěno kovokeramické těsnění pro snížení vůle mezi rotorovou a statorovou částí plynové turbíny.

Vnější chlazení tělesa plynové turbíny motoru se zabezpečuje přiváděným náporovým vzduchem z atmosféry, který je usměrňován pomocí speciálního pláště, umístěného nad tělesem plynové turbíny.

6.4.3.6 Výstupní soustava

Výstupní soustavu motoru AI-20M tvoří difuzor a pevná výstupní tryska. Difuzor výstupní soustavy se skládá z vnějšího pláště a vnitřního nesymetrického kužele, které jsou vzájemně spojeny pomocí šesti dutých žebér. Jednotlivé části výstupní soustavy jsou vyrobeny z nerezavějící žáruvzdorné ocele. Na vnějším plášti jsou vytvořeny čtyři příruby pro termočlánky na měření teploty výstupního plynu. Přes dvě příruby se do prostoru dvou dutých žebér přivádí vzduch z odvodušňovací větve olejové soustavy motoru.



Obr. 6.8 Výstupní soustava turbovrtulového motoru AI-20M

6.5 Soustavy motoru AI-20M

6.5.1 Olejová soustava

Olejová soustava motoru AI-20M je tlaková, uzavřená, cirkulační s přímým odvodušněním do atmosféry. Olejová nádrž není přímo zařazena do větve cirkulujícího oleje a slouží jen pro doplnění ztrát oleje v olejové soustavě. Olejová soustava motoru zabezpečuje chlazení a mazání jednotlivých ložisek motoru a reduktoru motoru, ovládání vrtule a činnost snímače kroutícího momentu.

Olejová soustava motoru pracuje se směsí 75 % transformátorového oleje MK-8 a 25 % leteckého oleje MS-20 (MK-22). Pracovní tlak oleje při nominálním výkonu je $p_0 = 0,4$ až $0,45$ MPa. Teplota oleje na vstupu do motoru je $t_0 = 70$ °C až 80 °C.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Olejová soustava motoru se skládá z olejové nádrže, vzduchově-olejového výměníku, dvoustupňového hlavního olejového čerpadla GMN-20, dodávacího olejového čerpadla MNP-20, odsávacího olejového čerpadla ze zadní části motoru, odsávacího olejového čerpadla ze skříně pohonů, odsávacího olejového čerpadla z prostoru spalovací komory MNO-20, odstředivého odvodušovače, odstředivého odlučovače VO-20, hydraulického snímače krouticího momentu IKM-20, olejových čističů MF-20 a olejových trysek.

Cirkulující olej je od tlakového olejového čerpadla veden do jednotlivých mazaných míst a do soustavy ovládání vrtule. Po splnění své funkce se olej odsává z mazaných míst odsávacími olejovými čerpadly. V odlučovači vzduchu se odděluje vzduch od oleje. Olej je dále odváděn do vzduchově-olejového chladiče. Odloučený vzduch je veden do olejové nádrže. Ochlazený olej se vrací zpátky na vstup tlakového olejového čerpadla. Doplnění oleje, který byl spotřebován nebo unikl při činnosti motoru mimo olejovou soustavu, se zabezpečuje samostatným tlakovým olejovým čerpadlem z olejové nádrže. Odvodušnění olejové soustavy se zabezpečuje ze skříně pohonů odstředivým odvodušovačem a potrubím z prostoru kuličkového ložiska motoru do prostoru difuzoru výstupní soustavy motoru.

Do konstrukce motoru patří snímač krouticího momentu IKM-20, který se přenáší na vrtuli. Mechanismus snímače krouticího momentu je hydraulického typu. Tlak oleje ve snímači krouticího momentu charakterizuje výkon přenášený na vrtuli podle vztahu $P_{\text{vrt.}} = 46 \cdot p_{\text{IKM}}$.

6.5.2 Palivová soustava

Palivová soustava motoru AI-20M zabezpečuje regulovanou dodávku paliva do motoru ve všech režimech činnosti motoru. Při všech režimech letu, výškách a rychlostech letu má motor konstantní otáčky rotoru turbokompresoru $n_{\text{TK}} = 12\,300 \text{ min.}^{-1}$, které se udržují regulátorem otáček R-68I změnou úhlu nastavení listů vrtule AV-68 I. Jen ve volnoběžném režimu jsou otáčky rotoru turbokompresoru nastaveny na $n_{\text{TK,voln.}} = 10\,000 \text{ min.}^{-1}$ a udržují se regulovanou dodávkou paliva řídicím palivovým agregátem KTA-5, přičemž se listy vrtule nacházejí na dorazu $\varphi_0 = 0^\circ$.

Ovládání činnosti motoru se zabezpečuje jednou pákou, která se nachází na řídicím palivovém agregátu KTA-5 a je spojena s pákou ovládání motoru v kabině pilota. Natačením této páky ovládání motoru se mění množství paliva, které proudí do spalovací komory, a tím i režim činnosti motoru. Úhel natočení páky řídicího palivového agregátu KTA-5 charakterizuje režim činnosti motoru, který se kontroluje ukazatelem natočení páky ovládání motoru UPRT-2.

Palivová soustava motoru se skládá z dodávacího palivového čerpadla 707-I, vysokotlakého palivového čerpadla 348-I a řídicího palivového agregátu KTA-5.

Dodávací palivové čerpadlo 707-I je křídlového typu, které zabezpečuje dodávku paliva z palivové soustavy draku letadla do palivové soustavy motoru s tlakem $p = 0,25 \text{ MPa}$.

Vysokotlaké palivové čerpadlo 348-I je zubového typu. Zabezpečuje dodávku paliva s vysokým tlakem na vstup palivového řídicího agregátu KTA-5. Maximální tlak paliva za vysokotlakým palivovým čerpadlem je $p_p = 11 \text{ MPa}$.

Řídicí palivový agregát KTA-5 zabezpečuje:

- omezení maximálního výkonu motoru omezením dodávky paliva,
- snížení dodávky paliva při spouštění motoru, aby se zabránilo zvýšení teploty plynů před plynovou turbínou nad maximální povolenou hodnotu,
- automatický přechod motoru na volnoběžný režim,
- omezení volnoběžných otáček automatickým omezením dodávky paliva,
- automatický přechod motoru do vzletového režimu při rychlém nastavení páky ovládání motoru do vzletového režimu,

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

- omezení maximálních povolených otáček motoru omezením dodávky paliva,
- automatickou korekci dodávky paliva v závislosti na výšce a rychlosti letu,
- automatické udržování konstantního výkonu motoru v každém režimu až do dosažení výšky omezení výkonu,
- automatické udržování stálé teploty plynů před plynovou turbínou v každém režimu po dosažení výšky omezení výkonu,
- ovládání uzavírání čtyř vypouštěcích ventilů vzduchu kompresoru motoru,
- připravuje elektrickou soustavu motoru po dosažení režimu 0,9 NOMINAL a vyšších na automatické nastavení vrtule AV-68 I do polohy zastavení,
- otevírání dodávky paliva do druhé větve dodávky paliva do palivových trysek,
- přerušování dodávky paliva do motoru při poloze zastavení vrtule AV-68 I.

Palivo do palivových trysek zapalovačů v hlavní spalovací komoře při spouštění motoru se přivádí od dodávacího palivového čerpadla 707-I přes elektromagnetický ventil spouštěcího paliva.

6.5.3 Spouštěcí soustava

Spouštěcí soustava motoru AI-20M je elektrická, umožňující automatický přechod motoru do volnoběžných otáček $n_{TK, voln.} = 10\ 000\ \text{min.}^{-1}$ při spouštění motoru na zemi a v průběhu letu.

Roztáčení rotoru turbokompresoru při spouštění zabezpečují dva startér-generátory STG-12TM, které jsou napájeny elektrickým proudem od palubních akumulátorů. Pro snížení potřebného výkonu při roztáčení kompresoru a pro zabezpečení stabilní práce motoru při spouštění jsou otevřeny čtyři vypouštěcí ventily vzduchu za pátým a osmým stupněm kompresoru motoru.

Zapalování směsi paliva a vzduchu ve spalovací komoře při spouštění motoru se zabezpečuje dvěma zapalovači, v nichž se nacházejí odstředivé spouštěcí palivové trysky a zapalovací svíčky SPN-4, napájené od zapalovacích cívek KPN-4.

Proces spouštění motoru na zemi a v průběhu letu, studeného přetočení motoru a nepravého spouštění motoru je plně automatizovaný, řízený automatickým spouštěcím panelem spouštění APD-24 I a spouštěcí skříňkou PSG-24. Proces spouštění motoru na zemi trvá maximálně 70 sekund.

6.5.4 Odmrazovací soustava

Odmrazovací soustava motoru AI-20M a vrtule AV-68 zabezpečuje trvalý ohřev aerodynamických žebér vstupního ústrojí cirkulujícím olejem, ohřev usměrňovacích lopatek vstupního usměrňovacího ústrojí a snímače celkového tlaku vzduchu na vstupu do motoru p_{1c} teplým vzduchem, který je odebírán z prostoru za kompresorem motoru, a ohřev listů a aerodynamického krytu vrtule AV-68 I elektrickým proudem od generátoru SGO-8U. Přítomnost námrazy signalizuje a ovládání mechanismu propouštění vzduchu MP-5 zabezpečuje signalizátor námrazy SO-12 AM, umístěný ve vzduchovém traktu čelní skříň motoru.

6.5.5 Kontrolní a signalizační přístroje motoru

Činnost motoru AI-20M v kabině letadla An-12BP pilot kontroluje pomocí ukazatelů otáček motoru ITE-2, ukazatelů polohy páky ovládání palivového agregátu UPRT-2, kombinovaných ukazatelů teploty oleje, tlaku oleje a tlaku paliva na vstupu do motoru, ukazatelů teploty

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

výstupních plynů a signálních žárovek, které signalizují proces spouštění motoru, připravenost motoru ke spouštění a vznik námrazy.²⁴

6.5.6 Tabulka režimů

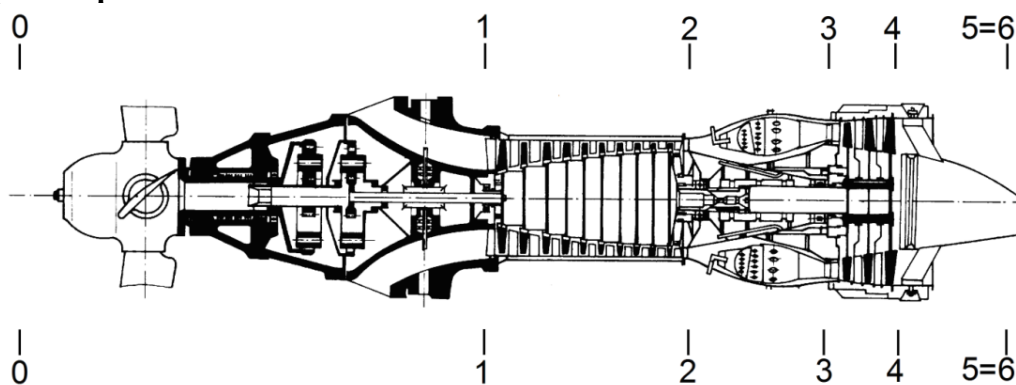
Tabulka 6.1 Tabulka režimů turbovrtulového motoru AI-20M

PARAMETR REŽIM	POLOHA PÁKY OVLÁDÁNÍ MOTORU PODLE STUPNICE UPRT-2 α [°]	OTÁČKY MOTORU		MAXIMÁLNÍ TEPLOTA VÝSTUPNÍCH PLYNŮ t_{tc} [°C]	TLAK OLEJE P_o [kp.cm ⁻²]	DOBA ČINNOSTI MOTORU τ [min.]
		n [min ⁻¹]	n [%]			
VZLETOVÝ	100 ^{±1,2}	12300±90	95 až 96	510 při $t_H < +15^\circ\text{C}$ 560 při $t_H > +15^\circ\text{C}$ 500 při $H \leq 10000\text{m}$	4 až 4,5	do 15
NOMINÁLNÍ	84±2	12300±90	95 až 96	520 470 při $H \leq 10000\text{m}$	4 až 4,5	bez ohraničení
0,85 NOMINÁLNÍHO	72±2	12300±90	95 až 96	520 450 při $H \leq 10000\text{m}$	4 až 4,5	bez ohraničení
0,7 NOMINÁLNÍHO	61±2	12300±90	95 až 96	520	4 až 4,5	bez ohraničení
0,6 NOMINÁLNÍHO	50±2	12300±90	95 až 96	520	4 až 4,5	bez ohraničení
0,4 NOMINÁLNÍHO	35±2	12300±90	95 až 96	520	4 až 4,5	bez ohraničení
0,2 NOMINÁLNÍHO	minimálně 19	12300±90	95 až 96	520	4 až 4,5	bez ohraničení
VOLNOBĚŽNÝ	0	10000±200	76 až 79	520	minimálně 3	30

Poznámka:

1. Všechny hodnoty parametrů jsou uvedeny pro podmínky $H = 0 \text{ m}$, $v = 0 \text{ m.s}^{-1}$,
 $p = 101\,325,2 \text{ Pa}$, $t_H = 15 \text{ }^\circ\text{C}$.
2. Doba akcelerace z volnoběžného režimu motoru na výkon, který zodpovídá vzletovému režimu motoru, $\tau = 15''$.
3. Maximální spotřeba oleje $1,5 \text{ kg.h}^{-1}$.

6.6 Výpočet tepelného oběhu turbovrtulového motoru AI-20M

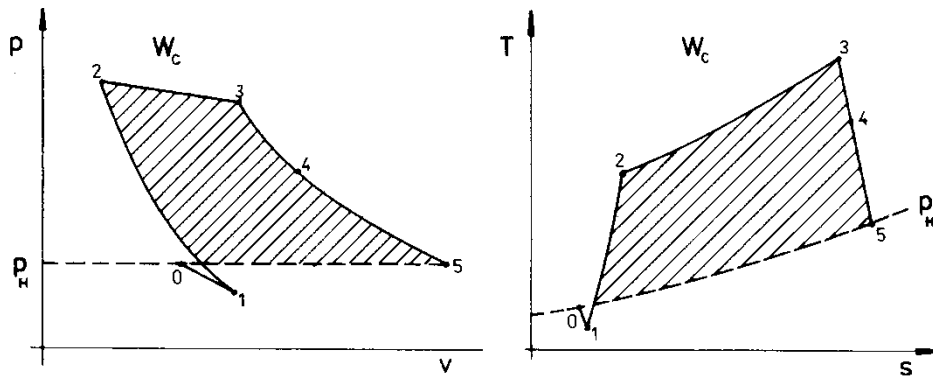


Obr. 6.9 Typické řezy turbovrtulového motoru AI-20M

- 0 - 1 vstupní ústrojí TvLTKM, 1 - 2 kompresor TvLTKM, 2 - 3 hlavní spalovací komora TvLTKM, 3 - 4 plynová turbína TvLTK, 4 – 5 výstupní tryska TvLTKM, 6 – ukončení expanze plynu

²⁴ Aviocionnyj turbovintovoj dvigatel AI-20A. Techničeskoje opisanije. Oborongiz. Moskva 1962. 149 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 6.10 Skutečný tepelný oběh TvLTKM v „p - v“ a „T - s“ diagramu při činnosti na zemi $M = 0, H = 0$

6.6.1 Vstupní podmínky

Z tabulek MSA je možné odečítat pro zadané hodnoty $H = 0$ m a $M_0 = 0$:

$$p_0 = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

6.6.2 Celkový tlak a celková teplota před vstupním ústrojím

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [\text{Pa}]$$

$$p_{0c} = 101\,325,2 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}} = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right) [\text{K}]$$

$$T_{0c} = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right) = 288,15 \text{ K}$$

6.6.3 Celkový tlak a celková teplota na vstupu do osového kompresoru

$$p_{1c} = \sigma_{rv} \cdot \sigma_D \cdot p_{0c} [\text{Pa}]$$

$$p_{1c} = 1 \cdot 0,96 \cdot 101\,325,2 = 97\,272,2 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\sigma_{rv} = 1,0$$

$$\sigma_D = 0,96$$

$$T_{1c} = T_0 + \frac{c_0^2}{2 \cdot c_{p,v}} [\text{K}]$$

$$T_{1c} = 288,15 + \frac{0^2}{2 \cdot 1\,005} = 288,15 \text{ K}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Kde:

$$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$$

6.6.4 Parametry vzduchu za osovým kompresorem motoru

$$p_{2c} = p_{1c} \cdot \pi_{\kappa c} \text{ [Pa]}$$

$$p_{2c} = 97\,272,2 \cdot 9,2 = 919\,222,3 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\pi_{\kappa c} = 9,2$$

$$T_{2c} = T_{1c} \cdot \left[1 + \frac{\pi_{\kappa c}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{\kappa c}} \right] \text{ [K]}$$

$$T_{2c} = 288,15 \cdot \left[1 + \frac{9,2^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{0,86} \right] = 588,6 \text{ K}$$

Kde:

$$\pi_{\kappa c} = 9,2$$

$$\eta_{\kappa c} = 0,849$$

6.6.5 Parametry plynu před plynovou turbínou motoru

$$t_{3c} = 926,85 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$T_{3c} = t_{3c} + 273,15 \text{ [K]}$$

$$T_{3c} = 926,85 + 273,15 = 1\,200 \text{ K}$$

$$p_{3c} = \sigma_{SK} \cdot p_{2c} \text{ [Pa]}$$

$$p_{3c} = 0,957 \cdot 919\,222,3 = 879\,675,7 \text{ Pa}$$

Kde:

$$\sigma_{SK} = 0,957$$

6.6.6 Parametry plynu za plynovou turbínou

$$p_{4c} = p_{3c} \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{Tc}} \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} \text{ [Pa]}$$

$$p_{4c} = 879\,675,7 \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{773}{1\,200} \right) \cdot \frac{1}{0,9} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 125\,625,96 \text{ Pa}$$

$$T_{4c} = 773 \text{ K}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

6.6.7 Rovnováha výkonu na rotoru motoru

$$\frac{P_{agr.} + P_e + P_K}{P_e} = \frac{P_T}{P_T - P_K - P_{agr.}} \left[\frac{W}{W} \right]$$

$$P_v = P_e \cdot \eta_{red.} \quad [W]$$

Kde:

P_v – příkon vrtule [W],

P_e – efektivní výkon na hřídeli [W],

P_K – příkon kompresoru [W],

$P_{agr.}$ – příkon potřebný pro pohon agregátů motoru a draku letadla [W], $P_{agr.} = 0,005 \cdot P_T$,

P_T – výkon turbíny [W],

$\eta_{red.}$ – účinnost reduktoru [1].

Po úpravě:

$$P_e = Q_{pl.} \cdot c_{p,pl.} \cdot (T_{3c} - T_{4c}) \cdot \eta_m - Q_v \cdot c_{p,v} \cdot (T_{2c} - T_{1c}) - 0,005 \cdot Q_{pl.} \cdot c_{p,pl.} \cdot (T_{3c} - T_{4c}) \cdot \eta_m \quad [W]$$

Kde:

P_v – příkon vrtule [W],

Q_v – hmotnostní tok vzduchu [$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$],

T_{2c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],

T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K],

$Q_{pl.}$ – hmotnostní tok plynu [$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$],

T_{3c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],

T_{4c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K],

$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$,

$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$,

η_m – mechanická účinnost [1].

Jestliže platí $Q_v = Q_{pl.} = 20,7 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$, potom je možné vyjádřit:

$$P_e = 20,7 \cdot 1158 \cdot (1173 - 773) \cdot 0,99 - 20,7 \cdot 1005 \cdot (584,8 - 288,15) - 0,005 \cdot 20,7 \cdot 1158 \cdot (1173 - 773) \cdot 0,99 \\ = 3\,273\,537,5 \text{ W}$$

$$P_v = 3\,273\,537,5 \cdot 0,95 = 3\,109\,860,6 \text{ W}$$

$$P_{ekv.} = P_v + \frac{Q_v \cdot c_6}{\beta} \quad [W]$$

Kde:

$P_{ekv.}$ – ekvivalentní výkon motoru [W],

P_v – vrtulový výkon [W],

c_6 – výstupní rychlost plynů z výstupní trysky [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$], $c_6 = 70 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$,

β – koeficient [1], $\beta = 0,15$.

$$P_{ekv.} = 3\,109\,860,6 + \frac{20,7 \cdot 70}{0,15} = 3\,119\,520,6 \text{ W}$$

6.6.8 Adiabatická teplota plynů na výstupu z motoru

$$T'_{6,ad} = T_{4c} \cdot \left(\frac{P_0}{P_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$T'_{6,ad} = 773 \cdot \left(\frac{101\,325,2}{1\,256\,25,96} \right)^{\frac{1,33-1}{1,33}} = 732,85 \text{ K}$$

6.6.9 Adiabatická teplota plynů z plynové turbíny

$$T_{5c,ad} = T'_{6,ad} + \frac{c_6^2}{2 \cdot c_{p,pl} \cdot \varphi_{VD}^2 \cdot \bar{\lambda}}$$

$$T_{5c,ad} = 732,85 + \frac{70^2}{2 \cdot 1158,092^2 \cdot 1,02} = 735,3 \text{ K}$$

Kde:

$$c_6 = 70 \text{ m.s}^{-1}$$

$$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$\varphi_{VD} = 0,92$$

$$\bar{\lambda} = 1,02$$

6.6.10 Celkové parametry plynu za plynovou turbínou

$$T_{5c} = T_{4c} - (T_{4c} - T_{5c,ad}) \eta_{Tc} \text{ [K]}$$

$$T_{5c} = 773 - (773 - 735,3) \cdot 0,9 = 701,4 \text{ K}$$

Kde:

$$\eta_{Tc} = 0,9$$

$$p_{5c} = p_{4c} \cdot \left(\frac{T_{5c,ad}}{T_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} \text{ [Pa]}$$

$$p_{5c} = 125\,625,96 \cdot \left(\frac{735,3}{773} \right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 102\,697,9 \text{ Pa}$$

6.6.11 Specifický vrtulový výkon

$$P_{vm} = \frac{P_v}{Q_v} \text{ [W.kg}^{-1} \cdot \text{s]}$$

$$P_{vm} = \frac{3\,109\,860,6}{20,7} = 150\,234,8 \text{ W.kg}^{-1} \cdot \text{s}$$

6.6.12 Efektivní specifická spotřeba paliva

$$c_e = \frac{3600}{P_{vm}} \cdot \frac{1}{\alpha I_0} \text{ [kg.kW}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}]$$

$$c_e = \frac{3600}{150\,234,8} \cdot 0,0162 = 0,388 \text{ kg.kW}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Kde:

$$\frac{1}{\alpha \cdot l_0} = f(t_{3c}, T_{2c}) = 0,0162$$

6.6.13 Ekvivalentní specifická spotřeba paliva

$$c_{e,ekv.} = \frac{c_h}{P_{v,ekv.}} [kg.kW^{-1}.h^{-1}]$$

$$c_{e,ekv.} = \frac{1030}{3119,52} = 0,3302 \text{ kg.kW}^{-1}.h^{-1}$$

6.6.14 Součinitel výměny energie

$$\chi = \frac{W_{Tc,e}}{W_c} = \frac{\frac{P_{ev}}{Q_v \cdot \eta_{red.}} + \frac{P_{agr.}}{Q_v \cdot \eta_{red.}}}{\frac{P_{ev}}{Q_v} + \frac{P_{agr.}}{Q_v} + \frac{P_K}{Q_v} + \frac{c_6^2 - c_0^2}{2}} [1]$$

$$W_c = W_{Tc,e} + W_{Kc,e} + \frac{c_6^2 - c_0^2}{2} [J.kg^{-1}]$$

$$W_{Tc,e} = \frac{P_{V,m} + P_{agr,m}}{\eta_{red.}} [J.kg^{-1}]$$

$$\chi = \frac{20,7.1158.(1173-773)0,99 + 0,005.20,7.1158.(1173-773)0,99}{20,7.1158.(1173-773)0,99 + 0,005.20,7.1158.(1173-773)0,99 + 20,7.1005.(584,8-288,15) + \frac{70^2}{2}}$$

$$\chi = 0,61$$

6.7 Závěr

Uvedený výpočet byl vykonán pro jisté volené střední hodnoty parametrů. Udává představu o parametrech tepelného oběhu turbovrtulového leteckého motoru.

Odchytky vypočítaných hodnot od skutečných parametrů leteckého turbovrtulového motoru AI-20M se pohybují v rozsahu do 2 %.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Tabulka 6.2 Tabulka vypočítaných parametrů tepelného oběhu turbovrtulového motoru AI-20M

Veličina	Hodnota	Jednotka
p_0	101325	Pa
T_0	288,15	K
M_0	0	1
p_{0c}	101325	Pa
T_{0c}	288,15	K
p_{1c}	97 272,2	Pa
T_{1c}	288,15	K
p_{2c}	919 222,3	Pa
T_{2c}	588,6	K
p_{3c}	856 423,3	Pa
T_{3c}	1173	K
p_{4c}	125 625,96	Pa
T_{4c}	773	K
p_5/p_{4ckrit}	0,518	1
p_0/p_{4c}	0,466	1
c_5	70	$m.s^{-1}$
T_{6ad}	732,85	K
T_{5ad}	735,3	K
p_{5c}	102 697,9	Pa
T_{5c}	701,4	K
P_{VM}	150 234,8	W
$P_{v, ekv.}$	3 119,5	W
$1/\alpha \cdot l_0$	0,016	1
c_e, ekv	0,33	$kg.kW^{-1}.h^{-1}$

Tabulka 6.3 Porovnání vypočítaných a zadaných hodnot turbovrtulového motoru AI-20M

JEDNOTKA	VYPOČÍTANÁ HODNOTA	ZADANÁ HODNOTA	ODCHYLKA
$P_{v, ekv.} [W]$	3 119 520,6	3 125 000	-0,176 %
$P_{e,v,m} [W.kg^{-1}.s]$	150 234,8	150 966,2	-1,004 %
$c_e, ekv. [kg.kW^{-1}.h^{-1}]$	0,330	0,33	0 %

VII. ŘEŠENÝ PŘÍKLAD č. 4

7.1 Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu spalovací turbíny (ST) pro níže uvedené parametry. Stanovte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST a vypočítejte její hlavní parametry (specifický výkon P_m a specifická spotřeba paliva c_m). Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

7.2 Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 89,6$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 34,5$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88$
Celková účinnost volné plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$t_{3c} = 1\,238$ °C
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 80$ m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{vs} = 0,98$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{sk} = 0,95$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98$
Specifické teplo vzduchu za stálého tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu za stálého tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$

7.3 Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny	$P_{max.} = 27\,426$ kW
Celková teplota plynu na vstupu do výkonové plynové turbíny	$t_{4c} = 780$ °C
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny	$t_{5c} = 503$ °C

7.4 Vývoj spalovací turbíny RB-211DLE

První spalovací turbíny v kompresorových stanicích plynovodů začátkem 50. let byly tzv. spalovací turbíny průmyslového typu. Tento konstrukční typ spalovacích turbín si udržuje stále svůj význam pro použití v náročných podmínkách dlouhodobého provozu v kompresorových stanicích plynovodů. Relativně robustní konstrukce těchto ST s optimálními parametry nejzatíženějších uzlů umožňuje dosahovat vysokou spolehlivost a vysokou odolnost i při působení různých nepříznivých provozních vlivech způsobených klimatickými podmínkami. Tyto typy ST přešly značným vývojem, takže se soustavně zlepšují výkonové parametry a také jejich vlastní konstrukční uspořádání. Vykonávání údržby a opravy se předpokládají na místě v kompresorové stanici.

Od roku 1960, kdy byl v plynovodech poprvé použitý dvouhřídelový agregát s generátorovou částí tvořenou upraveným leteckým turbokompresorovým motorem (LTKM), se roz-

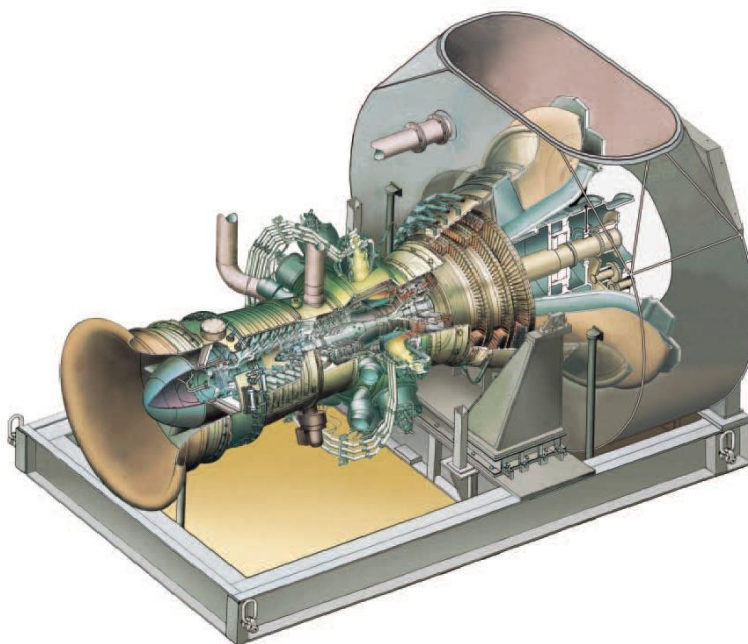
I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

víjí využití pohonných jednotek tohoto typu stále intenzivněji. V některých západních plynovodech, např. v Kanadě, získaly kompresorové jednotky s leteckými motory převahu. Důvodem této skutečnosti je, že k vysoké technické úrovni těchto agregátů, které dosahují vysokou tepelnou účinnost bez použití regenerace, se postupným vývojem podařilo vyřešit nejzávažnější problémy související s nízkou životností a krátkým provozním intervalem mezi potřebnými revizemi a opravami, které je možné realizovat jen ve specializovaných servisních provozech výrobce. Na základě získaných provozních zkušeností se soustavně realizují zlepšení a úpravy, takže se reálně předpokládá dosažení průměrného intervalu mezi revizemi (např. u proudového motoru Avon) 30 000 až 40 000 provozních hodin oproti původní hodnotě 8 000 hodin.

Původně používané LTKM si v dlouhodobém stacionárním provozu vyžádaly celou řadu úprav (ložiska, vyrovnávání osové síly, spalovací komora, palivový a regulační systém, samostatné pomocné agregáty a pod.), takže postupně vznikly modifikace se zvýšeným výkonem, které už nejsou určeny pro letecký provoz.

Příznivé provozní vlastnosti spalovacích turbín tohoto typu daly popud ke stavbě nových agregátů s využitím technologie převzaté z leteckých motorů druhé generace, které charakterizuje další podstatné zvýšení maximální teploty plynu před plynovou turbínou a celkového stupně stlačení kompresoru.

Spalovací turbíny nové generace mají přinést nejen investiční úspory, ale i podstatné snížení provozních nákladů. Úprava spalovacích turbín na několik konstrukčních modulů ulehčuje revize a opravy a možnost montáže v horizontální poloze, což umožňuje i opravy v prostorech kompresorových stanic plynovodů.



Obr. 7.1 Řez motoru RB-211DLE s výkonovou turbínou²⁵

Příznivé hmotnostní parametry ulehčují leteckou dopravu ST i do těžce přístupných míst. Nové diagnostické metody, které umožňují kontinuální analýzu stavu spalovací turbíny z naměřených hodnot parametrů a prognózu budoucího stavu, jsou vybaveny automatickým tiskem pokynů pro údržbu. Takovýto diagnostický systém umožňuje maximální využití ST vykonáváním oprav a revizí až v době skutečné potřeby a jen v nezbytném rozsahu.

²⁵ http://www.rolls-royce.com/Images/rb211final_tcm92-21095.pdf

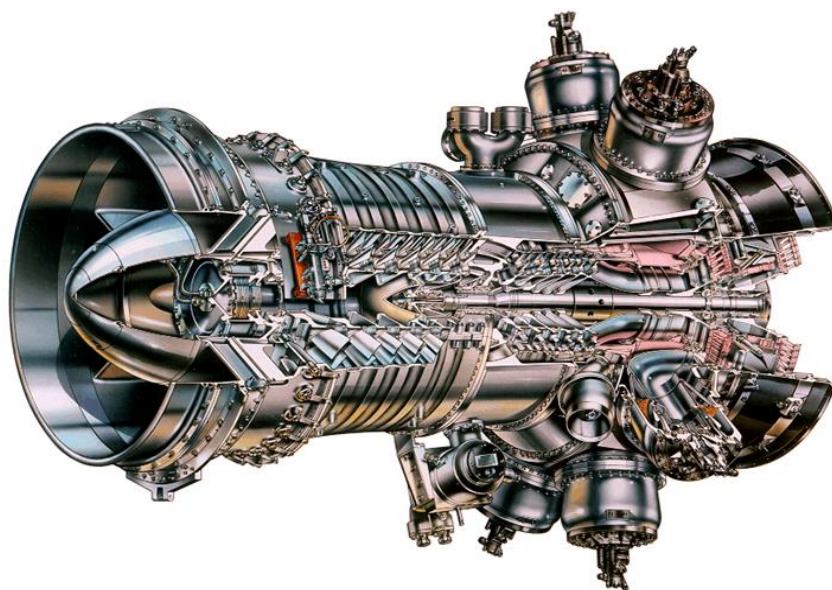
I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Společnost Rolls-Royce patří v oblasti vývoje průmyslových spalovacích turbín mezi dominantní ve světě, hlavně z důvodu vysoké spolehlivosti svých výrobků. Spalovací turbíny RB-211 dosahují vysoký výkon a vyznačují se relativně jednoduchou údržbou jejich systémů. Tento typ spalovacích turbín umožňuje zvýšit jejich účinnost rekuperací tepla výstupních plynů na výrobu přehřáté páry nebo na ohřev užitkové vody a její využití pro následné vytápění bytů a průmyslových prostorů.

Průmyslové spalovací turbíny RB-211 jsou odvozeny od konstrukce leteckých dvouproudových motorů používaných u letadel Boeing 747, 757, 767 a Tupolev Tu-204. Verze RB-211DLE má nízké emise při stejné spolehlivosti a udržitelnosti jako jednotky s konvenčním spalováním. Dnes patří spalovací turbíny RB-211DLE k nejúspěšnějším aeroderivátům s nejnižšími emisními hodnotami, které jsou k dispozici na současném trhu.

V zahraničí se spalovací turbíny RB-211 osvědčily hlavně kvůli nízké hmotnosti systémů, jejichž výhodou je jednoduchost jejich instalace, ale i jejich jednoduchá demontáž a přeprava k výrobcí při poruše nebo generální opravě. V průběhu generální opravy je možnost nahradit celé zařízení náhradním zařízením, aby se nepřerušil provoz kompresorové stanice.

V současnosti jsou spalovací turbíny RB-211 v zahraničí využívány pro pohon elektrických generátorů a čerpadel. Pracují v náročných podmínkách na suchu nebo na moři, jako je např. Severní moře, západní Afrika, Rusko, Brazílie, Kaspické moře, Severní Amerika a jihovýchod Asie. Pro použití ST na moři jsou k dispozici speciální materiály a vzduchové filtry určené pro mořské podmínky, jako i tříbodové uchycení pro spolehlivé uchycení motoru a jeho systémů při pohybu paluby na moři.



Obr. 7.2 Průmyslová spalovací turbína RB-211²⁶

Vysoko účinný a jednoduchý cyklus činnosti spalovací turbíny RB-211 je vhodný pro pohon kompresorů použitých v plynovodech a čerpadel v ropovodech. Spalovací turbína má nízkou hmotnost a propracovaný systém oprav, který je poskytován firmou Rolls-Royce. Tato výhoda je důležitá, protože zařízení plynovodů se obvykle nacházejí na odlehlých místech značně vzdálených od servisních míst údržby. Z tohoto důvodu jsou spalovací turbíny RB-211 často používány v plynovodech na přepravu zemního plynu.

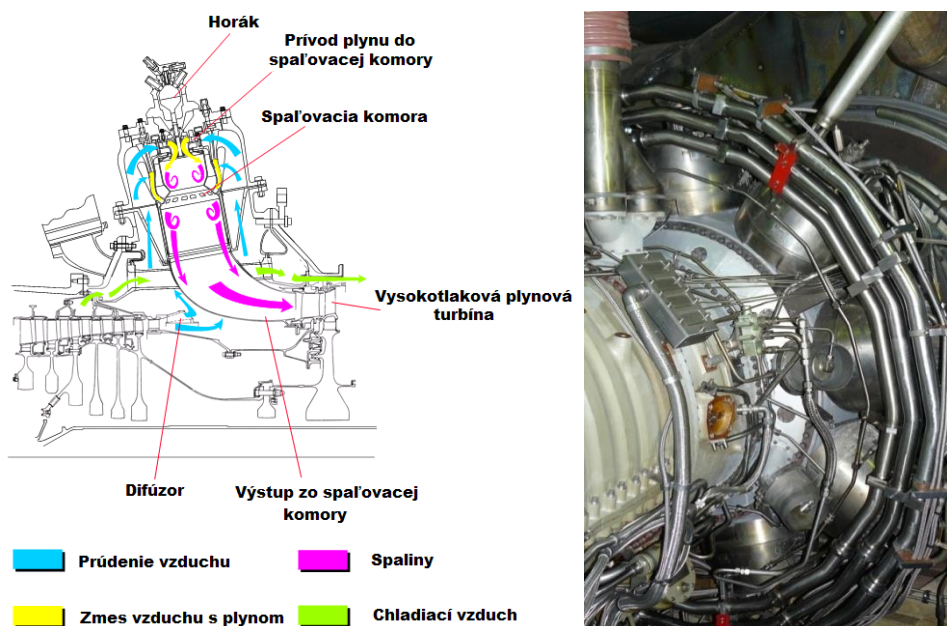
Průmyslové spalovací turbíny RB-211 si vyžadují jen malou zastavěnou plochu potřebnou na provoz, která je jen 250 m² při výkonu 32 MW. Jejich délka překračuje 3 metry a jejich

²⁶ <http://xa.yimg.com/kq/groups/23190067/1558174449/name/7.CROMBIE.ppt>

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

hmotnost je jen o něco málo vyšší než 2,5 tuny. Spalovací turbína RB-211 je k dispozici v široké škále konfigurací pro splnění jednotlivých požadavků konkrétních projektů. Jsou vhodné pro kogeneraci nebo jednoduché a kombinované cykly provozu. V současné době se používá více než 150 spalovacích turbín RB-211 pro výrobu elektrické energie.

Standardní spalovací turbíny RB-211 mají prstencovou spalovací komoru vybavenou několika vstřikovacími tryskami. Spalovací systém může být upraven pro plynné, tekuté nebo duální palivo. Verze spalovací turbíny RB-211DLE je k dispozici se spalovacím systémem s kapalným nebo s plynným palivem pro pružnější provoz. Spalovací systém spalovací turbíny RB-211DLE tvoří devět trubkových spalovacích komor rozložených radiálně okolo skříně motoru, což umožňuje zjednodušenou údržbu spalovacích komor. Každou trubkovou spalovací komoru je možné odstranit samostatně v průběhu jedné hodiny, bez nutnosti demontáže motoru ze základny.



Obr. 7.3 Spalovací komora spalovací turbíny RB211 DLE²⁷

Modulární konstrukce spalovací turbíny RB-211, kterou tvoří pět modulů, ulehčuje údržbu. Jednotlivé moduly mohou být demontovány a nahrazeny bez nutnosti demontáže celého motoru. Tato konstrukce snižuje prostoje a náklady na údržbu, protože umožňuje individuální opravu konkrétního modulu nebo výměnu za nový modul, zatímco je původní modul opravován.

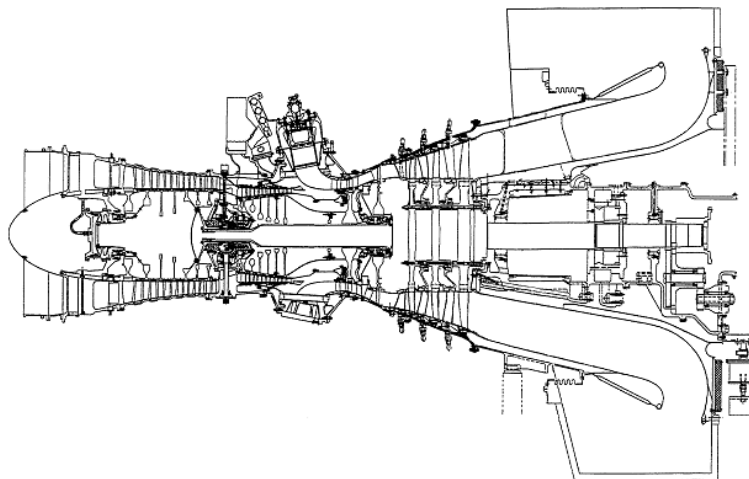
Výhody spalovací turbíny RB-211DLE:

- nízké emise v širokém provozním rozsahu – méně než 25 VPPM NO_x a CO,
- jednoduché doplnění existujících spalovacích turbín systémem DLE („Dry Low Emissions“),
- systém DLE si vyžaduje jen výměnu jednoho modulu,
- stejná celková délka,
- možnost používání tekutého paliva v systému DLE a zvýšení provozní flexibility.

²⁷ <http://xa.yimg.com/kq/groups/23190067/1306580392/name/3.TODMAN.ppt>

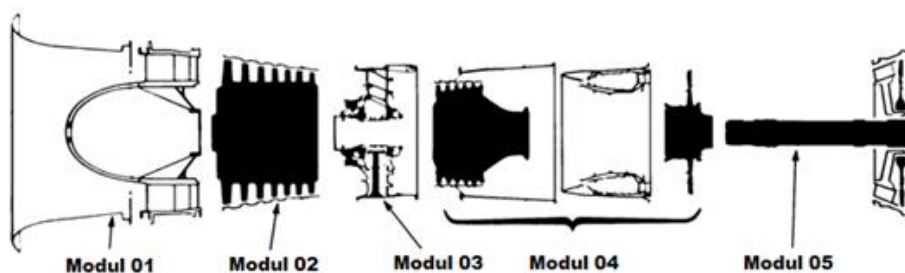
7.5 Charakteristika spalovací turbíny RB-211DLE

Spalovací turbína RB-211DLE je dvourotorový turbínový motor s vysokým stupněm stlačení. Konstrukci axiálního kompresoru tvoří sedmistupňový středotlaký kompresor a šestistupňový vysokotlaký kompresor. Středotlaký i vysokotlaký kompresor je poháněn samostatnou jednostupňovou plynovou turbínou. Jednotlivé rotory jsou mechanicky nezávislé a otáčejí se rozdílnými otáčkami. Spalovací turbína využívá spalovací systém DLE. Spalovací systém DLE umožňuje omezení produkce emisí NO_x (oxidů dusíku) a CO (oxidu uhelnatého). Systém využívá postupné spalování dopředu promíchané chudobné směsi ve více koncentracích. Spalování chudobné směsi umožňuje řídit spalovací teplotu v rámci potřebného rozsahu bez přerušení hoření.



Obr. 7.4 Řez motorem RB-211-24G se spalovací komorou typu DLE²⁸

Spalovací turbína RB-211DLE se skládá ze šesti modulů. Prvních pět modulů tvoří samostatnou skupinu. Šestý modul tvoří spalovací systém, spouštěcí systém, příslušenství a ostatní části.



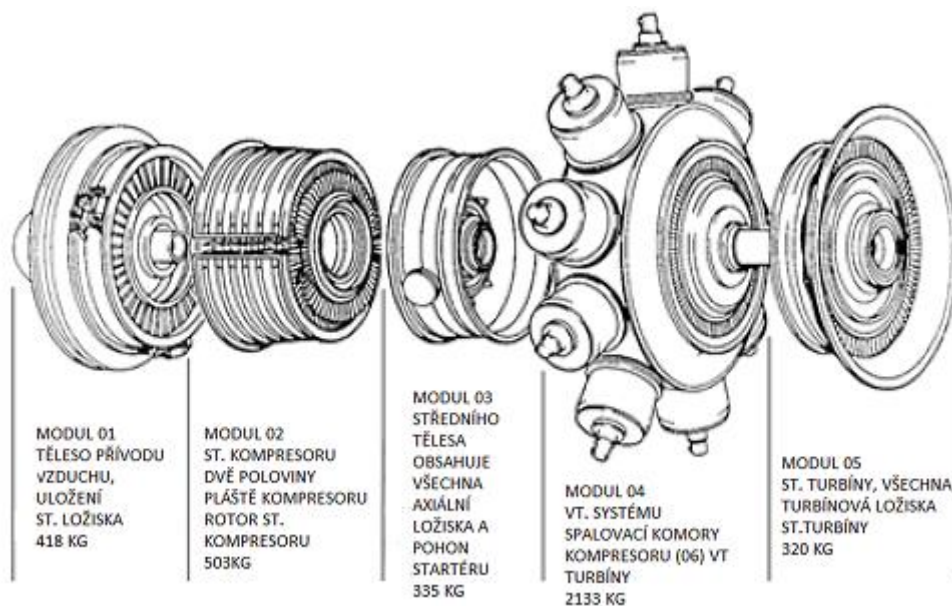
Obr. 7.5 Schéma motoru RB-211DLE rozděleného na moduly

7.5.1 Modul 01 – Vstupní ústrojí

Skříň vstupního ústrojí tvoří odlitek z hliníkové slitiny, skládající se z vnitřního a vnějšího tělesa, které jsou spojeny šesti dutými žebry. Vnitřní kryt slouží jako těleso předního ložiska středotlakého rotoru. Čelní strana vnějšího krytu je zesílněna, tak aby na ni mohla být uchycena i přední opora plynového generátoru, která je k ní přišroubována. V zadní části krytu je umístěn stupeň vstupních nastavitelných usměrňovacích lopatek.

²⁸ <http://xa.yimg.com/kq/groups/23190067/1306580392/name/3.TODMAN.ppt>

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM



Obr. 7.6 Rozdělení motoru RB-211DLE na moduly

7.5.2 Modul 02 – Středotlaký sedmistupňový osový kompresor

Středotlaký kompresor je sedmistupňový osový kompresor, skládající se z bubnového rotoru, na kterém je umístěno sedm stupňů rotorových lopatek. Pohání ho jednostupňová plynová turbína. Rotor je umístěn v děleném hliníkovém tělese, které zahrnuje šest stupňů statorových lopatek. Jeden stupeň výstupních usměrňovacích lopatek je umístěn v předním ukončení tělesa středotlakého kompresoru. Konstrukce statorových lopatek prvního stupně a lopatek rotoru byla pro průmyslový plynový generátor navržena tak, aby sloužila jako robustní přední ukončení kompresoru.

7.5.3 Modul 03 – Střední těleso

Modul středního tělesa se skládá z dělicího tělesa, zadního hřídele středotlakého osového kompresoru, předního zkráceného hřídele vysokotlakého kompresoru, dvouřadového kuličkového ložiska s kosouhlým stykem, spouštěcího zařízení a vnitřní skříně ozubeného kola, hydraulického spouštěcího zařízení a převodovky, jednotky elektronického odpojení a odstavení spouštěcího zařízení při překročení otáček.

7.5.4 Modul 04 – Vysokotlaký kompresor

Šestistupňový vysokotlaký osový kompresor se skládá ze skříně vysokotlakého kompresoru, bubnového rotoru vysokotlakého kompresoru, spalovací komory, sestavy vnějšího pláště spalovací komory (vnějšího pláště spalovací komory, vnitřního pláště spalovací komory, plamence spalovací komory, soustavy palivových trysek, zapalovačů, zapalovací soustavy (multiplexní 18kanálový systém)), potrubí, rotoru vysokotlaké turbíny.

7.5.5 Modul 05 – Středotlaká turbína

Modul 05 se skládá ze středotlaké turbíny a z krytů turbíny, ve kterých jsou umístěny usměrňovací lopatky a sestava oporného válečkového ložiska vysokotlaké a středotlaké turbíny. Rotor středotlaké plynové turbíny je spojen s hřídelem středotlakého kompresoru, který je umístěn v dutině hřídele rotoru vysokotlakého kompresoru.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

7.5.6 Modul 06 – Spalovací komora

Modul spalovací komory se skládá ze spouštěcího zařízení, pomocných částí, zapalovacího systému a příslušenství.

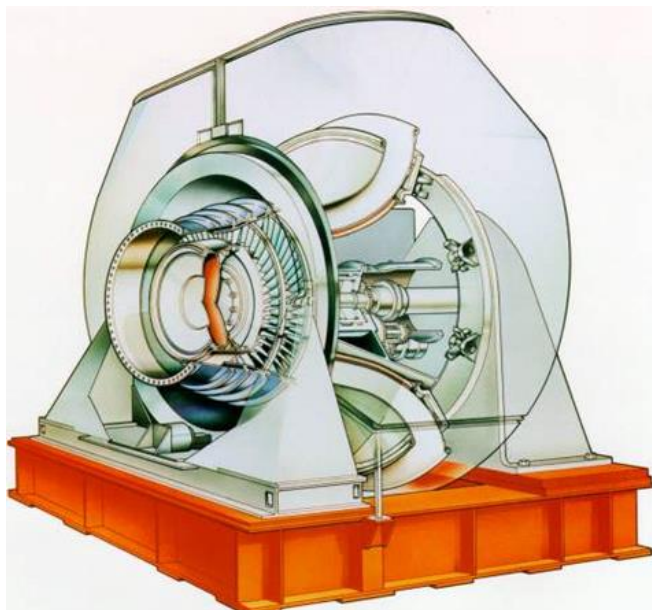
7.6 Výkonová turbína RT 62

Výkonová turbína RT 62 je dvoustupňová expanzní turbína, která využívá pro vytvoření krouticího momentu energii teplých plynů, dodávaných plynovým generátorem RB 211DLE. Teplé plyny proudí axiálním směrem přes výkonovou turbínu a odtahovým systémem jsou vypouštěny do atmosféry. Výkonová turbína se skládá ze statoru a rotoru, jehož hřídel pohání odstředivý kompresor pro stlačování zemního plynu v plynovodu.

Části:

- pomocný pohon,
- opory turbíny,
- souprava rotoru,
- souprava pouzdra ložiska,
- vstupní difuzor,
- odtahová skříň,
- souprava chlazení lemu,
- řízení rychlosti dodávky paliva.

Výkonová turbína RT 62 zabezpečuje přes spojku pohon odstředivého kompresoru RF2/2BB-36 (RF2/1BB-36) pro stlačování zemního plynu v plynovodu.



Obr. 7.7 Výkonová turbína Cooper Bessemer RT - 62²⁹

7.6.1 Základní údaje motoru RB-211DLE

VýrobceRolls - Royce
Model.....RB-211DLE (plynné palivo)
Kompresor.....7 středotlakých stupňů, 6 vysokotlakých stupňů
Hmotnostní průtok vzduchu přes kompresor..... $Q_v = 89,6 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru..... $\pi_{Kc} = 34,5$

²⁹ http://www.energymanager-online.com/documents/fact_sheets/es4005.pdf

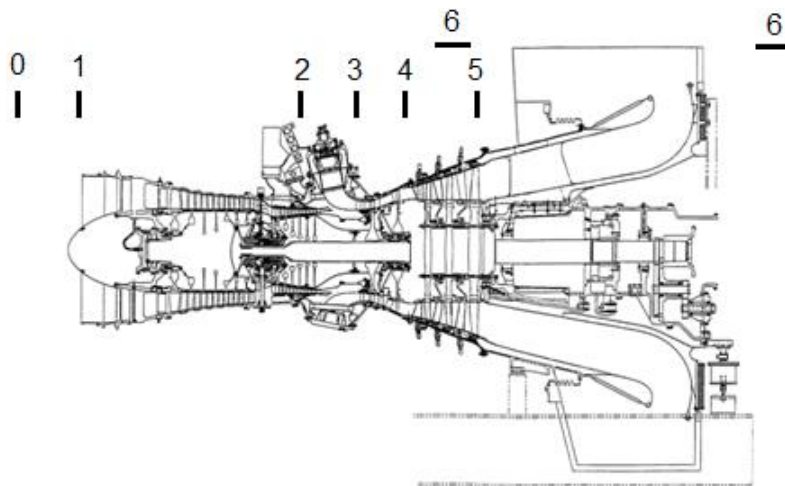
I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Výkonová plynová turbína.....	2 samostatné stupně
Počet plamenců spalovací komory.....	9
Celková teplota plynu před plynovou turbínou.....	$t_{3c} = 1\,238\text{ °C}$
Otáčky středotlakého rotoru.....	$n_{1, \max.} = 6\,720\text{ min}^{-1}$
Otáčky vysokotlakého rotoru.....	$n_{2, \max.} = 9\,550\text{ min}^{-1}$
Směr rotace rotoru ve směru otáčení hodinových ručiček (z pohledu čelem ke kompresoru).	

7.6. Výkonová plynová turbína Model RT62

Výrobce.....	Copper – Bessemer
Počet stupňů.....	2
Maximální provozní otáčky.....	$n = 5\,050\text{ min}^{-1}$
Výkon	27 426 kW
Tepelný výkon.....	9 827 kJ.kWh ⁻¹
Teplota okolního vzduchu.....	15 °C
Relativní vlhkost.....	60 %
Hmotnostní průtok plynu.....	89,6 kg.s ⁻¹
Vstupní teplota plynu.....	780 °C
Teplota výstupních plynů.....	503 °C

7.7 Přibližný výpočet tepelného oběhu motoru RB-211DLE



Obr. 7.8 Typické řezy spalovací turbíny RB-211DLE

7.7.1 Parametry vzduchu ve vstupním ústrojí

$$H = 0\text{ m}$$

$$M = 0$$

$$p_0 = 101\,325,2\text{ Pa}$$

$$t_0 = 15\text{ °C} \rightarrow T_0 = 288,15\text{ K}$$

Mezi okolní atmosférou a vstupním ústrojím není vzduchu dodávána žádná vnější práce. Protože výměna tepla mezi protékajícím vzduchem v motoru a okolní atmosférou je velmi malá, je možné ji zanedbat a považovat termodynamické procesy ve vstupním ústrojí za adiabatické, pro které platí:

$$q_{\text{von.}} = 0$$

7.7.2 Celkové parametry vzduchu před vstupním ústrojím spalovací turbíny

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \text{ [Pa]}$$

$$p_{0c} = 101\,352,2 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0,2^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right) \text{ [K]}$$

$$T_{0c} = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0,2^2\right) = 288,15 \text{ K}$$

Kde:

- p_0 – atmosférický tlak vzduchu [Pa],
- p_{0c} – celkový tlak vzduchu před motorem [Pa],
- κ – adiabatický exponent $\kappa = 1,4$,
- T_0 – atmosférická teplota vzduchu [K],
- T_{0c} – celková teplota vzduchu před motorem [K],
- M_0 – Machovo číslo [1].

7.7.3 Celkové parametry vzduchu před kompresorem spalovací turbíny

Pro případ ideální vstupní soustavy, tj. pro vstupní soustavu, kde nevznikají žádné ztráty celkového tlaku, bude celkový tlak v části vstupního ústrojí rovný celkovému tlaku v části vnější atmosféry, tedy platí:

$$p_{1c,id.} = p_{0c} \text{ [Pa]}.$$

$$p_{1c,id.} = p_{0c} \cdot \left(\frac{T_{1c}}{T_0}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \text{ [Pa]}$$

$$p_{1c,id.} = 101\,325,2 \cdot \left(\frac{288,15}{288,15}\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}} = 101\,325,2 \text{ [Pa]}$$

U stojícího motoru platí:

$$c_0 = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}, H = 0 \text{ m} \rightarrow \sigma_{rv} = 1$$

V důsledku tření a existence závěrné rázové vlny nebo soustavy rázových vln ve vstupním kanálu (difuzoru) vstupní soustavy budou vznikat další ztráty celkového tlaku, charakterizované součinitelem zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru σ_D .

$$\sigma_D = \frac{p_{1c}}{p_{ac}} \text{ [1]}$$

Poznámka:

U stojícího motoru, kdy platí $c_0 = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, $H = 0 \text{ m}$, dosahuje součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru hodnoty v rozsahu $\sigma_D = 0,96 \div 0,985$.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$p_{1c} = \sigma_{rv} \cdot \sigma_D \cdot p_{0c} \quad [Pa]$$

$$p_{1c} = 1,0 \cdot 98,101 \cdot 325,2 = 99 \, 298,7 \, Pa$$

Kde:

σ_{rv} [1] – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu v rázových vlnách,

σ_D [1] – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupním difuzoru, $\sigma_D = 0,98$,

σ_{vs} [1] – součinitel zachování celkového tlaku vzduchu ve vstupní soustavě motoru.

$$T_{1c} = T_0 = T_{0c} + \frac{c_0^2}{2 \cdot c_{p,v}} \quad [K]$$

$$T_{1c} = T_0 = 288,15 + \frac{0^2}{2 \cdot 1005} = 288,15 \, K$$

Kde:

c_0 – rychlost letu [$m \cdot s^{-1}$],

$c_{p,v}$ – specifické teplo vzduchu za stálého tlaku [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$], $c_{p,v} = 1 \, 005 \, J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$.

7.7.4 Parametry vzduchu v kompresoru spalovací turbíny

7.7.4.1 Celkový tlak vzduchu za kompresorem spalovací turbíny

$$p_{2c} = \pi_{Kc} \cdot p_{1c} \quad [Pa]$$

$$p_{2c} = 34,5 \cdot 99 \, 298,7 = 3 \, 425 \, 805,0 \, Pa$$

Kde:

p_{2c} – celkový tlak vzduchu za kompresorem [Pa],

p_{1c} – celkový tlak vzduchu před kompresorem [Pa],

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení kompresoru [1].

7.7.4.2 Celková teplota vzduchu za kompresorem spalovací turbíny

$$T_{2c} = T_{1c} \cdot \left[1 + \frac{\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{Kc}} \right] \quad [K]$$

$$T_{2c} = 288,15 \cdot \left[1 + \frac{34,5^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{0,88} \right] = 861,3 \, K$$

Kde:

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení kompresoru [1], $\pi_{Kc} = 34,5$,

η_{Kc} – celková účinnost kompresoru [1], $\eta_{Kc} = 0,88$,

T_{2c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],

T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K].

7.7.5 Výpočet parametrů plynu v hlavní spalovací komoře spalovací turbíny

$$p_{3c} = \sigma_{HSK} \cdot p_{2c} \quad [Pa]$$

$$p_{3c} = 0,95 \cdot 3 \, 425 \, 805,0 = 3 \, 254 \, 514,9 \, Pa$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Kde:

p_{3c} – celkový tlak plynu před plynovou turbínou [Pa],

p_{2c} – celkový tlak vzduch za kompresorem [Pa],

σ_{HSK} – součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře [1], $\sigma_{HSK} = 0,95$.

$$T_{3c} = t_{3c} + 273,15 \text{ [K]}$$

$$T_{3c} = 1\,238 + 273,15 = 1\,511,15 \text{ K}$$

7.7.6 Výpočet parametrů plynu v plynové turbíně spalovací turbíny

Plynová turbína spalovací turbíny zabezpečuje pohon kompresoru a motorových agregátů. Pro spalovací turbínu platí rovnost výkonu plynové turbíny a příkonu kompresoru.

Z rovnováhy výkonů vyplývá:

$$P_T = P_K \text{ [W]}$$

$$Q_{pl.} \cdot c_{p,pl.} \cdot (T_{4c} - T_{3c}) \cdot \eta_m = Q_v \cdot c_{p,v} \cdot (T_{2c} - T_{1c})$$

Kde:

$$Q_{pl.} = Q_v + Q_{pal.} - Q_{odv.}$$

V mnohých případech při předběžných a kontrolních výpočtech vykonávaných v provozu je možné předpokládat, že platí: $Q_{pal.} = Q_{odv.} \rightarrow Q_{pl.} = Q_v$.

Po úpravě rovnice platí:

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{c_{p,v}}{c_{p,pl.} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2c} - T_{1c}) \cdot \frac{Q_v}{Q_{pl.}} \text{ [K]}$$

$$T_{4c} = 1\,511,15 - \frac{1\,005 \cdot (861,3 - 288,15)}{1158,098} \cdot \frac{89,6}{89,6} = 1\,003,6 \text{ K}$$

$$t_{4c} = T_{4c} - 273,15 = 1\,003,6 - 273,15 = 730,4 \text{ °C}$$

Kde:

$c_{p,v}$ – specifické teplo vzduchu za stálého tlaku, $c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$,

$c_{p,pl.}$ – specifické teplo plynu za stálého tlaku, $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$,

η_m – mechanická účinnost [1], $\eta_m = 0,98$,

T_{1c} – celková teplota vzduchu před kompresorem [K],

T_{2c} – celková teplota vzduchu za kompresorem [K],

T_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [K],

T_{4c} – celková teplota plynu za plynovou turbínou [K],

t_{4c} – celková teplota plynu za plynovou turbínou [°C].

Za specifické teplo plynů v plynové turbíně $c_{p,pl.}$ je potřebné dosadit střední hodnotu mezi celkovými teplotami T_3 a T_{4c} . Tato hodnota musí být určena pro dané složení plynů, které v rozhodující míře závisí na hodnotě součinitele přebytku vzduchu α v hlavní spalovací komoře spalovací turbíny.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$p_{4c} = p_{3c} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{Tc,K}} \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} [Pa]$$

$$p_{4c} = 3\,254\,514,8 \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{1\,003,6}{1\,511,0} \right) \cdot \frac{1}{0,91} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 508\,745,97 \text{ Pa}$$

Kde:

κ' – exponent adiabaty plynů v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném přebytku vzduchu [1],

$\eta_{Tc,K}$ – celková účinnost plynové turbíny kompresoru [1], $\eta_{Tc,K} = 0,91$,

p_{4c} – celkový tlak plynu za plynovou turbínou [Pa],

p_{3c} – celkový tlak plynu před plynovou turbínou [Pa],

T_{4c} – celková teplota plynu za plynovou turbínou [K],

T_{3c} – celková teplota plynu před plynovou turbínou [K].

7.7.7 Výpočet parametrů plynů ve výkonové plynové turbíně spalovací turbíny

7.7.7.1 Celková adiabatická teplota plynů na výstupu ze spalovací turbíny

$$T'_{6,ad.} = T_{4c} \cdot \left(\frac{p_0}{p_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}} [K]$$

$$T'_{6,ad.} = 1\,003,6 \cdot \left(\frac{101\,325,2}{508\,745,97} \right)^{\frac{1,33-1}{1,33}} = 672,48 \text{ K}$$

Kde:

$T'_{6,ad.}$ – adiabatická celková teplota plynů na výstupu ze spalovací turbíny [K],

T_{4c} – celková teplota plynů na výstupu z plynové turbíny kompresoru [K],

p_0 – atmosférický tlak vzduchu [Pa],

p_{4c} – celkový tlak plynu za plynovou turbínou kompresoru [Pa].

7.7.7.2 Celková adiabatická teplota plynů za výkonovou plynovou turbínou spalovací turbíny

$$T_{5c,ad.} = T'_{6,ad.} + \frac{c_6^2}{2 \cdot c_{p,pl} \cdot \varphi_{VD}^2 \cdot \bar{\lambda}} [K]$$

$$T_{5c,ad.} = 672,48 + \frac{80^2}{2 \cdot 1158,092^2 \cdot 1,02} = 675,68 \text{ K}$$

Kde:

$T_{5c,ad.}$ – celková adiabatická teplota plynů za výkonovou plynovou turbínou [K],

$T'_{6,ad.}$ – adiabatická celková teplota plynů na výstupu ze spalovací turbíny [K],

c_6 – výstupní rychlost plynů ze spalovací turbíny [m.s⁻¹],

φ_{VD} – součinitel charakterizující ztrátu rychlosti ve výstupní soustavě spalovací turbíny [1],

$$\varphi_{VD} = 0,92,$$

$\bar{\lambda}$ – poměrné Lavalovo číslo, $\bar{\lambda} = 1,02$.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$\varphi_{VD} = \sqrt{\eta_{VD}}$$

$$\varphi_{VD} = 0,92$$

7.7.7.3 Celkový tlak plynů za výkonovou plynovou turbínou spalovací turbíny

Celkový tlak plynů za výkonovou plynovou turbínou p_{5c} se určí z předpokladu polytropické expanze.

$$p_{5c} = p_{4c} \left(\frac{T_{5c,ad.}}{T_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} [Pa]$$

$$p_{5c} = 508\,745,97 \cdot \left(\frac{675,68}{1\,003,6} \right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 103\,279,94 \text{ Pa}$$

Kde:

p_{5c} – celkový tlak plynů za výkonovou plynovou turbínou [Pa],

κ' – exponent adiabaty plynů v rozmezí celkových teplot T_{4c} a $T_{5c,ad.}$ při daném přebytku vzduchu [1], $\kappa' = 1,33$,

p_{4c} – celkový tlak plynů za výkonovou plynovou turbínou spalovací turbíny [Pa],

$T_{5c,ad.}$ – celková adiabatická teplota plynů za výkonovou plynovou turbínou spalovací turbíny [K],

T_{4c} – celková teplota plynů na výstupu z výkonové plynové turbíny [K].

7.7.7.4 Celková teplota plynů za výkonovou plynovou turbínou

$$T_{5c} = T_{4c} - (T_{4c} - T_{5c,ad.}) \eta_{Tc,R} [K]$$

$$T_{5c} = 1003,6 - (1003,6 - 675,68) \cdot 0,81 = 737,99 \text{ K}$$

$$t_{5c} = T_{5c} - 273,15 = 737,99 - 273,15 = 464,8 \text{ }^\circ\text{C}$$

Kde:

$T_{5c,ad.}$ – celková adiabatická teplota plynů za výkonovou plynovou turbínou spalovací turbíny [K],

T_{4c} – celková teplota plynů za plynovou turbínou spalovací turbíny [K],

$\eta_{Tc,R}$ – účinnost plynové turbíny, která pohání rotor $\eta_{Tc,R} = 0,81$.

7.7.8 Výpočet parametrů plynu ve výstupní soustavě spalovací turbíny

U turbohřídelových (vrtulníkových) LTKM a u spalovacích turbín nedochází k expanzi ve výstupní soustavě, která slouží jen k odvodu výstupních plynů.

7.7.8.1 Výpočet specifického výkonu výkonové turbíny

$$P_{v,m} = \eta_{red.} \cdot c_{p,pl.} (T_{4c} - T_{5c}) [W \cdot kg^{-1}]$$

$$P_{v,m} = 1.1158 \cdot (1003,6 - 737,99) = 307\,576,4 \text{ W} \cdot kg^{-1}$$

7.7.8.2 Výpočet výkonu výkonové turbíny

$$P_v = \eta_m \cdot \eta_{red} \cdot Q_{pl} \cdot c_{p,pl} \cdot (T_{4c} - T_{5c}) \quad [W]$$

$$P_v = 0,92 \cdot 1,89 \cdot 6,1158 \cdot (1003,6 - 737,99) = 25\,354\,136,2 \text{ W}$$

Kde:

$P_{v,m}$ – specifický výkon vrtule [$W \cdot kg^{-1}$],

η_{red} – mechanická účinnost reduktoru [1], $\eta_{red} = 1,0$,

η_m – mechanická účinnost [1], $\eta_m = 0,92$,

T_{4c} – celková teplota plynů za plynovou turbínou spalovací turbíny [K],

T_{5c} – celková teplota plynů za výkonovou plynovou turbínou [K].

7.7.9 Výpočet specifické spotřeby paliva spalovací turbíny

$$q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot I_0} = \frac{c_{p,pl} \cdot T_{3c} - c_{p,v} \cdot T_{2c}}{\eta_{sp} \cdot H_u - i(T_{3c}) + c_{p,v} \cdot T_{2c}} \quad [1]$$

Hodnotu $\frac{1}{\alpha \cdot I_0}$ je možné stanovit z grafu v příloze č. 3 pro zadanou hodnotu teploty plynu před plynovou turbínou t_{3c} a vypočítanou hodnotu teploty vzduchu za kompresorem T_{2c} nebo výpočtem podle následujícího vztahu:

$$q_{pal.} = \frac{1}{\alpha \cdot I_0} = \frac{1647,25 - 888,38}{0,99 \cdot 43\,000 - 4\,071,29 + 888,38} = 0,01927$$

Kde:

$$c_{p,pl} \cdot T_{3c} = 1\,647,25 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$c_{p,v} \cdot T_{2c} = 888,38 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$\eta_{sp.} = 0,99$$

$$H_u = 43\,000 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$i(T_{3c}) = 4\,071,29 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$c_e = \frac{3600}{P_{v,m}} \cdot \frac{1}{\alpha \cdot I_0} \quad [kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}]$$

$$c_e = \frac{3\,600}{307\,576,4} \cdot 0,019\,27 = 0,000\,225\,5 \text{ kg} \cdot \text{W}^{-1} \cdot \text{h}^{-1} = 0,2255 \text{ kg} \cdot \text{kW}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$$

Závěr

Přibližným výpočtem tepelného oběhu spalovací turbíny RB-211DLE byly stanoveny základní parametry v typických řezech spalovací turbíny a výkon výkonové turbíny, který se málo odlišuje od naměřené hodnoty na kompresorové stanici plynovodu ve Velkých Kapušanech. Odchylka vypočítané a naměřené hodnoty výkonu výkonové turbíny je menší než 2,5 %. Specifická spotřeba paliva byla vypočítána jen orientačně pro kapalné palivo (letecký petrolej Jet A-1). V tabulce 7.1 jsou uvedeny vypočítané hodnoty parametrů v typických řezech spalovací

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

turbíny. V tabulce 7.2 jsou porovnány naměřené a vypočítané hodnoty při různých atmosférických teplotách vzduchu.

Tabulka 7.1 Vypočítané parametry v typických řezech spalovací turbíny

Veličina	Hodnota	Jednotka
M_0	0	1
H_0	0	m
T_0	288,15	K
p_0	101 325,2	Pa
p_{0c}	101 325,2	Pa
T_{0c}	288,15	K
$p_{1c,id.}$	101 325,2	Pa
p_{1c}	99 298,7	Pa
T_{1c}	288,15	K
p_{2c}	3 425 805,0	Pa
T_{2c}	861,3	K
p_{3c}	3 254 514,9	Pa
T_{3c}	1 511,15	K
t_{3c}	1 238	°C
T_{4c}	1 003,6	K
t_{4c}	730,45	°C
p_{4c}	508 745,97	Pa
$T'_{6, ad.}$	672,48	K
c_5	80	$m.s^{-1}$
$T_{5c,ad}$	675,68	K
p_{5c}	103 279,94	Pa
T_{5c}	737,99	K
t_{5c}	464,8	°C
$P_{v, m}$	307 576,4	$W.kg^{-1}$
Q_v	89,6	$kg.s^{-1}$
P_v	25 354 136,2	W
$1/\alpha.l_0$	0,01927	1
c_e	0,2255	$kg.kW^{-1}.h^{-1}$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

Tabulka 7.2 Porovnání vypočítaných hodnot parametrů motoru a reálně naměřených hodnot parametrů spalovací turbíny RB 211 DLE v závislosti na atmosférické teplotě

Naměřená hodnota výkonu výkonové plynové turbíny kompresorové stanice [MW]	24,742	24,742	25,385	29,166	29,166	21,292	21,170
Vypočítaná hodnota výkonu výkonové plynové turbíny [MW]	25,45	25,354	25,593	29,851	29,706	21,657	21,271
Odchylka [%]	-2,861	-2,414	-0,820	-2,348	-1,850	-1,714	-0,479
Naměřená teplota plynu na vstupu do výkonové turbíny kompresorové stanice [°C]	740,955	738,915	749,511	750,875	750,859	753,769	753,769
Vypočítaná hodnota teploty plynu na vstupu do výkonové turbíny [°C]	728,286	730,426	726,643	757,592	755,843	700,366	698,723
Odchylka [%]	1,709	1,162	3,051	-0,894	-0,663	7,084	7,303
Naměřená teplota plynů na výstupu z výkonové turbíny kompresorové stanice [°C]	484,924	482,924	501,343	488,659	488,659	501,095	501,095
Vypočítaná teplota plynů na výstupu z výkonové turbíny, hodnoty [°C]	461,88	464,8	461,56	467,632	467,286	456,497	456,18
Odchylka [%]	4,752	3,86	7,935	4,302	4,373	8,900	8,963
Množství plynu vstupujícího do turbíny v kg/s	91,663	91,663	92,639	98,779	98,779	85,211	84,150
Atmosférická teplota vzduchu [°C]	15,960	14,953	16,967	-2,001	-0,929	33,072	34,079

PŘÍLOHA č. 1**TABULKY ZÁKLADNÍCH PLYNOVĚ-DYNAMICKÝCH FUNKCÍ**

V přílohách jsou uvedeny tabulky plynově-dynamických funkcí, jejichž použití podstatně urychluje a zjednodušuje řešení většiny úloh, které jsou spojeny s výpočtem lopatkových strojů, jejich charakteristik a se zpracováním údajů jejich zkoušek.³⁰

V příloze č. 1. jsou uvedeny tabulky plynově-dynamických funkcí τ , π , ε , q a y , které jsou závislé na Machově čísle M nebo na čísle λ plynového proudu.

$$M = \frac{c}{a} [1] \quad \text{a} \quad \lambda = \frac{c}{a_{kr.}} [1]$$

Kde:

c – rychlost plynového proudu [$m.s^{-1}$],

$a = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T}$ [$m.s^{-1}$] – rychlost zvuku,

$a_{kr.} = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_{kr.}}$ [$m.s^{-1}$] – kritická rychlost zvuku.

Kritická teplota $T_{kr.}$ je teplota, při které je rychlost proudu plynu rovná rychlosti zvuku. S teplotou zabrzděného proudu je spojena vztahem:

$$T_{kr.} = \frac{2}{\kappa + 1} \cdot T_c [K]$$

potom

$$a_{kr.} = \sqrt{2 \cdot \frac{\kappa}{\kappa + 1} \cdot r \cdot T_c} [m.s^{-1}]$$

Pro vzduch ($\kappa = 1,40$, $R = 287,1 \text{ J.K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$) $a = 20,05 \cdot \sqrt{T} \text{ m.s}^{-1}$, $a_{kr.} = 18,12 \cdot \sqrt{T_c}$.

Plynově-dynamická funkce τ vyjadřuje vztah teploty plynového proudu T k celkové teplotě zabrzděného proudu T_c bez výměny tepla s okolím.

Z rovnice celkové energie:

$$T_c = T + \frac{c^2}{2 \cdot \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot r} [K]$$

po úpravě:

$$\frac{T_c}{T} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot \frac{c^2}{\kappa \cdot r \cdot T} [1]$$

nebo

$$\frac{T}{T_c} = 1 - \frac{\kappa - 1}{2} \cdot \frac{c^2}{\kappa \cdot r \cdot T_c} [1]$$

z čeho vyplývá:

³⁰ Stečkin, B. S. a kol.: Teorija reaktivnych dvigatelej, Gosudarstvennoje izdatel'stvo oboronnoj promyšlennosti, Moskva 1956.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$\tau = \frac{T}{T_c} = 1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda^2 = \frac{1}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2} [1].$$

Plynově-dynamická funkce π vyjadřuje vztah statického tlaku v proudu plynu p a celkového tlaku adiabatického zabrzděného proudu plynu p_c .

Z rovnice adiabatické stavové změny vyplývá:

$$\pi = \frac{p}{p_c} = \tau^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa - 1}}.$$

Plynově-dynamická funkce ε vyjadřuje závislost hustoty plynového proudu ρ a celkové hustoty zabrzděného proudu ρ_c :

$$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c} = \tau^{\frac{1}{\kappa - 1}} = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{-\frac{1}{\kappa - 1}}.$$

Při využití tabulek, ve kterých pro každou hodnotu λ nebo M jsou uvedeny hodnoty funkcí τ , π a ε , je možné rychle přecházet od skutečných (termodynamických) parametrů proudu k zabrzděným parametrům a opačně. Výběr hodnot M a λ pro výpočet se stanovuje pro konkrétní případy.

Příklad č. 1

Vypočítejte rychlost proudu vzduchu na vstupu do kompresoru, jestliže je celkový tlak vzduchu $p_{1c} = 0,1$ MPa, statický tlak $p_1 = 0,0787$ MPa a celková teplota zabrzděného proudu vzduchu $T_{1c} = 288$ K.

Výpočet funkce $\pi = \frac{p}{p_c} = \frac{0,0787}{0,1} = 0,787$ a z tabulek pro $\kappa = 1,4$ je možné odečíst hodnotu $\lambda = 0,63$.

Na základě toho je možné stanovit kritickou rychlost zvuku $a_{kr.}$ podle vztahu $a_{kr.} = 18,3 \cdot \sqrt{T_{1c}} = 18,3 \cdot \sqrt{288} = 311 [m \cdot s^{-1}]$ a rychlost $c = \lambda \cdot a_{kr.} = 0,63 \cdot 311 = 195,7 [m \cdot s^{-1}]$

Plynově-dynamická funkce q vyjadřuje bezrozměrovou hustotu, která je definována jako poměr hustoty proudu plynu $c \cdot \rho$ k maximálně možné hustotě toku při adiabatické změně stavu plynu.

Maximální hustota toku adiabatického proudu se dosahuje při rychlosti proudu, rovné místní rychlosti zvuku.

$$q = \frac{c \cdot \rho}{a_{kr.} \cdot \rho_{kr.}}$$

Po úpravě:

$$\frac{\rho}{\rho_{kr.}} = \frac{\rho}{\rho_c} \cdot \frac{\rho_c}{\rho_{kr.}}$$

a po vyjádření funkce $\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$ prostřednictvím λ a M je možné vyjádřit:

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$q = \lambda \cdot \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \cdot \left(\frac{\kappa + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} = M \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{-\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \cdot \left(\frac{\kappa + 1}{2}\right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}$$

Při zvýšení λ nebo M se funkce q mění nemonotónně: narůstá při $M < 1$, dosahuje maximální hodnotu ($q_{\max.} = 1,0$) při $M = \lambda = 1,0$ a znovu klesá při $M > 1$.

Existence tabulek pro funkci q umožňuje jednoduše stanovit průtok vzduchu nebo plynu přes libovolný kanál při známé ploše průtokového průřezu S , Machova čísla nebo λ čísla a pomocí parametrů zabrzděného proudu.

Rovnici průtoku plynu $m = c \cdot \rho \cdot S$ je možné zapsat také ve tvaru:

$$m = a_{kr.} \cdot \rho_{kr.} \cdot S \cdot q$$

Kde:

$$a_{kr.} = \sqrt{2 \cdot \frac{\kappa}{\kappa + 1} \cdot R \cdot T_c}$$

$$\rho_{kr.} = \left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \cdot \rho_c$$

Po úpravě:

$$m = k \cdot S \cdot \frac{P_c}{\sqrt{T_c}} \cdot q$$

Kde:

Pro vzduch:

$$\kappa = 1,4$$

$$R = 287,1 \text{ J.K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$k = 0,0404$$

Pro plyn (spaliny):

$$\kappa = 1,33$$

$$R = 287,4 \text{ J.K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$k = 0,03955$$

Příklad č. 2

Určete, při zanedbání ztrát, průtok vzduchu přes kompresor, který pracuje na zkušebně při standardních podmínkách ($T_{1c} = 288 \text{ K}$, $p_{1c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$), jestliže je průtoková plocha na vstupu do prvního stupně $S_1 = 0,5 \text{ m}^2$ a rychlost vzduchu zodpovídá $M_1 = 0,585$.

Z tabulek pro $M_1 = 0,585$ je možné odečíst $q_1 = 0,8288$.

$$m = k \cdot q_1 \cdot S_1 \cdot \frac{P_{1c}}{\sqrt{T_{1c}}} \left[\text{kg} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$m = 0,0404 \cdot 0,8288 \cdot 0,5 \cdot \frac{101\,325,2}{\sqrt{288}} = 100 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

Funkce y taktéž slouží pro stanovení průtoku plynu, avšak není spojená s celkovým ná-
porem, ale se statickým tlakem vzduchu v daném průřezu:

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$$y = q \cdot \frac{p_c}{p} = \frac{q}{\pi}$$

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$\kappa = 1,4$

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
0	1,0000	1,0000	1,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,01	1,0000	0,9999	0,9999	0,01577	0,0158	0,00913
0,02	0,9999	0,9998	0,9998	0,03154	0,0316	0,0183
0,03	0,9999	0,9995	0,9997	0,0473	0,0473	0,0274
0,04	0,9997	0,9990	0,9993	0,0631	0,0631	0,0365
0,05	0,9996	0,9986	0,9990	0,0788	0,0789	0,0457
0,06	0,9994	0,9979	0,9985	0,0945	0,0947	0,0548
0,07	0,9992	0,9971	0,9979	0,1102	0,1105	0,0639
0,08	0,9989	0,9963	0,9974	0,1259	0,1263	0,0731
0,09	0,9987	0,9953	0,9967	0,1415	0,1422	0,0822
0,10	0,9983	0,9942	0,9959	0,1571	0,1580	0,0914
0,11	0,9980	0,9929	0,9949	0,1726	0,1739	0,1005
0,12	0,9976	0,9916	0,9940	0,1882	0,1897	0,1097
0,13	0,9972	0,9901	0,9929	0,2036	0,2056	0,1190
0,14	0,9967	0,9886	0,9918	0,2190	0,2216	0,1280
0,15	0,9963	0,9870	0,9907	0,2344	0,2375	0,1372
0,16	0,9957	0,9851	0,9893	0,2497	0,2535	0,1460
0,17	0,9952	0,9832	0,9880	0,2649	0,2695	0,1560
0,18	0,9946	0,9812	0,9866	0,2801	0,2855	0,1650
0,19	0,9940	0,9791	0,9850	0,2952	0,3015	0,1740
0,20	0,9933	0,9768	0,9834	0,3102	0,3176	0,1830
0,21	0,9927	0,9745	0,9817	0,3252	0,3337	0,1920
0,22	0,9919	0,9720	0,9799	0,3401	0,3499	0,2020
0,23	0,9912	0,9695	0,9781	0,3549	0,3660	0,2109
0,24	0,9904	0,9668	0,9762	0,3696	0,3823	0,2202
0,25	0,9896	0,9640	0,9742	0,3842	0,3985	0,2290
0,26	0,9887	0,9611	0,9721	0,3987	0,4148	0,2387
0,27	0,9879	0,9581	0,9699	0,4131	0,4311	0,2480
0,28	0,9869	0,9550	0,9677	0,4274	0,4475	0,2573
0,29	0,9860	0,9518	0,9653	0,4416	0,4640	0,2670
0,30	0,9850	0,9482	0,9630	0,4557	0,4804	0,2760
0,31	0,9840	0,9451	0,9605	0,4697	0,4970	0,2850
0,32	0,9829	0,9415	0,9579	0,4835	0,5135	0,2947
0,33	0,9819	0,9379	0,9552	0,4972	0,5302	0,3040
0,34	0,9807	0,9342	0,9525	0,5109	0,5469	0,3134
0,35	0,9796	0,9303	0,9497	0,5243	0,5636	0,3228
0,36	0,9784	0,9265	0,9469	0,5377	0,5804	0,3322
0,37	0,9772	0,9224	0,9439	0,5509	0,5973	0,3417
0,38	0,9759	0,9183	0,9409	0,5640	0,6142	0,3511
0,39	0,9747	0,9141	0,9378	0,5769	0,6312	0,3606
0,40	0,9733	0,9097	0,9346	0,5897	0,6482	0,3701
0,41	0,9720	0,9053	0,9314	0,6024	0,6654	0,3796
0,42	0,9706	0,9008	0,9281	0,6149	0,6826	0,3892
0,43	0,9692	0,8962	0,9247	0,6272	0,6998	0,3987
0,44	0,9677	0,8915	0,9212	0,6394	0,7172	0,4083
0,45	0,9663	0,8868	0,9178	0,6515	0,7346	0,4179

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,4

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
0,46	0,9647	0,8819	0,9142	0,6633	0,7521	0,4275
0,47	0,9632	0,8770	0,9105	0,6750	0,7697	0,4372
0,48	0,9616	0,8719	0,9067	0,6865	0,7874	0,4468
0,49	0,9600	0,8668	0,9029	0,6979	0,8052	0,4565
0,50	0,9583	0,8616	0,8991	0,7091	0,8230	0,4663
0,51	0,9567	0,8563	0,8951	0,7201	0,8409	0,4760
0,52	0,9549	0,8509	0,8911	0,7309	0,8590	0,4858
0,53	0,9532	0,8455	0,8871	0,7416	0,8771	0,4956
0,54	0,9514	0,8400	0,8829	0,7520	0,8953	0,5054
0,55	0,9496	0,8344	0,8787	0,7623	0,9136	0,5152
0,56	0,9477	0,8287	0,8744	0,7724	0,9321	0,5251
0,57	0,9459	0,8230	0,8701	0,7823	0,9506	0,5350
0,58	0,9439	0,8172	0,8657	0,7920	0,9692	0,5450
0,59	0,9420	0,8112	0,8612	0,8015	0,9880	0,5549
0,60	0,9400	0,8053	0,8567	0,8109	1,0069	0,5649
0,61	0,9380	0,7992	0,8521	0,8198	1,0258	0,5750
0,62	0,9359	0,7932	0,8475	0,8288	1,0449	0,5820
0,63	0,9339	0,7870	0,8428	0,8375	1,0641	0,5951
0,64	0,9317	0,7808	0,8380	0,8459	1,0842	0,6053
0,65	0,9296	0,7745	0,8332	0,8543	1,1030	0,6154
0,66	0,9274	0,7681	0,8283	0,8623	1,1226	0,6256
0,67	0,9252	0,7617	0,8233	0,8701	1,1423	0,6359
0,68	0,9229	0,7553	0,8183	0,8778	1,1622	0,6461
0,69	0,9207	0,7488	0,8133	0,8852	1,1822	0,6565
0,70	0,9183	0,7422	0,8082	0,8924	1,2024	0,6668
0,71	0,9160	0,7356	0,8030	0,8993	1,2227	0,6772
0,72	0,9136	0,7289	0,7978	0,9061	1,2431	0,6876
0,73	0,9112	0,7221	0,7925	0,9126	1,2637	0,6981
0,74	0,9087	0,7154	0,7872	0,9189	1,2845	0,7086
0,75	0,9063	0,7086	0,7819	0,9250	1,3054	0,7192
0,76	0,9037	0,7017	0,7764	0,9308	1,3265	0,7298
0,77	0,9012	0,6948	0,7710	0,9364	1,3478	0,7404
0,78	0,8986	0,6878	0,7655	0,9418	1,3692	0,7511
0,79	0,8960	0,6809	0,7599	0,9469	1,3908	0,7619
0,80	0,8933	0,6738	0,7543	0,9518	1,4126	0,7727
0,81	0,8907	0,6668	0,7486	0,9565	1,4346	0,7835
0,82	0,8879	0,6597	0,7429	0,9610	1,4567	0,7944
0,83	0,8852	0,6526	0,7372	0,9652	1,4790	0,8053
0,84	0,8824	0,6454	0,7314	0,9691	1,5016	0,8163
0,85	0,8796	0,6382	0,7256	0,9729	1,5243	0,8274
0,86	0,8767	0,6310	0,7197	0,9764	1,5473	0,8384
0,87	0,8739	0,6238	0,7138	0,9796	1,5704	0,8496
0,88	0,8709	0,6165	0,7079	0,9826	1,5938	0,8608
0,89	0,8680	0,6092	0,7019	0,9854	1,6174	0,8721
0,90	0,8650	0,6019	0,6959	0,9879	1,6412	0,8833

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,4

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
0,91	0,8620	0,5946	0,6898	0,9902	1,6652	0,8947
0,92	0,8589	0,5873	0,6838	0,9923	1,6895	0,9062
0,93	0,8559	0,5800	0,6776	0,9941	1,7140	0,9177
0,94	0,8527	0,5726	0,6715	0,9957	1,7388	0,9292
0,95	0,8496	0,5653	0,6653	0,9970	1,7638	0,9409
0,96	0,8464	0,5579	0,6591	0,9981	1,7891	0,9526
0,97	0,8432	0,5505	0,6528	0,9989	1,8146	0,9644
0,98	0,8399	0,5431	0,6466	0,9995	1,8404	0,9761
0,99	0,8367	0,5357	0,6403	0,9999	1,8665	0,9880
1,00	0,8333	0,5283	0,6340	1,0000	1,8929	1,0000
1,01	0,8300	0,5209	0,6276	0,9999	1,9195	1,0120
1,02	0,8266	0,5135	0,6212	0,9995	1,9464	1,0241
1,03	0,8232	0,5061	0,6148	0,9989	1,9737	1,0363
1,04	0,8197	0,4987	0,6084	0,9980	2,0013	1,0486
1,05	0,8163	0,4913	0,6019	0,9969	2,0291	1,0609
1,06	0,8127	0,4840	0,5955	0,9957	2,0573	1,0733
1,07	0,8092	0,4766	0,5890	0,9941	2,0858	1,0858
1,08	0,8056	0,4693	0,5826	0,9924	2,1147	1,0985
1,09	0,8020	0,4619	0,5760	0,9903	2,1439	1,1111
1,10	0,7983	0,4546	0,5694	0,9880	2,1734	1,1239
1,11	0,7947	0,4473	0,5629	0,9856	2,2034	1,1367
1,12	0,7909	0,4400	0,5564	0,9829	2,2337	1,1496
1,13	0,7872	0,4328	0,5498	0,9800	2,2643	1,1627
1,14	0,7834	0,4255	0,5432	0,9768	2,2954	1,1758
1,15	0,7796	0,4184	0,5366	0,9735	2,3269	1,1890
1,16	0,7757	0,4111	0,5300	0,9698	2,3588	1,2023
1,17	0,7719	0,4040	0,5234	0,9659	2,3911	1,2157
1,18	0,7679	0,3969	0,5168	0,9620	2,4238	1,2292
1,19	0,7640	0,3898	0,5102	0,9577	2,4570	1,2428
1,20	0,7600	0,3827	0,5035	0,9531	2,4906	1,2566
1,21	0,7560	0,3757	0,4969	0,9484	2,5247	1,2708
1,22	0,7519	0,3687	0,4903	0,9435	2,5593	1,2843
1,23	0,7478	0,3617	0,4837	0,9384	2,5944	1,2974
1,24	0,7437	0,3548	0,4770	0,9331	2,6300	1,3126
1,25	0,7396	0,3479	0,4704	0,9275	2,6660	1,3268
1,26	0,7354	0,3411	0,4638	0,9217	2,7026	1,3413
1,27	0,7312	0,3343	0,4572	0,9159	2,7398	1,3558
1,28	0,7269	0,3275	0,4505	0,9096	2,7775	1,3705
1,29	0,7227	0,3208	0,4439	0,9033	2,8158	1,3853
1,30	0,7183	0,3142	0,4374	0,8969	2,8547	1,4002
1,31	0,7140	0,3075	0,4307	0,8901	2,8941	1,4153
1,32	0,7096	0,3010	0,4241	0,8831	2,9343	1,4305
1,33	0,7052	0,2945	0,4176	0,8761	2,9750	1,4458
1,34	0,7007	0,2880	0,4110	0,8688	3,0164	1,4613
1,35	0,6962	0,2816	0,4045	0,8614	3,0586	1,4769

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,4

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
1,36	0,6917	0,2753	0,3980	0,8538	3,1013	1,4927
1,37	0,6872	0,2690	0,3914	0,8459	3,1448	1,5087
1,38	0,6826	0,2628	0,3850	0,8380	3,1889	1,5248
1,39	0,6780	0,2566	0,3785	0,8299	3,2340	1,5410
1,40	0,6733	0,2505	0,3720	0,8216	3,2798	1,5575
1,41	0,6687	0,2445	0,3656	0,8131	3,3263	1,5741
1,42	0,6639	0,2385	0,3592	0,8046	3,3737	1,5909
1,43	0,6592	0,2326	0,3528	0,7958	3,4219	1,6078
1,44	0,6544	0,2267	0,3464	0,7869	3,4710	1,6250
1,45	0,6496	0,2209	0,3401	0,7778	3,5211	1,6423
1,46	0,6447	0,2152	0,3338	0,7687	3,5720	1,6598
1,47	0,6398	0,2095	0,3275	0,7593	3,6240	1,6776
1,48	0,6349	0,2040	0,3212	0,7499	3,6768	1,6955
1,49	0,6300	0,1985	0,3150	0,7404	3,7308	1,7137
1,50	0,6250	0,1930	0,3088	0,7307	3,7858	1,7321
1,51	0,6200	0,1876	0,3027	0,7209	3,8418	1,7506
1,52	0,6149	0,1824	0,2965	0,7110	3,8990	1,7694
1,53	0,6099	0,1771	0,2904	0,7009	3,9574	1,7885
1,54	0,6047	0,1720	0,2844	0,6909	4,0172	1,8078
1,55	0,5996	0,1669	0,2784	0,6807	4,0778	1,8273
1,56	0,5944	0,1619	0,2724	0,6703	4,1398	1,8471
1,57	0,5892	0,1570	0,2665	0,6599	4,2034	1,8672
1,58	0,5839	0,1522	0,2606	0,6494	4,2680	1,8875
1,59	0,5786	0,1474	2,2547	0,6389	4,3345	1,9081
1,60	0,5733	0,1427	0,2489	0,6282	4,4020	1,9290
1,61	0,5680	0,1381	0,2431	0,6175	4,4713	1,9501
1,62	0,5626	0,1336	0,2374	0,6067	4,5422	1,9716
1,63	0,5572	0,1291	0,2317	0,5958	4,6144	1,9934
1,64	0,5517	0,1248	0,2261	0,5850	4,6887	2,0155
1,65	0,5463	0,1205	0,2205	0,5740	4,7647	2,0380
1,66	0,5407	0,1163	0,2150	0,5630	4,8424	2,0607
1,67	0,5352	0,1121	0,2095	0,5520	4,9221	2,0839
1,68	0,5296	0,1081	0,2041	0,5409	5,0037	2,1073
1,69	0,5240	0,1041	0,1988	0,5298	5,0877	2,1313
1,70	0,5183	0,1003	0,1934	0,5187	5,1735	2,1555
1,71	0,5126	0,0965	0,1881	0,5075	5,3167	2,1802
1,72	0,5069	0,0928	0,1830	0,4965	5,3520	2,2053
1,73	0,5012	0,0891	0,1178	0,4852	5,4449	2,2308
1,74	0,4954	0,0856	0,1727	0,4741	5,5403	2,2567
1,75	0,4896	0,0821	0,1677	0,4630	5,6383	2,2831
1,76	0,4837	0,0787	0,1628	0,4520	5,7390	2,3100
1,77	0,4779	0,0754	0,1578	0,4407	5,8427	2,3374
1,78	0,4719	0,0722	0,1530	0,4296	5,9495	2,3653
1,79	0,4660	0,0691	0,1482	0,4185	6,0593	2,3937
1,80	0,4600	0,0660	0,1435	0,4075	6,1723	2,4227

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,4

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
1,81	0,4540	0,0630	0,1389	0,3965	6,2893	2,4523
1,82	0,4479	0,0602	0,1343	0,3855	6,4091	2,4824
1,83	0,4418	0,0573	0,1298	0,3746	6,5335	2,5132
1,84	0,4357	0,0546	0,1253	0,3638	6,6607	2,5449
1,85	0,4296	0,0520	0,1210	0,3530	6,7934	2,5766
1,86	0,4234	0,0494	0,1167	0,3423	6,9298	2,6094
1,87	0,4172	0,0496	0,1124	0,3316	7,0707	2,6429
1,88	0,4109	0,0445	0,1083	0,3211	7,2162	2,6772
1,89	0,4047	0,0422	0,1042	0,3105	7,3673	2,7123
1,90	0,3983	0,0399	0,1002	0,3002	7,5243	2,7481
1,91	0,3920	0,0377	0,0962	0,2898	7,6858	2,7849
1,92	0,3856	0,0356	0,0923	0,2797	7,8540	2,8225
1,93	0,3792	0,0336	0,0885	0,2695	8,0289	2,8612
1,94	0,3727	0,0316	0,0848	0,2596	8,2098	2,9007
1,95	0,3662	0,0297	0,0812	0,2497	8,3985	2,9414
1,96	0,3597	0,0279	0,0776	0,2400	8,5943	2,9831
1,97	0,3532	0,0262	0,0741	0,2304	8,7984	3,0301
1,98	0,3466	0,0245	0,0707	0,2209	9,0112	3,0701
1,99	0,3400	0,0229	0,0674	0,2116	9,2329	3,1155
2,00	0,3333	0,0214	0,0642	0,2024	9,4641	3,1622
2,01	0,3267	0,0199	0,0610	0,1934	9,7063	3,2104
2,02	0,3199	0,0185	0,0579	0,1845	9,9606	3,2603
2,03	0,3132	0,0172	0,0549	0,1758	10,224	3,3113
2,04	0,3064	0,0159	0,0520	0,1672	10,502	3,3642
2,05	0,2996	0,0147	0,0491	0,1588	10,794	3,4190
2,06	0,2927	0,0136	0,0464	0,1507	11,102	3,4759
2,07	0,2859	0,0125	0,0437	0,1427	11,422	3,5343
2,08	0,2789	0,0115	0,0411	0,1348	11,762	3,5951
2,09	0,2720	0,0105	0,0386	0,1272	11,121	3,6583
2,10	0,2650	0,00958	0,03615	0,1198	12,500	3,7240
2,11	0,2580	0,00872	0,03381	0,1125	12,901	3,7922
2,12	0,2509	0,00792	0,03155	0,1055	13,326	3,8633
2,13	0,2439	0,00716	0,02936	0,09865	13,778	3,9376
2,14	0,2367	0,00646	0,02727	0,0921	14,259	4,0150
2,15	0,2296	0,00580	0,02526	0,0857	14,772	4,0961
2,16	0,2224	0,00519	0,02333	0,0795	15,319	4,1791
2,17	0,2152	0,00462	0,02148	0,0735	15,906	4,2707
2,18	0,2079	0,00410	0,01972	0,0678	16,537	4,3642
2,19	0,2006	0,00362	0,01803	0,0623	17,218	4,4635
2,20	0,1933	0,00318	0,01644	0,0570	17,949	4,4674
2,21	0,1860	0,00278	0,01492	0,0520	18,742	4,6778
2,22	0,1786	0,00241	0,01350	0,0472	19,607	4,7954
2,23	0,1712	0,00208	0,01213	0,0427	20,548	4,9201
2,24	0,1637	0,00178	0,01160	0,0408	22,983	5,0533
2,25	0,1563	0,00151	0,00966	0,0343	23,712	5,1958

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,4

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
2,26	0,1487	0,00127	0,00813	0,0290	23,968	5,3494
2,27	0,1412	0,00106	0,00749	0,0268	25,361	5,5147
2,28	0,1336	0,000872	0,00652	0,0234	26,893	5,6940
2,29	0,1260	0,000710	0,00564	0,0204	28,669	5,8891
2,30	0,1183	0,000570	0,00482	0,0175	30,658	6,1033
2,31	0,1106	0,000450	0,00407	0,0148	32,937	6,3399
2,32	0,1029	0,000350	0,00340	0,0124	35,551	6,6008
2,33	0,0952	0,000266	0,00280	0,0103	38,606	6,8935
2,34	0,0874	0,000197	0,00226	0,00834	42,233	7,2254
2,35	0,0796	0,000135	0,00170	0,00632	46,593	7,6053
2,36	0,0717	0,0000988	0,00138	0,00513	51,914	8,0450
2,37	0,0638	0,0000657	0,00103	0,00385	58,569	8,5619
2,38	0,0559	0,0000413	0,000739	0,00277	67,144	9,1882
2,39	0,0480	0,0000242	0,000504	0,00190	78,613	9,9624
2,40	0,03998	0,0000128	0,000320	0,00121	94,703	10,957
2,41	0,03196	0,00000584	0,000183	0,000694	118,94	12,306
2,42	0,02390	0,00000211	0,0000884	0,000337	159,65	14,287
2,43	0,01580	0,000000499	0,0000315	0,000121	242,16	17,631
2,44	0,00771	0,000000316	0,0000041	0,0000058	499,16	25,367
2,45	0	0	0	0	∞	∞

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

$\kappa = 1,33$

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
0	1,0000	1,0000	1,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,01	1,0000	0,9999	0,9999	0,0159	0,0159	0,0093
0,02	0,9999	0,9998	0,9999	0,0318	0,0318	0,0185
0,03	0,9999	0,9995	0,9997	0,0476	0,0477	0,0278
0,04	0,9998	0,9991	0,9993	0,0635	0,0636	0,0371
0,05	0,9997	0,9986	0,9990	0,0793	0,0795	0,0463
0,06	0,9995	0,9980	0,9985	0,0952	0,0954	0,0556
0,07	0,9993	0,9972	0,9979	0,1110	0,1113	0,0649
0,08	0,9991	0,9964	0,9973	0,1267	0,1272	0,0742
0,09	0,9989	0,9954	0,9965	0,1425	0,1431	0,0834
0,10	0,9985	0,9944	0,9958	0,1582	0,1591	0,0927
0,11	0,9983	0,9932	0,9949	0,1738	0,1750	0,1020
0,12	0,9980	0,9918	0,9938	0,1894	0,1910	0,1113
0,13	0,9976	0,9904	0,9928	0,2052	0,2072	0,1206
0,14	0,9972	0,9889	0,9917	0,2105	0,2220	0,1299
0,15	0,9968	0,9872	0,9903	0,2360	0,2390	0,1392
0,16	0,9964	0,9854	0,9890	0,2497	0,2551	0,1485
0,17	0,9959	0,9836	0,9877	0,2649	0,2712	0,1578
0,18	0,9954	0,9816	0,9862	0,2801	0,2873	0,1672
0,19	0,9949	0,9796	0,9846	0,2952	0,3034	0,1765
0,20	0,9943	0,9774	0,9830	0,3102	0,3195	0,1858
0,21	0,9938	0,9751	0,9812	0,3273	0,3357	0,1952
0,22	0,9932	0,9728	0,9795	0,3423	0,3519	0,2045
0,23	0,9925	0,9602	0,9775	0,3571	0,3681	0,2139
0,24	0,9918	0,9675	0,9755	0,3719	0,3844	0,2233
0,25	0,9812	0,9648	0,9734	0,3866	0,4007	0,2327
0,26	0,9804	0,9619	0,9712	0,4011	0,4170	0,2420
0,27	0,9897	0,9590	0,9690	0,4155	0,4334	0,2515
0,28	0,9889	0,9560	0,9667	0,4300	0,4498	0,2609
0,29	0,9881	0,9529	0,9644	0,4443	0,4662	0,2703
0,30	0,9873	0,9496	0,9619	0,4584	0,4827	0,2797
0,31	0,9864	0,9463	0,9594	0,4724	0,4992	0,2892
0,32	0,9855	0,9428	0,9567	0,4863	0,5158	0,2986
0,33	0,9846	0,9393	0,9540	0,5001	0,5324	0,3081
0,34	0,9836	0,9356	0,9512	0,5137	0,5491	0,3176
0,35	0,9727	0,9319	0,9484	0,5273	0,5658	0,3271
0,36	0,9817	0,9281	0,9455	0,5407	0,5826	0,3366
0,37	0,9806	0,9241	0,9424	0,5539	0,5994	0,3462
0,38	0,9796	0,9201	0,9393	0,5670	0,6162	0,3557
0,39	0,9785	0,9159	0,9361	0,5799	0,6332	0,3653
0,40	0,9773	0,9118	0,9329	0,5928	0,6501	0,3749
0,41	0,9762	0,9053	0,9314	0,6024	0,6654	0,3796
0,42	0,9750	0,9008	0,9281	0,6149	0,6826	0,3892
0,43	0,9738	0,8962	0,9247	0,6272	0,6998	0,3987
0,44	0,9726	0,8915	0,9212	0,6394	0,7172	0,4083
0,45	0,9713	0,8893	0,9156	0,6545	0,7359	0,4230

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,33

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
0,46	0,9700	0,8850	0,9123	0,6666	0,7533	0,4305
0,47	0,9687	0,8797	0,9081	0,6780	0,7707	0,4424
0,48	0,9674	0,8749	0,9044	0,6896	0,7882	0,4522
0,49	0,9660	0,8699	0,9005	0,7009	0,8058	0,4619
0,50	0,9646	0,8648	0,8966	0,7121	0,8234	0,4717
0,51	0,9632	0,8596	0,8925	0,7230	0,8411	0,4815
0,52	0,9617	0,8544	0,8884	0,7339	0,8589	0,4913
0,53	0,9602	0,8461	0,8843	0,7445	0,8768	0,5011
0,54	0,9587	0,8436	0,8799	0,7548	0,8947	0,5110
0,55	0,9572	0,8382	0,8757	0,7651	0,9128	0,5208
0,56	0,9556	0,8327	0,8714	0,7752	0,9309	0,5308
0,57	0,9540	0,8271	0,8670	0,7850	0,9491	0,5407
0,58	0,9524	0,8214	0,8625	0,7946	0,9674	0,5506
0,59	0,9507	0,8156	0,8579	0,8040	0,9858	0,5606
0,60	0,9490	0,8098	0,8533	0,813	1,0043	0,5706
0,61	0,9473	0,8040	0,8487	0,8224	1,0229	0,5807
0,62	0,9456	0,7980	0,8439	0,8312	1,0416	0,5907
0,63	0,9438	0,7921	0,8393	0,8399	1,0604	0,6008
0,64	0,9420	0,7860	0,8344	0,8483	1,0792	0,6109
0,65	0,9402	0,7798	0,8294	0,8564	1,0982	0,6211
0,66	0,9383	0,7737	0,8246	0,8645	1,1173	0,6313
0,67	0,9364	0,7674	0,8195	0,8722	1,1366	0,6415
0,68	0,9345	0,7612	0,8145	0,8798	1,1559	0,6517
0,69	0,9326	0,7548	0,8094	0,8871	1,1753	0,6620
0,70	0,9306	0,7483	0,8041	0,8941	1,1949	0,6723
0,71	0,9286	0,7419	0,7989	0,9011	1,2146	0,6826
0,72	0,9266	0,7354	0,7937	0,9077	1,2343	0,6930
0,73	0,9245	0,7289	0,7884	0,9143	1,2543	0,7034
0,74	0,9224	0,7223	0,7830	0,9204	1,2743	0,7139
0,75	0,9203	0,7157	0,7777	0,9265	1,2945	0,7243
0,76	0,9182	0,7090	0,7722	0,9322	1,3148	0,7348
0,77	0,9060	0,7023	0,7666	0,9377	1,3353	0,7454
0,78	0,9138	0,6955	0,7611	0,9430	1,3559	0,7561
0,79	0,9116	0,6887	0,7555	0,9481	1,3766	0,7666
0,80	0,9094	0,6819	0,7499	0,9529	1,3975	0,7772
0,81	0,9071	0,6750	0,7442	0,9575	1,4185	0,7880
0,82	0,9048	0,6681	0,7384	0,9618	1,4397	0,7987
0,83	0,9024	0,6612	0,7326	0,9660	1,4610	0,8095
0,84	0,9001	0,6542	0,7268	0,9698	1,4825	0,8203
0,85	0,8977	0,6472	0,7210	0,9735	1,5042	0,8312
0,86	0,8953	0,6402	0,7151	0,9769	1,5260	0,8421
0,87	0,8928	0,6332	0,7092	0,9802	1,5479	0,8531
0,88	0,8903	0,6261	0,7032	0,9830	1,5701	0,8641
0,89	0,8878	0,6191	0,6973	0,9859	1,6924	0,8751
0,90	0,8853	0,6120	0,6913	0,9883	1,6149	0,8862

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,33

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
0,91	0,8827	0,6048	0,6852	0,9904	1,6376	0,8974
0,92	0,8801	0,5977	0,6791	0,9925	1,6605	0,9086
0,93	0,8775	0,5906	0,6730	0,9943	1,6835	0,9198
0,94	0,8749	0,5834	0,6669	0,9957	1,7068	0,9311
0,95	0,8722	0,5763	0,6608	0,9972	1,7302	0,9424
0,96	0,8695	0,5691	0,6545	0,9981	1,7539	0,9538
0,97	0,8667	0,5619	0,6483	0,9989	1,7778	0,9653
0,98	0,8640	0,5547	0,6420	0,9995	1,8018	0,9768
0,99	0,8612	0,5476	0,6359	1,0000	1,8261	0,9884
1,00	0,8584	0,5404	0,6296	1,0000	1,8506	1,0000
1,01	0,8555	0,5332	0,6233	1,0000	1,8754	1,0117
1,02	0,8527	0,5260	0,6169	0,9995	1,9003	1,0234
1,03	0,8497	0,5188	0,6105	0,9989	1,9255	1,0352
1,04	0,8468	0,5116	0,6042	0,9981	1,9509	1,0471
1,05	0,8439	0,5045	0,5979	0,9972	1,9766	1,0590
1,06	0,8409	0,4973	0,5914	0,9958	2,0025	1,0710
1,07	0,8379	0,4902	0,5850	0,9944	2,0286	1,0830
1,08	0,8348	0,4830	0,5786	0,9926	2,0550	1,0951
1,09	0,8317	0,4759	0,5722	0,9907	2,0818	1,1073
1,10	0,8286	0,4688	0,5658	0,9886	2,1087	1,1196
1,11	0,8255	0,4617	0,5593	0,9862	2,1360	1,1319
1,12	0,8223	0,4546	0,5528	0,9832	2,1635	1,1443
1,13	0,8192	0,4475	0,5463	0,9806	2,1913	1,1567
1,14	0,8159	0,4405	0,5399	0,9777	2,2194	1,1693
1,15	0,8127	0,4335	0,5334	0,9744	2,2478	1,1819
1,16	0,8094	0,4265	0,5269	0,9709	2,2765	1,1946
1,17	0,8061	0,4196	0,5205	0,9674	2,3055	1,2073
1,18	0,8028	0,4126	0,5140	0,9634	2,3349	1,2202
1,19	0,7994	0,4057	0,5075	0,9593	2,3646	1,2331
1,20	0,7961	0,3986	0,5007	0,9545	2,3940	1,2461
1,21	0,7926	0,3920	0,4946	0,9506	2,4249	1,2592
1,22	0,7892	0,3852	0,4881	0,9459	2,4556	1,2723
1,23	0,7857	0,3784	0,4816	0,9410	2,4867	1,2859
1,24	0,7822	0,3716	0,4751	0,9357	2,5181	1,2990
1,25	0,7787	0,3649	0,4686	0,9305	2,5500	1,3124
1,26	0,7752	0,3583	0,4622	0,9252	2,5821	1,3259
1,27	0,7716	0,3516	0,4557	0,9193	2,6147	1,3396
1,28	0,7680	0,3450	0,4493	0,9135	2,6477	1,3533
1,29	0,7643	0,3385	0,4429	0,9075	2,6811	1,3671
1,30	0,7606	0,3320	0,4365	0,9014	2,7149	1,3820
1,31	0,7570	0,3255	0,4300	0,8949	2,7492	1,3950
1,32	0,7532	0,3191	0,4236	0,8883	2,7838	1,4091
1,33	0,7495	0,3128	0,4173	0,8816	2,8190	1,4234
1,34	0,7457	0,3065	0,4110	0,8749	2,8545	1,4377
1,35	0,7419	0,3002	0,4046	0,8677	2,8905	1,4521

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,33

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
1,36	0,7380	0,2940	0,3984	0,8606	2,9271	1,4667
1,37	0,7342	0,2878	0,3920	0,8531	2,9642	1,4814
1,38	0,7303	0,2817	0,3857	0,8455	3,0017	1,4960
1,39	0,7264	0,2757	0,3796	0,8381	3,0398	1,5110
1,40	0,7224	0,2697	0,3733	0,8303	3,0784	1,5260
1,41	0,7184	0,2637	0,3671	0,8221	3,1176	1,5412
1,42	0,7144	0,2578	0,3609	0,8140	3,1573	1,5564
1,43	0,7104	0,2520	0,3548	0,8060	3,1977	1,5719
1,44	0,7063	0,2463	0,3487	0,7976	3,2386	1,5875
1,45	0,7022	0,2406	0,3426	0,7891	3,2802	1,6031
1,46	0,6981	0,2349	0,3365	0,7805	3,3222	1,6188
1,47	0,6940	0,2294	0,3305	0,7718	3,3649	1,6349
1,48	0,6898	0,2238	0,3245	0,7629	3,4083	1,6510
1,49	0,6856	0,2184	0,3186	0,7540	3,4524	1,6672
1,50	0,6813	0,2138	0,3126	0,7449	3,4972	1,6836
1,51	0,6771	0,2077	0,3067	0,7357	3,5426	1,7002
1,52	0,6728	0,2024	0,3009	0,7265	3,5890	1,7169
1,53	0,6685	0,1973	0,2951	0,7172	3,6358	1,7338
1,54	0,6641	0,1921	0,2893	0,7077	3,6836	1,7508
1,55	0,6597	0,1871	0,2836	0,6982	3,7321	1,7680
1,56	0,6553	0,1821	0,2779	0,6886	3,7813	1,7854
1,57	0,6509	0,1772	0,2722	0,6789	3,8316	1,8029
1,58	0,6464	0,1723	0,2666	0,6691	3,8825	1,8207
1,59	0,6420	0,1676	2,2610	0,6593	3,9345	1,8386
1,60	0,6374	0,1628	0,2554	0,6492	3,9874	1,8567
1,61	0,6329	0,1582	0,2500	0,6394	4,0410	1,8750
1,62	0,6283	0,1537	0,2446	0,6294	4,0957	1,8936
1,63	0,6237	0,1492	0,2392	0,6193	4,1514	1,9122
1,64	0,6191	0,1448	0,2338	0,6092	4,2080	1,9311
1,65	0,6144	0,1404	0,2286	0,5991	4,2659	1,9503
1,66	0,6097	0,1362	0,2233	0,5889	4,3250	1,9696
1,67	0,6050	0,1320	0,2181	0,5786	4,3849	1,9892
1,68	0,6003	0,1278	0,2130	0,5684	4,4458	2,0089
1,69	0,5955	0,1238	0,2079	0,5561	4,8082	2,0290
1,70	0,5907	0,1198	0,2029	0,5478	4,5718	2,0493
1,71	0,5859	0,1159	0,1979	0,5374	4,6362	2,0698
1,72	0,5810	0,1121	0,1929	0,5271	4,7027	2,0906
1,73	0,5761	0,1083	0,1881	0,5168	4,7703	2,1112
1,74	0,5712	0,1047	0,1833	0,5065	4,8390	2,1339
1,75	0,5663	0,1011	0,1785	0,4961	4,9090	2,1546
1,76	0,5613	0,0975	0,1738	0,4858	4,9808	2,1765
1,77	0,5563	0,0941	0,1691	0,4755	5,0543	2,1987
1,78	0,5513	0,0907	0,1645	0,4652	5,1291	2,2211
1,79	0,5462	0,0874	0,1620	0,4550	5,2057	2,2439
1,80	0,5411	0,0842	0,1555	0,4447	5,2839	2,2670

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,33

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
1,81	0,5360	0,0810	0,1511	0,4345	5,3642	2,2905
1,82	0,5309	0,0779	0,1468	0,4243	5,4459	2,3143
1,83	0,5257	0,0749	0,1425	0,4142	5,5297	2,3384
1,84	0,5205	0,0720	0,1383	0,4041	5,6153	2,3629
1,85	0,5153	0,0691	0,1341	0,3927	5,6835	2,3877
1,86	0,5100	0,0663	0,1300	0,3841	5,7928	2,4130
1,87	0,5047	0,0636	0,1260	0,3741	5,8850	2,4386
1,88	0,4994	0,0609	0,1220	0,3643	5,9795	2,4647
1,89	0,4941	0,0583	0,1181	0,3545	6,0764	2,4911
1,90	0,4887	0,0558	0,1142	0,3447	6,1757	2,5180
1,91	0,4833	0,0543	0,1105	0,3351	6,2779	2,5454
1,92	0,4779	0,0510	0,1067	0,3256	6,3820	2,5731
1,93	0,4724	0,0487	0,1031	0,3161	6,4899	2,6015
1,94	0,4670	0,0465	0,0995	0,3064	6,5949	2,6302
1,95	0,4615	0,0443	0,0960	0,2973	6,7128	2,6596
1,96	0,4559	0,0422	0,0925	0,2881	6,8289	2,6894
1,97	0,4504	0,0402	0,0892	0,2790	6,9487	2,7198
1,98	0,4448	0,0382	0,0858	0,2700	7,0720	2,7507
1,99	0,4391	0,0363	0,0826	0,2611	7,1985	2,7822
2,00	0,4335	0,0344	0,0794	0,2523	7,3288	2,8143
2,01	0,4278	0,0326	0,0763	0,2436	7,4635	2,8471
2,02	0,4221	0,0309	0,0733	0,2351	7,6020	2,8806
2,03	0,4164	0,0293	0,0703	0,2267	7,7448	2,9147
2,04	0,4106	0,0277	0,0674	0,2183	7,8923	2,9496
2,05	0,4048	0,0261	0,0645	0,2101	8,0444	2,9852
2,06	0,3990	0,0247	0,0618	0,2022	8,2016	3,0215
2,07	0,3931	0,0232	0,0591	0,1942	8,3639	3,0587
2,08	0,3873	0,0219	0,0564	0,1864	8,5323	3,0967
2,09	0,3814	0,0205	0,0539	0,1788	8,7059	3,1356
2,10	0,3754	0,0193	0,0514	0,1713	8,8854	3,1754
2,11	0,3695	0,0181	0,04894	0,1640	9,0725	3,2162
2,12	0,3635	0,0169	0,0466	0,1569	9,2652	3,2579
2,13	0,3574	0,0158	0,0443	0,1500	9,4829	3,3007
2,14	0,3514	0,0148	0,0420	0,1429	9,6737	3,3446
2,15	0,3453	0,0138	0,0399	0,1362	9,8903	3,3897
2,16	0,3392	0,0128	0,0378	0,1296	10,1160	3,4360
2,17	0,3331	0,0119	0,0357	0,1232	10,349	3,4836
2,18	0,3269	0,0110	0,0338	0,1170	10,592	3,5324
2,19	0,3207	0,0102	0,0319	0,1109	10,847	3,5828
2,20	0,3145	0,0094	0,0300	0,1050	10,847	3,6344
2,21	0,3083	0,0087	0,0282	0,0993	11,388	3,6877
2,22	0,3020	0,0080	0,0266	0,0937	11,678	3,7428
2,23	0,2957	0,0074	0,0249	0,0883	11,980	3,7995
2,24	0,2894	0,0068	0,0233	0,0830	12,297	3,8579
2,25	0,2830	0,0062	0,0218	0,0780	12,629	3,9185

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

K = 1,33

λ	$\tau = \frac{T}{T_c}$	$\pi = \frac{p}{p_c}$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho_c}$	q	y	M
2,26	0,2766	0,00560	0,0204	0,0731	12,978	3,9811
2,27	0,2702	0,00512	0,0190	0,0684	13,345	4,0458
2,28	0,2638	0,00465	0,0176	0,0638	13,732	4,1131
2,29	0,2573	0,00421	0,0163	0,0595	14,139	4,1828
2,30	0,2508	0,00379	0,0151	0,0553	14,568	4,2551
2,31	0,2443	0,00341	0,0140	0,0512	15,023	4,3304
2,32	0,2377	0,00306	0,0129	0,0474	15,505	4,4086
2,33	0,2311	0,00273	0,0118	0,0437	16,014	4,4903
2,34	0,2245	0,00243	0,0108	0,0402	16,557	4,5756
2,35	0,2179	0,00215	0,0099	0,0369	17,136	4,6647
2,36	0,2112	0,00190	0,0090	0,0337	17,751	4,7578
2,37	0,2045	0,00167	0,00815	0,0307	18,411	4,8557
2,38	0,1978	0,00146	0,00736	0,0278	19,118	4,9586
2,39	0,1910	0,00127	0,00663	0,0252	19,876	5,0665
2,40	0,1842	0,00109	0,00594	0,0226	20,696	5,1807
2,41	0,1774	0,000949	0,00535	0,0205	21,579	5,3011
2,42	0,1706	0,000802	0,00470	0,0181	22,536	5,4288
2,43	0,1637	0,000680	0,00415	0,0160	23,581	5,5645
2,44	0,1568	0,000572	0,00365	0,0141	24,719	5,7089
2,45	0,1499	0,000476	0,00318	0,0124	26,050	5,8630
2,46	0,1429	0,000393	0,00275	0,0108	27,345	6,0288
2,47	0,1359	0,000322	0,00237	0,00928	28,863	6,2067
2,48	0,1289	0,000260	0,00201	0,00794	30,556	6,3990
2,49	0,1219	0,000207	0,001698	0,00672	32,459	6,6079
2,50	0,1148	0,000163	0,00142	0,00563	34,587	6,8355
2,51	0,1077	0,000126	0,001169	0,00466	37,012	7,0851
2,52	0,1006	0,0000955	0,000949	0,00380	39,796	7,3614
2,53	0,0934	0,0000710	0,000759	0,00305	43,011	7,6681
2,54	0,0863	0,0000514	0,000596	0,00240	46,774	8,0125
2,55	0,0791	0,0000362	0,000457	0,00185	51,242	8,4028
2,56	0,0718	0,0000240	0,000342	0,00139	56,629	8,8506
2,57	0,0646	0,0000160	0,000248	0,00101	63,248	9,3716
2,58	0,0573	0,00000986	0,000172	0,000705	71,572	9,9892
2,59	0,0499	0,00000568	0,000114	0,000468	82,393	10,7387
2,60	0,426	0,00000299	0,0000702	0,000290	96,998	11,6736
2,61	0,0352	0,00000139	0,0000394	0,000163	117,79	12,8883
2,62	0,0278	0,000000536	0,0000193	0,0000802	149,68	14,5579
2,63	0,0204	0,000000153	0,0000075	0,0000313	205,17	17,0777
2,64	0,0129	0,0000000243	0,00000188	0,00000782	322,26	21,5366
2,65	0,0054	0,000000000728	0,000000135	0,00000567	779,12	33,3991
2,657	0	0	0	0	∞	∞

PŘÍLOHA č. 2

MEZINÁRODNÍ STANDARDNÍ ATMOSFÉRA

H	H	t	T	p	ρ	a
[m]	[ft.]	[°C]	[K]	[Pa]	[kg.m ⁻³]	[m.s ⁻¹]
0	0	15	288,15	101 325	1,22500	340,294
50	164,0	14,675	287,8	100 726	1,21913	340,102
100	328,1	14,350	287,5	100 129	1,21328	339,910
150	492,1	14,025	287,2	99 536	1,20746	339,718
200	656,2	13,700	286,9	98 945,3	1,20165	339,526
250	820,2	13,375	286,5	98 357,5	1,19587	339,333
300	984,3	13,050	286,2	97 772,6	1,19011	339,141
350	1 148,3	12,725	285,9	97 190,4	1,18436	338,948
400	1 312,3	12,400	285,6	96 611,1	1,17864	338,755
450	1 476,4	12,075	285,2	96 034,6	1,17295	338,563
500	1 640,4	11,750	284,9	95 460,8	1,16727	338,37
550	1 804,5	11,425	284,6	94 889,9	1,16161	338,177
600	1 968,5	11,100	284,3	94 321,7	1,15598	337,983
650	2 132,6	10,775	283,9	93 756,2	1,15036	337,79
700	2 297,6	10,45	283,6	93 193,6	1,14477	337,597
750	2 460,6	10,125	283,3	92 633,6	1,13920	337,403
800	2 624,0	9,80	283,0	92 076,4	1,13364	337,21
850	2 788,7	9,475	282,6	91 521,9	1,12811	337,016
900	2 952,8	9,150	282,3	90 970,1	1,1226	336,822
950	3 116,8	8,825	282,0	90 421,0	1,11711	336,628
1000	3 280,8	8,50	281,7	89 874,6	1,11164	336,434
1050	3 444,9	8,175	281,3	89 330,8	1,10619	336,24
1100	3 608,9	7,850	281,0	88 789,8	1,10077	336,046
1150	3 773,0	7,525	280,7	88 251,0	1,09536	335,851
1200	3 937,0	7,20	280,4	87 715,6	1,08997	335,657
1250	4 101,1	6,875	280,0	87 182,2	1,08460	335,42
1300	4 265,1	6,550	279,7	86 651,9	1,07925	335,267
1350	4 429,1	6,225	279,4	86 124,1	1,07393	335,073
1400	4 593,2	5,90	279,1	85 598,8	1,06862	334,878
1450	4 757,2	5,575	278,7	85 076,1	1,06333	334,683
1500	4 921,3	5,250	278,4	84 556,0	1,05807	334,487
1550	5 085,3	4,925	278,1	84 038,5	1,05282	334,292
1600	5 249,3	4,60	277,8	83 523,5	1,04759	334,097
1650	5 413,4	4,275	277,4	83 011,1	1,04239	333,901
1700	5 577,4	3,950	277,1	82 501,3	1,03720	333,705
1750	5 741,5	3,625	276,8	81 994,0	1,03203	333,510
1800	5 905,5	3,300	276,5	81 489,2	1,02688	333,314
1 850	6 069,6	2,975	276,1	80 987,0	1,02176	333,118
1 900	6 233,6	2,650	275,8	80 487,2	1,01665	332,922
1 950	6 397,6	2,325	275,5	79 990,0	1,01156	332,726
2 000	6 561,7	2,000	275,2	79 495,2	1,00649	332,529
2 050	6 725,7	1,675	274,8	79 002,9	1,00144	332,333
2 100	6 889,8	1,350	274,5	78 513,1	0,996410	332,136
2 150	7 053,8	1,025	274,2	78 025,8	0,991399	331,940
2 200	7 217,8	0,700	273,9	77 540,9	0,986407	331,743
2 250	7 381,9	0,375	273,5	77 058,5	0,981435	331,546
2 300	7 545,9	0,050	273,2	76 578,4	0,976481	331,349
2 350	7 709,9	-0,275	272,9	76 100,9	0,971547	331,152
2 400	7 874,0	-0,600	272,6	75 625,7	0,966632	330,954
2 450	8 038,1	-0,925	272,2	75 152,9	0,961736	330,757
2 500	8 202,1	-1,250	271,9	74 682,5	0,956859	330,560
2 550	8 366,1	-1,573	271,6	74 214,5	0,952001	330,362
2 600	8 530,2	-1,900	271,3	73 748,9	0,947162	330,164

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

H [m]	H [ft.]	t [°C]	T [K]	p [Pa]	ρ [kg.m ⁻³]	a [m.s ⁻¹]
2 650	8 694,2	-2,225	270,9	73 285,7	0,942341	329,966
2 700	8 858,3	-2,550	270,6	72 824,8	0,937540	329,768
2 750	9 022,3	-2,875	270,3	72 366,3	0,932757	329,570
2 800	9 186,4	-3,200	270,0	71 910,1	0,927993	329,372
2 850	9 350,4	-3,525	269,6	71 456,2	0,923247	329,174
2 900	9 514,4	-3,890	269,3	71 004,7	0,918520	328,975
2 950	9 678,5	-4,175	269,0	70 555,5	0,913812	328,777
3 000	9 842,5	-4,500	268,7	70 108,5	0,909122	328,578
3 050	10 006,6	-4,825	268,3	69 663,9	0,904451	328,379
3 100	10 170,6	-5,150	268,0	69 221,6	0,899798	328,180
3 150	10 334,6	-5,475	267,7	68 781,5	0,895163	327,981
3 200	10 498,7	-5,800	267,4	68 343,7	0,890546	327,782
3 250	10 662,7	-6,125	267,0	67 908,2	0,885948	327,583
3 300	10 826,8	-6,450	266,7	67 474,9	0,881368	327,383
3 350	10 990,8	-6,775	266,4	67 043,9	0,876806	327,184
3 400	11 154,9	-7,100	266,1	66 615,0	0,872262	326,984
3 450	11 318,9	-7,425	265,7	66 188,5	0,867737	326,784
3 500	11 482,9	-7,750	265,4	65 764,1	0,863229	326,584
3 550	11 646,9	-8,075	265,1	65 341,9	0,858739	326,384
3 600	11 811,0	-8,400	264,8	64 921,9	0,854267	326,184
3 650	11 975,1	-8,725	264,4	64 504,2	0,849813	325,984
3 700	12 139,1	-9,050	264,1	64 088,6	0,845377	325,784
3 750	12 303,1	-9,375	263,8	63 675,1	0,840958	325,583
3 800	12 467,1	-9,700	263,5	63 263,9	0,836557	325,382
3 850	12 467,2	-10,025	263,1	62 854,7	0,832174	325,182
3 900	12 795,3	-10,350	262,8	62 447,8	0,827808	324,981
3 950	12 959,3	-10,675	262,5	62 042,9	0,823460	324,780
4 000	13 123,4	-11,000	262,2	61 640,2	0,819129	324,579
4 050	13 287,4	-11,325	261,8	61 239,6	0,814816	324,377
4 100	13 451,4	-11,650	261,5	60 841,2	0,810520	324,176
4 150	13 615,5	-11,975	261,2	60 444,8	0,806242	323,975
4 200	13 779,5	-12,300	260,9	60 050,5	0,801981	323,773
4 250	13 943,6	-12,625	260,5	59 658,3	0,797737	323,571
4 300	14 107,6	-12,950	260,2	59 268,2	0,793510	323,369
4 350	14 271,7	-13,275	259,9	58 880,1	0,789301	323,167
4 400	14 435,7	-13,600	259,6	58 494,2	0,785108	322,965
4 450	14 599,7	-13,925	259,2	58 110,2	0,780933	322,763
4 500	14 763,8	-14,250	258,9	57 728,3	0,776775	322,560
4 550	14 927,8	-14,575	258,6	57 348,5	0,772633	322,358
4 600	15 091,9	-14,900	258,3	56 970,6	0,768509	322,155
4 650	15 255,9	-14,225	258,0	56 594,8	0,764401	321,952
4 700	15 419,9	-15,550	257,6	56 221,0	0,760310	321,750
4 750	15 583,9	-15,875	257,3	55 849,2	0,756236	321,547
4 800	15 748,0	-16,200	256,9	55 479,4	0,752179	321,343
4 850	15 912,1	-16,525	256,6	55 111,6	0,748138	321,140
4 900	16 076,1	-16,850	256,3	54 745,7	0,744114	320,937
4 950	16 240,2	-17,175	256,0	54 381,8	0,740107	320,733
5 000	16 404,2	-17,500	255,7	54 019,9	0,736116	320,529
5 050	16 568,2	-17,825	255,3	53 659,9	0,732141	320,326
5 100	16 732,3	-18,150	255,0	53 301,9	0,728183	320,122
5 150	16 896,3	-18,475	254,7	52 945,8	0,724242	319,918
5 200	17 060,4	-18,800	254,4	52 591,7	0,720317	319,713
5 250	17 224,4	-19,125	254,0	52 239,4	0,716408	319,509
5 300	17 388,5	-19,450	253,7	51 889,1	0,712515	319,305

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

H [m]	H [ft.]	t [°C]	T [K]	p [Pa]	ρ [kg.m ⁻³]	a [m.s ⁻¹]
5 350	17 552,5	-19,775	253,4	51 540,7	0,708638	319,100
5 400	17 716,5	-20,100	253,0	51 194,2	0,704778	318,895
5 450	17 880,6	-20,425	252,7	50 849,6	0,700934	318,691
5 500	18 044,6	-20,750	252,4	50 506,8	0,697106	318,486
5 550	18 208,7	-20,075	252,1	50 165,9	0,693294	318,280
5 600	18 342,7	-21,400	251,8	49 826,9	0,689497	318,075
5 650	18 536,8	-21,725	251,4	49 489,8	0,685717	317,870
5 700	18 700,8	-22,050	251,1	49 154,5	0,681953	317,664
5 750	18 864,8	-22,375	250,8	48 821,0	0,678204	317,459
5 800	19 028,9	-22,700	250,6	48 489,4	0,674471	317,253
5 850	19 192,9	-23,025	250,2	48 159,6	0,670754	317,047
5 900	19 350,0	-23,350	249,8	47 831,6	0,667053	316,841
5 950	19 821,0	-23,675	249,5	47 505,4	0,663367	316,635
6 000	19 685,0	-24,000	249,2	47 181,0	0,659697	316,428
6 050	19 849,1	-24,325	248,8	46 858,5	0,656050	316,267
6 100	20 013,1	-24,650	248,5	46 537,0	0,65241	316,066
6 150	20 177,2	-24,975	248,2	46 218,0	0,64878	315,875
6 200	20 341,2	-25,300	247,9	45 901,0	0,64517	315,684
6 250	20 505,3	-25,625	247,5	45 586,0	0,64158	315,429
6 300	20 669,3	-25,950	247,2	45 272,0	0,63800	315,238
6 350	20 833,3	-26,275	246,9	44 960,0	0,63444	315,047
6 400	20 997,4	-26,600	246,6	44 650,0	0,63090	314,855
6 450	21 161,4	-26,925	246,2	44 341,0	0,62736	314,599
6 500	21 325,5	-27,250	245,9	44 035,0	0,62385	314,408
6 550	21 489,5	-27,575	245,6	43 730,0	0,62035	314,216
6 600	21 653,5	-27,900	245,3	43 426,0	0,61686	314,024
6 650	21 817,6	-28,225	244,9	43 125,0	0,61339	313,768
6 700	21 981,6	-28,550	244,6	42 825,0	0,60993	313,576
6 750	22 145,7	-28,875	244,3	42 527,0	0,60649	313,383
6 800	22 309,7	-29,200	244,0	42 230,0	0,60306	313,191
6 850	22 473,8	-29,525	243,6	41 935,0	0,59965	312,935
6 900	22 637,8	-29,850	243,1	41 642,0	0,59625	312,613
6 950	22 801,8	-30,175	243,0	41 350,0	0,59287	312,549
7 000	22 965,9	-30,500	242,7	41 061,0	0,58950	312,856
7 050	23 129,9	-30,825	242,3	40 772,0	0,58615	312,098
7 100	23 294,0	-31,150	242,1	40 486,0	0,58281	311,969
7 150	23 458,0	-31,475	241,7	40 201,0	0,57949	311,711
7 200	23 622,0	-31,800	241,4	39 917,0	0,57618	311,512
7 250	23 786,1	-32,125	241,0	39 636,0	0,57288	311,260
7 300	23 950,1	-32,450	240,7	39 356,0	0,56960	311,066
7 350	24 114,2	-32,775	240,4	39 077,0	0,56634	310,872
7 400	24 278,2	-33,100	240,1	38 800,0	0,56309	310,677
7 450	24 442,3	-33,425	239,7	38 525,0	0,55985	310,419
7 500	24 606,3	-33,750	239,4	38 251,0	0,55663	310,225
7 550	24 770,3	-34,075	239,1	37 979,0	0,55342	310,030
7 600	24 934,4	-34,400	238,8	37 709,0	0,55022	309,836
7 650	25 098,4	-34,725	238,4	37 440,0	0,54704	309,576
7 700	25 262,5	-35,050	238,1	37 172,0	0,54387	309,381
7 750	25 426,5	-35,375	237,8	36 906,0	0,54072	309,186
7 800	25 590,6	-35,700	237,5	36 642,0	0,53758	308,991
7 850	25 754,6	-36,025	237,1	36 379,0	0,53446	308,731
7 900	25 918,6	-36,350	236,8	36 118,0	0,53182	308,536
7 950	26 082,7	-36,675	236,5	35 858,0	0,52825	308,340
8 000	26 246,7	-37,000	236,2	35 600,0	0,52517	308,144

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

H [m]	H [ft.]	t [°C]	T [K]	p [Pa]	ρ [kg.m ⁻³]	a [m.s ⁻¹]
8 050	26 410,8	-37,325	235,8	35 343	0,52210	307,883
8 100	26 574,8	-37,650	235,5	35 088	0,51904	307,687
8 150	26 738,9	-37,975	235,2	34 834	0,51600	307,491
8 200	26 902,9	-38,300	234,9	34 582	0,51297	307,295
8 250	27 066,9	-38,625	234,5	34 331	0,50996	307,034
8 300	27 231,0	-38,950	234,2	34 082	0,50696	306,837
8 350	27 395,0	-39,275	233,9	33 834	0,50397	306,640
8 400	27 559,1	-39,600	233,6	33 578	0,50100	306,444
8 450	27 723,1	-39,925	233,2	33 342	0,49804	306,181
8 500	27 887,1	-40,250	232,9	33 342	0,49804	305,984
8 550	28 051,2	-40,575	232,6	32 857	0,49216	305,787
8 600	28 215,2	-40,900	232,3	32 616	0,48924	305,590
8 650	28 379,3	-41,225	231,9	32 377	0,48633	305,360
8 700	28 543,3	-41,550	231,6	32 139	0,48344	305,129
8 750	28 707,4	-41,875	231,3	31 903	0,48056	304,931
8 800	28 871,4	-42,200	231,0	31 668	0,47769	304,734
8 850	29 035,4	-42,525	230,6	31 435	0,47483	304,470
8 900	29 199,5	-42,850	230,3	31 202	0,47199	304,272
8 950	29 363,5	-43,175	230,0	30 972	0,46916	304,073
9 000	29 527,6	-43,500	229,6	30 742	0,46635	303,809
9 050	29 691,6	-43,825	229,3	30 514	0,46355	303,610
9 100	29 855,6	-44,150	229,0	30 288	0,46076	303,412
9 150	30 019,7	-44,475	228,7	30 062	0,45798	303,213
9 200	30 183,7	-44,800	228,4	29 839	0,45322	303,014
9 250	30 347,8	-45,125	228,0	29 616	0,45247	302,772
9 300	30 511,8	-45,450	227,7	29 395	0,44973	302,556
9 350	30 675,9	-45,773	227,4	29 175	0,44700	302,340
9 400	30 839,9	-46,100	227,1	28 957	0,44429	302,124
9 450	31 003,9	-46,425	226,2	28 739	0,44159	301,565
9 500	31 167,9	-46,750	226,4	28 523	0,43890	301,691
9 550	31 332,0	-47,075	226,1	28 309	0,43623	301,474
9 600	31 496,1	-47,400	226,8	28 096	0,43356	301,258
9 650	31 660,1	-47,725	225,5	27 884	0,43091	301,095
9 700	31 824,1	-48,050	225,1	27 673	0,42828	300,824
9 750	31 988,2	-48,375	224,8	27 464	0,42565	300,606
9 800	32 152,2	-48,700	224,5	27 256	0,42304	300,389
9 850	32 316,3	-49,025	224,1	27 049	0,42044	300,171
9 900	32 480,3	-49,350	223,8	26 843	0,41785	299,954
9 950	32 644,4	-49,675	223,5	26 639	0,41527	299,736
10 000	32 808,4	-50,000	223,2	26 436	0,41271	299,518
10 050	32 972,4	-50,325	222,8	26 234	0,41015	299,300
10 100	33 136,5	-50,650	222,5	26 034	0,40761	299,081
10 150	33 300,5	-50,975	222,2	25 835	0,40509	298,863
10 200	33 464,6	-51,300	221,9	25 637	0,40257	298,644
10 250	33 628,6	-51,625	221,5	25 440	0,40007	298,425
10 300	33 792,7	-51,950	221,2	25 244	0,39757	298,206
10 350	33 956,7	-52,275	220,9	25 050	0,39509	297,987
10 400	34 120,7	-52,600	220,6	24 857	0,39263	297,768
10 450	34 284,8	-52,925	220,2	24 605	0,39017	297,548
10 500	34 448,8	-53,250	219,9	24 474	0,38773	297,329
10 550	34 612,9	-53,575	219,6	24 285	0,38529	297,109
10 600	34 776,9	-53,900	219,3	24 096	0,38287	296,889
10 650	34 940,9	-54,225	218,9	23 909	0,38046	296,669
10 700	35 105,0	-54,550	218,6	23 723	0,37806	296,449

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

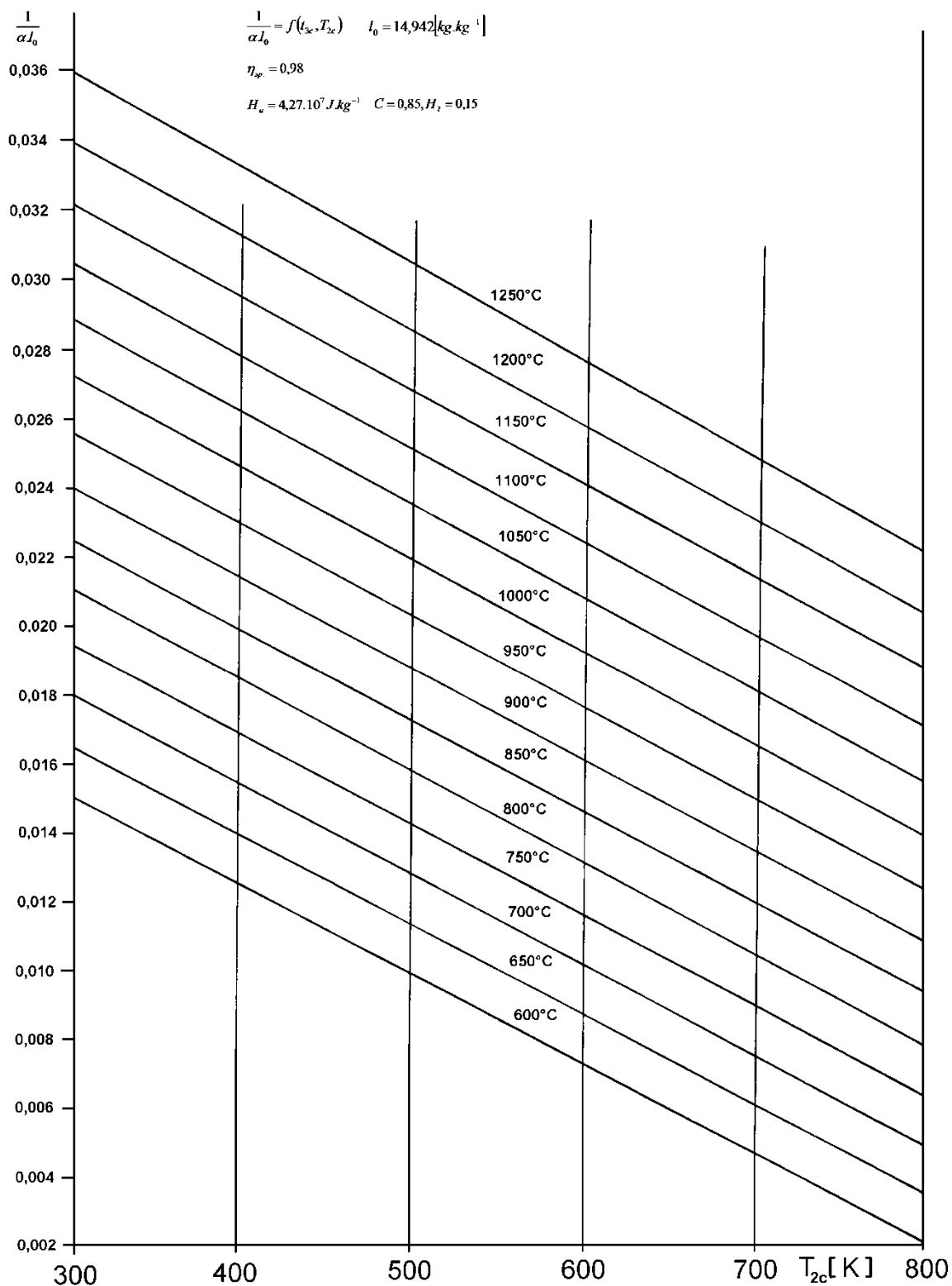
H [m]	H [ft.]	t [°C]	T [K]	p [Pa]	ρ [kg.m ⁻³]	a [m.s ⁻¹]
10 750	35 269	-54,875	218,3	23 539	0,37568	296,228
10 800	35 433,1	-55,200	218,0	23 355	0,37330	296,008
10 850	35 597,1	-55,525	217,6	23 172	0,37094	295,787
10 900	35 761,2	-55,850	217,3	22 991	0,36859	295,566
10 950	35 925,2	-56,175	217,0	22 811	0,36625	295,345
11 000	36 089,2	-56,500	216,6	22 632	0,36392	295,123
11 100	36 417,3	-56,500	216,6	22 278	0,35822	295,123
11 200	36 745,4	-56,500	216,6	21 929	0,35262	295,123
11 300	37 073,5	-56,500	216,6	21 586	0,34710	295,123
11 400	37 401,6	-56,500	216,6	21 249	0,34167	295,123
11 500	37 729,7	-56,500	216,6	20 916	0,33633	295,123
11 600	38 057,7	-56,500	216,6	20 589	0,33107	295,123
11 700	38 385,8	-56,500	216,6	20 267	0,32589	295,123
11 800	38 713,9	-56,500	216,6	19 950	0,32079	295,123
11 900	39 042,0	-56,500	216,6	19 638	0,31577	295,123
12 000	39 370,1	-56,500	216,6	19 330	0,31083	295,123
12 100	39 698,2	-56,500	216,6	19 028	0,30597	295,123
12 200	40 026,3	-56,500	216,6	18 730	0,30118	295,123
12 300	40 354,3	-56,500	216,6	18 437	0,29647	295,123
12 400	40 682,4	-56,500	216,6	18 149	0,29183	295,123
12 500	41 010,5	-56,500	216,6	17 865	0,28726	295,123
12 600	41 338,6	-56,500	216,6	17 585	0,28277	295,123
12 700	41 666,7	-56,500	216,6	17 310	0,27834	295,123
12 800	41 994,8	-56,500	216,6	17 039	0,27399	295,123
12 900	42 322,8	-56,500	216,6	16 773	0,26970	295,123
13 000	42 650,9	-56,500	216,6	16 510	0,26548	295,123
13 100	42 979,0	-56,500	216,6	16 252	0,26135	295,123
13 200	43 307,1	-56,500	216,6	15 998	0,25724	295,123
13 300	43 635,2	-56,500	216,6	15 747	0,25322	295,123
13 400	43 963,3	-56,500	216,6	15 501	0,24925	295,123
13 500	44 291,3	-56,500	216,6	15 259	0,24536	295,123
13 600	44 619,4	-56,500	216,6	15 020	0,24152	295,123
13 700	44 947,5	-56,500	216,6	14 785	0,23774	295,123
13 800	45 275,6	-56,500	216,6	14 405	0,23402	295,123
13 900	45 603,7	-56,500	216,6	14 326	0,23036	295,123
14 000	45 931,8	-56,500	216,6	14 102	0,22675	295,123
14 100	46 259,8	-56,500	216,6	13 881	0,22321	295,123
14 200	46 587,9	-56,500	216,6	13 664	0,21971	295,123
14 300	46 916,0	-56,500	216,6	13 450	0,21628	295,123
14 400	47 244,1	-56,500	216,6	13 240	0,21289	295,123
14 500	47 572,2	-56,500	216,6	13 033	0,20956	295,123
14 600	47 900,3	-56,500	216,6	12 829	0,20628	295,123
14 700	48 228,3	-56,500	216,6	12 628	0,20306	295,123
14 800	48 556,4	-56,500	216,6	12 430	0,19988	295,123
14 900	48 884,5	-56,500	216,6	12 234	0,19675	295,123
15 000	49 212,6	-56,500	216,6	12 045	0,19367	295,123
15 100	49 540,7	-56,500	216,6	11 856	0,19064	295,123
15 200	49 868,8	-56,500	216,6	11 671	0,18766	295,123
15 300	50 196,9	-56,500	216,6	11 488	0,18473	295,123
15 400	50 524,9	-56,500	216,6	11 308	0,18184	295,123
15 500	50 853,0	-56,500	216,6	11 131	0,17899	295,123
15 600	51 181,1	-56,500	216,6	10 957	0,17619	295,123
15 700	51 509,2	-56,500	216,6	10 786	0,17343	295,123
15 800	51 837,3	-56,500	216,6	10 617	0,17072	295,123

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

H [m]	H [ft.]	t [°C]	T [K]	p [Pa]	ρ [kg.m ⁻³]	a [m.s ⁻¹]
15 900	52 165,4	-56,500	216,6	10 451	0,16805	295,123
16 000	52 493,4	-56,500	216,6	10 287	0,16542	295,123
16 100	52 821,5	-56,500	216,6	10 126	0,16283	295,123
16 200	53 149,6	-56,500	216,6	9 968,0	0,16028	295,123
16 300	53 477,7	-56,500	216,6	9 812,1	0,15778	295,123
16 400	53 805,8	-56,500	216,6	9 658,6	0,15531	295,123
16 500	54 133,9	-56,500	216,6	9 507,5	0,15288	295,123
16 600	54 461,9	-56,500	216,6	9 358,7	0,15049	295,123
16 700	54 790,0	-56,500	216,6	9 212,3	0,14813	295,123
16 800	55 118,1	-56,500	216,6	9 068,2	0,14581	295,123
16 900	55 446,2	-56,500	216,6	8 926,3	0,14353	295,123
17 000	55 774,3	-56,500	216,6	8 786,7	0,14129	295,123
17 100	56 102,4	-56,500	216,6	8 649,2	0,13908	295,123
17 200	56 430,5	-56,500	216,6	8 513,9	0,13690	295,123
17 300	56 758,5	-56,500	216,6	8 380,7	0,13476	295,123
17 400	57 086,6	-56,500	216,6	8 249,6	0,13265	295,123
17 500	57 414,7	-56,500	216,6	8 120,5	0,13058	295,123
17 600	57 742,8	-56,500	216,6	7 993,4	0,12853	295,123
17 700	58 070,9	-56,500	216,6	7 868,4	0,12652	295,123
17 800	58 399,0	-56,500	216,6	7 745,3	0,12454	295,123
17 900	58 727,0	-56,500	216,6	7 624,1	0,12259	295,123
18 000	59 055,1	-56,500	216,6	7 504,8	0,12068	295,123
18 100	59 383,2	-56,500	216,6	7 387,4	0,11879	295,123
18 200	59 711,3	-56,500	216,6	7 271,8	0,11693	295,123
18 300	60 039,4	-56,500	216,6	7 156,1	0,11510	295,123
18 400	60 367,5	-56,500	216,6	7 046,1	0,11330	295,123
18 500	60 695,5	-56,500	216,6	6 935,8	0,11153	295,123
18 600	61 023,6	-56,500	216,6	6 827,3	0,10978	295,123
18 700	61 351,7	-56,500	216,6	6 720,3	0,10806	295,123
18 800	61 679,8	-56,500	216,6	6 615,4	0,10637	295,123
18 900	62 007,9	-56,500	216,6	6 511,9	0,10471	295,123

PŘÍLOHA č. 3

GRAF PRO STANOVENÍ SPECIFICKÉHO TEPLA



PŘÍLOHA č. 4**URČENÍ SOUČINU CELKOVÉ TERMODYNAMICKÉ TEPLoty A SPECIFIC-KÉHO TEPLA A CELKOVÉ ENTALPIE V ZÁVISLOSTI NA TERMODYNAMICKÉ TEPLOTĚ**

T_c , K	$T_c \cdot c_p$, kJ.kg ⁻¹	$i_c(T)$, kJ.kg ⁻¹	T_c , K	$T_c \cdot c_p$, kJ.kg ⁻¹	$i_c(T)$, kJ.kg ⁻¹	T_c , K	$T_c \cdot c_p$, kJ.kg ⁻¹	$i_c(T)$, kJ.kg ⁻¹
273,16	273,26	413,65	610	617,7	1184,2	970	1011,72	2216,6
280	280,13	426,83	620	628,6	1210,3	980	1023,1	9248,0
288,16	288,8	422,66	630	638,8	1236,6	990	1031,45	2279,5
290	290,18	446,26	640	649,3	1263,1	1000	1045,86	2311,19
298,16	298,38	462,17	650	659,9	1289,8	1010	1057,27	2342,58
300	300,23	472,73	660	670,5	1316,6	1020	1068,7	2374,3
310	310,28	485,5	670	681,3	1343,5	1030	1080,17	2406,1
320	320,32	505,58	680	692,0	1370,7	1040	1091,56	2438,1
330	330,41	525,89	690	702,7	1398,1	1050	1103,16	2470,3
340	340,5	546,41	700	713,4	1425,5	1060	1114,67	2502 41
350	350,5	567,17	710	724,3	1453,2	1070	1126,2	2534,5
360	360,6	588,19	720	735,0	1480,8	1080	1137,85	2567,01
370	370,69	609,71	730	745,9	1508,6	1090	1149,4	2599,58
380	380,78	631,06	740	756,7	1536,7	1100	1161,0	2632,28
390	390,91	653,04	750	767,5	1564,9	1110	1172,68	2664,86
400	401,4	675,02	760	778,4	1592,9	1120	1184,3	2697,6
410	411,13	697,5	770	789,4	1621	1130	1195,98	2730,46
420	421,31	720,28	780	800,29	1649,3	1140	1207,68	2763 49
430	431,52	743,02	790	811,6	1677,8	1150	1219,38	2795,69
440	441,66	766,17	800	822,2	1706,5	1160	1231,1	2830,15
450	451,87	789,3	810	833,2	1735,14	1170	1242,8	2863,77
460	462,09	812,89	820	844,17	1763,99	1180	1254,57	2897,5
470	472,3	836,46	830	855,18	1793,04	1190	1266,3	2931,4
480	482,6	860,16	840	866,2	1822,2	1200	1278,1	2965,51
490	492,86	884,02	850	877,2	1851,6	1210	1289,76	2999,59
500	503,16	908,14	860	888,38	1881,1	1220	1301,44	3033,79
510	513,46	932,34	870	899,47	1910,9	1230	1313,16	3068,61
520	523,76	956,66	880	910,6	1940,7	1240	1324,9	3102,75
530	534,1	981,4	890	921,8	1970,8	1250	1336,6	3137,46
540	544,48	1006,2	900	932,99	2001,08	1260	1318,4	3172,04
550	554,87	1031,2	910	944,15	2031,4	1270	1360,25	3206,75
560	565,29	1056,3	920	955,37	2061,9	1280	1372,1	3241,6
570	575,67	1081,5	930	966,59	2092,6	1290	1383,95	3276,67
580	586,18	1007	940	977,85	2123,5	1300	1395,8	3311,8
590	596,6	1132,5	950	989,11	2154,5	1310	1407,7	3346,89

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

T_c , K	$T_{c,cp}$, kJ.kg ⁻¹	$i_c(T)$, kJ.kg ⁻¹	T_c , K	$T_{c,cp}$, kJ.kg ⁻¹	$i_c(T)$, kJ.kg ⁻¹	T_c , K	$T_{c,cp}$, kJ.kg ⁻¹	$i_c(T)$, kJ.kg ⁻¹
600	607,1	1158,4	960	1000,42	2185,5	1320	1419,62	3382,1
1330	1431,55	3417,47	1690	1867,7	4750,76	2050	2314,5	6169,17
1340	1443,49	3452,98	1700	1880,0	4789,49	2060	2327,06	6209,17
1350	1455,5	3488,65	1710	1892,93	4827,79	2070	2339,58	6249,30
1360	1467,4	3534,2	1720	1904,62	4866,71	2080	2352,14	6289,39
1370	1479,36	3559,99	1730	1916,89	4917,44	2090	2364,70	6329,81
1380	1491,3	3595,87	1740	1929,28	4943,56	2100	2377,26	6370,22
1390	1503,3	3631,92	1750	1941,6	4982,42	2110	2389,7	6410,37
1400	1515,3	3668,09	1760	1953,5	5020,93	2120	2414,69	6490,92
1410	1527,26	3704,23	1770	1966,29	5059,80	2130	2414,69	6490,92
1420	1539,25	3740,53	1780	1978,6	5098,35	2140	2427,2	6531,37
1430	1552,2	3776,95	1790	1990,95	5137,24	2150	2439,7	6571,89
1440	1563,19	3813,45	1800	2003,3	5176,22	2160	2452,25	6612,39
1450	1575,28	3850,22	1810	2015,7	5215,12	2170	2464,85	6652,90
1460	1587,17	3886,81	1820	2028,08	5254,10	2180	2477,4	6693,56
1470	1599,1	3923,53	1830	2040,43	5293,16	2190	2490,9	6734,26
1480	1611,2	3960,8	1840	2052,87	5332,39	2200	2502,62	6775,12
1490	1622,98	3997,43	1850	2065,26	5371,71	2210	2515,26	6816,21
1500	1634,98	4034,52	1860	2077,66	5410,81	2220	2527,91	6858,19
1510	1647,25	4071,29	1870	2090,13	5449,99	2230	2540,55	6899,89
1520	1659,5	4108,21	1880	2102,56	5489,35	2240	2553,2	6941,71
1530	1671,83	4145,22	1890	2115,96	5528,75	2250	2565,9	6983,58
1540	1684,1	4182,40	1900	2127,4	5568,32	2260	2578,6	7023,61
1550	1696,49	4219,71	1910	2139,87	5607,9	2270	2591,3	7063,27
1560	1708,67	4276,93	1920	2152,3	5647,80	2280	2604,06	7103,83
1570	1720,8	4294,32	1930	2164,7	5687,76	2290	2616,79	7144,06
1580	1733,0	4331,83	1940	2177,18	5787,83	2300	2629,56	7184,38
1590	1745,22	4369,43	1950	2189,6	5767,99	2310	2642,33	7225,45
1600	1757,45	4407,19	1960	2202,6	5807,78	2320	2655,06	7256,61
1610	1769,67	4444,92	1970	2214,65	5847,67	2330	2667,8	7307,89
1620	1781,9	4482,76	1980	2227,08	5887,72	2340	2680,6	7349,21
1630	1794,1	4520,74	1990	2239,56	5927,7	2350	2693,4	7390,62
1640	1806,4	4558,84	2000	2252,08	5968,01	2360	2706,1	7431,86
1650	1818,66	4597,06	2010	2264,55	6008,10	2370	2718,86	7473,14
1660	1830,85	4635,29	2020	2279,99	6048,21	2380	2731,6	7514,51
1670	1843,1	4673,68	2030	2289,65	6088,40	2390	2744,40	7556,00
1680	1855,4	4712,16	2040	2302,11	6128,72	2400	2757,17	7597,53

PŘÍLOHA č. 5

ZÁKLADNÍ PARAMETRY TvLTKM

Motor	Stupně K a T	Parametry motoru (vzletový režim)					Poznámka (použití)
		Pe [kW]	ce [kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹]	T _{3c} [K]	π _{Kc} [1]	Q _v [kg.s ⁻¹]	
AI-20K	$\frac{10}{3}$	2 942	0,376	1 343	9,2	20,7	Il-18
AI-24	$\frac{10}{3}$	2 075	0,33	1 336	7,85	14,4	An-24
M 601B	$\frac{2+1}{1+1}$	515	0,399	1 225	6,4	3,25	L-410A
TV7-117	$\frac{5+1}{2+2}$	1838	0,272	1500	16,0	8,0	Il-114
TVD-10B	$\frac{3+1}{1+1}$	706	0,347	1 160	7,4	4,58	An-28
TV3-117VM-SBM1	$\frac{12}{2+2}$	1 838	0,308	1 226	10,0	9,78	An-140
NK-12M	$\frac{14}{5}$	11 029,4	0,215	1 150	9,5	55,8	Tu-95
NK-4	$\frac{6}{3}$	2 162,6	0,333	1 170	7,7	18,7	Il-18
D-27	$\frac{5+3}{2+2+2}$	10 294,1	0,2312	1 640	22,9	27,4	An-70
VK-1500	$\frac{10}{2+2}$	1 838	0,27	1 293	10,0	9,3	An-38-300
TVD-1500	$\frac{3+1o}{2+2}$	1550	0,284	1 540	14,4	4,4	Be-32K
Turbomeca Astazou XII	$\frac{2+1}{3}$	514,9	0,345	1 173	7,5	2,8	Potez 842
PW-120	$\frac{2}{1+1}$	1 757,85	0,2924	1 533	12,7	6,7	ATR-42
NK-123VR	$\frac{1+1o}{1+1}$	405	0,363	1 177	8,57	2,6	Projekt
501-D13	$\frac{14}{4}$	2 546	0,22	1 500	9,25	14,5	C-130-8
PW209T	$\frac{1o}{1+2}$	590	0,373	1 270	8,0	1,49	Sikorský S-76
DART 505	$\frac{2o}{2}$	1 140	0,4624	1045	5,5	9,0	Fokker F-27
BRISTOL PROTEUS 3	$\frac{12+1o}{3}$	2 801,5	0,381	1 050	7,2	20,5	Bristol Britannia
BRISTOL ORION	$\frac{7+5}{1+3}$	3 840	0,367	1 035	10	37,2	Canadair CL-44
RR TYNE Mk 21	$\frac{6+9}{3+1}$	4 549	0,298	1 073	13,5	46,5	Breguet 1150

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

ZÁKLADNÍ PARAMETRY ThLTKM

Motor	Stupně K + T	Parametry motoru (vzletový režim)					Poznámka (použití)
		P _e [kW]	c _e [kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹]	T _{3c} [K]	π _{Kc} [1]	Q _v [kg.s ⁻¹]	
TV2-117	$\frac{10}{2+2}$	1 103	0,4	1 123	6,6	8,1	Mi-8
TV3-117	$\frac{12}{2+2}$	1 635	0,33	1 190	9,0	8,75	Mi-17
GTD-350	$\frac{8}{1+2}$	294,4	0,496	1 213	6,05	2,19	Mi-2
AI-450	$\frac{1}{1}$	342,0	0,34	1 400	7,33	1,72	Mi-2M
VK-2500	$\frac{12}{2+2}$	1 765	0,347	1 313	10	9,3	Ka-52
D-25V	$\frac{9}{1+2}$	4 050	0,348	1 300	10,5	36	Mi-6
D-136	$\frac{7+3}{3+1+2}$	8 096	0,270	1 500	16	32,2	Mi-26
T64-6	$\frac{14}{2+2}$	2 097	0,304	1 310	12,6	11,1	S-62
Allison 250S-20	$\frac{1}{2+2}$	292,6	0,387	1 225	7,0	1,54	A-109
Turbomeca TM 333	$\frac{6}{3}$	680,34	0,318	1 370	11,0	3,0	HAL Dhruv
MTM.385-1R	$\frac{2+1}{1+1}$	903,2	0,294	1 480	11,1	3,41	EH101
ST58-140	$\frac{10}{2+2}$	1 030	0,376	1 225	8,4	6,2	H-30
GNOME H 1000	$\frac{10}{2+1}$	772	0,394	1 143	8,3	5,6	Westland Whirlwind
Turbomeca Artuste IIC	$\frac{1}{2}$	353	0,544	1 073	3,4	4,0	Aérospatia- leAlouelte II
Napier Ga- zele 162	$\frac{11}{2+1}$	1 158,4	0,415	1 173	6,4	7,3	Westland Wessex
1ETD12	$\frac{1}{2}$	2 981	0,424	1 280	6,5	22	S-54
PT6B-36	$\frac{3+10}{1+1}$	732	0,411	1 089	6,3	2,41	S-76B
RTM.322	$\frac{3+10}{2+2}$	1 550	0,268	1 500	14,7	4,6	NH90
T-800-APW	$\frac{2+10}{2+2}$	890	0,286	1 550	15	4,0	LHX
T63-A-5A	$\frac{6+10}{2+2}$	233,1	0,426	1 238	6,2	1,43	OH-6A

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

ZÁKLADNÍ PARAMETRY ST PRO POHON KOMPRESORŮ³¹

Motor	Stupně K +T	Parametry motoru (maximální režim)					Poznámka (výrobce)
		P _e [kW]	η _e [1]	T _{3c} [K]	π _{Kc} [1]	Q _v [kg.s ⁻¹]	
AI-25V-0,8	$\frac{8}{1+2}$	720	0,245	895	4,17	8,7	EMKB Pro- gress
D-336-1T	$\frac{6+7}{1+1+2}$	6 300	0,31	1 280	15,85	31,95	EMKB Pro- gress
AI-336-2-8	$\frac{6+7}{1+1+2}$	8 000	0,318	1 365	18,5	35,6	EMKB Pro- gress
AI-336-1-10	$\frac{7+7}{1+1+3}$	10 000	0,34	1 375	21,6	42,0	EMKB Pro- gress
AI-336-2-10	$\frac{8+7}{1+1+2}$	10 000	0,34	1 375	21,6	42,0	EMKB Pro- gress
AI-4000	$\frac{5+7}{1+1+2}$	4 300	0,312	1 276	13,3	19,5	EMKB Pro- gress
AI-318-1-25	$\frac{7+7}{1+1+2}$	25 000	0,353	1 387	19,38	96,5	EMKB Pro- gress
GTD-4RM	$\frac{9}{2+2}$	4 000	0,325	1 154	12,1	21,7	Rybinskije motory
GTD-6,3RM	$\frac{9}{2+2}$	6 300	0,326	1 454	11,3	22,0	Rybinskije motory
GTD-10RM	$\frac{10}{2+2}$	10 000	0,355	1 493	17,3	33,1	Rybinskije motory
NK-12ST	$\frac{14}{3+1}$	6 300	0,261	940	8,8	56,0	SNTK N. D. Kuzněcova
NK-12ST-8	$\frac{14}{3+1}$	8 000	0,276	998	9,06	56,0	SNTK N. D. Kuzněcova
NK-14ST	$\frac{15}{2+2}$	8 000	0,320	1 270	10,0	37,0	SNTK N. D. Kuzněcova
NK-14ST-10	$\frac{15}{3+2}$	10 000	0,340	1 360	10,6	36,0	SNTK N. D. Kuzněcova
NK-16ST	$\frac{4+6}{1+1+1}$	16 000	0,290	1 067	9,7	102,0	SNTK N. D. Kuzněcova
NK-38ST	$\frac{7+9}{1+1+2}$	16 000	0,380	1 476	25,9	54,6	SNTK N. D. Kuzněcova
NK-36ST	$\frac{3+5+7}{1+1+1+2}$	25 000	0,360	1 420	23,1	101,4	SNTK N. D. Kuzněcova
DE76	$\frac{8+9}{1+1+3}$	3 360	0,310	1 293	13,5	15,5	
DT71	$\frac{8+9}{1+1+3}$	6 500	0,315	1 293	14,0	31,0	
DI70	$\frac{9+9}{1+1+4}$	10 500	0,360	1 473	19,0	36,0	

³¹ Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. 387 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

DG90	$\frac{9+10}{1+1+3}$	16 700	0,350	1 353	19,5	71,0	
DN80	$\frac{9+9}{1+1+4}$	26 700	0,365	1 513	20,5	88,0	
D-336-1/2-4	$\frac{6+7}{1+1+2}$	4 200	0,265	1 187	13,05	27,5	EMKB Pro- gress
D-336-1/2	$\frac{6+7}{1+1+2}$	6 300	0,31	1 280	16,0	32,0	EMKB Pro- gress
GTU-2,5P	$\frac{10}{2+2}$	2 750	0,218	1 300	6,0	24,3	
GTU-12P	$\frac{14}{2+3}$	13 200	0,345		15,5	46,8	Aviadvigatel
GTU-25P	$\frac{7+11}{2+2+2}$	25 600	0,400	1 512	28,5	85	Aviadvigatel
GTD 25000A	$\frac{9+9}{1+1}$	28 700	0,370	$T_{4c} = 773$	21,6	93	NPP Mašpro- jekt
GTD 25000N	$\frac{9+9}{1+1}$	26 500	0,360	$T_{4c} = 748$	23,6	86	Námořní verze
GTD 15001	$\frac{9+10}{1+1}$	17 150	0,35	$T_{4c} = 693$	20,0	71	NPP Mašpro- jekt
GTD 15002	$\frac{9+10}{1+1}$	17 600	0,35	$T_{4c} = 673$	20,0	73	Námořní verze
GTD 6000	$\frac{8+9}{1+1}$	6700	0,315	$T_{4c} = 693$	16,6	31	NPP Mašpro- jekt
GTD 6002R	$\frac{8+9}{1+1}$	6200	0,29	$T_{4c} = 701$	16,6	31	Námořní verze
GTD 6004R	$\frac{8+9}{1+1}$	6200	0,29	$T_{4c} = 693$	16,6	31	Námořní verze
GTD-1000T	$\frac{10+10}{1+1+1}$	736	$c_e = 0,326$ $\text{kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$	1 240	9,5	4	Klimov tan- kový motor
GTD-1000TF	$\frac{10+10}{1+1+1}$	808,8	$c_e = 0,32$ $\text{kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$	1 260	10,2	4,2	Klimov tan- kový motor
GTD-1250G	$\frac{10+10}{1+1+1}$	919,1	$c_e = 0,306$ $\text{kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$	1 270	10,5	4,6	Klimov tan- kový motor
GTD-1500	$\frac{10+10}{1+1+1}$	1 103	$c_e = 0,292$ $\text{kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$	1 340	12,0	5,5	Klimov tan- kový motor

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

ZÁKLADNÍ PARAMETRY ST ELEKTRICKÝCH GENERÁTORŮ

Motor	Stupně K +T	Parametry motoru (maximální režim)					Poznámka (Výrobce)
		Pe [kW]	η_e [1]	T _{3c} [K]	π_{Kc} [1]	Q _v [kg.s ⁻¹]	
DO49	$\frac{9+10}{1+1}$	2850	0,285	1 223	12,8	16,5	Zorja Ukrajina
DV71	$\frac{8+9}{1+1+6}$	6 360	0,315	1 283	13,5	30,5	Zorja Ukrajina
DB90	$\frac{9+10}{1+1+3}$	16 900	0,350	1 353	19,5	71,0	Zorja Ukrajina
DG80	$\frac{9+9}{1+1+4}$	26 200	0,363	1 508	20,5	87,5	Zorja Ukrajina
GTD110	$\frac{15}{4}$	114 500	0,36	1 483	14,8	365,0	Zorja Ukrajina
AI-2500	$\frac{10}{3}$	2 500	0,24	1 010	7,3	20,3	Progres Ukrajina
GTP-0,8	$\frac{12}{2+2}$	800	0,19 0,64*	1 125	6,6	8,40	*v kogenerační j. Progres Ukrajina
GTP-1,25	$\frac{12}{2+2}$	1 250	0,24 0,69*	1 193	9,55	8,75	*v kogenerační j. Progres Ukrajina
GTP-1,6	$\frac{12}{2+2}$	1 600	0,19 0,64*	1 125	6,6	8,40	*v kogenerační j. Progres Ukrajina
GTP-2,5	$\frac{12}{2+2}$	2 500	0,24 0,69*	1 193	9,55	8,75	*v kogenerační j. Progres Ukrajina
GTD-6RM	$\frac{11}{2+4}$	6 000	0,250	1 087	8,64	46,0	Saturn Rusko
GTD-8RM	$\frac{11}{2+4}$	8 000	0,250	1 207	9,77	49,0	Saturn Rusko
GTU-6P	$\frac{10}{2+2}$	6 400	0,273	1 209	8,5	32,8	Aviadvigatel Rusko
GTE-180P	$\frac{13}{4}$	187 000	0,371	1 543	15,1	530,0	Aviadvigatel Rusko
GTU-12PER	$\frac{13}{2+2}$	12 700	0,337	1 399	16,1	45,9	Aviadvigatel Rusko
GTU-16PER	$\frac{14}{2+3}$	16 800	0,356	1 480	19,5	56,1	Aviadvigatel Rusko
GTU-25PER	$\frac{3+13}{2+1+3}$	25 300	0,380	1 545	27,7	80,2	Aviadvigatel Rusko
NK-14E	$\frac{15}{4}$	10 000	0,330	1 335	10,5	39,0	OAo Kuzněcov Rusko
NK-37	$\frac{3+5+7}{1+1+1+4}$	25 000	0,360	1 420	23,1	101,4	OAo Kuzněcov Rusko
GTD 25000G	$\frac{9+9}{1+1}$	27 500	0,360	T _{4c} = 773	22,0	87	NPP Mašprojekt
GTD 15000S	$\frac{9+10}{1+1}$	25 000	0,418	T _{4c} = 712	20,0	72	NPP Mašprojekt

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

ZÁKLADNÍ PARAMETRY ENERGETICKÝCH ST³²

Motor	Parametry motoru (maximální režim)						Poznámka (Výrobce)
	P _e [kW]	η _{el.} [1]	c _e [kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹]	T _{3c} [K]	π _{Kc} [1]	Q _v [kg.s ⁻¹]	
V64.3	62 500	0,353	11,1	1 433	16,1	192	Siemens
V64.3A	67 000	0,368	10,0	1 588	15,8	191	Siemens
V84.2	109 000	0,34	11,9	1 333	11,0	360	Siemens
V84.3A	170 000	0,38	9,6	1 588	16,6	454	Siemens
V94.2	157 000	0,344	11,8	1 333	11,3	509	Siemens
V94.2A	130 000	0,352	15,2	1 333	13,9	520	Siemens
V94.3A	265 000	0,385	9,6	1 588	17,0	656	Siemens
GT26	262 000	0,382	7,72	1 508	30,0	562	ABB
GT24	179 000	0,375	7,86	1 508	30,0	391	ABB
GT13E2	165 100	0,357	11,6	1 373	14,6	532	ABB
GTX100	43 000	0,370	10,15		20,0	121,2	ABB
GT13D	97 900	0,323	14,49	1 263	11,9	394	ABB
GT11N2	109 300	0,342	12,35	1 358	14,7	375	ABB
GT11N	83 800	0,341	13,62	1 300	13,3	317	ABB
GT8C	52 800	0,344	12,2	1 373	15,7	179	ABB
GT10	24 630	0,342	11,55	1 385	14,0	79	ABB
GT35	16 900	0,305	19,6	1 123	12,0	92	ABB
GT5	2 650	0,272	20,65	1 223	12,0	15,2	ABB
GTM7	5 720	0,2926	13,53	1 448	17,7	21,5	ABB
Hurrykate	1 650	0,260	15,9		9,2	7,3	ALSTOM
TB5000	3 920	0,250		1 188	7,6		ALSTOM
Typhon I	4 350	0,297	14,6	1 361	13,1	17,6	ALSTOM
Typhon II	4 700	0,294	14,5	1 348	14,3	18,9	ALSTOM
Typhon III	5 250	0,297	13,9	1 389	15,3	20,3	ALSTOM
Typhon IV	6 520	0,313	15,1	1 293	12,2	27,4	ALSTOM
Tornado	6 750	0,313	14,7	1 293	12,2	27,6	ALSTOM
Tempest	7 700	0,2911	13,6	1 403	13,7	29,05	ALSTOM
Cyclone	12 900	0,351	10,8	1 523	16,7	39,2	ALSTOM
MF-61	5 920	0,2873	17,0		15,0	28,0	MITSUBISHI
MF-111A	12 610	0,3043	14,0		13,0	49,0	MITSUBISHI
MF-111B	14 570	0,3107	13,7		15,0	56,0	MITSUBISHI
MF-221	30 000	0,3213	13,3		15,0	111,0	MITSUBISHI
MF-251	36 860	0,2904	15,6		12,0	160,0	MITSUBISHI
MF-501	104 570	0,3339	12,6		14,0	365,0	MITSUBISHI
MF-701	130 570	0,340	12,5		14,0	453,0	MITSUBISHI
MF-701DA	144 000	0,348	11,4	1480	14,0	455,0	MITSUBISHI
501F	158 600	0,3613	9,9		14,6	437	MITSUBISHI
701F	234 200	0,3669	8,7		16,0	566	MITSUBISHI
501G	230 000	0,3865	8,5		19,0	544	MITSUBISHI
MFT-8	260 780	0,3879	11,7		21,0	87,3	MITSUBISHI
MW701F	270 300	0,382	8,8	1 623	17,0	664,0	MITSUBISHI
MW701G	334 000	0,395	8,1	1 683	21,0	750,0	MITSUBISHI

³² Pavlenko, G. V.: Termogazodinamičeskij rasčot gazoturbinnych dvigatelej i ustanovok. Nacional'nyj aerokosm,ičeskij universitet im. N. E. Žukovskovo. Charkov 2007. 64 s.

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

PGT2	2 000	0,2508	19,1		12,7	10,6	GE
PGT5	5 220	0,2691	17,0		9,1	24,6	GE
PGT10	10 220	0,3132	14,8		14,1	42,1	GE
PGT10B	11 270	0,3209	14,6		15,6	45,7	GE
MS5001RA	20 300	0,266	17,4			98,0	GE
MS5001PA	26 300	0,2855	17,0	1 230	10,5	124,1	GE
MS6001B	39 620	0,3197	12,7	1 377	11,95	140,0	GE
MS6001F	70 100	0,342	10,3	1 561	14,9	200,0	GE
MS9001E	123 400	0,3393	11,9	1 397	12,6	418,0	GE
MS9001EC	169 200	0,349	10,9	1 477	14,2	510,0	GE
MS9001FA	255 600	0,365	8,8	1 561	15,4	624,0	GE
GTU7G	240 000	0,395	8,55	1 703	23,0	570,0	GE
GTU9H	282 000	0,395	8,94	1 703	23,0	700,0	GE
GTU9G	282 000	0,395	8,94	1 703	23,0	700,0	GE
LM6000PA	39 200	0,381	11,4		29,0	124,0	GE
LM5000PC	35 050	0,3596	12,4			121,1	GE
LM5000PD	52 000	0,418	10,6			153,3	GE
LM2500PE	23 270	0,357	10,7			68,95	GE
LM2500PH	27 960	0,3928	9,7			75,3	GE
LM1600PA	13 980	0,3533	11,7			45,36	GE
LM1600PB	17 190	0,3883	10,8			51,71	GE
LM500	4 175	0,2931	15,88			15,88	GE
RB211	27 240	0,3586	12,13	1 493	21,0	91,9	GE
251B11/12	49 200	0,3279	12,78	1 422	15,3	174,7	GE
TRENT	51 190	0,417	11,2	1 483	35,0	159,4	GE
W401	85 900	0,366	9,81	1 553	19,0	234,0	GE
501D5A	121 300	0,3462	11,52	1 450	14,2	388,0	GE
W701DA	138 300	0,3427	11,88		14,1	456,8	GE
W501F	163 530	0,3604	9,90	1 623	14,6	449,4	GE
W701F	236 700	0,3678	8,50	1 623	15,6	669,5	GE
W501G	230 000	0,385	10,20	1 699	19,2	545,0	GE
W501ATS	300 000	0,385	6,50	1 783	27,0	544,0	GE
SATURN20	1 210	0,243	19,2			6,48	SOLAR
CENTAUR40	3 515	0,279	19,1			18,61	SOLAR
MERCURY50	4 072	0,400	14,3	1 438	9,1	16,2	SOLAR
CENTAUR50	4 344	0,292	15,8			19,01	SOLAR
TAURUS60	5 200	0,303	14,8			21,37	SOLAR
TAURUS	6 844	0,323	14,0			26,57	SOLAR
MARS90	9 285	0,317	15,2			39,17	SOLAR
MARS100	10 695	0,325	14,0		17,1	41,65	SOLAR
TITAN130	12 611	0,328					SOLAR
PGT2	2 000	0,250	18,0		12,5	10,00	PIGNONE
PGT5	5 220	0,270	16,9		9,2	24,44	PIGNONE
PGT10	10 140	0,320	14,5		14,0	40,83	PIGNONE
PGT16	13 390	0,340	12,2		21,5	45,28	PIGNONE
PGT25	21 910	0,350	11,0		17,8	67,22	PIGNONE
MS5001PA	26 300	0,285	16,8		10,5	122,78	PIGNONE
MS6001B	38 340	0,318	13,0		11,8	138,1	PIGNONE

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

MS6001FA	70 140	0,342	10,1		15,0	195,83	PIGNONE
MS7001EA	83 500	0,325	12,6		12,4	291,7	PIGNONE
MS9001E	123 400	0,338	12,0		12,3	411,1	PIGNONE
MS9001ES	169 200	0,349	10,8		14,2	508,3	PIGNONE
MS9001FA	226 500	0,357	9,71		15,0	611,1	PIGNONE
LM2500	22 330	0,356	11,0		18,0	68,1	PIGNONE

PŘÍLOHA č. 6 ZADÁNÍ**PŘÍKLAD č. 1****Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu jednohřídelového turbovrtulového motoru AI-24³³ s desetistupňovým osovým kompresorem, prstencovou spalovací komorou a třístupňovou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288,15 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 13,1 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 6,4$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK, c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,849$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,058 \text{ K}$
Celková teplota plynu za plynovou turbínou	$T_{4c} = 783 \text{ K}$
Hodinová spotřeba paliva na vzletovém režimu	$c_h = 1\,030 \text{ kg.h}^{-1}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 70 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red.} = 0,97$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p, v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p, pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu	$P_{e, max.} = 1\,875 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu	$c_{e, max.} = 0,33 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka:

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

³³ Aviacionnyj turbovintovoj dvigatel' AI-24 II. Serii. Techničeskoje opisanije. Aviaeksport. Moskva 2001. s. 139.

PŘÍKLAD č. 2

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vr-
tuníkového leteckého turbokompresorového motoru TV2-117³⁴ s desetistupňovým kompresor-
em, dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbí-
nou při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hod-
noty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 8,1 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 6,6$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$t_{3c} = 850 \text{ °C}$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,83 \div 0,88$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli pře- bytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na maximálním režimu.....	$P_{e, \text{vzl.}} = 1\,103 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{e, \text{vzl.}} = 0,4 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$

Poznámka:

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami pa-
rametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu
efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

³⁴ Sošin, V. M.: Dvigatel' TV2-117. Samarskij gosudarstvennyj aerokosmičeskij universitet im akademika S. P. Koroljova. Samara 2007.

PŘÍKLAD č. 3

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbovrtulového leteckého turbokompresorového motoru M-601B s reverzním průtokem vzduchu a plynu, který se skládá ze smíšeného třístupňového axiálně-radiálního kompresoru, jednostupňové plynové turbíny kompresoru a jednostupňové volné plynové turbíny při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hodnoty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0$ m
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 3,25$ kg.s ⁻¹
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$t_{3c} = 952$ °C
Celková teplota plynu za plynovou turbínou	$t_{4c} = 735$ °C
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 6,4$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,83 \div 0,88$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Tah motoru na maximálním režimu.....	$P_{e,vzl.} = 515$ kW
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{e,vzl.} = 0,399$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_m .

PŘÍKLAD č. 4

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbovrtulového leteckého turbokompresorového motoru Allison T56A-15 (C-130H Herkules), který se skládá ze čtrnáctistupňového axiálního kompresoru, čtyřstupňové plynové turbíny kompresoru při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hodnoty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 15 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,349 \text{ K}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 9,5$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,83 \div 0,88$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Tah motoru na maximálním režimu.....	$P_{e, \text{vzl.}} = 3\,915 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{e, \text{vzl.}} = 0,367 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_m .

PŘÍKLAD č. 5

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbovrtulového leteckého turbokompresorového motoru TV7-117S³⁵ se 6stupňovým smíšeným kompresorem (pětistupňovým axiálním a jednostupňovým radiálním kompresorem), dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hodnoty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 8 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,500 \text{ K}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 16$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,83 \div 0,88$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Tah motoru na maximálním režimu.....	$P_{vzl.} = 1\,838 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{m,vzl.} = 0,272 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e,vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e,vzl.}$

³⁵ Turbiovintovoj dvigatel' TV7-117S. Rukovodstvo po techniĉeskoj ekspluatácii. Kniga 1. s. 506. Kniga 2. s. 364.

PŘÍKLAD č. 6**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbovrtulového leteckého turbokompresorového motoru TVD-10B³⁶ se čtyřstupňovým smíšeným axiálně-radiálním (třístupňovým axiálním a jednostupňovým radiálním) kompresorem, protiproudovou prstencovou spalovací komorou, jednostupňovou plynovou turbínou kompresoru a jednostupňovou volnou plynovou turbínou při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hodnoty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 4,58 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,160 \text{ K}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 7,4$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,83 \div 0,88$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Tah motoru na maximálním režimu.....	$P_{vzl.} = 706 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{e,vzl.} = 0,347 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e,vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e,vzl.}$

³⁶ Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. s. 387.

PŘÍKLAD č. 7**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrutlníkového motoru GTD-350^{37, 38, 39} se smíšeným osmistupňovým axiálně-radiálním kompresorem, trubkovou protiproudovou spalovací komorou, jednostupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 2,19 \text{ kg.s}^{-1}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 6,05$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$t_{3c} = 940 \text{ }^\circ\text{C}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{vs} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\phi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo za stálého tlaku vzduchu	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo za stálého tlaku plynu	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33[1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu	$P_{max.} = 294,4 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu	$c_{m,max.} = 0,496 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

³⁷ Hocko, M.: Motor GTD-350, VSŠL Košice. Košice 1999. S 167.

³⁸ Nikitin, E. I.: Turboval'nyj dvigatel' GTD-350. Izdatel'stvo DOSAAF SSSR. Moskva 1978. S. 192.

³⁹ Aviacionnyj gazoturbinnij dvigatel' GTD-350, Techničeskoje opisanije, Dok. N° 16.0.376, redakcija 2, 1978, Rzesow, Polská republika.

PŘÍKLAD č. 8**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu tříhřídelového turbohřídelového vrtulníkového leteckého turbokompresorového motoru D-136⁴⁰ s 13stupňovým dvouhřídelovým kompresorem, dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hodnoty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 36,0 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 18,46$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,516 \text{ K}$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,83 \div 0,88$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní údaje

Výkon motoru na maximálním režimu.....	$P_{e,vzl.} = 8\,380 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{e,vzl.} = 0,269 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu $P_{e,vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e,vzl.}$.

⁴⁰ Turboval'nyj dvigatel' D-136. Rukovodstvo po tehničeskoj ekspluatácii. Kniga 1. Kniga 2. Kniga 3. Motor Sič 1984.

PŘÍKLAD č. 9

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu dvouhřídelového turbohřídelového vrtulníkového leteckého turbokompresorového motoru D-25 s devíti-stupňovým jednohřídelovým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, jednostupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hodnoty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 26,2 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 5,6$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,160 \text{ K}$
Celková teplota plynu za plynovou turbínou	$T_{4c} = 858 \text{ K}$
Součinitel zachování celkového tlaku v difuzoru	$\sigma_D = 0,97 - 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,83 \div 0,88$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní údaje

Výkon motoru na maximálním režimu.....	$P_{vzl.} = 4\,050 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{m,vzl.} = 0,390 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu $P_{e,vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e,vzl.}$.

PŘÍKLAD č. 10

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrutníkového motoru AI-450 s jednostupňovým radiálním kompresorem, prstencovou protiproudovou spalovací komorou, jednostupňovou plynovou turbínou kompresoru a jedno-stupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor.....	$Q_v = 1,72 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl.}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 7,33$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1400 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru.....	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{vs} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo za stálého tlaku vzduchu	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo za stálého tlaku plynu	$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33[1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 342,0 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu	$c_{m,max.} = 0,34 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 11

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbovrtulového leteckého turbokompresorového motoru TV3-117VMA-SBM1 s dvanáctistupňovým kompresorem, dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou při jeho činnosti na zemi při vzletovém režimu, jestliže jsou dány následující vstupní hodnoty parametrů:

Zadané parametry

Výška letu	$H_0 = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$M_0 = 0$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_0 = 101\,325,6 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 9,78 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 10,0$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,226 \text{ K}$
$\sigma_D = 0,97 - 0,99$	
Součinitel zachování celkového tlaku v rázových vlnách	$\sigma_{rv} = 1$
$\eta_{Kc} = 0,835$	
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře.....	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková účinnost výstupní trysky	$\eta_{VD,c} = 0,96 - 0,98$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na maximálním režimu.....	$P_{e, \text{vzl.}} = 1\,838 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{e, \text{vzl.}} = 0,308 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

PŘÍKLAD č. 12

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového tankového motoru GTD-1250 s dvoustupňovým radiálním kompresorem, prstencovou protiproudovou spalovací komorou, jednostupňovou plynovou turbínou vysokotlakého kompresoru, jednostupňovou nízkotlakou plynovou turbínou a jednostupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 4,60 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl.}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 10,5$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru.....	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1270 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 920,0 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,305 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 13

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtulníkového motoru T64-6 (vrtulník CH-53G) se čtrnáctistupňovým osovým kompresorem, prstencovou protiproudovou spalovací komorou, dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 11,1 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 12,6$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,310 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 2\,097 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,304 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$
Efektivní účinnost.....	$\eta_e = 0,283$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 14

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtulníkového motoru Allison 250 (vrtulník Agusta Westland AW 109) s jednostupňovým odstředivým kompresorem, prstencovou protiproudovou spalovací komorou, dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 1,54 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 7,0$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,225 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\phi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 292,6 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,387 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$
Efektivní účinnost.....	$\eta_e = 0,223$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, \text{vzl.}}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, \text{vzl.}}$

PŘÍKLAD č. 15

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtníkového motoru TM 333 (vrtulník S-76) s třístupňovým smíšeným (dvoustupňový osový kompresor a jednostupňový odstředivý kompresor) kompresorem, prstencovou spalovací komorou, jednostupňovou plynovou turbínou kompresoru a jednostupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 3,0 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl.}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 11,0$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,370 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\phi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 680,34 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,318 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$
Efektivní účinnost.....	$\eta_e = 0,283$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 16**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrutlníkového motoru MTM.385-1R⁴¹ s třístupňovým smíšeným (dvoustupňový osový kompresor a jednostupňový odstředivý kompresor) kompresorem, protiproudovou prstencovou spalovací komorou, jednostupňovou plynovou turbínou kompresoru a jednostupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 3,41 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 11,1$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,480 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\phi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 903,2 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,294 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$
Efektivní účinnost.....	$\eta_e = 0,283$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e,vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e,vzl.}$

⁴¹ Skvorcov, G. V.: Inostrannyje aviacionnyje dvigateli. CIAM 1984. S. 319.

PŘÍKLAD č. 17

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtulníkového motoru ST58-140 (vrtulník Sikorsky S-58T) s 10stupňovým axiálním kompresorem, prstencovou spalovací komorou, dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru, dvoustupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 6,2 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 8,4$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1225 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo.....	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 1030,0 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,376 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 18

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtulníkového motoru Turbomeca Artust IIC (vrtulník Alouette) s jednostupňovým odstředivým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, dvoustupňovou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor.....	$Q_v = 4,0 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 3,4$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1073 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 353,0 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,544 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 19

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbovrtulového motoru Turbomeca Astazou XII (Potez 840) s dvoustupňovým osovým kompresorem, jednostupňovým odstředivým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, třístupňovou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 2,8 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 7,5$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1173 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 514,9 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,345 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 20

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbovrtulového motoru PW 120⁴² (ATR 42) s dvoustupňovým odstředivým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, jednostupňovou vysokotlakou plynovou turbínou, jednostupňovou nízkotlakou plynovou turbínou a dvoustupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 6,7$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 12,5$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\ 325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1533$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\ 005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\ 158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 1\ 757,85$ kW
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,2924$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

⁴² <http://www.srs.aero/wordpress/wp-content/uploads/2009/03/srs-tsd-002-rev-1-pw120a-sfc-analysis.pdf>

PŘÍKLAD č. 21

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet základních parametrů tepelného oběhu turbohřídelového vrtulníkového motoru Napier Gazele 162 (vrtulník Westland Wessex) s jedenáctistupňovým osovým kompresorem, smíšenou spalovací komorou, dvoustupňovou plynovou turbínou kompresoru, jednostupňovou volnou plynovou turbínou pro níže uvedené parametry:

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0 \text{ m}$
Rychlost letu	$c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 7,3 \text{ kg.s}^{-1}, Q_v = Q_{pl.}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 6,4$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,78$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288 \text{ K}$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1173 \text{ K}$
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50 \text{ m.s}^{-1}$
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Účinnost reduktoru	$\eta_{red} = 0,93$
Součinitel ztráty rychlosti ve výstupní trysce	$\varphi_{VD} = 0,92$
Koeficient	$\beta = 0,015$
Lavalovo číslo	$\lambda = 1,02$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33 [1]$
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4 [1]$

Kontrolní parametry

Výkon motoru na vzletovém režimu.....	$P_{max.} = 1158,4 \text{ kW}$
Specifická spotřeba paliva na vzletovém režimu.....	$c_{m,max.} = 0,415 \text{ kg.kW}^{-1}.\text{h}^{-1}$

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu výkonu $P_{e, vzl.}$ a specifické spotřeby paliva $c_{e, vzl.}$

PŘÍKLAD č. 22**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu spalovací turbíny (ST) NK-12ST-8⁴³ (vytvořeného na základě turbovrtulového motoru NK-12) se 14stupňovým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, 3stupňovou plynovou turbínou kompresoru a jednostupňovou výkonovou plynovou turbínou, která pohání odstředivý kompresor pro stlačování plynu v plynovodech, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 56$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$.
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 8,8$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,90 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,86 \div 0,88$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 941$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{max.} = 8\,000$ kW
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny.....	$t_{5c} = 620$ K
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 26,1$ %
Hodinová spotřeba plynného paliva.....	$c_h = 2\,100$ kg.h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁴³ Dvигатель NK-12ST (серия 02). Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. Куйбишев 1984. С. 325.

PŘÍKLAD č. 23**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu spalovací turbíny (ST) NK-37⁴⁴ (vytvořené na základě dvouproudového motoru NK-32) s 3stupňovým nízkotlakým kompresorem, 5stupňovým středotlakým kompresorem, 7stupňovým vysokotlakým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, 1stupňovou vysokotlakou plynovou turbínou, 1stupňovou středotlakou plynovou turbínou, 1stupňovou nízkotlakou plynovou turbínou a 4stupňovou výkonovou plynovou turbínou, která pohání elektrický generátor, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 101,4$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 23,1$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny.....	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,420$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny	$P_{max} = 25\,000$ kW
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny	$T_{5c} = 698$ K
Efektivní účinnost motoru	$\eta_e = 36,0$ %
Hodinová spotřeba plynného paliva	$c_h = 5\,163$ kg.h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁴⁴ Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. S. 387.

PŘÍKLAD č. 24**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu spalovací turbíny (ST) NK-38ST⁴⁵ (vytvořeného na základě dvouproudového motoru NK-93) se 7stupňovým nízkotlakým kompresorem, 9stupňovým vysokotlakým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, 1stupňovou vysokotlakou plynovou turbínou, 1stupňovou nízkotlakou plynovou turbínou a 2stupňovou výkonovou plynovou turbínou, která pohání odstředivý kompresor pro stlačování plynu v plynovodech, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 54,6$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$.
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 25,9$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,476$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{e,max.} = 16\,000$ kW
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny.....	$T_{5c} = 716$ K
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 38,0$ %
Hodinová spotřeba plynného paliva.....	$c_h = 3\,046$ kg.h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁴⁵ Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. S. 387.

PŘÍKLAD č. 25**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu spalovací turbíny (ST) NK-36ST⁴⁶ (vytvořeného na základě dvouproudového motoru NK-93) se 7stupňovým nízkotlakým kompresorem, 9stupňovým vysokotlakým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, 1stupňovou vysokotlakou plynovou turbínou, 1stupňovou nízkotlakou plynovou turbínou a 2stupňovou výkonovou plynovou turbínou, která pohání odstředivý kompresor pro stlačování plynu v plynovodech, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor.....	$Q_v = 54,6$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$.
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 25,9$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,420$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{e,max.} = 16\,000$ kW
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny.....	$T_{5c} = 716$ K
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 38,0$ %
Hodinová spotřeba plynného paliva.....	$c_h = 3\,046$ kg.h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁴⁶Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. S. 387.

PŘÍKLAD č. 26**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu spalovací turbíny (ST) GTU-12P Ural⁴⁷ (vytvořeného na základě plynového generátoru dvouproudového motoru PS-90A) s 13stupňovým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, 2stupňovou plynovou turbínou kompresoru a 2stupňovou výkonovou plynovou turbínou, která pohání odstředivý kompresor pro stlačování plynu v plynovodech, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 46,8$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$.
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 15,5$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,399$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{e,max.} = 13\,200$ kW
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny.....	$T_{5c} = 740$ K
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 34,5$ %
Efektivní spotřeba plyného paliva.....	$c_e = 0,208$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁴⁷Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. s. 387.

PŘÍKLAD č. 27**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu spalovací turbíny (ST) GTU-16P Ural⁴⁸ (vytvořeného na základě plynového generátoru dvouproudového motoru PS-90A) se 14stupňovým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, 2stupňovou plynovou turbínou kompresoru a 3stupňovou výkonovou plynovou turbínou, která pohání odstředivý kompresor pro stlačování plynu v plynovodech, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a pod-mínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 59,6$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$.
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 20,8$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,461$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{e,max} = 18\,000$ kW
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny.....	$T_{5c} = 746$ K
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 38,6$ %
Efektivní spotřeba plyného paliva.....	$c_e = 0,194$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schémata, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁴⁸Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. s. 387.

PŘÍKLAD č. 28**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu jednohřídelové spalovací turbíny (ST) Mercury-50⁴⁹ firmy Solar (USA) s 10stupňovým kompresorem, prstencovou spalovací komorou a 2stupňovou plynovou turbínou, která pohání elektrický generátor, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 17,9$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$.
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 9,9$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,438$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{e,max.} = 4\,600$ kW
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny.....	$T_{5c} = 647$ K
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 40,0$ %
Specifická spotřeba plynného paliva.....	$c_e = 0,0143$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁴⁹ <http://www.understandingchp.com/AppGuide/DataFiles/SolarMercury50.pdf>

PŘÍKLAD č. 29**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu jednohřídelové spalovací turbíny (ST) Siemens V84.2⁵⁰ s 15stupňovým kompresorem, hybridní spalovací komorou s 24 hořáky a 4stupňovou plynovou turbínou, která pohání elektrický generátor, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 360,0$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 11,0$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,333$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{e,max.} = 109\,000$ kW
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 34,0$ %
Specifická spotřeba plyného paliva.....	$c_e = 0,0119$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslete v procentech chybu výpočtu efektivního výkonu P_e a specifické spotřeby paliva c_e .

⁵⁰ <http://www.power-technology.com/projects/hsinta/images/img4.jpg>

PŘÍKLAD č. 30**Zadání**

Vykonejte kontrolní výpočet tepelného oběhu dvouhřídelové lodní spalovací turbíny (ST) General Electric LM 2500⁵¹ (vytvořeného na základě dvouproudového motoru CF-6-6) se 16stupňovým kompresorem, prstencovou spalovací komorou, 2stupňovou plynovou turbínou kompresoru a 6stupňovou výkonovou plynovou turbínou, která pohání elektrický generátor, pro níže uvedené podmínky. Vypočítejte základní parametry proudu vzduchu a plynu v jednotlivých typických řezech ST, specifický výkon P_m , efektivní výkon P_e a specifickou spotřebu paliva c_e . Přibližný výpočet tepelného oběhu vykonejte při činnosti ST s maximálním režimem, na zemi, při $M = 0$ a $H = 0$ m a podmínkách MSA.

Zadané parametry

Výška letu	$H = 0$ m
Rychlost letu	$c_0 = 0$ m.s ⁻¹
Atmosférický tlak vzduchu	$p_{0c} = 101\,325,2$ Pa
Atmosférická teplota vzduchu	$T_0 = 288$ K
Průtokové množství vzduchu přes motor	$Q_v = 70,5$ kg.s ⁻¹ , $Q_v = Q_{pl}$
Celkový stupeň stlačení kompresoru	$\pi_{Kc} = 18,0$
Celková účinnost plynové turbíny kompresoru	$\eta_{TK,c} = 0,88 \div 0,92$
Celková účinnost kompresoru	$\eta_{Kc} = 0,88 \div 0,89$
Celková účinnost výkonové plynové turbíny	$\eta_{VPT,c} = 0,89 \div 0,92$
Celková teplota plynu před plynovou turbínou	$T_{3c} = 1\,528$ K
Výstupní rychlost plynu z motoru	$c_6 = 50$ až 80 m.s ⁻¹
Součinitel zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí	$\sigma_{VS} = 0,97 \div 0,99$
Součinitel zachování celkového tlaku ve spalovací komoře	$\sigma_{SK} = 0,93 \div 0,97$
Mechanická účinnost	$\eta_m = 0,98 \div 0,995$
Specifické teplo vzduchu při stálém tlaku	$c_{p,v} = 1\,005$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Specifické teplo plynu při stálém tlaku	$c_{p,pl} = 1\,158$ J.kg ⁻¹ .K ⁻¹
Adiabatický exponent pro plyn v rozmezí celkových teplot T_{3c} a T_{4c} při daném součiniteli přebytku vzduchu	$\kappa' = 1,33$ [1]
Adiabatický exponent pro vzduch	$\kappa = 1,4$ [1]

Kontrolní parametry

Výkon výkonové plynové turbíny.....	$P_{e,max.} = 25\,060$ kW
Efektivní účinnost motoru.....	$\eta_e = 35,6$ %
Celková teplota plynu na výstupu z výkonové plynové turbíny.....	$T_{5c} = 839$ K
Specifická spotřeba plynného paliva.....	$c_e = 0,227$ kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹

Poznámka

V úvodní části výpočtového cvičení zpracujte stručný technický popis daného motoru, který doplňte ilustrativními schématy, grafy a fotografiemi.

V závěru zhodnoťte soulad výsledků přibližného výpočtu se skutečnými hodnotami parametrů, které jsou uváděny v technické dokumentaci, a vyčíslíte v procentech chybu výpočtu.

⁵¹ <http://www.geaviation.com/engines/docs/marine/datasheet-lm2500.pdf>

SEZNAM POUŽITÉ LITERATÚRY

- Abianc, V. Ch.: Teorija aviacionnych gazovych turbin. Mašinstrojenije, 1979. 246 s.
Aviacionnyj turbovintovoj dvigatel AI-20A. Techničeskoje opisanije. Oborongiz. Moskva 1962. 149 s.
Aviacionnyj turbovintovoj dvigatel' AI-24 II. Serii. Techničeskoje opisanije. Aviaeksport. Moskva 2001. s. 139.
Aviacionnyj gazoturbinnij dvigatel' GTD-350, Techničeskoje opisanije, Dok. N° 16.0.376, redakcija 2, 1978, Rzesow, Polská republika.
Dvigateli 1944 – 2000: Aviacionnyje, raketnyje, morskije, promyšlennyje. 387 s.
Dvigatel' NK-12ST (serija 02). Instrukcija po ekspluatacii i techničeskomu obsluživaniju. Kujbišev 1984. S. 325.
Grigorjev, V., A.: Projektnyj termogazodinamičeskij rasčot aviacionnych gazoturbinných dvigatelej graždanskovo naznačenija. Samara 2001. ISBN 5-7883-0142-4.
Hocko, M.: Letecké turbokompresorové motory používané v československom letectve. Prvá časť. Letecké turbokompresorové motory používané vo vojenských lietadlách. Prešov 2000. 358 s.
Hocko, M.: Motor GTD-350, VSŠL Košice. Košice 1999. S 167.
Kljačkin, A. L.: Teorija vozdušno reaktivnych dvigatelej. Mašinstrojenije 1969. 511 s.
Lokaj, V. I., Maksutova, M. K., Otrunkin, V. A.: Gazovyje turbiny dvigatelej letateľnych aparatov. Mašinstrojenije, 1979. 447 s.
Maslov, V. G.: Teorija vybora optimal'nych parametrov pri projektovanii aviacionnych GTD. Mašinstrojenije 1981. 128 s.
Nečajev, Ju. N., Fedorov, R. M.: Teorija aviacionnych gazoturbinných dvigatelej, časť 1. Mašinstrojenije 1977. 312 s.
Nečajev, Ju. N., Fedorov, R. M.: Teorija aviacionnych dvigatelej, č. 2. Mašinstrojenie, 1978. 336 s.
Nikitin, E. I.: Turboval'nyj dvigatel' GTD-350. Izdatel'stvo DOSAAF SSSR. Moskva 1978. S. 192.
Novoje v zarubežnom aviadvigatelestrojenii. CIAM , 1979. N 1.
Novoje v zarubežnom aviadvigatelestrojenii. CIAM , 1980. N 9.
Novoje v zarubežnom aviadvigatelestrojenii. CIAM , 1979. N 11 - 12.
Pavlenko, G. V.: Termogazodinamičeskij rasčot gazoturbinných dvigatelej i ustanovok. Nacionalnyj aerokosmičeskij universitet im. N. E. Žukovskovo. Charkov 2007. 64 s.
Skvorcov, G. V.: Inostrannyje aviacionnyje dvigateli. CIAM 1984. S. 319.
Sošin, V. M.: Dvigatel' TV2-117. Samarskij gosudarstvennyj aerokosmičeskij universitet im akademika S. P. Koroljova. Samara 2007.
Stečkin, B. S. a kol.: Teorija reaktivnych dvigatelej, Gosudarstvennoje izdatel'stvo oboronnoj promyšlennosti, Moskva 1956.
Šľachtenko, S. M.: Teorija vozdušno-reaktivnych dvigatelej. Mašinstrojenije, 1975. 568 s.
Turboval'nyj dvigatel' D-136. Rukovodstvo po techničeskoj ekspluatacii. Kniga 1. Kniga 2. Kniga 3. Motor Sič 1984.
Turbovintovoj dvigatel' TV7-117S. Rukovodstvo po techničeskoj ekspluatacii. Kniga 1. s. 506. Kniga 2. s. 364.
Turboval'nyj dvigatel' TV3-117. Rukovodstvo po techničeskoj ekspluatacii. Kniga 1. s 579.
Turbovalnyj dvigatel TV3-117VMA. Rukovodstvo po techničeskoj ekspluatacii. Kniga 1. s 579.
Zrel'ov, V., A.: Otečestvennyje gazoturbinnije dvigateli. Osnovnyje parametry i konstrukti-vnyje schemy. Mašinstrojenije. Moskva 2005. 335 s.
http://www.rolls-royce.com/Images/rb211final_tcm92-21095.pdf

I. VÝPOČET TEPELNÉHO OBĚHU TURBOHŘÍDELOVÉHO LTKM

<http://xa.yimg.com/kq/groups/23190067/1558174449/name/7.CROMBIE.ppt>

<http://xa.yimg.com/kq/groups/23190067/1306580392/name/3.TODMAN.ppt>

http://www.energymanager-online.com/documents/fact_sheets/es4005.pdf

<http://www.srs.aero/wordpress/wp-content/uploads/2009/03/srs-tsd-002-rev-1-pw120a-sfc-analysis.pdf>

<http://www.understandingchp.com/AppGuide/DataFiles/SolarMercury50.pdf>

<http://www.power-technology.com/projects/hsinta/images/img4.jpg>

<http://www.geaviation.com/engines/docs/marine/datasheet-lm2500.pdf>

**PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET
ODSTŘEDIVÉHO KOMPRESORU**

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

A_5	průtoková plocha na výstupu z odstředivého kompresoru [m^2]
b_2	výstupní šířka oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
b_2'	šířka bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [mm]
b_3	výstupní šířka bezlopatkového difuzoru [m]
b_4	šířka kanálu [m]
c_0	rychlost letu [$m \cdot s^{-1}$]
c_1	absolutní rychlost na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
c_{1a}	osová složka absolutní rychlosti na vstupu do oběžného kola [m]
c_{1ai}	osová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1as}	osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1ae}	osová složka vstupní absolutní rychlosti na vnějším vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1e}	vstupní absolutní rychlosti na vnějším vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1s}	vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1u}	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1ui}	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1us}	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{1ue}	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnějším vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_2	absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola radiálního kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{2u}	obvodová složka výstupní absolutní rychlosti [$m \cdot s^{-1}$]
c_{2u}'	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti v bezlopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{2r}	radiální složka absolutní rychlosti na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
c_{2r}'	radiální složka vstupní absolutní rychlosti v bezlopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_3	výstupní absolutní rychlost z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{3r}	radiální složka výstupní absolutní rychlosti z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_5	výstupní absolutní rychlost výstupu z odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{5a}	osová složka absolutní rychlosti na výstupu z odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_p	specifické teplo při stálém tlaku [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$]
D_{1s}	střední průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
D_{1e}	vnější průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
D_{1i}	vnitřní průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
D_2	vnější průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
D_3	výstupní průměr bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]
D_4	výstupní průměr lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]
D_5	střední průměr na výstupu z odstředivého kompresoru [m]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

D_{5i}	vnitřní průměr výstupní soustavy [m]
D_{5e}	vnější průměr výstupní soustavy [m]
H	výška letu [m]
M_0	Machovo číslo letu [1]
M_{c2}	Machovo číslo absolutní rychlosti na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [1]
M_{c3}	Machovo číslo na výstupu z bezlopatkového difuzoru [1]
M_{w1i}	Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vnitřním vstupním průměru oběžného kola [1]
M_{w1s}	Machovo číslo relativního proudu vzduchu na středním vstupním průměru oběžného kola [1]
M_{w1e}	Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vnějším vstupním průměru oběžného kola [1]
n	otáčky odstředivého kompresoru [min^{-1}]
n_1	polytropický exponent v oběžném kole odstředivého kompresoru [1]
n_2	polytropický exponent stlačení v bezlopatkovém difuzoru [1]
p_0	statický tlak na vstupu do kompresoru [Pa]
p_{0c}	celkový tlak na vstupu do kompresoru [Pa]
p_1	statický tlak vzduchu na vstupu do oběžného kola kompresoru [Pa]
p_{1c}	celkový tlak na vstupu do oběžného kola kompresoru [Pa]
p_2	statický tlak vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [Pa]
p_4	statický tlak vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [Pa]
p_5	statický tlak vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [Pa]
p_{5c}	celkový tlak vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [Pa]
$Q_{v n}$	hmotnostní průtokové množství vzduchu [$\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$]
R	plynová konstanta [$\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$]
r_A	poloměr kolena
r_2	poloměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
r_3	výstupní poloměr bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]
t	koncová šířka lopatky na průměru D_2 oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
T_{0c}	celková teplota na vstupu do kompresoru [K]
T_1	statická teplota vzduchu na vstupu do oběžného kola kompresoru [K]
T_{1c}	celková teplota na vstupu do oběžného kola kompresoru [K]
T_{1i}	statická teplota na vnitřním průměru oběžného kola kompresoru [K]
T_{1s}	statická teplota na středním průměru oběžného kola kompresoru [K]
T_{1e}	statická teplota na vnějším průměru oběžného kola kompresoru [K]
T_2	statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]
T_{2c}	celková teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]
T_3	statická teplota na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]
T_{3c}	celková teplota vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru [K]
T_{4c}	celková teplota vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]
T_5	statická teplota vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [K]
T_{5c}	celková teplota vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [K]
u_1	obvodová rychlost na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
u_{1s}	obvodová rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

u_{1e}	obvodová rychlost na vstupním vnějším průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
u_{1i}	obvodová rychlost na vstupním vnitřním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
u_2	obvodová rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
$W_{ad,c}$	celková adiabatická práce kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
w_{1i}	vstupní relativní rychlost na vstupním vnitřním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
w_{1s}	vstupní relativní rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
w_{1e}	vstupní relativní rychlost na vstupním vnějším průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
W_r	celková ztrátová práce při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
W_{r1}	ztrátová práce při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
z_k	počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru [1]
W_{r2}	ztrátová práce při průtoku vzduchu oběžným kolem v důsledku tření a víření utrženého proudu vzduchu [$J \cdot kg^{-1}$]
W_{r3}	ztrátová práce v důsledku ztrát v koncové části oběžného kola [$J \cdot kg^{-1}$]
α	součinitele třecí práce disku [1]
α_{1i}	úhel náběhu na lopatku na vnitřním průměru záběrníku oběžného kola kompresoru [$^\circ$]
α_{1s}	úhel náběhu na lopatku na středním průměru záběrníku oběžného kola kompresoru [$^\circ$]
α_{1e}	úhel náběhu na lopatku na vnějším průměru záběrníku oběžného kola kompresoru [$^\circ$]
α_2	úhel na vstupu do bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [$^\circ$]
α_3	střední úhel na výstupu z bezlopatkového difuzoru [$^\circ$]
α_4	výstupní úhel proudu vzduchu z lopatkového difuzoru [$^\circ$]
η_{Kc}	celková účinnost kompresoru [1]
κ	adiabatický exponent [1]
κ_1	adiabatický exponent v oběžném kole odstředivého kompresoru [1]
v	poměr vnitřního a vnějšího vstupního průměru oběžného kola odstředivého kompresoru
ξ_{tr}	součinitel tření
ξ_1	součinitel ztrát při průtoku vzduchu záběrníkem
ξ_2	součinitel ztrát při průtoku vzduchu oběžným kolem v důsledku tření a víření utrženého proudu vzduchu
μ	součinitel skluzu [1]
π_{Kc}	celkový stupeň stlačení kompresoru [1]
ρ_1	specifická hmotnost vzduchu na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
ρ_2	specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]
ρ_3	specifická hmotnost vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]
ρ_4	specifická hmotnost vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]
ρ_5	specifická hmotnost vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]
σ_v	součinitel zachování celkového tlaku na vstupu do oběžného kola kompresoru [1]
τ_1	součinitel plochy lopatek oběžného kola [1]

SEZNAM TABULEK

- Tabulka č. 1 Závislost součinitele ztrát ξ_{LD} od Machového čísla M_{c3}
Tabulka č. 2 Závislost součinitele ztrát ξ_{LD} od Machového čísla M_{c3}
Tabulka č. 3 Vypočtené parametry odstředivého kompresoru
Tabulka č. 4 Závislost součinitele ztrát ξ_{LD} od Machového čísla M_{c3}
Tabulka č. 5 Vypočítané parametry odstředivého kompresoru VK-1

SEZNAM OBRÁZKŮ

- Obr. 1 Principiální schéma odstředivého (radiálního) kompresoru LTKM
- Obr. 2 Detail oběžného kola odstředivého kompresoru
- Obr. 3 Rozložení rychlostí na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru
- Obr. 4 Rychlostní poměry na vstupu do oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru LTKM
- Obr. 5 Principiální schéma bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru
- Obr. 6 Principiální schéma lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru
- Obr. 7 Principiální schéma odstředivého kompresoru LTKM
- Obr. 8 Průběh změny parametrů vzduchu při průtoku odstředivým kompresorem LTKM
- Obr. 9 Rozložení osové složky vstupní absolutní rychlosti c_1 na vstupu do oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru
- Obr. 10 Rychlostní poměry na vstupu do oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru LTKM s rozvířením a bez rozvíření
- Obr. 11 Závislost součinitele skluzu na poměru poloměrů pro zadaný počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru
- Obr. 12 Průběh změny parametrů vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru
- Obr. 13 Plocha výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru LTKM zastavěná lopatkami
- Obr. 15 Principiální schéma lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru
- Obr. 16 Rozložení tlakových polí na vstupu do lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru LTKM.
- Obr. 17 Prstencová výstupní soustava odstředivého kompresoru LTKM
- Obr. 18 Řez jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru s odstředivým kompresorem s oboustranným oběžným kolem VK-1
- Obr. 19 Jednoproudový letecký turbokompresorový motor s odstředivým kompresorem s oboustranným oběžným kolem VK-1
- Obr. 20 Schematický řez odstředivého kompresoru s oboustranným oběžným kolem jednoproudového motoru VK-1
- Obr. 21 Detailní pohled na řez odstředivého kompresoru s oboustranným oběžným kolem
- Obr. 22 Průběh změny parametrů vzduchu při průtoku odstředivým kompresorem LTKM
- Obr. 23 Usměrnovací prstence na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1
- Obr. 24 Rychlostní poměry na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru LTKM s rozvířením a bez rozvíření
- Obr. 25 Záběrník oběžného kola odstředivého kompresoru leteckého turbokompresorového motoru VK-1
- Obr. 26 Oboustranné oběžné kolo odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1
- Obr. 27 Závislost součinitele skluzu na poměru poloměrů pro zadaný počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru
- Obr. 28 Průběh změny parametrů vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru
- Obr. 29 Plocha výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru LTKM zastavěná lopatkami a pohled na plochu výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1
- Obr. 30 Principiální schéma bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru
- Obr. 31 Principiální schéma lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET ODSŤŘEDIVÉHO KOMPRESORU

- Obr. 32 Rozložení tlakových polí na vstupu do lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru LTKM
- Obr. 33 Pohled na lopatkový difuzor odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1
- Obr. 34 Pohled na kolenovou výstupní soustavu odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1

VÝPOČTOVÉ CVIČENÍ č. 2 PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

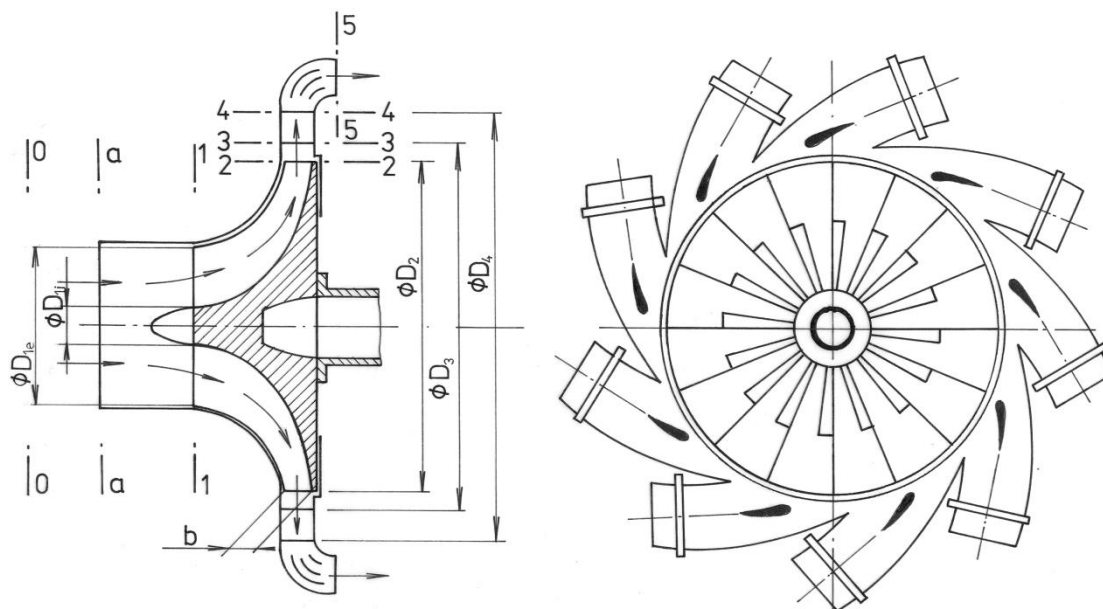
Zadání

Pro níže uvedené hodnoty navrhnete jednostranný odstředivý (radiální) kompresor s bezlopatkovým a lopatkovým difuzorem a kolenním výstupem vzduchu do spalovací komory LTKM.

Zadané parametry výpočtu

- výška letu H [m]
- rychlost letu c_0 [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
- hmotnostní průtokové množství vzduchu Q_v [$\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$]
- celkový stupeň stlačení kompresoru π_{Kc} [1]
- celková účinnost kompresoru η_{Kc} [1]

Principiální schéma odstředivého (radiálního) kompresoru



Obr. 1 Principiální schéma odstředivého (radiálního) kompresoru LTKM



Obr. 2 Detail oběžného kola odstředivého kompresoru

Postup výpočtu

I. VÝPOČET OBĚŽNÉHO KOLA Odstředivého kompresoru

1. Z tabulek standardní atmosféry je možné odečíst pro zadané hodnoty:

Pro základní fyzikální podmínky:

$$p_0 = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

2. Celkový tlak a celková teplota na vstupu do kompresoru

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [\text{Pa}]$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) [\text{K}]$$

Kde:

$$\kappa = 1,4$$

$$M_0 = \frac{c_0}{20,05 \cdot \sqrt{T_0}} [1]$$

3. Celkový tlak a celková teplota na vstupu do oběžného kola

Předpoklad:

Na vstup do oběžného kola nepřivádíme ani neodvádíme teplo.

$$p_{1c} = \sigma_v \cdot p_{0c} [\text{Pa}]$$

Hodnota součinitele zachování celkového tlaku na vstupu do oběžného kola kompresoru σ_v se volí v rozsahu $\sigma_v = 0,97$ až $0,99$ pro případ nulové rychlosti $M_0 = 0$.

$$T_{1c} = T_{0c} [\text{K}]$$

Kde:

p_{1c} – celkový tlak na vstupu do oběžného kola kompresoru [Pa]

p_{0c} – celkový tlak na vstupu do kompresoru [Pa]

σ_v – součinitel zachování celkového tlaku na vstupu do oběžného kola kompresoru [1]

T_{1c} – celková teplota na vstupu do oběžného kola kompresoru [K]

T_{0c} – celková teplota na vstupu do kompresoru [K]

4. Výpočet adiabatické práce kompresoru

$$W_{ad,c} = c_p \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi_{\kappa c}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right) [\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}]$$

Kde:

$W_{ad,c}$ – celková adiabatická práce kompresoru [$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$]

$\pi_{\kappa c}$ – celkový stupeň stlačení kompresoru [1]

κ – adiabatický exponent (pro vzduch $\kappa = 1,4$)

c_p – specifické teplo při stálém tlaku (pro vzduch $c_p = 1\,005 [\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}]$)

5. Výpočet obvodové rychlosti na výstupu z oběžného kola u_2

Předpoklady:

1. Vzduch vstupuje do kompresoru bez rozvíření $c_{1u} = 0$, tedy platí: $c_{1a} = c_1$.
2. Volba součinitele skluzu μ^1 , který má hodnotu $\mu = 0,86$ až $0,92$.
3. Volba součinitele třecí práce disku α^2 , který má u odstředivých (radiálních) kompresorů LTKM hodnotu $\alpha = 0,03$ až $0,05$.
4. Přibližné stanovení obvodové rychlosti na vnějším průměru oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru.

$$u_2 = \sqrt{\frac{W_{ad,c}}{\eta_{Kc}(\mu + \alpha)}} \quad [m.s^{-1}]$$

5. Zhodnocení velikosti obvodové rychlosti u_2 .

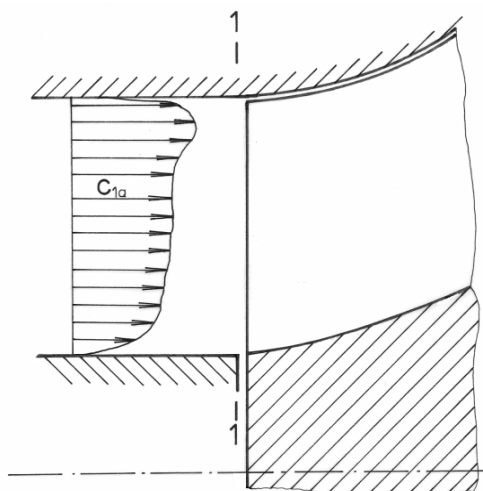
Poznámka:

V případě $c_{1u} \neq 0$ musí být odhadnuta hodnota $u_1 \cdot c_{1u}$ a vypočítána hodnota výstupní obvodové rychlosti:

$$u_2 = \sqrt{\frac{W_{ad,c}}{\eta_{Kc} \cdot (\mu + \alpha) + u_1 \cdot c_{1u}}} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

- u_2 – obvodová rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
- $W_{ad,c}$ – celková adiabatická práce kompresoru [$J.kg^{-1}$]
- η_{Kc} – celková kompresní účinnost odstředivého kompresoru [1]
- μ – součinitel skluzu [1]
- α – součinitele třecí práce disku [1]
- u_1 – obvodová rychlost na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
- c_{1u} – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti [$m.s^{-1}$]



Obr. 3 Rozložení rychlostí na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru

¹ Součinitel skluzu $\mu = \frac{c_{2u}}{u_{2\infty}}$ [1] je poměr obvodových složek absolutní rychlosti proudu vzduchu pro skutečné

oběžné kolo a oběžné kolo s nekonečným počtem lopatek. Pro oběžné kolo s radiálními lopatkami platí: $c_{2u,\infty} = u_2$.

² Součinitel α definuje ztráty v koncové části oběžného kola $\alpha = \alpha_0 \cdot (1)$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého KOMPRESORU

6. Stanovení absolutní rychlosti na vstupu do oběžného kola c_1

Volba poměru $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,25 \approx 0,35$ [1]. Za předpokladu, že $c_{2r} = c_{1a}$, bude určena rychlost c_1 .

Kde:

c_{2r} – radiální složka absolutní rychlosti na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

u_2 – obvodová rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

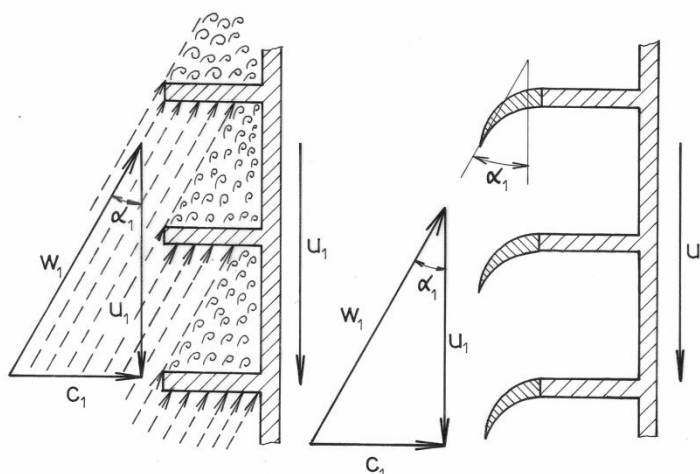
c_1 – absolutní rychlost na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

c_{1a} – osová složka absolutní rychlosti na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

7. Parametry na vstupu do oběžného kola na středním průměru

Předpoklad:

$$c_1 = c_{1s} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$



Obr. 4 Rychlostní poměry na vstupu do oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru LTKM

$$T_1 = T_{1c} - \frac{c_{1s}^2}{2 \cdot c_p} \text{ [K]}$$

$$p_1 = p_{1c} \cdot \left(\frac{T_1}{T_{1c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \text{ [Pa]}$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R \cdot T_1} \text{ [kg.m}^{-3}\text{]}$$

Kde:

T_1 – statická teplota vzduchu na vstupu do oběžného kola kompresoru [K]

T_{1c} – celková teplota vzduchu na vstupu do oběžného kola kompresoru [K]

c_{1s} – vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku [J.kg⁻¹.K⁻¹]

p_1 – statický tlak vzduchu na vstupu do oběžného kola kompresoru [Pa]

p_{1c} – celkový tlak vzduchu na vstupu do oběžného kola kompresoru [Pa]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

ρ_1 – specifická hmotnost vzduchu na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s^{-1}]

R – plynová konstanta vzduchu ($R = 287,1 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$)

8. Výpočet vnějšího průměru na vstupu do oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot Q_v}{\pi \cdot c_{1as} \cdot \rho_1 \cdot (1 - v^2)}} \text{ [m]}$$

Kde:

D_{1e} – vnější průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

Q_v – průtokové množství vzduchu [kg.s^{-1}]

c_{1as} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s^{-1}]

ρ_1 – specifická hmotnost vzduchu na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s^{-1}]

v – poměr vnitřního a vnějšího vstupního průměru oběžného kola odstředivého kompresoru

$$v = \frac{D_{1i}}{D_{1e}} = 0,3 \approx 0,6 \text{ [1]}$$

9. Stanovení středního průměru na vstupu do oběžného kola

$$D_{1s} = \frac{D_{1e} + D_{1i}}{2} \text{ [m]}$$

Kde:

D_{1s} – střední průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_{1e} – vnější průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_{1i} – vnitřní průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

10. Stanovení vnějšího průměru oběžného kola odstředivého kompresoru

Poměr $\frac{D_{1e}}{D_2} \approx 0,45 \div 0,65$. V uvedeném rozsahu se volí poměr průměrů.

Kde:

D_{1e} – vnější průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_2 – vnější průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

11. Výpočet otáček odstředivého kompresoru

$$n = \frac{60 \cdot u_2}{\pi \cdot D_2} \text{ [min}^{-1}\text{]}$$

Kde:

n – otáčky odstředivého kompresoru [min^{-1}]

u_2 – obvodová rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_2 – vnější průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

12. Výpočet vstupní obvodové rychlosti oběžného kola odstředivého kompresoru

$$u_{1i} = \frac{\pi \cdot D_{1i} \cdot n}{60} \text{ [min}^{-1}\text{]}$$

$$u_{1s} = \frac{\pi \cdot D_{1s} \cdot n}{60} \text{ [min}^{-1}\text{]}$$

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot D_{1e} \cdot n}{60} \text{ [min}^{-1}\text{]}$$

Kde:

D_{1s} – střední průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_{1e} – vnější průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_{1i} – vnitřní průměr na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

n – otáčky odstředivého kompresoru [min.⁻¹]

u_{1s} – obvodová rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1e} – obvodová rychlost na vstupním vnějším průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1i} – obvodová rychlost na vstupním vnitřním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

13. Výpočet vstupní relativní rychlosti oběžného kola odstředivého kompresoru

$$w_{1i} = \sqrt{u_{1i}^2 + c_{1ai}^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$w_{1s} = \sqrt{u_{1s}^2 + c_{1as}^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$w_{1e} = \sqrt{u_{1e}^2 + c_{1ae}^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

Předpoklad:

$$c_{1ai} = c_{1as} = c_{1ae} = c_{1a} = c_1 \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{1r,r} = \text{konst.}$$

Kde:

w_{1i} – vstupní relativní rychlost na vstupním vnitřním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

w_{1s} – vstupní relativní rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

w_{1e} – vstupní relativní rychlost na vstupním vnějším průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1s} – obvodová rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1e} – obvodová rychlost na vstupním vnějším průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1i} – obvodová rychlost na vstupním vnitřním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{1ai} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{1as} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

c_{1ae} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na vnějším vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

14. Statická teplota na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru

$$T_{li} = T_{0c} - \frac{c_{li}^2}{2 \cdot c_p} \quad [\text{K}]$$

$$T_{ls} = T_{0c} - \frac{c_{ls}^2}{2 \cdot c_p} \quad [\text{K}]$$

$$T_{le} = T_{0c} - \frac{c_{le}^2}{2 \cdot c_p} \quad [\text{K}]$$

Kde:

T_{0c} – celková teplota na vstupu do kompresoru [K]

T_{li} – statická teplota na vnitřním průměru oběžného kola kompresoru [K]

T_{ls} – statická teplota na středním průměru oběžného kola kompresoru [K]

T_{le} – statická teplota na vnějším průměru oběžného kola kompresoru [K]

c_{li} – vstupní absolutní rychlosti na vnitřním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

c_{ls} – vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

c_{le} – vstupní absolutní rychlosti na vnějším vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku (pro vzduch $c_p = 1\,005 \text{ [J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}]$)

15. Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vstupu do oběžného kola

$$M_{wli} = \frac{w_{li}}{20,05 \sqrt{T_{li}}} \quad [1]$$

$$M_{wls} = \frac{w_{ls}}{20,05 \cdot \sqrt{T_{ls}}} \quad [1]$$

$$M_{wle} = \frac{w_{le}}{20,05 \cdot \sqrt{T_{le}}} \quad [1]$$

Kde:

M_{wli} – Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vnitřním vstupním průměru oběžného kola [1]

M_{wls} – Machovo číslo relativního proudu vzduchu na středním vstupním průměru oběžného kola [1]

M_{wle} – Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vnějším vstupním průměru oběžného kola [1]

w_{li} – vstupní relativní rychlost na vstupním vnitřním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

w_{ls} – vstupní relativní rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

w_{le} – vstupní relativní rychlost na vstupním vnějším průměru oběžného kola odstředivého

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

kompresoru [m.s⁻¹]

T_{li} – statická teplota na vnitřním průměru oběžného kola kompresoru [K]

T_{ls} – statická teplota na středním průměru oběžného kola kompresoru [K]

T_{le} – statická teplota na vnějším průměru oběžného kola kompresoru [K]

16. Určení úhlu α₁

$$\operatorname{tg} \alpha_{1i} = \frac{c_{1ai}}{u_{1i} - c_{1ui}} \Rightarrow \alpha_{1i} [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_{1s} = \frac{c_{1as}}{u_{1s} - c_{1us}} \Rightarrow \alpha_{1s} [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_{1e} = \frac{c_{1ae}}{u_{1e} - c_{1ue}} \Rightarrow \alpha_{1e} [^\circ]$$

Kde:

α_{1i} – úhel náběhu na lopatku na vnitřním průměru záběrníku oběžného kola kompresoru [°]

α_{1s} – úhel náběhu na lopatku na středním průměru záběrníku oběžného kola kompresoru [°]

α_{1e} – úhel náběhu na lopatku na vnějším průměru záběrníku oběžného kola kompresoru [°]

c_{1ai} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{1as} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{1ae} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na vnějším vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1s} – obvodová rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1e} – obvodová rychlost na vstupním vnějším průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

u_{1i} – obvodová rychlost na vstupním vnitřním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{1ui} – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{1us} – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{1ue} – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnějším vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

17. Volba počtu lopatek z_k oběžného kola radiálního kompresoru

Doporučuje se:

pro D₂ < 300 mm volit z_k = 10 + 0,03.D₂

pro D₂ > 300 mm volit z_k = 10 + 0,025.D₂

Poznámka:

Rozměr průměru D₂ sa dosazuje v milimetrech.

Kde:

D₂ – vnější průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

18. Kontrola voleného součinitele skluzu μ

$$\mu = \frac{1}{1 + \frac{2 \cdot \pi}{3 \cdot z_k} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{D_{1s}}{D_2}\right)^2}} \quad [1]$$

Kde:

D_{1s} – střední průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_2 – vnější průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

z_k – počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru [1]

Jestliže volená a vypočítaná hodnota součinitele skluzu μ souhlasí s přesností 2 %, je možné pokračovat ve výpočtu.

19. Celková teplota vzduchu za oběžným kolem T_{2c}

$$T_{2c} = T_{1c} + \frac{1}{c_p} \cdot [u_2^2 \cdot (\mu + \alpha) - u_{1s} \cdot c_{1us}] \quad [K]$$

Kde:

T_{2c} – celková teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

T_{1c} – celková teplota vzduchu na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku (pro vzduch $c_p = 1\,005 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)

u_2 – obvodová rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

μ – součinitel skluzu [1]

α – součinitele třecí práce disku [1]

u_{1s} – obvodová rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

c_{1us} – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na středním vstupním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

20. Absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola radiálního kompresoru

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2r}^2} \quad [\text{m} \cdot \text{s}^{-1}]$$

Kde:

c_2 – absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola radiálního kompresoru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

c_{2u} – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti $c_{2u} = \mu \cdot u_2$ [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

c_{2r} – radiální složka absolutní rychlosti na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru
 $c_{2r} = c_{1a}$ [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

21. Statická teplota na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

Kde:

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého KOMPRESORU

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

T_{2c} – celková teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

c_2 – absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola radiálního kompresoru [m.s⁻¹]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku (pro vzduch $c_p = 1\,005\text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$)

22. Machovo číslo na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$M_{c_2} = \frac{c_2}{20,05 \cdot \sqrt{T_2}} \quad [1]$$

Kde:

M_{c_2} – Machovo číslo absolutní rychlosti na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [1]

c_2 – absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola radiálního kompresoru [m.s⁻¹]

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

23. Určení celkových ztrát při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru

23.1 Ztráty při průtoku vzduchu záběrníkem

$$W_{r1} = \xi_1 \cdot \frac{w_{1s}^2}{2} \quad [J.kg^{-1}]$$

Kde:

W_{r1} – ztrátová práce při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru [J.kg⁻¹]

ξ_1 – součinitel ztrát při průtoku vzduchu záběrníkem $\xi_1 = 0,1 \div 0,2$

w_{1s} – vstupní relativní rychlost na vstupním středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

23.2 Ztráty třením a vířením utrženého proudu při průtoku vzduchu oběžným kolem

$$W_{r2} = \xi_2 \cdot \frac{c_{1a}^2}{2} \quad [J.kg^{-1}]$$

Kde:

W_{r2} – ztrátová práce při průtoku vzduchu oběžným kolem v důsledku tření a víření utrženého proudu vzduchu [J.kg⁻¹]

ξ_2 – součinitel ztrát při průtoku vzduchu oběžným kolem v důsledku tření a víření utrženého proudu vzduchu $\xi_2 = 0,1 \div 0,2$

c_{1a} – osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

23.3 Ztráty v koncové části oběžného kola

$$W_{r3} = \alpha \cdot u_2^2 \quad [J.kg^{-1}]$$

Kde:

W_{r3} – ztrátová práce v důsledku ztrát v koncové části oběžného kola [J.kg⁻¹]

α – součinitel třecí práce disku [1]

$\alpha = 0,03 \div 0,05$ – pro kompresory leteckých lopatkových motorů

$\alpha = 0,05 \div 0,08$ – pro dmychadla pístových motorů

u_2 – obvodová rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\Sigma W_r = W_{r1} + W_{r2} + W_{r3} \quad [J.kg^{-1}]$$

Kde:

W_r – celková ztrátová práce při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru [J.kg⁻¹]

W_{r1} – ztrátová práce při průtoku vzduchu záběrníkem odstředivého kompresoru [J.kg⁻¹]

W_{r2} – ztrátová práce při průtoku vzduchu v důsledku tření a víření utrženého proudu vzduchu [J.kg⁻¹]

W_{r3} – ztrátová práce v důsledku ztrát v koncové části oběžného kola [J.kg⁻¹]

24. Stanovení polytropického exponentu stlačení v oběžném kole

Předpoklad:

Není odváděno žádné teplo z oběžného kola odstředivého kompresoru.

$$\frac{n_1}{n_1 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{\Sigma W_r}{R.(T_2 - T_1)}$$

Kde:

n_1 – polytropický exponent v oběžném kole odstředivého kompresoru [1]

κ_1 – adiabatický exponent v oběžném kole odstředivého kompresoru [1]

ΣW_r – součet ztrát při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru [J.kg⁻¹]

R – plynová konstanta [J.kg⁻¹.K⁻¹]

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

T_1 – statická teplota vzduchu na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

25. Statický tlak na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$p_2 = p_1 \cdot \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{n_1}{n_1 - 1}} \quad [Pa]$$

Kde:

p_1 – statický tlak vzduchu na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [Pa]

p_2 – statický tlak vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [Pa]

T_1 – statická teplota vzduchu na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

n_1 – polytropický exponent v oběžném kole odstředivého kompresoru [1]

26. Specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$\rho_2 = \frac{p_2}{R.T_2} \quad [kg.m^{-3}]$$

Kde:

ρ_2 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [kg.m⁻³]

p_2 – statický tlak vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [Pa]

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

R – plynová konstanta [J.kg⁻¹.K⁻¹]

27. Stanovení šířky oběžného kola na výstupu

$$b_2 = \frac{Q_v}{c_{2r} \cdot \rho_2 \cdot \pi \cdot D_2 \cdot \tau_l} [m]$$

$$\tau_l = 1 - \frac{z_k \cdot t}{\pi \cdot D_2} [1]$$

Kde:

b_2 – výstupní šířka oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

Q_v – průtokové množství vzduchu [kg.s⁻¹]

c_{2r} – radiální složka výstupní absolutní rychlosti z oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

ρ_2 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [kg.m⁻³]

z_k – počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru [1]

t – koncová šířka lopatky na průměru D_2 oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

D_2 – vnější průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

Doporučení:

Volit pro $D_2 < 200$ mm: $t = 1,2$ až $1,5$ mm.

Volit pro $D_2 < 250$ mm: $t = 1,8$ až $2,0$ mm.

Volit pro $D_2 > 250$ mm: $t = 2$ mm.

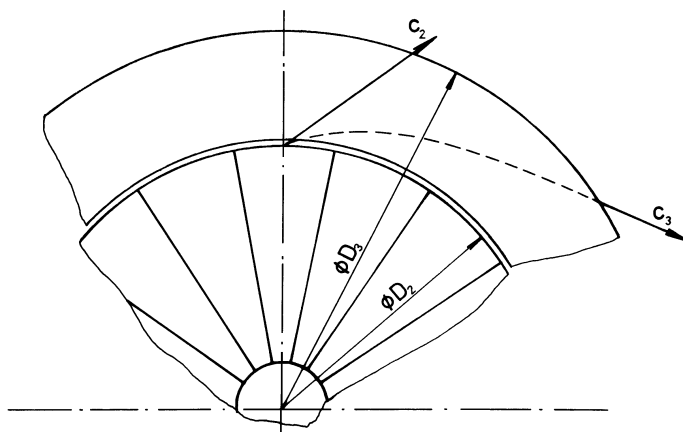
Závěrečné zhodnocení šířky b_2 .

Závěr k výpočtu oběžného kola

Uvedený výpočet oběžného kola je přibližný. Uvažují se jen střední hodnoty rychlostí a jednotlivých stavových veličin v jednotlivých řezech, i když jsou ve skutečnosti značně proměnlivé. Není kontrolována volba součinitele α při ztrátách W_3 .

Po návrhu hlavních rozměrů oběžného kola by následovalo profilování lopatek, určení změny ploch v mezilopátkovém kanálu, případně detailní výpočet změny parametrů a rychlostí v oběžném kole. Tyto výpočty jsou značně náročné a nejsou předmětem tohoto výpočtového cvičení.

II. VÝPOČET BEZLOPATKOVÉHO DIFUZORU Odstředivého kompresoru



Obr. 5 Principiální schéma bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Předpoklad:

- nedochází k odvodu tepla do atmosféry
- celkové teploty $T_{2c} = T_{3c} = T_{4c} = \text{konst.}$

Kde:

T_{2c} – celková teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

T_{3c} – celková teplota vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]

T_{4c} – celková teplota vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]

28. Určení vstupní rychlosti vzduchu do bezlopatkového difuzoru

Doporučení:

Je vhodné zvětšit šířku bezlopatkového difuzoru (BLD) vzhledem ke koncové šířce oběžného kola o 0,6 až 0,8 mm.

$$b_2' = b_2 + (0,6 \text{ až } 0,8) \text{ [mm]}$$

Kde:

b_2' – šířka bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [mm]

b_2 – šířka oběžného kola odstředivého kompresoru [mm]

Předpoklad:

$$c_{2u}' = c_{2u} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{2r}' = c_{2r} \cdot \tau_1 \cdot \frac{b_2}{b_2'} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

Kde:

c_{2u}' – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti v bezlopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{2u} – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti z oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{2r}' – radiální složka vstupní absolutní rychlosti v bezlopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

- c_{2r} – radiální složka výstupní absolutní rychlosti z oběžného kola odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]
 τ_1 – součinitel plochy lopatek oběžného kola [1]

29. Stanovení středního úhlu na vstupu do bezlopatkového difuzoru

$$\operatorname{tg} \alpha_2' = \frac{c_{2r}'}{c_{2u}'} \Rightarrow \alpha_2' [^\circ]$$

Kde:

- α_2' – úhel na vstupu do bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [°]
 c_{2u}' – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti v bezlopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]
 c_{2r}' – radiální složka vstupní absolutní rychlosti v bezlopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

30. Volba délky bezlopatkového difuzoru

$$\frac{D_3}{D_2} = 1,05 \div 1,15$$

Kde:

- D_3 – výstupní průměr bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]
 D_2 – výstupní průměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]

31. Výpočet středního úhlu na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$\operatorname{tg} \alpha_3 = \operatorname{tg} \alpha_2' + \frac{\xi_{tr}}{b_3} \cdot (r_3 - r_2) \Rightarrow \alpha_3$$

Předpoklad:

Šířka bezlopatkového difuzoru je konstantní $b_2' = b_3$.

Kde:

- α_3 – střední úhel na výstupu z bezlopatkového difuzoru [°]
 α_2' – střední úhel na vstupu do bezlopatkového difuzoru [°]
 ξ_{tr} – součinitel tření, $\xi_{tr} = (0,75 - 1,0) \cdot 10^{-2}$
 b_3 – výstupní šířka bezlopatkového difuzoru [m]
 r_2 – poloměr oběžného kola odstředivého kompresoru [m]
 r_3 – výstupní poloměr bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]

32. Absolutní rychlost na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$c_{3r} = c_{2r}' \cdot \frac{D_2}{D_3} \cdot \frac{\rho_2}{\rho_3} [m.s^{-1}]$$

Kde:

- c_{3r} – radiální složka výstupní absolutní rychlosti z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]
 c_{2r}' – radiální složka vstupní absolutní rychlosti z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

D_3 – výstupní průměr bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]

D_2' – vstupní průměr bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]

ρ_2 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [kg.m⁻³]

ρ_3 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [kg.m⁻³]

Doporučení:

Pro první odhad se doporučuje volit:

$$\frac{\rho_3}{\rho_2} = 1,07 \div 1,09$$

Po dosažení:

$$c_3 = \frac{c_{3r}}{\sin \alpha_3} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

c_3 – výstupní absolutní rychlost z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{3r} – radiální složka výstupní absolutní rychlosti z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

α_3 – střední úhel na výstupu z bezlopatkového difuzoru [°]

33. Statická teplota vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$T_3 = T_{2c} - \frac{c_3^2}{2.c_p} \quad [K]$$

Kde:

T_3 – statická teplota na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]

T_{2c} – celková teplota na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

c_3 – výstupní absolutní rychlost z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku [J.kg⁻¹.K⁻¹]

34. Třecí práce v bezlopatkovém difuzoru

$$W_r = \frac{\xi_{tr}}{4.b_3} \cdot \frac{(c_2' + c_3)^2}{\sin \alpha_{stř.}} \cdot (r_3 - r_2) \quad [J.kg^{-1}]$$

$$\alpha_{stř.} = \frac{\alpha_3 + \alpha_2'}{2} \quad [°]$$

Kde:

W_r – třecí práce v bezlopatkovém difuzoru [J.kg⁻¹]

ξ_{tr} – součinitel tření

b_3 – výstupní šířka bezlopatkového difuzoru [m]

c_2' – absolutní rychlost na vstupu do bezlopatkového difuzoru [m.s⁻¹]

c_3 – výstupní absolutní rychlost z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

α_3 – střední úhel na výstupu z bezlopatkového difuzoru [°]

α_2' – střední úhel na vstupu do bezlopatkového difuzoru [°]

35. Polytropický exponent stlačení v bezlopatkovém difuzoru

Předpoklad:

- stavové veličiny na vstupu do bezlopatkového difuzoru se nemění
- $p_2 = p_2'$
- $\rho_2 = \rho_2'$
- $T_2 = T_2'$

$$\frac{n_2}{n_2 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{W_r}{R \cdot (T_3 - T_2)}$$

Kde:

n_2 – polytropický exponent stlačení v bezlopatkovém difuzoru [1]

κ – exponent adiabaty [1]

W_r – třecí práce při průtoku v bezlopatkovém difuzoru [$J \cdot kg^{-1}$]

R – plynová konstanta [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$]

T_3 – statická teplota na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

36. Specifická hmotnost na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$\rho_3 = \rho_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{1}{n_2 - 1}} [kg \cdot m^{-3}]$$

Kde:

ρ_3 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]

ρ_2 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]

T_3 – statická teplota na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

n_2 – polytropický exponent stlačení v bezlopatkovém difuzoru [1]

Po dosazení specifické hmotnosti ρ_3 do vzorce pro výpočet radiální složky výstupní rychlosti z bezlopatkového difuzoru c_{3r} se vykoná jejich porovnání. Jestliže porovnání rychlostí souhlasí s přesností 1 %, je možné pokračovat dále ve výpočtu. V případě opakování výpočtu se už nemění polytropický exponent n_2 , jestliže byl v doporučených hranicích.

37. Statický tlak na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$p_3 = p_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{n_2}{n_2 - 1}} [Pa]$$

Kde:

p_3 – statický tlak vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru [Pa]

p_2 – statický tlak vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [Pa]

T_3 – statická teplota na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

n_2 – polytropický exponent stlačení v bezlopatkovém difuzoru [1]

38. Kontrola velikosti Machova čísla na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$M_{c3} = \frac{c_3}{20,05 \cdot \sqrt{T_3}} [1]$$

Kde:

M_{c3} – Machovo číslo na výstupu z bezlopatkového difuzoru [1]

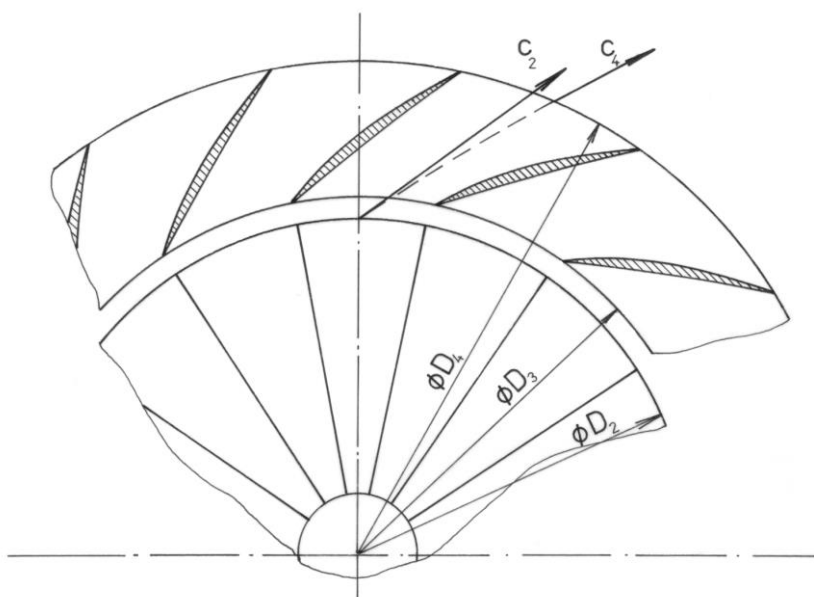
c_3 – výstupní absolutní rychlost z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

T_3 – statická teplota na výstupu z bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [K]

Závěr k výpočtu bezlopatkového difuzoru

Uvedený výpočet bezlopatkového difuzoru je přibližný. Uvažují se jen střední hodnoty rychlostí a jednotlivých stavových veličin v jednotlivých řezech, i když jsou ve skutečnosti značně proměnlivé.

III. VÝPOČET Lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru



Obr. 6 Principiální schéma lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Předpoklad:

- Střední výstupní absolutní rychlost na výstupu z bezlopatkového difuzoru c_3 vstupuje do lopatkového difuzoru pod úhlem α_3 ,
- úhel střední křivky lopatky od obvodového směru na průměru D_3 je $\alpha_{3K} = \alpha_3 + i$, úhel náběhu i bývá v rozsahu $\pm 1^\circ$,
- je uvažována konstantní šířka lopatkového difuzoru $b_3 = b_4$.

39. Volba výstupního úhlu proudu vzduchu z lopatkového difuzoru

$$\alpha_4 = \alpha_3 + (12 \text{ až } 20^\circ) [^\circ]$$

Kde:

α_4 – výstupní úhel proudu vzduchu z lopatkového difuzoru $[^\circ]$

α_3 – vstupní úhel proudu vzduchu do lopatkového difuzoru $[^\circ]$

40. Stanovení úhlu lopatky na výstupu z lopatkového difuzoru

$$\alpha_{4K} = \alpha_4 + (2^\circ \text{ až } 4^\circ) [^\circ]$$

41. Volba poměru průměrů D_4/D_3

Poměr průměrů D_4/D_3 se volí v rozsahu $D_4/D_3 = 1,25$ až $1,35$. Vykonává se kontrola poměru ploch A_4/A_3 , který má být přibližně $A_4/A_3 = 2,5$.

$$\frac{A_4}{A_3} \cong \frac{D_4}{D_3} \cdot \frac{\sin \alpha_{4K}}{\sin \alpha_{3K}} [1]$$

42. Určení délky střední křivky lopatky

$$l = \frac{r_4^2 - r_3^2}{\sqrt{r_4^2 + r_3^2 - 2 \cdot r_3 \cdot r_4 \cdot \cos(\alpha_{3K} + \alpha_{4K})}} [m]$$

II PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

43. Určení úhlu rozevření kanálu lopatkového difuzoru

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{d_4 - d_3}{2.l} \Rightarrow \theta [^\circ]$$

Pro stanovený úhel θ a Machovo číslo M_{c3} se z tabulky č.1 určí součinitel ztrát ξ_{LD} .

Tabulka č. 1 Závislost součinitele ztrát ξ_{LD} od Machového čísla M_{c3}

θ M_{c3}	4°	6°	8°	10°
0,3	0,145	0,155	0,170	0,200
0,5	0,140	0,145	0,159	0,180
0,7	0,135	0,140	0,160	0,19
0,9	0,141	0,200	0,220	0,230
0,95		0,240		

44. Volba výstupní rychlosti z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Doporučení:

Doporučuje se volit výstupní absolutní rychlost vzduchu z empirického vztahu:

$$\frac{c_4}{c_3} = 0,24 \div 0,35 [1]$$

$$c_4 = (0,24 \div 0,35).c_3 [m.s^{-1}]$$

45. Výpočet statické teploty vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$T_4 = T_{2c} - \frac{c_4^2}{2.c_p} [K]$$

46. Stanovení třecí práce v lopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru

$$W_{r,LD} = \xi_{LD} \cdot \frac{c_3^2 + c_4^2}{2} [J.kg^{-1}]$$

47. Určení polytropického exponentu stlačení v lopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru

$$\frac{n_3}{n_3 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{W_r}{R.(T_4 - T_3)} [1]$$

Na základě výpočtu polytropického exponentu n je potřebné vykonat jeho zhodnocení.

48. Stanovení specifické hmotnosti vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$\rho_4 = \rho_3 \cdot \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{1}{n_3 - 1}} [kg.m^{-3}]$$

49. Kontrola volby výstupní absolutní rychlosti c_4 na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$c_4 = \frac{Q_v}{\rho_4 \cdot \sin \alpha_4 \cdot \pi \cdot D_4 \cdot b_4 \cdot \tau_2} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

Kde:

$$\tau_2 = 1 - \frac{z_d \cdot t}{\pi \cdot D_4} \quad [1]$$

Doporučení:

- Počet lopatek difuzoru z_d se volí tak, aby nebyl dělitelný počtem lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru.
- t – tloušťka lopatky na výstupu z lopatkového difuzoru, která se volí v rozsahu $t = 2,5$ až 5 mm.
- Jestliže je rozdíl mezi volenou a vypočítanou výstupní absolutní rychlostí c_4 menší než 1% , pokračuje se dále ve výpočtu.

Závěr k difuzorům

Podobně jako v oběžném kole, je i bezlopatkový difuzor a lopatkový difuzor počítán velmi přibližně s uvážením jistých středních rychlostí a parametrů proudu vzduchu. Uvažovaná šířka obou částí difuzoru je konstantní. Konstantní šířka bezlopatkového difuzoru a lopatkového difuzoru se v praxi používá nejčastěji. Lopatky lopatkového difuzoru, jejichž tvar je ve výpočtu minimálně respektovaný, mohou mít různý tvar. V praxi je velmi důležitá důkladná kontrola difuznosti (rozšíření) mezilopatkového kanálu.

IV. VÝPOČET VÝSTUPNÍ SOUSTAVY Odstředivého kompresoru

Výstupní soustava odstředivého (radiálního) kompresoru LTKM bude řešena pro dva typy výstupních soustav:

- a) kolenovou výstupní soustavu,
- b) prstencovou výstupní soustavu.

a) Kolenová výstupní soustava

První jednoproudové LTKM s odstředivým (radiálním) kompresorem (Nene, Derwent – 5, RD-45, VK-1, M-701 atd.), které byly zavedeny do sériové výroby, měly trubkové spalovací komory. U těchto LTKM se u odstředivého (radiálního) kompresoru používal kolenový typ výstupní soustavy. Počet kolenových výstupů z odstředivého kompresoru zodpovídal počtu trubkových spalovacích komor. V kolenech dochází k poměrně velkému otočení proudu vzduchu, což vede ke značně nerovnoměrnému rozložení parametrů proudu vzduchu na konci kolena. Vložením usměrňovacích lopatek do prostoru kolena se podstatně snižuje nerovnoměrnost rozložení parametrů na konci kolena v řezu **5 – 5** a současně se zabrání odtrhnutí proudu uvnitř kolena. Mezi řezy **4 – 4** až **a – a** v oblasti ohnutí proudu se přibližně zachovává rychlost jako na výstupu z lopatkového difuzoru. Pokles rychlosti potom nastává až v difuzní části kanálu, tj. mezi řezy **a – a** až **5 – 5**.

Ztráty při průtoku kolenovým výstupem je možné přibližně vyjádřit vztahem:

$$W_{r4c} = \xi_{4c} \cdot \frac{c_4^2}{2} [J.kg^{-1}]$$

Kde:

$$\xi \approx 0,2$$

$$W_{ra5} = \xi_{a5} \cdot \frac{c_5^2}{2} [J.kg^{-1}]$$

Kde:

$$\xi_{a5} \approx 0,04$$

b) Prstencová výstupní soustava

Prstencová výstupní soustava se nejčastěji používá u jednoproudových LTKM, které mají za odstředivým (radiálním) kompresorem umístěnou prstencovou, smíšenou nebo sdruženou spalovací komoru. Poněvadž výstupní rychlost vzduchu z lopatkového difuzoru má radiální i obvodovou složku (c_{4r} , c_{4u}), potom po ohnutí proudu ve výstupní soustavě stále zůstává ještě určitá složka rychlosti v obvodovém směru, protože $c_{u,r} = c_{4u} \cdot r_4$. Většina spalovacích komor vyžaduje vstup vzduchu v osovém směru, a proto je potřebné vložit do koncové části výstupní soustavy usměrňovací lopatky, aby $c_{5u} = 0$.

50. Volba poloměru r_A

Poloměr $r_A \geq b_4$

Kde:

r_A – poloměr kolena [m]

b_4 – šířka kanálu [m]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

51. Volba středního průměru na výstupu D_5

$$D_5 \approx D_4 + 2 \cdot b_4 \text{ [m]}$$

Kde:

D_5 – střední průměr na výstupu z odstředivého kompresoru [m]

D_4 – výstupní průměr lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]

b_4 – šířka kanálu [m]

52. Stanovení obvodové složky absolutní rychlosti c_{5u}

Předpoklad:

Předpokládá se rovnost momentů hybností proudu vzduchu vzhledem k ose otáčení při přechodu z průměru D_4 na D_5 .

$$c_{5u} = c_{4u} \cdot \frac{D_4}{D_5} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

Kde:

c_{5u} – obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_{4u} – obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z lopatkového difuzoru [m.s⁻¹]

D_4 – výstupní průměr lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [m]

D_5 – střední průměr na výstupu z odstředivého kompresoru [m]

Poznámka:

Je snaha, aby obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z odstředivého kompresoru c_{5u} byla rovná nule.

53. Volba výstupní rychlosti c_5

Výstupní rychlost c_5 se volí v rozsahu $c_5 = 100$ až 120 m.s⁻¹.

54. Stanovení stavových parametrů na výstupu z odstředivého kompresoru

$$T_5 = T_{2c} - \frac{c_5^2}{2 \cdot c_p} \text{ [K]}$$

Kde:

T_5 – statická teplota vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [K]

T_{2c} – celková teplota vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [K]

c_5 – výstupní absolutní rychlost výstupu z odstředivého kompresoru [m.s⁻¹]

c_p – specifické teplo plynu při stálém tlaku [J.kg⁻¹.K⁻¹]

$$\rho_5 = \rho_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{1}{n_4 - 1}} \text{ [kg.m}^{-3}\text{]}$$

Kde:

ρ_5 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [kg.m⁻³]

ρ_4 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [kg.m⁻³]

T_5 – statická teplota vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [K]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

T_4 – statická teplota vzduchu na výstupu lopatkového difuzoru z odstředivého kompresoru [K]

Poznámka:

Polytropický exponent n_4 se volí v rozsahu $n_4 = 1,8$ až $1,9$.

$$p_5 = p_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{n_4}{n_4-1}} [Pa]$$

Kde:

p_5 – statický tlak vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [Pa]

p_4 – statický tlak vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru [Pa]

n_4 – polytropický exponent plynu ve výstupní soustavě [1]

55. Určení průtokové plochy v řezu „5 – 5“

$$A_5 = \frac{Q_v}{\rho_5 \cdot c_{5a}} [m^2]$$

$$c_{5a} = \sqrt{c_5^2 - c_{5u}^2} [m.s^{-1}]$$

Kde:

A_5 – průtoková plocha na výstupu z odstředivého kompresoru [m^2]

Q_v – průtokové hmotnostní množství vzduchu přes odstředivý kompresor [$kg.s^{-1}$]

ρ_5 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [$kg.m^{-3}$]

c_{5a} – osová složka absolutní rychlosti na výstupu z odstředivého kompresoru [$m.s^{-1}$]

c_5 – absolutní rychlost na výstupu z odstředivého kompresoru [$m.s^{-1}$]

c_{5u} – obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z odstředivého kompresoru [$m.s^{-1}$]

56. Určení rozměrů výstupní soustavy

$$D_{5i} = D_5 - \frac{A_5}{\pi \cdot D_5} [m]$$

$$D_{5e} = 2 \cdot D_5 - D_{5i} [m]$$

Kde:

D_{5i} – vnitřní průměr výstupní soustavy [m]

D_{5e} – vnější průměr výstupní soustavy [m]

A_5 – průtoková plocha na výstupu z odstředivého kompresoru [m^2]

D_5 – střední průměr na výstupu z odstředivého kompresoru [m]

57. Určení celkového tlaku na výstupu z odstředivého kompresoru

$$p_{5c} = p_5 \cdot \left(\frac{T_{2c}}{T_5} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

Kde:

p_{5c} – celkový tlak vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [Pa]

p_5 – statický tlak vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [Pa]

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

T_{2c} – celkový tlak vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

T_5 – statický tlak vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [K]

κ – adiabatický exponent [1]

58. Kontrola stupně stlačení odstředivého kompresoru

$$\pi_{Kc} = \frac{p_{5c}}{p_{1c}} [1]$$

Kde:

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru [1]

p_{5c} – celkový tlak vzduchu na výstupu z odstředivého kompresoru [Pa]

p_{1c} – celkový tlak vzduchu na vstupu do odstředivého kompresoru [Pa]

59. Kontrola celkové účinnosti odstředivého kompresoru

$$\eta_{Kc} = \frac{\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{2c}}{T_{1c}} - 1} [1]$$

Kde:

η_{Kc} – celková účinnost odstředivého kompresoru [1]

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru [1]

κ – adiabatický exponent [1]

T_{2c} – celkový tlak vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

T_{1c} – celkový tlak vzduchu na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru [K]

60. Zhodnocení výpočtu odstředivého kompresoru

Termodynamický výpočet odstředivého kompresoru vykonaný podle uvedeného postupu je jen přibližný. Při výpočtu byla použita určitá zjednodušení, která v konečném důsledku ovlivnila celkovou přesnost výpočtu. Navzdory použitým zjednodušením je uvedený výpočet využitelný při úvodních návrzích nového odstředivého kompresoru a pro potřeby provozní praxe.

PŘÍKLAD č. 1

Zadání

Pro níže uvedené hodnoty navrhnete jednostranný odstředivý (radiální) kompresor s bezlopatkovým a lopatkovým difuzorem a prstencovým výstupem vzduchu do spalovací komory LTKM.

Zadané parametry

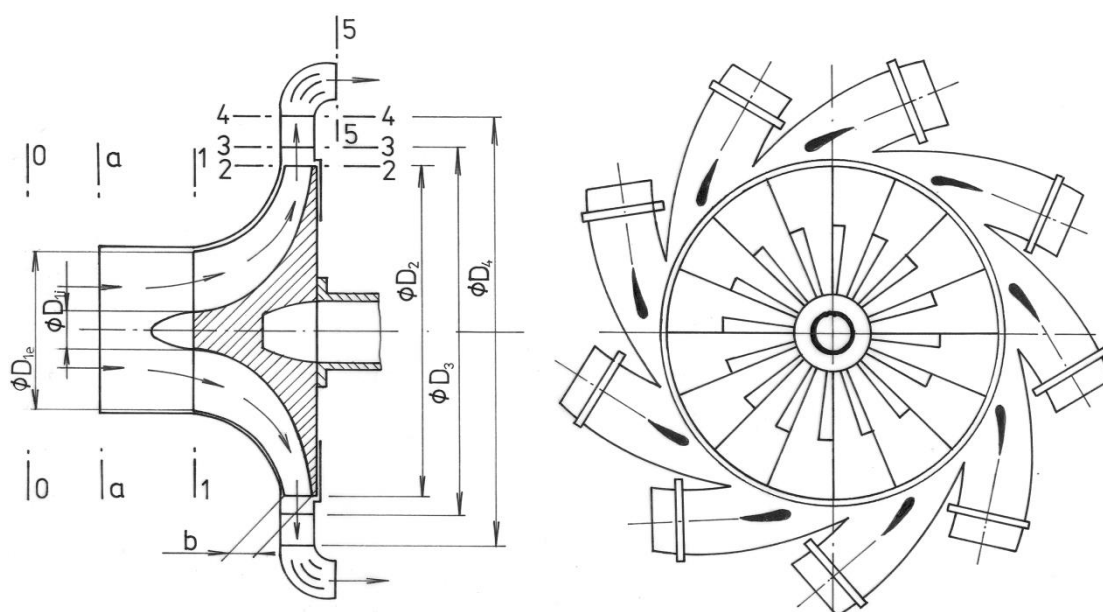
výška letu $H = 0$ m

rychlost letu $c_0 = 0$ m.s⁻¹

průtokové množství vzduchu $Q_v = 12$ kg.s⁻¹

celkový stupeň stlačení $\pi_{Kc} = 4,2$

celková účinnost kompresoru $\eta_{Kc} = 0,79$



Obr. 7 Principiální schéma odstředivého kompresoru LTKM

1. Z tabulek MSA je možné odčítat pro zadané hodnoty

Pro základní fyzikální podmínky:

$p_0 = 101\,325,2$ Pa

$T_0 = 288,15$ K

2. Celkový tlak a celková teplota na vstupu do kompresoru

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [Pa]$$

$$p_{0c} = 101\,325,2 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2 \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}}$$

$$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) [K]$$

$$T_{0c} = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2 \right)$$

$$T_{0c} = 288,15 \text{ K}$$

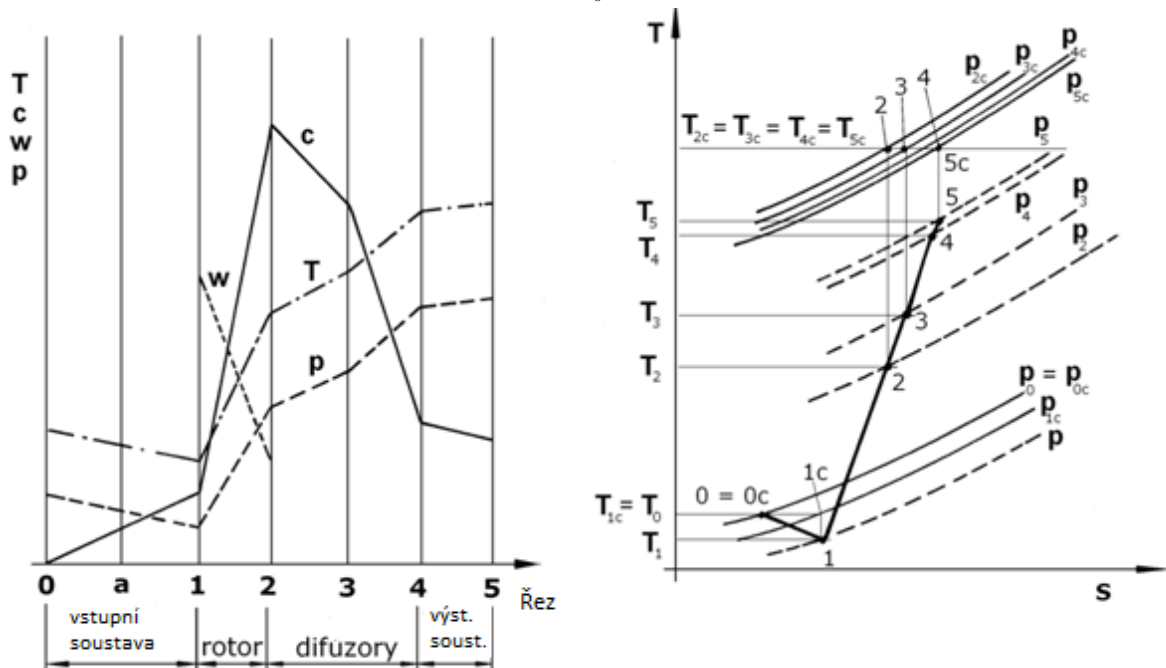
Kde:

$$\kappa = 1,4$$

$$M_0 = \frac{c_0}{20,05 \cdot \sqrt{T_0}} [1]$$

$$M_0 = \frac{0}{20,05 \cdot \sqrt{288}}$$

$$M_0 = 0$$



Obr. 8 Průběh změny parametrů vzduchu při průtoku odstředivým kompresorem LTKM

3. Celkový tlak p_{1c} a celková teplota T_{1c} na vstupu do oběžného kola

Předpoklad:

Na vstup do oběžného kola se nepřivádí ani neodvádí teplo $\Delta Q_0 = 0$.

$$p_{1c} = \sigma_v \cdot p_{0c} [\text{Pa}]$$

$$p_{1c} = 0,98 \cdot 101325,2$$

$$p_{1c} = 99299 \text{ Pa}$$

Hodnota součinitele zachování celkového tlaku na vstupu do oběžného kola kompresoru σ_v se volí v rozsahu $\sigma_v = 0,97$ až $0,99$ pro případ nulové rychlosti $M_0 = 0$.

$$T_{1c} = T_{0c} [K]$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET ODSTŘEDIVÉHO KOMPRESORU

$$T_{1c} = 288,15 \text{ K}$$

4. Výpočet adiabatické práce kompresoru

$$W_{ad,c} = c_p \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{ad,c} = 1005 \cdot 288,15 \cdot \left(4,2^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right) [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{ad,c} = 146\,703,87 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}$$

5. Výpočet obvodové rychlosti na výstupu z oběžného kola u_2

Předpoklad:

1. Vzduch vstupuje do kompresoru bez rozvíření $c_{1u} = 0$, tedy platí $c_{1a} = c_1$.
2. Volba součinitele skluzu μ , který má hodnotu $\mu = 0,86$ až $0,92$.

Volba součinitele třecí práce disku α , který má u odstředivých (radiálních) kompresorů LTKM hodnotu $\alpha = 0,03$ až $0,05$. Součinitel skluzu $\mu = \frac{c_{2u}}{u_{2\infty}} [1]$ je poměr obvodových slo-

žek absolutní rychlosti proudu vzduchu pro skutečné oběžné kolo a oběžné kolo s nekonečným počtem lopatek. Pro oběžné kolo s radiálními lopatkami platí $c_{2u,\infty} = u_2$. Součinitel α definuje ztráty v koncové části oběžného kola $\alpha = \alpha_0(1)$.

3. Přibližné stanovení obvodové rychlosti na vnějším průměru oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru.

$$u_2 = \sqrt{\frac{W_{ad,c}}{\eta_{Kc} \cdot (\mu + \alpha)}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$u_2 = \sqrt{\frac{146703,87}{0,79 \cdot (0,91 + 0,04)}}$$

$$u_2 = 442,13 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

6. Stanovení absolutní rychlosti na vstupu do oběžného kola c_1

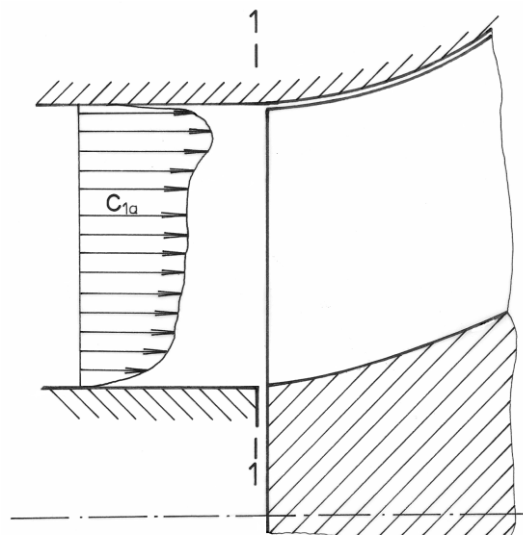
Volba poměru $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,25 \approx 0,35 [1]$. Za předpokladu, že $c_{2r} = c_{1a}$, bude určena rychlost c_1 .

$$c_{2r} = 0,28 \cdot u_2 [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{2r} = 0,28 \cdot 442,13$$

$$c_{2r} = 123,80 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

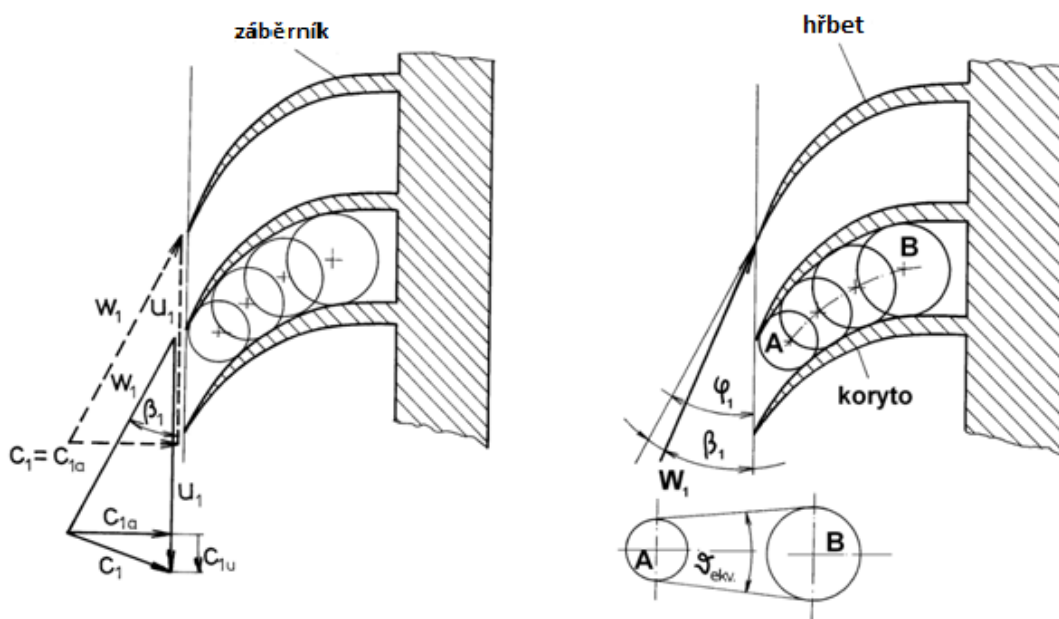
II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru



Obr. 9 Rozložení osové složky vstupní absolutní rychlosti c_1 na vstupu do oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru

7. Parametry na vstupu do oběžného kola na středním průměru

Předpoklad: $c_1 = c_{1s}$ [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]



Obr. 10 Rychlostní poměry na vstupu do oběžného kola odstředivého (radiálního) kompresoru LTKM s rozvířením a bez rozvíření

$$T_1 = T_{1c} - \frac{c_{1s}^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$T_1 = 288 - \frac{123,80^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_1 = 280,37 \text{ K}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$p_1 = p_{1c} \left(\frac{T_1}{T_{1c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_1 = 99299 \cdot \left(\frac{280,37}{288,15} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$p_1 = 90227,7 \text{ Pa}$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R \cdot T_1} [kg \cdot m^{-3}]$$

$$\rho_1 = \frac{90227,7}{287,1 \cdot 280,37}$$

$$\rho_1 = 1,12 \text{ kg} \cdot m^{-3}$$

8. Výpočet vnějšího průměru na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot Q_v}{\pi \cdot c_{1as} \cdot \rho_1 \cdot (1 - v^2)}} [m]$$

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot 12}{\pi \cdot 123,80 \cdot 1,12 \cdot (1 - 0,35^2)}}$$

$$D_{1e} = 0,354 \text{ m}$$

$$v = \frac{D_{1i}}{D_{1e}} = 0,35 [1]$$

$$D_{1i} = 0,35 \cdot 0,354$$

$$D_{1i} = 0,124 \text{ m}$$

9. Stanovení středního průměru na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru

$$D_{1s} = D_{1e} \cdot \sqrt{\frac{1 + v^2}{2}} [m]$$

$$D_{1s} = 0,354 \cdot \sqrt{\frac{1 + 0,35^2}{2}}$$

$$D_{1s} = 0,265 \text{ m}$$

10. Stanovení vnějšího průměru oběžného kola odstředivého kompresoru

Poměr $\frac{D_{1e}}{D_2} \approx 0,45 \div 0,65$. V uvedeném rozsahu se volí poměr průměrů:

$$D_2 = \frac{D_{1e}}{0,65} [m]$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$D_2 = \frac{0,354}{0,65}$$

$$D_2 = 0,545 \text{ m}$$

11. Výpočet otáček odstředivého kompresoru

$$n = \frac{60 \cdot u_2}{\pi \cdot D_2} \left[\text{min}^{-1} \right]$$

$$n = \frac{60 \cdot 442,13}{\pi \cdot 0,545}$$

$$n = 15\,493,69 \text{ min}^{-1}$$

12. Výpočet vstupní obvodové rychlosti oběžného kola odstředivého kompresoru

$$u_{1i} = \frac{\pi \cdot D_{1i} \cdot n}{60} \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$u_{1i} = \frac{\pi \cdot 0,124 \cdot 15\,493,69}{60}$$

$$u_{1i} = 100,59 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$u_{1s} = \frac{\pi \cdot D_{1s} \cdot n}{60} \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$u_{1s} = \frac{\pi \cdot 0,265 \cdot 15\,493,69}{60}$$

$$u_{1s} = 214 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot D_{1e} \cdot n}{60} \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot 0,354 \cdot 15\,493,69}{60}$$

$$u_{1e} = 287,18 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

13. Výpočet vstupní relativní rychlosti oběžného kola odstředivého kompresoru

$$w_{1i} = \sqrt{u_{1i}^2 + c_{1ai}^2} \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$w_{1i} = \sqrt{100,59^2 + 123,80^2}$$

$$w_{1i} = 159,51 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$w_{1s} = \sqrt{u_{1s}^2 + c_{1as}^2} \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$w_{1s} = \sqrt{214^2 + 123,80^2}$$

$$w_{1s} = 247,23 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$w_{1e} = \sqrt{u_{1e}^2 + c_{1ae}^2} \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$w_{1e} = \sqrt{287,18^2 + 123,80^2}$$

$$w_{1e} = 312,73 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

Předpoklad:

$$c_{1ai} = c_{1as} = c_{1ae} = c_{1a} = c_1 [\text{m.s}^{-1}]$$

$$c_{1r,r} = \text{konst.}$$

14. Statická teplota na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru

$$T_{1i} = T_{0c} - \frac{c_{1i}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Kde:

$$c_{1i} = \sqrt{w_{1i}^2 - u_{1i}^2} [m.s^{-1}]$$

$$T_{1i} = 288 - \frac{123,79^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_{1i} = 280,376 \text{ K}$$

$$c_{1i} = \sqrt{159,51^2 - 100,59^2}$$

$$c_{1i} = 123,79 \text{ m.s}^{-1}$$

$$T_{1s} = T_{0c} - \frac{c_{1s}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{1s} = 288 - \frac{123,80^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_{1s} = 280,375 \text{ K}$$

$$c_{1s} = \sqrt{w_{1s}^2 - u_{1s}^2} [m.s^{-1}]$$

$$c_{1s} = \sqrt{247,23^2 - 214^2}$$

$$c_{1s} = 123,80 \text{ m.s}^{-1}$$

$$T_{1e} = T_{0c} - \frac{c_{1e}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{1e} = 288 - \frac{123,81^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_{1e} = 280,374 \text{ K}$$

$$c_{1e} = \sqrt{w_{1e}^2 - u_{1e}^2} [m.s^{-1}]$$

$$c_{1e} = \sqrt{312,73^2 - 287,18^2}$$

$$c_{1e} = 123,81 \text{ m.s}^{-1}$$

15. Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vstupu do oběžného kola

$$M_{w_{1i}} = \frac{w_{1i}}{20,05 \sqrt{T_{1i}}} [1]$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$M_{wli} = \frac{159,51}{20,05 \cdot \sqrt{280,376}}$$

$$M_{wli} = 0,48$$

$$M_{wls} = \frac{w_{1s}}{20,05 \sqrt{T_{1s}}} \quad [1]$$

$$M_{wls} = \frac{247,23}{20,05 \cdot \sqrt{280,375}}$$

$$M_{wls} = 0,74$$

$$M_{wle} = \frac{w_{1e}}{20,05 \sqrt{T_{1e}}} \quad [1]$$

$$M_{wle} = \frac{312,73}{20,05 \cdot \sqrt{280,374}}$$

$$M_{wle} = 0,93$$

16. Určení úhlu α_1

$$\operatorname{tg} \alpha_{1i} = \frac{c_{1ai}}{u_{1i} - c_{1ui}} \Rightarrow \alpha_{1i} \quad [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_{1i} = \frac{123,80}{100,59} \Rightarrow \alpha_{1i} = 50,91^\circ$$

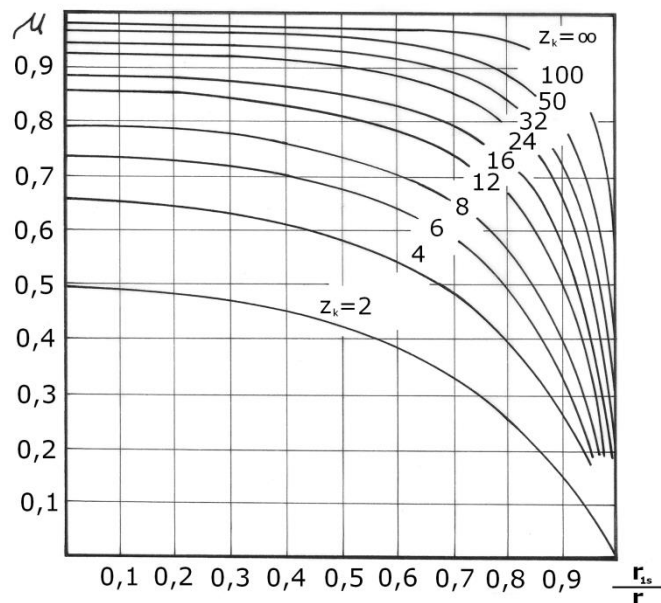
$$\operatorname{tg} \alpha_{1s} = \frac{c_{1as}}{u_{1s} - c_{1ui}} \Rightarrow \alpha_{1s} \quad [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_{1s} = \frac{123,80}{214} \Rightarrow \alpha_{1s} = 30,05^\circ$$

$$\operatorname{tg} \alpha_{1e} = \frac{c_{1ae}}{u_{1e} - c_{1ui}} \Rightarrow \alpha_{1e} \quad [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_{1e} = \frac{123,80}{287,18} \Rightarrow \alpha_{1e} = 23,32^\circ$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru



Obr. 11 Závislost součinitele skluzu na poměru poloměrů pro zadaný počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru

17. Volba počtu lopatek z_k oběžného kola odstředivého kompresoru

$$z_k = \frac{2\pi \cdot \sin \frac{\varphi_{1s} + \varphi_2}{2}}{k \cdot \ln \frac{D_2}{D_{1e}}} \quad [1]$$

$$z_k = \frac{2\pi \cdot \sin \frac{30,05 + 90}{2}}{0,45 \cdot \ln \frac{0,545}{0,354}}$$

$$z_k = 28$$

Kde:

$$\varphi_{1s} = \alpha_{1s}$$

$$\varphi_2 = 90^\circ$$

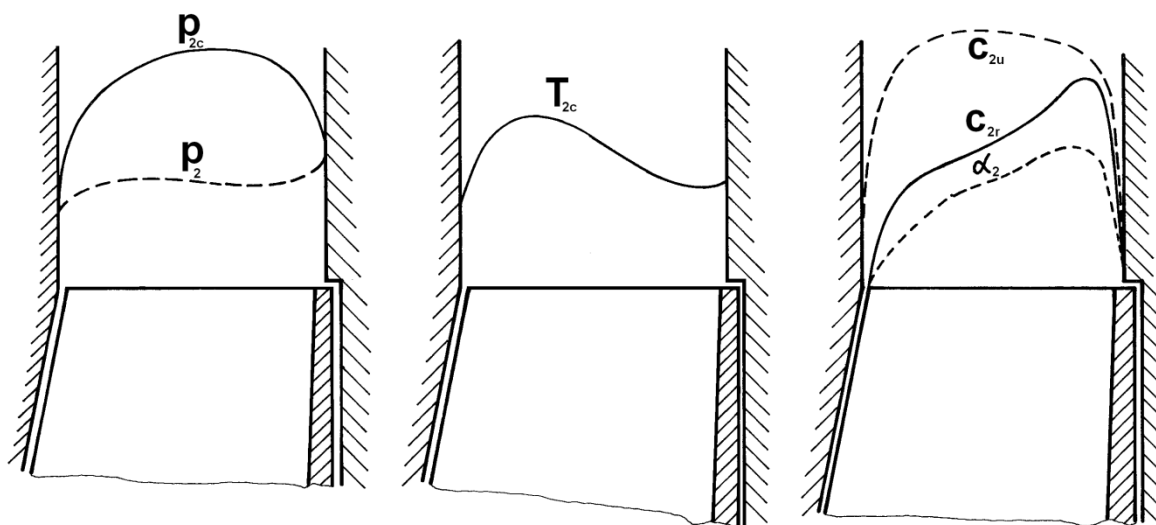
18. Kontrola voleného součinitele skluzu μ

$$\mu = \frac{1}{1 + \frac{2\pi}{3 \cdot z_k} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{D_{1s}}{D_2}\right)^2}} \quad [1]$$

$$\mu = \frac{1}{1 + \frac{2\pi}{3 \cdot 28} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{0,265}{0,545}\right)^2}}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET ODSTŘEDIVÉHO KOMPRESORU

$$\mu = 0,91$$



Obr. 12 Průběh změny parametrů vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

19. Celková teplota vzduchu za oběžným kolem T_{2c}

$$T_{2c} = T_{1c} + \frac{1}{c_p} \cdot [u_2^2 \cdot (\mu + \alpha) - u_{1s} \cdot c_{1us}] \text{ [K]}$$

$$T_{2c} = 288 + \frac{1}{1005} \cdot [442,13^2 \cdot (0,91 + 0,04) - 214,0]$$

$$T_{2c} = 472,78 \text{ K}$$

20. Absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$c_2 = \sqrt{402,34^2 + 123,80^2}$$

$$c_2 = 420,96 \text{ m.s}^{-1}$$

Kde:

$$c_{2r} = c_{1a} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{2u} = \mu \cdot u_2$$

$$c_{2u} = 0,91 \cdot 442,13$$

$$c_{2u} = 402,34 \text{ m.s}^{-1}$$

21. Statická teplota na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2 \cdot c_p} \text{ [K]}$$

$$T_2 = 472,78 - \frac{420,96^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_2 = 384,62 \text{ K}$$

22. Machovo číslo na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$M_{c2} = \frac{c_2}{20,05 \cdot \sqrt{T_2}} \quad [1]$$

$$M_{c2} = \frac{420,96}{20,05 \cdot \sqrt{384,62}}$$

$$M_{c2} = 1,07$$

23. Určení celkových ztrát při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru

$$W_{r1} = \xi_1 \cdot \frac{W_{1s}^2}{2} \quad [J.kg^{-1}]$$

$$W_{r1} = 0,25 \cdot \frac{247,23^2}{2}$$

$$W_{r1} = 7\,640,33 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{r2} = \xi_2 \cdot \frac{c_{1a}^2}{2} \quad [J.kg^{-1}]$$

$$W_{r2} = 0,13 \cdot \frac{123,80^2}{2}$$

$$W_{r2} = 996,22 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{r3} = \alpha \cdot u_2^2 \quad [J.kg^{-1}]$$

$$W_{r3} = 0,04 \cdot 442,13^2$$

$$W_{r3} = 7819,16 \text{ J.kg}^{-1}$$

Kde:

$$\xi_1 = 0,1 \div 0,3$$

$$\xi_2 = 0,1 \div 0,2$$

$$\sum W_r = W_{r1} + W_{r2} + W_{r3} \quad [J.kg^{-1}]$$

$$\sum W_r = 7640,33 + 996,22 + 7819,16$$

$$\sum W_r = 16\,455,71 \text{ J.kg}^{-1}$$

24. Stanovení polytropického exponentu stlačení v oběžném kole n₁

Předpoklad:

Není odváděno žádné teplo z oběžného kola odstředivého kompresoru.

$$\frac{n_1}{n_1 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{\sum W_r}{R \cdot (T_2 - T_1)} \quad [1]$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\frac{n_1}{n_1 - 1} = \frac{1,4}{1,4 - 1} = \frac{16455,71}{287,1 \cdot (384,62 - 280,37)}$$

$$n_1 = 1,51$$

25. Statický tlak na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{n_1}{n_1 - 1}} \text{ [Pa]}$$

$$p_2 = 90\,369,57 \cdot \left(\frac{384,62}{280,37} \right)^{\frac{1,51}{1,51 - 1}}$$

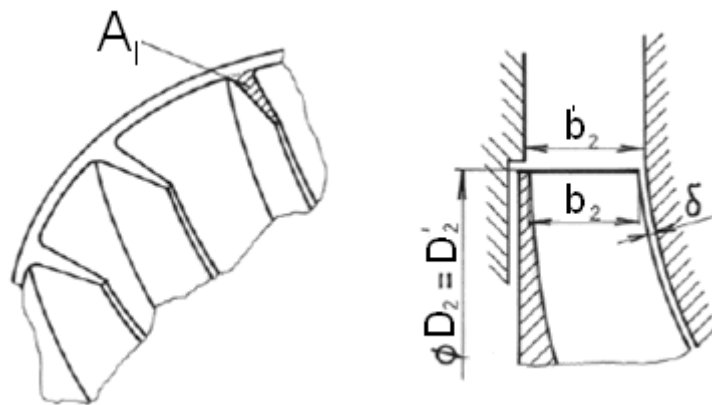
$$p_2 = 230\,372,78 \text{ Pa}$$

26. Specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$\rho_2 = \frac{p_2}{R \cdot T_2} \text{ [kg} \cdot \text{m}^{-3}]$$

$$\rho_2 = \frac{230372,78}{287,1 \cdot 384,62}$$

$$\rho_2 = 2,09 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$$



Obr. 13 Plocha výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru LTKM zastavěná lopatkami

27. Stanovení šířky oběžného kola na výstupu

$$b_2 = \frac{Q_v}{c_{2r} \cdot \rho_2 \cdot \pi \cdot D_2 \cdot \tau_1} \text{ [m]}$$

$$b_2 = \frac{12}{123,80 \cdot 2,09 \cdot \pi \cdot 0,545 \cdot 0,97}$$

$$b_2 = 279,25 \cdot 10^{-4} \text{ m}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\tau_1 = 1 - \frac{z_k \cdot t}{\pi \cdot D_2} \quad [1]$$

$$\tau_1 = 1 - \frac{28.2 \cdot 10^{-3}}{\pi \cdot 0,545}$$

$$\tau_1 = 0,97$$

Doporučení:

Volit pro $D_2 < 200$ mm: $t = 1,2$ až $1,5$ mm.

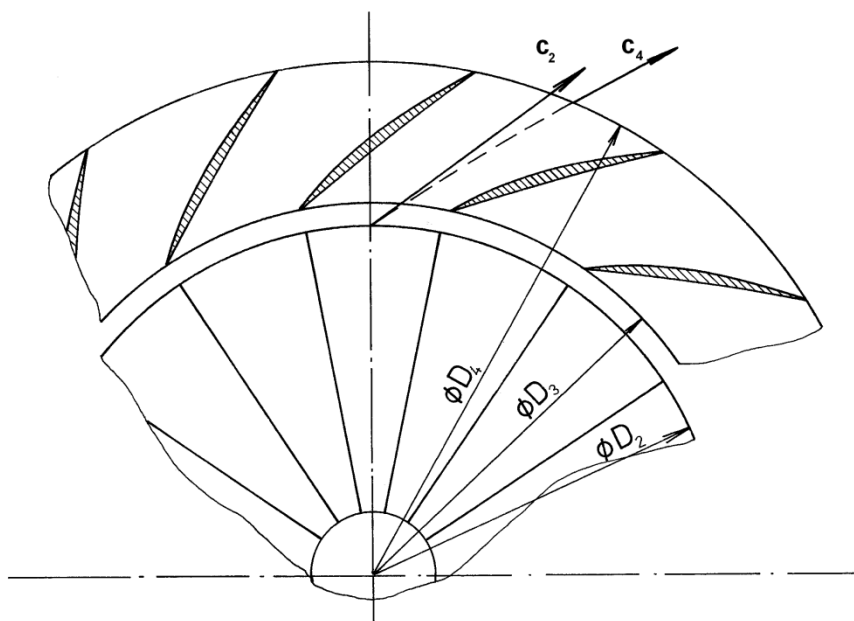
Volit pro $D_2 < 250$ mm: $t = 1,8$ až $2,0$ mm.

Volit pro $D_2 > 250$ mm: $t = 2$ mm.

Závěr k výpočtu oběžného kola

Uvedený výpočet oběžného kola je přibližný. Uvažují se jen střední hodnoty rychlostí a jednotlivých stavových veličin v jednotlivých řezech, i když jsou ve skutečnosti značně proměnlivé. Není kontrolována volba součinitele α při ztrátách W_{r3} . Po návrhu hlavních rozměrů oběžného kola by následovalo profilování lopatek, určení průběhu ploch v mezilopátkovém kanálu, případně detailní výpočet průběhu parametrů a rychlostí v oběžném kole. Tyto výpočty jsou značně náročné a nejsou předmětem tohoto výpočtového cvičení.

II. VÝPOČET BEZLOPATKOVÉHO DIFUZORU Odstředivého kompresoru



Obr. 14 Principiální schéma bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Předpoklad:

- nedochází k odvodu tepla do atmosféry
- celkové teploty $T_{2c} = T_{3c} = T_{4c} = \text{konst.}$

28. Určení vstupní rychlosti do bezlopatkového difuzoru

Doporučení:

Je vhodné zvětšit šířku bezlopatkového difuzoru (BLD) vzhledem na koncovou šířku oběžného kola o 0,6 až 0,8 mm.

$$b_2' = b_2 + (0,6 \text{ až } 0,8) \text{ [mm]}$$

$$b_2' = 27,90 + 0,7$$

$$\mathbf{b_2' = 28,60 \text{ mm} = 0,0286 \text{ m}}$$

Předpoklad:

$$c_{2u}' = c_{2u} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{2r}' = c_{2r} \cdot \tau_1 \cdot \frac{b_2}{b_2'} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{2r}' = 123,80 \cdot 0,97 \cdot \frac{27,9 \cdot 10^{-3}}{28 \cdot 10^{-3}}$$

$$\mathbf{c_{2r}' = 117,15 \text{ m. s}^{-1}}$$

29. Stanovení středního úhlu na vstupu do bezlopatkového difuzoru

$$\operatorname{tg} \alpha_2' = \frac{c_{2r}'}{c_{2u}'} \Rightarrow \alpha_2' [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_2' = \frac{117,15}{402,34} \Rightarrow \alpha_2' = 16,23^\circ$$

30. Volba délky bezlopatkového difuzoru

$$\frac{D_3}{D_2} = 1,05 \div 1,15$$

$$D_3 = 0,545 \cdot 1,1$$

$$D_3 = 0,6 \text{ m}$$

31. Výpočet středního úhlu na výstupu z bezlopatkového difuzoru

Předpoklad:

$$b_4 = b_3 = b_2'$$

$$\operatorname{tg} \alpha_3 = \operatorname{tg} \alpha_2' + \frac{\xi_{tr}}{b_3} (r_3 - r_2) \Rightarrow \alpha_3 [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_3 = \operatorname{tg} 16,23 + \frac{0,88 \cdot 10^{-2}}{28,6 \cdot 10^{-3}} (0,3 - 27,25 \cdot 10^{-2}) \Rightarrow \alpha_3 = 16,67^\circ$$

32. Statická teplota vzduchu na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$T_3 = \frac{T_{3c}}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_3^2} [K]$$

$$T_3 = \frac{472,78}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0,88^2}$$

$$T_3 = 409,38 \text{ K}$$

Kde:

$$M_3 \leq 0,9$$

33. Absolutní rychlost na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$c_{3r} = c_{2r}' \cdot \frac{D_2'}{D_3} \cdot \frac{\rho_2}{\rho_3} [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{3r} = 117,14 \cdot \frac{0,545}{0,6} \cdot \frac{2,09}{2,26}$$

$$c_{3r} = 98,40 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\frac{\rho_3}{\rho_2} = 1,08$$

II PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\rho_3 = 1,08.2,09$$

$$\rho_3 = 2,26 \text{ kg.m}^{-3}$$

$$c_3 = M_3 \cdot \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_3} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_3 = 0,88 \cdot \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 409,38}$$

$$c_3 = 356,97 \text{ m.s}^{-1}$$

34. Třecí práce v bezlopatkovém difuzoru

$$W_r = \frac{\xi_{str}}{4 \cdot b_3} \cdot \frac{(c_2' + c_3)^2}{\sin \alpha_{str}} \cdot (r_3 - r_2) \text{ [J.kg}^{-1}\text{]}$$

$$W_r = \frac{0,88 \cdot 10^{-2}}{4 \cdot 28,6 \cdot 10^{-3}} \cdot \frac{(420,96 + 356,97)^2}{\sin 16,45} \cdot (0,3 - 27,25 \cdot 10^{-2})$$

$$W_r = 4\,520,75 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$\alpha_{str} = \frac{\alpha_3 + \alpha_2'}{2} \Rightarrow \frac{16,67 + 16,23}{2} \Rightarrow 16,45^\circ$$

35. Polytropický exponent stlačení v bezlopatkovém difuzoru n_2

Předpoklad:

- stavové veličiny na vstupu do bezlopatkového difuzoru se nemění
- $p_2 = p_2'$
- $\rho_2 = \rho_2'$
- $T_2 = T_2'$

$$\frac{n_2}{n_2 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{W_r}{R \cdot (T_3 - T_2)} \text{ [1]}$$

$$\frac{n_2}{n_2 - 1} = \frac{1,4}{1,4 - 1} - \frac{4520,75}{287,1 \cdot (409,38 - 384,62)}$$

$$n_2 = 1,54$$

36. Specifická hmotnost na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$\rho_3 = \rho_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{1}{n_2 - 1}} \text{ [kg.m}^{-3}\text{]}$$

$$\rho_3 = 2,09 \cdot \left(\frac{409,38}{384,62} \right)^{\frac{1}{1,54 - 1}}$$

$$\rho_3 = 2,35 \text{ kg.m}^{-3}$$

37. Statický tlak na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$p_3 = p_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{n_2}{n_2-1}} [Pa]$$

$$p_3 = 230372,78 \cdot \left(\frac{409,38}{384,62} \right)^{\frac{1,54}{1,54-1}}$$

$$p_3 = 275\,233,57 \text{ Pa}$$

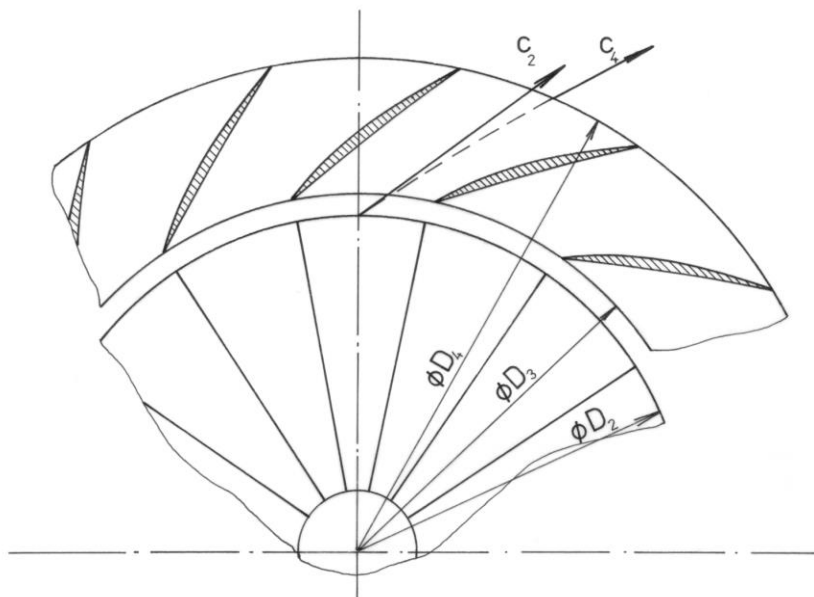
38. Kontrola velikosti Machova čísla na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$M_{c3} = \frac{c_3}{20,05 \cdot \sqrt{T_3}} [1]$$

$$M_{c3} = \frac{356,97}{20,05 \cdot \sqrt{409,38}}$$

$$M_{c3} = 0,88$$

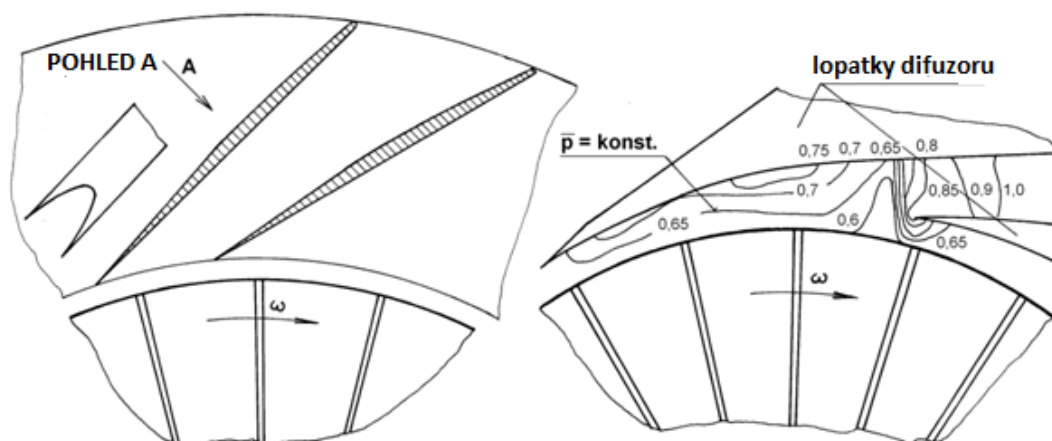
III. VÝPOČET Lopatkového difuzoru Odstředivého kompresoru



Obr. 15 Principiální schéma lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Předpoklady:

- střední výstupní absolutní rychlost na výstupu z bezlopatkového difuzoru c_3 vstupuje do lopatkového difuzoru pod úhlem α_3 ,
- úhel střední křivky lopatky od obvodového směru na průměru D_3 je $\alpha_{3k} = \alpha_3 + i$, úhel náběhu i bývá v rozsahu $\pm 1^\circ$,
- je uvažována konstantní šířka lopatkového difuzoru $b_3 = b_4$.



Obr. 16 Rozložení tlakových polí na vstupu do lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru LTKM.

39. Volba výstupního úhlu proudu vzduchu z lopatkového difuzoru

$$\alpha_4 = \alpha_3 + (12^\circ \text{ až } 20^\circ)$$

$$\alpha_4 = 16,67^\circ + 16^\circ$$

$$\alpha_4 = 32,67^\circ$$

40. Stanovení úhlu lopatky na výstupu z lopatkového difuzoru

$$\alpha_{4k} = \alpha_4 + (2^\circ \text{ až } 4^\circ)$$

$$\alpha_{4k} = 32,67^\circ + 3^\circ$$

$$\alpha_{4k} = 35,67^\circ$$

41. Volba poměru průměrů D_4/D_3

$$\frac{D_4}{D_3} = 1,2 \Rightarrow D_4 = 1,2 \cdot 0,6$$

$$D_4 = 0,72 \text{ m}$$

Kontrola poměru ploch A_4/A_3 :

Jejich poměr by měl být přibližně 2,5.

$$\frac{A_4}{A_3} = \frac{D_4}{D_3} \cdot \frac{\sin \alpha_{4k}}{\sin \alpha_{3k}} \Rightarrow \frac{0,72}{0,6} \cdot \frac{\sin 35,67}{\sin 15,67} \Rightarrow 2,59$$

42. Určení délky střední křivky lopatky

$$l = \frac{r_4^2 - r_3^2}{\sqrt{r_4^2 + r_3^2 - 2 \cdot r_3 \cdot r_4 \cdot \cos(\alpha_{3k} + \alpha_{4k})}} \quad [m]$$

$$l = \frac{0,3597^2 - 0,29975^2}{\sqrt{0,3597^2 + 0,29975^2 - 2 \cdot 0,29975 \cdot 0,3597 \cdot \cos(15,67 + 35,67)}}$$

$$l = 0,14 \text{ m}$$

43. Určení úhlu rozevření kanálu lopatkového difuzoru

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{d_4 - d_3}{2 \cdot l} \Rightarrow \theta \quad [^\circ]$$

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{0,04 - 0,025}{2 \cdot 0,14}$$

$$\theta = 6,13^\circ$$

$$d_3 = \sqrt{\frac{4 \cdot D_3 \cdot b_3 \cdot \sin \alpha_{3k}}{z_{ld}}} \quad [m]$$

$$d_3 = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,6 \cdot 0,0286 \cdot \sin 15,67}{30}}$$

$$d_3 = 0,025 \text{ m}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET ODSTŘEDIVÉHO KOMPRESORU

$$d_4 = \sqrt{\frac{4 \cdot D_4 \cdot b_4 \cdot \sin \alpha_{4k}}{z_{ld}}} \quad [m]$$

$$d_4 = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,72 \cdot 0,0286 \cdot \sin 35,67}{30}}$$

$$d_4 = 0,04 \text{ m}$$

Volba počtu lopatek difuzoru $z_{ld} = 30$.

Pro stanovený úhel θ a Machovo číslo M_{c3} se z tabulky č.1 určí součinitel ztrát ξ_{LD} .

Tabulka č. 2 Závislost součinitele ztrát ξ_{LD} od Machového čísla M_{c3}

θ	4°	6°	8°	10°
M_{c3}				
0,3	0,145	0,155	0,170	0,200
0,5	0,140	0,145	0,159	0,180
0,7	0,135	0,140	0,160	0,19
0,9	0,141	0,200	0,220	0,230
0,95		0,240		

44. Volba výstupní rychlosti z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Doporučení:

Doporučuje se volit výstupní absolutní rychlost vzduchu z empirického vztahu:

$$\frac{c_4}{c_3} = 0,35$$

$$c_4 = 0,35 \cdot 356,97$$

$$c_4 = 124,94 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

45. Výpočet statické teploty vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$T_4 = T_{2c} - \frac{c_4^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_4 = 472,78 - \frac{124,94^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_4 = 465,01 \text{ K}$$

46. Stanovení třecí práce v lopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru

$$W_{r,ld} = \xi_{ld} \cdot \frac{c_3^2 + c_4^2}{2} [J \cdot kg^{-1}]$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$W_{r,ld} = 0,16 \cdot \frac{356,97^2 + 124,94^2}{2}$$

$$W_{r,ld} = 11\,443 \text{ J.kg}^{-1}$$

47. Určení polytropického exponentu stlačení lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$\frac{n_3}{n_3 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{W_{r,ld}}{R \cdot (T_4 - T_3)} \quad [1]$$

$$\frac{n_3}{n_3 - 1} = \frac{1,4}{1,4 - 1} - \frac{11443}{287,1 \cdot (465,01 - 409,38)}$$

$$n_3 = 1,56$$

48. Stanovení specifické hmotnosti vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$\rho_4 = \rho_3 \cdot \left(\frac{T_4}{T_3} \right)^{\frac{1}{n_3 - 1}} \quad [\text{kg.m}^{-3}]$$

$$\rho_4 = 2,35 \cdot \left(\frac{465,01}{409,38} \right)^{\frac{1}{1,56 - 1}}$$

$$\rho_4 = 2,95 \text{ kg.m}^{-3}$$

49. Statický tlak na výstupu z lopatkového difuzoru

$$p_4 = p_3 \cdot \left(\frac{T_4}{T_3} \right)^{\frac{n_3}{n_3 - 1}} \quad [\text{Pa}]$$

$$p_4 = 275233,57 \cdot \left(\frac{465,01}{409,38} \right)^{\frac{1,56}{1,56 - 1}}$$

$$p_4 = 392\,510,04 \text{ Pa}$$

50. Kontrola volby výstupní absolutní rychlosti c_4 na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$c_4 = \frac{Q_v}{\rho_4 \cdot \sin \alpha_4 \cdot \pi \cdot D_4 \cdot b_4 \cdot \tau_2} \quad [\text{m.s}^{-1}]$$

$$c_4 = \frac{12}{2,95 \cdot \sin 32,67 \cdot \pi \cdot 0,72 \cdot 0,0286 \cdot 0,96}$$

$$c_4 = 121,34 \text{ m.s}^{-1}$$

$$\tau_2 = 1 - \frac{z_{ld} \cdot t}{\pi \cdot D_4} \quad [1]$$

$$\tau_2 = 1 - \frac{30,0003}{\pi \cdot 0,72}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\tau_2 = 0,96$$

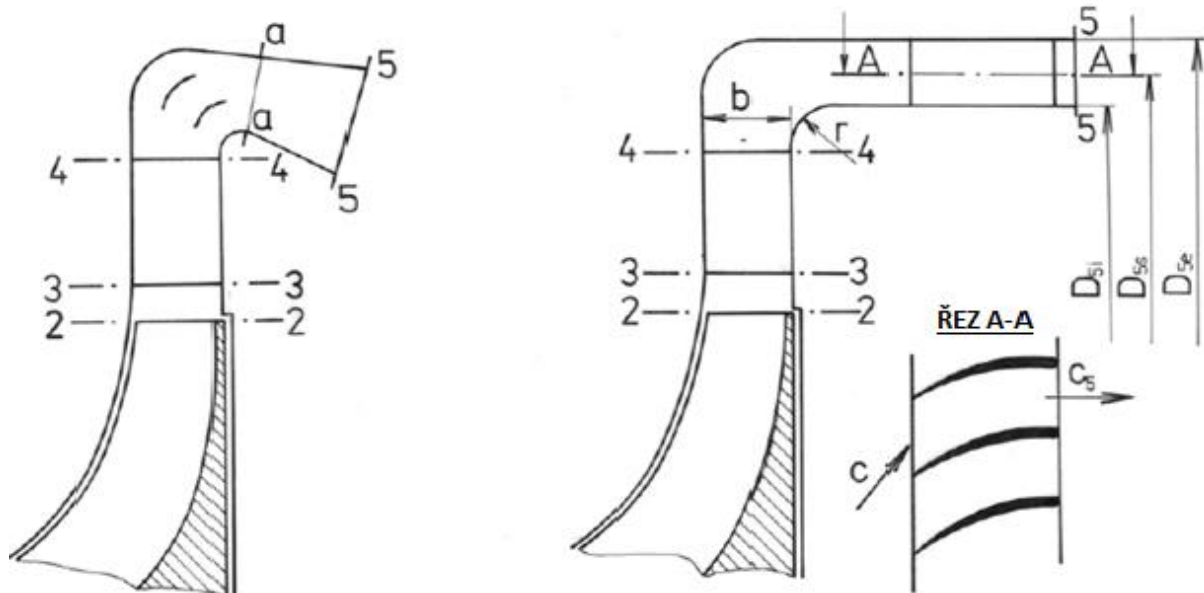
Závěr k difuzorům

Podobně jako v oběžném kole je i bezlopatkový difuzor a lopatkový difuzor počítaný velmi přibližně s uvažováním jistých středních rychlostí a parametrů proudu vzduchu. Uvažovaná šířka obou částí difuzoru se v praxi používá nejčastěji jako konstantní. Lopatky lopatkového difuzoru, jejichž tvar je ve výpočtu minimálně respektovaný, mohou mít různý tvar. V praxi je velmi důležitá důkladná kontrola difuznosti mezilopatkového kanálu.

IV. VÝPOČET VÝSTUPNÍ SOUSTAVY

Předpoklad:

Výstupní soustava odstředivého kompresoru LTKM bude řešena pro prstencový typ výstupní soustavy.



Obr. 17 Prstencová výstupní soustava odstředivého kompresoru LTKM

Prstencová výstupní soustava

Prstencová výstupní soustava se nejčastěji používá u jednoproudových LTKM, které mají za odstředivým kompresorem umístěnou prstencovou, smíšenou nebo sdruženou spalovací komoru. Poněvadž výstupní rychlost vzduchu z lopatkového difuzoru má radiální i obvodovou složku (c_{4r} , c_{4u}), potom po ohnutí proudu ve výstupní soustavě stále zůstává ještě určitá složka rychlosti v obvodovém směru, protože $c_{5u.r} = c_{4u}.r_4$. Většina spalovacích komor vyžaduje vstup vzduchu v osovém směru, a proto je potřebné vložit do koncové části výstupní soustavy usměrňovací lopatky, aby $c_{5u} = 0$.

51. Volba středního průměru na výstupu D_5

$$D_5 \approx D_4 + 2.b_4 \text{ [m]}$$

$$D_5 \approx 0,72 + 2.0,0286$$

$$D_5 = 0,78 \text{ m}$$

52. Stanovení obvodové složky absolutní rychlosti c_{5u}

Předpoklad:

Předpokládá se rovnost momentů hybností proudu vzduchu vzhledem k ose otáčení při přechodu z průměru D_4 na D_5 .

$$c_{5u} = c_{4u} \cdot \frac{D_4}{D_5} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{5u} = 67,44 \cdot \frac{0,72}{0,78}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$c_{5u} = 62,25 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$c_{4u} = c_4 \cdot \sin \alpha_4 \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$c_{4u} = 124,94 \cdot \sin 32,67^\circ$$

$$c_{4u} = 67,44 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

53. Volba výstupní rychlosti c_5

Výstupní rychlost c_5 se volí v rozsahu $c_5 = 100$ až $120 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

$$c_5 = 120 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

54. Stanovení stavových parametrů na výstupu z odstředivého kompresoru

$$T_5 = T_{2c} - \frac{c_5^2}{2 \cdot c_p} \left[\text{K} \right]$$

$$T_5 = 472,78 - \frac{120^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_5 = 465,62 \text{ K}$$

$$\rho_5 = \rho_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{1}{n_4 - 1}} \left[\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \right]$$

$$\rho_5 = 2,95 \cdot \left(\frac{465,62}{465,01} \right)^{\frac{1}{1,7 - 1}}$$

$$\rho_5 = 2,96 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$p_5 = p_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{n_4}{n_4 - 1}} \left[\text{Pa} \right]$$

$$p_5 = 392510,04 \cdot \left(\frac{465,62}{465,01} \right)^{\frac{1,7}{1,7 - 1}}$$

$$p_5 = 393\,761,67 \text{ Pa}$$

55. Určení průtokové plochy v řezu „5 – 5“

$$A_5 = \frac{Q_v}{\rho_5 \cdot c_{5a}} \left[\text{m}^2 \right]$$

$$A_5 = \frac{12}{2,96 \cdot 102,6}$$

$$A_5 = 0,038 \text{ m}^2$$

$$c_{5a} = \sqrt{c_5^2 - c_{5u}^2} \left[\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$c_{5a} = \sqrt{120^2 - 62,25^2}$$

$$c_{5a} = 102,6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

56. Určení rozměrů výstupní soustavy

$$D_{5i} = D_5 - \frac{A_5}{\pi \cdot D_5} [m]$$

$$D_{5i} = 0,78 - \frac{0,038}{\pi \cdot 0,78}$$

$$D_{5i} = 0,76 \text{ m}$$

$$D_{5e} = 2 \cdot D_5 - D_{5i} [m]$$

$$D_{5e} = 2 \cdot 0,78 - 0,76$$

$$D_{5e} = 0,8 \text{ m}$$

57. Určení celkového tlaku na výstupu z odstředivého kompresoru

$$p_{5c} = p_5 \cdot \left(\frac{T_{2c}}{T_5} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_{5c} = 393761,67 \cdot \left(\frac{472,78}{465,62} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$p_{5c} = 415\,364,7 \text{ Pa}$$

58. Kontrola stupně stlačení odstředivého kompresoru

$$\pi_{Kc} = \frac{p_{5c}}{p_{1c}} [1]$$

$$\pi_{Kc} = \frac{415364,7}{99274}$$

$$\pi_{Kc} = 4,18$$

59. Kontrola celkové účinnosti odstředivého kompresoru

$$\eta_{Kc} = \frac{\pi_{Kc}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1}{\frac{T_{2c}}{T_{1c}} - 1} [1]$$

$$\eta_{Kc} = \frac{4,18^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{\frac{472,78}{288} - 1} = 0,79$$

60. Zhodnocení výpočtu odstředivého kompresoru

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

Tabulka 3 Vypočtené parametry odstředivého kompresoru

Parametr	Vypočtená hodnota	Jednotka
p_0	101 325,2	<i>Pa</i>
T_0	288,15	<i>K</i>
p_{0c}	101300	<i>Pa</i>
$T_{1c} = T_{0c}$	288	<i>K</i>
p_{1c}	99 274	<i>Pa</i>
$W_{ad,c}$	146 703,87	<i>J.kg⁻¹</i>
u_2	442,13	<i>m.s⁻¹</i>
$c_1 = c_{1a}$	123,80	<i>m.s⁻¹</i>
T_1	280,37	<i>K</i>
p_1	90 369,57	<i>Pa</i>
D_{1e}	0,354	<i>m</i>
D_{1i}	0,124	<i>m</i>
D_{1s}	0,265	<i>m</i>
D_2	0,545	<i>m</i>
n	15 493,69	<i>min⁻¹</i>
u_{1i}	100,59	<i>m.s⁻¹</i>
u_{1s}	214	<i>m.s⁻¹</i>
u_{1e}	287,18	<i>m.s⁻¹</i>
w_{1e}	312,73	<i>m.s⁻¹</i>
w_{1s}	247,23	<i>m.s⁻¹</i>
w_{1i}	159,51	<i>m.s⁻¹</i>
T_{1i}	280,376	<i>K</i>
T_{1s}	280,375	<i>K</i>
T_{1e}	280,374	<i>K</i>
M_{w1e}	0,93	<i>l</i>
M_{w1s}	0,74	<i>l</i>
M_{w1i}	0,48	<i>l</i>
α_{1i}	50,91	<i>°</i>
α_{1e}	23,32	<i>°</i>
α_{1s}	30,05	<i>°</i>
z_k	28	<i>l</i>
μ	0,91	<i>l</i>
T_{2c}	472,78	<i>K</i>
c_2	420,96	<i>m.s⁻¹</i>
c_{2u}	402,34	<i>m.s⁻¹</i>
T_2	384,62	<i>K</i>
M_{c2}	1,07	<i>l</i>
W_{r1}	7640,33	<i>J.kg⁻¹</i>
W_{r2}	996,22	<i>J.kg⁻¹</i>
W_{r3}	7819,16	<i>J.kg⁻¹</i>
$\sum W_r$	16 455,71	<i>J.kg⁻¹</i>
n_1	1,51	<i>l</i>
p_2	230 372,78	<i>Pa</i>
ρ_2	2,09	<i>kg.m⁻³</i>
b_2	$279,25 \cdot 10^{-4}$	<i>m</i>
τ_1	0,97	<i>m</i>

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

b'_2	$28,60 \cdot 10^{-3}$	m
c'_{2r}	117,15	$m \cdot s^{-1}$
α'_2	16,23	$^\circ$
D_3	0,6	m
α_3	16,67	$^\circ$
T_3	409,38	K
c_{3r}	98,40	$m \cdot s^{-1}$
ρ_3	2,35	$kg \cdot m^{-3}$
c_3	356,97	$m \cdot s^{-1}$
W_r	4520,75	$J \cdot kg^{-1}$
n_2	1,54	l
p_3	275 233,57	Pa
M_{c3}	0,88	l
α_4	32,67	$^\circ$
α_{4k}	35,67	$^\circ$
D_4	0,72	m
l	0,14	m
θ	6,13	$^\circ$
d_4	0,04	m
d_3	0,025	m
z_{ld}	30	l
c_4	124,94	$m \cdot s^{-1}$
τ_2	0,96	m
D_5	0,78	m
c_{5u}	62,25	$m \cdot s^{-1}$
ρ_4	2,95	$kg \cdot m^{-3}$
c_{4u}	67,44	$m \cdot s^{-1}$
p_4	392 510,04	Pa
T_4	465,01	K
$W_{r,ld}$	11443	$J \cdot kg^{-1}$
n_3	1,56	l
c_5	120	$m \cdot s^{-1}$
T_5	465,62	K
ρ_5	2,96	$kg \cdot m^{-3}$
p_5	393 761,67	Pa
A_5	0,038	m^2
c_{5a}	102,6	$m \cdot s^{-1}$
D_{5i}	0,76	m
D_{5e}	0,8	m
p_{5c}	415 364,7	Pa
π_{Kc}	4,18	l
η_{Kc}	0,79	l

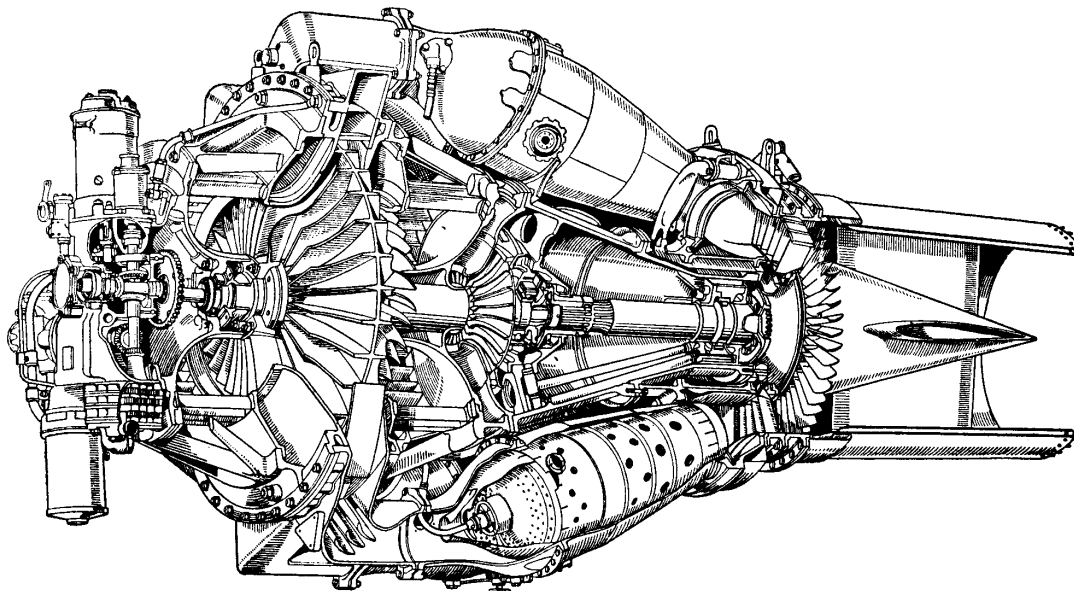
Závěr

Navzdory použitým zjednodušením jsou vypočítané hodnoty poměrně přesné, poněvadž mezi vypočítanými a zadanými hodnotami celkového stlačení a celkové účinnosti jsou jen malé odchylky.

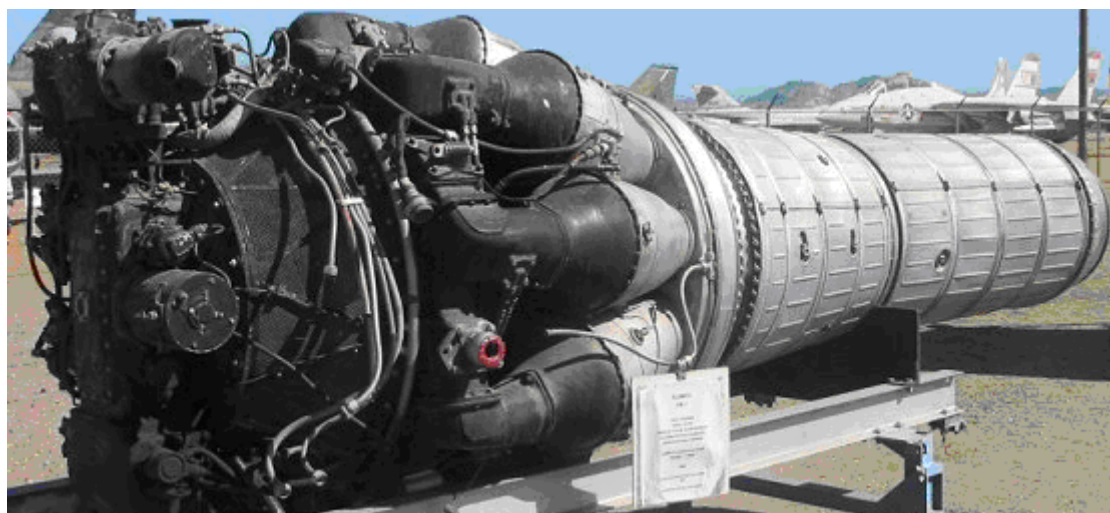
PŘÍKLAD č. 2

Zadání

Vykonejte kontrolní výpočet odstředivého kompresoru s oboustranným oběžným kolem jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1 pro níže uvedené parametry:



Obr. 18 Řez jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru s odstředivým kompresorem s oboustranným oběžným kolem VK-1



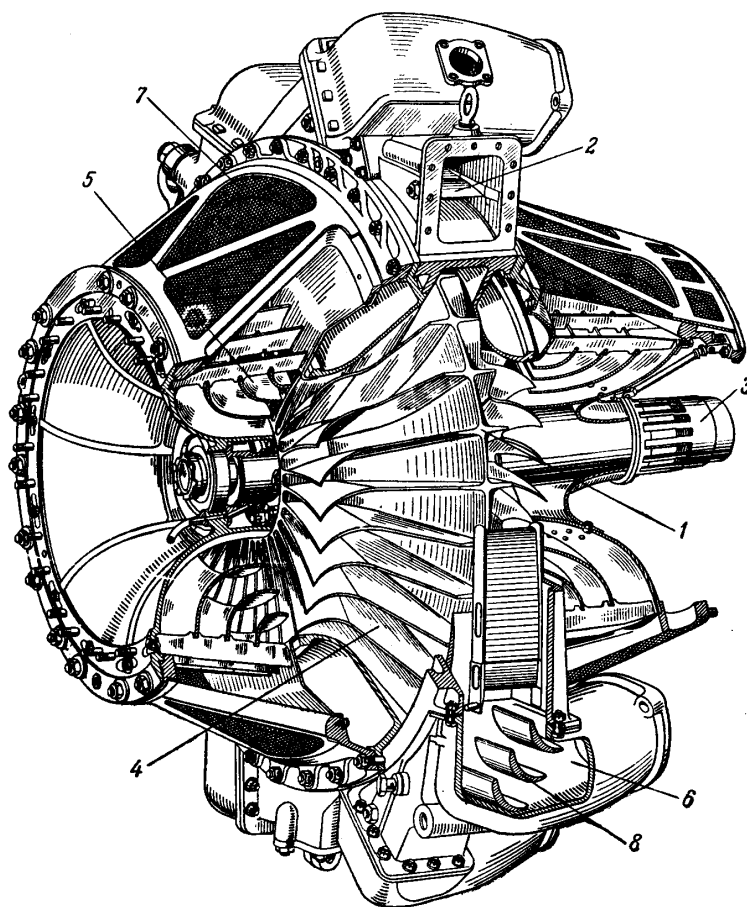
Obr. 19 Jednoproudový letecký turbokompresorový motor s odstředivým kompresorem s oboustranným oběžným kolem VK-1

Popis konstrukce odstředivého kompresoru motoru VK-1

Kompresor motoru VK-1 je odstředivý, jednohřídelový, jednostupňový s oboustranným vstupem vzduchu. Rotor kompresoru tvoří lopatkové oběžné koleso, ke kterému se šrouby upevňuje přední čep a zadní hřídel. Od předního čepu se přenáší krouticí moment do skříně pohonů.

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

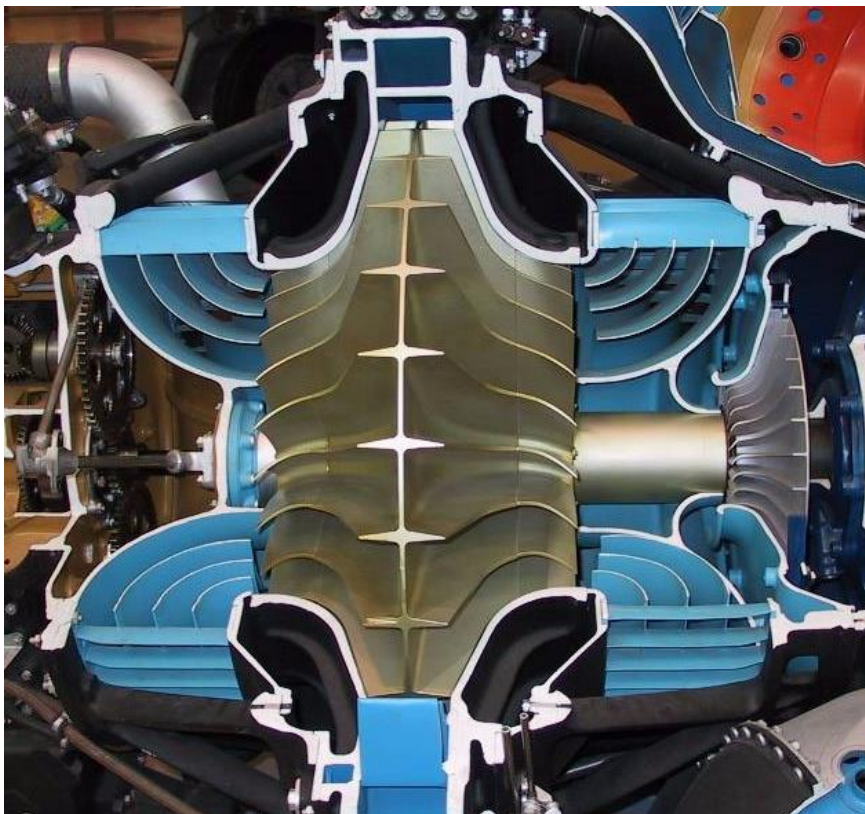
Oboustranná usměrňovací zařízení, která mají po 29 lopatek, usměrňují přívod vzduchu k oběžnému kolu. Usměrňovací lopatky vstupního zařízení a rozdělovací kužele rozdělují vzduch, který z dvou stran vstupuje do oběžného kola. Stlačený vzduch z oběžného kola vystupuje do difuzoru, ze kterého se devíti výstupními nátrubky dostává do devíti samostatných trubkových spalovacích komor. Rotor kompresoru motoru je uložen na předním válečkovém ložisku a středním kuličkovém ložisku. Na hřídeli kompresoru je upevněn ventilátor, který zabezpečuje dodávku vzduchu pro chlazení motoru. Ochranné síto na vstupech do kompresoru zabraňuje vnikání cizích předmětů do oběžného kola kompresoru.



Obr. 20 Schematický řez odstředivého kompresoru s oboustranným oběžným kolem jednofázového motoru VK-1

- 1 – oběžné kolo, 2 – lopatky lopatkového difuzoru, 3 – hřídel kompresoru, 4 – lopatky oběžného kola, 5 – usměrňovací prstence vzduchu, 6 – kolenový výstup vzduchu z kompresoru, 7 – vstupní síto, 8 – usměrňovací lopatky výstupního ústrojí

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET ODSŘEDIVÉHO KOMPRESORU



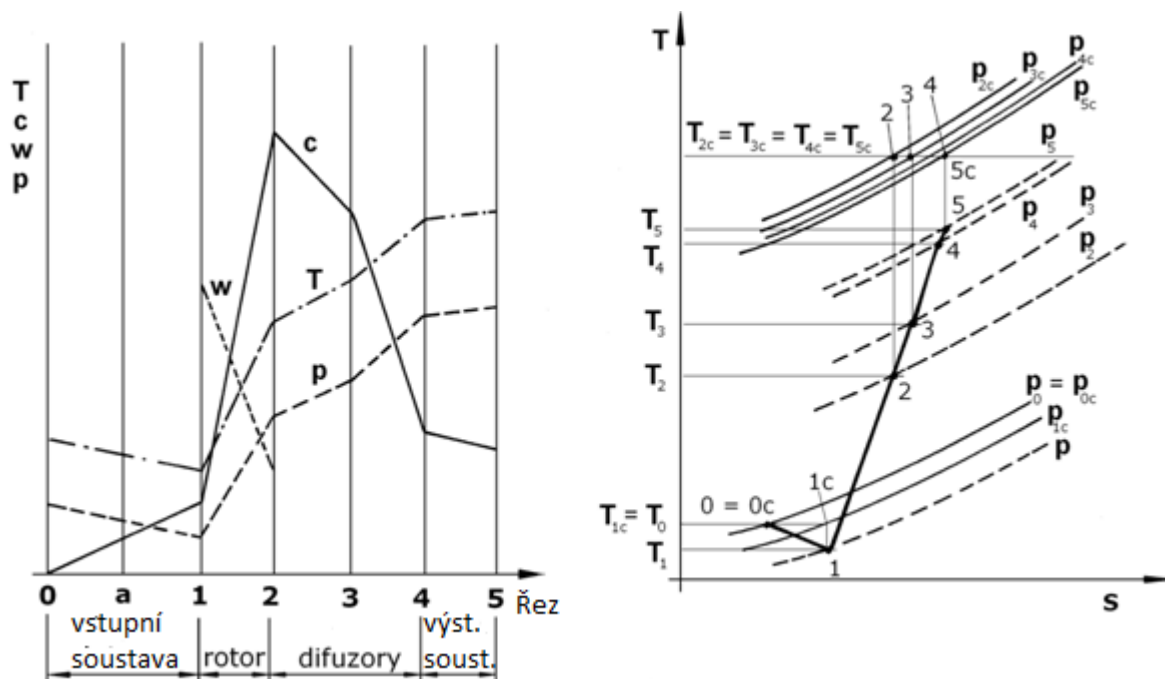
Obr. 21 Detailní pohled na řez odstředivého kompresoru s oboustranným oběžným kolem

Zadané parametry

- průtokové množství vzduchu (pro celé oběžné kolo) $Q_v = 48,2 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 4,42$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,76$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $c_{1u} = 42 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup s rozvířením)
- $T_0 = 288 \text{ K}$
- $c_{1a} = 140 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $v = 0,45$
- $\frac{D_1}{D_2} \approx 0,65$
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $t_1 \approx 3 \text{ mm}$
- $c_3 = 350 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,25$
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 \approx 3 \text{ mm}$

II PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

- $c_5 = 130 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta \approx 0,5 \text{ mm}$
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,35$
- $n_4 = 1,6$



Obr. 22 Průběh změny parametrů vzduchu při průtoku odstředivým kompresorem LTKM

1. Z tabulek MSA je možné odečíst pro zadané hodnoty

Pro základní fyzikální podmínky:

$$p_0 = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

2. Celkový tlak a celková teplota na vstupu do kompresoru

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [\text{Pa}]$$

$$p_{0c} = 101\,325,2 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2 \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}}$$

$$p_{0c} = 101\,325,2 \text{ Pa}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) [K]$$

$$T_{0c} = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2 \right)$$

$$\mathbf{T_{0c} = 288,15 K}$$

Kde:

$$\kappa = 1,4$$

$$M_0 = \frac{c_0}{20,05 \cdot \sqrt{T_0}} [1]$$

$$M_0 = \frac{0}{20,05 \cdot \sqrt{288,15}}$$

$$M_0 = 0$$

3. Celkový tlak p_{1c} a celková teplota T_{1c} na vstupu do oběžného kola

Předpoklad:

Na vstup do oběžného kola nepřivádíme ani neodvádíme teplo $\Delta Q_0 = 0$.

$$p_{1c} = \sigma_v \cdot p_{0c} [Pa]$$

$$p_{1c} = 0,98 \cdot 101325,2$$

$$\mathbf{p_{1c} = 99\,298,7 Pa}$$

Hodnota součinitele zachování celkového tlaku na vstupu do oběžného kola kompresoru σ_v se volí v rozsahu $\sigma_v = 0,97$ až $0,99$ pro případ nulové rychlosti $M_0 = 0$.

$$T_{1c} = T_{0c} [K]$$

$$\mathbf{T_{1c} = 288,15 K}$$

4. Výpočet adiabatické práce kompresoru

$$W_{ad,c} = c_p \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{ad,c} = 1\,005 \cdot 288 \cdot \left(4,42^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$\mathbf{W_{ad,c} = 153\,112,62 J \cdot kg^{-1}}$$

5. Výpočet obvodové rychlosti na výstupu z oběžného kola u_2

Předpoklad:

1. Vzduch vstupuje do kompresoru s rozvířením, tedy platí: $c_{1u} = 42 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

2. Volba součinitele skluzu μ , který má hodnotu $\mu = 0,86$ až $0,92$.

Volba součinitele třecí práce disku α , který má u odstředivých kompresorů LTKM hodnotu

$\alpha = 0,03$ až $0,05$. Součinitel skluzu $\mu = \frac{c_{2u}}{u_{2\infty}} [1]$ je poměr obvodových složek absolutní rych-

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

losti proudu vzduchu pro skutečné oběžné kolo a oběžné kolo s nekonečným počtem lopatek. Pro oběžné kolo s radiálními lopatkami platí $c_{2u,\infty} = u_2$. Součinitel α definuje ztráty v koncové části oběžného kola $\alpha = \alpha_0$.(1).

3. Přibližné stanovení obvodové rychlosti na vnějším průměru oběžného kola odstředivého kompresoru.

$$u_2 = \sqrt{\frac{W_{ad,c}}{\eta_{Kc} \cdot (\mu + \alpha)}} \quad [m.s^{-1}]$$

$$\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,25 \approx 0,35 [1]$$

$$u_2 = \sqrt{\frac{153112,62}{0,76 \cdot (0,91 + 0,04)}}$$

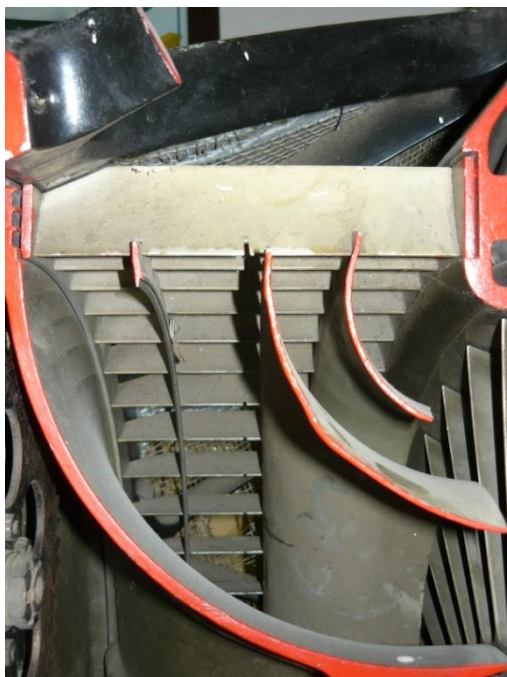
$$u_2 = 460,51 \text{ m.s}^{-1}$$

6. Stanovení absolutní rychlosti na vstupu do oběžného kola c_1

$$c_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + c_{1u}^2}$$

$$c_1 = \sqrt{140^2 + 42^2}$$

$$c_1 = 146 \text{ m.s}^{-1}$$



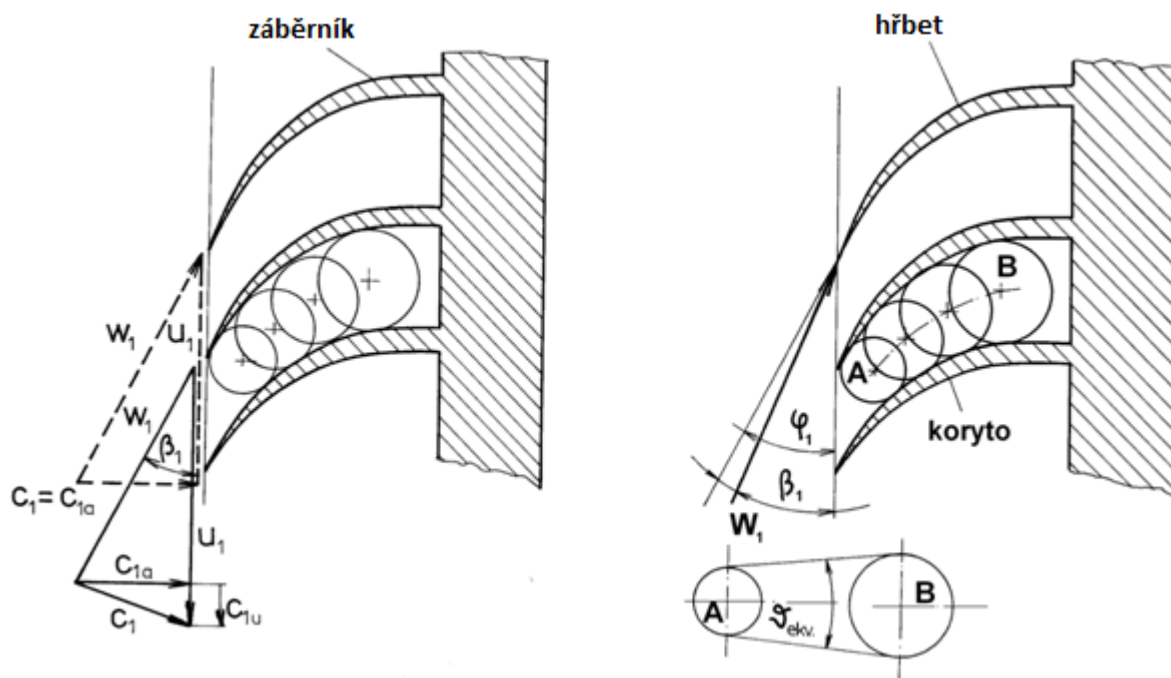
Obr. 23 Usměrnovací prstence na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1

7. Parametry na vstupu do oběžného kola na středním průměru

Předpoklad: $c_1 = c_{1s}$ [m.s⁻¹]

$$c_{1s} = c_1 = 146 \text{ m.s}^{-1}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru



Obr. 24 Rychlostní poměry na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru LTKM s rozvřením a bez rozvření



Obr. 25 Záběrník oběžného kola odstředivého kompresoru leteckého turbokompresorového motoru VK-1

$$T_1 = T_{1c} - \frac{c_{1s}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_1 = 288,15 - \frac{146^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_1 = 277,4 \text{ K}$$

II PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$p_1 = p_{1c} \left(\frac{T_1}{T_{1c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_1 = 99\,298,7 \cdot \left(\frac{277,4}{288,15} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$p_1 = 87\,084,6 \text{ Pa}$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R \cdot T_1} [kg \cdot m^{-3}]$$

$$\rho_1 = \frac{87084,6}{287,1 \cdot 277,4}$$

$$\rho_1 = 1,09346 \text{ kg} \cdot m^{-3}$$

8. Výpočet vnějšího průměru na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru

Přes každou stranu oběžného kola odstředivého kompresoru při činnosti motoru na zkušebně protéká poloviční množství vzduchu.

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot Q_v}{\pi \cdot c_{1as} \cdot \rho_1 (1 - v^2)}} [m]$$

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot 24,1}{\pi \cdot 140 \cdot 1,09346 \cdot (1 - 0,45^2)}}$$

$$D_{1e} = 0,5013 \text{ m}$$

$$v = \frac{D_{1i}}{D_{1e}} = 0,45 [1]$$

$$D_{1i} = 0,45 \cdot 0,5014$$

$$D_{1i} = 0,2256 \text{ m}$$

9. Stanovení středního průměru na vstupu do oběžného kola

$$D_{1s} = D_{1e} \cdot \sqrt{\frac{1 + v^2}{2}} [m]$$

$$D_{1s} = 0,5013 \cdot \sqrt{\frac{1 + 0,45^2}{2}}$$

$$D_{1s} = 0,3887 \text{ m}$$

10. Stanovení vnějšího průměru oběžného kola odstředivého kompresoru

Poměr $\frac{D_{1e}}{D_2} \approx 0,45 \div 0,65$. V uvedeném rozsahu se volí poměr průměrů.

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET ODSŘEDIVÉHO KOMPRESORU

$$D_2 = \frac{D_{1e}}{0,65} [m]$$

$$D_2 = \frac{0,5013}{0,65}$$

$$D_2 = 0,771 \text{ m}$$

11. Výpočet otáček odstředivého (radiálního) kompresoru

$$n = \frac{60 \cdot u_2}{\pi \cdot D_2} [\text{min}^{-1}]$$

$$n = \frac{60 \cdot 460,51}{\pi \cdot 0,771} = 11407,4 \text{ min}^{-1}$$

$$n = 11\,407,4 \text{ min}^{-1}$$

12. Výpočet vstupní obvodové rychlosti oběžného kola odstředivého kompresoru

$$u_{1i} = \frac{\pi \cdot D_{1i} \cdot n}{60} [m \cdot s^{-1}]$$

$$u_{1i} = \frac{\pi \cdot 0,2256 \cdot 11407,4}{60}$$

$$u_{1i} = 134,75 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru



Obr. 26 Oboustranné oběžné kolo odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1

$$u_{1s} = \frac{\pi \cdot D_{1s} \cdot n}{60} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$u_{1s} = \frac{\pi \cdot 0,3887 \cdot 11407,4}{60}$$

$$u_{1s} = 232,17 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot D_{1e} \cdot n}{60} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot 0,5013 \cdot 11407,4}{60}$$

$$u_{1e} = 299,42 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

13. Výpočet vstupní relativní rychlosti oběžného kola odstředivého kompresoru

$$w_{li} = \sqrt{u_{li}^2 + c_{lai}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$w_{li} = \sqrt{134,75^2 + 140^2}$$

$$w_{li} = \mathbf{194,31 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{ls} = \sqrt{u_{ls}^2 + c_{las}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$w_{ls} = \sqrt{232,17^2 + 140^2}$$

$$w_{ls} = \mathbf{271,11 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{le} = \sqrt{u_{le}^2 + c_{lae}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$w_{le} = \sqrt{299,42^2 + 140^2}$$

$$w_{le} = \mathbf{330,53 \text{ m.s}^{-1}}$$

Předpoklad:

$$c_{lai} = c_{las} = c_{lae} = c_{la} = c_l [m.s^{-1}]$$

$$c_{lr,r} = \text{konst.}$$

14. Statická teplota na vstupu do oběžného kola odstředivého kompresoru

$$T_{li} = T_{0c} - \frac{c_{li}^2}{2.c_p} \quad [K]$$

$$c_{li} = \sqrt{w_{li}^2 - u_{li}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{li} = \mathbf{139,99 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$T_{li} = 288 - \frac{139,99^2}{2.1005}$$

$$T_{li} = \mathbf{278,25 \text{ K}}$$

$$T_{ls} = T_{0c} - \frac{c_{ls}^2}{2.c_p} \quad [K]$$

$$c_{ls} = \sqrt{w_{ls}^2 - u_{ls}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{ls} = \sqrt{271,11^2 - 232,17^2}$$

$$c_{ls} = \mathbf{139,99 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$T_{ls} = 288 - \frac{139,99^2}{2.1005}$$

$$T_{ls} = \mathbf{278,25 \text{ K}}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$T_{1e} = T_{0c} - \frac{c_{1e}^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$c_{1e} = \sqrt{w_{1e}^2 - u_{1e}^2} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{1e} = \sqrt{330,53^2 - 299,42^2}$$

$$c_{1e} = 139,99 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$T_{1e} = 288 - \frac{139,99^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_{1e} = 278,25 \text{ K}$$

15. Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vstupu do oběžného kola

$$M_{w1i} = \frac{w_{1i}}{20,05 \sqrt{T_{1i}}} \quad [1]$$

$$M_{w1i} = \frac{194,31}{20,05 \cdot \sqrt{278,25}}$$

$$M_{w1i} = 0,581$$

$$M_{w1s} = \frac{w_{1s}}{20,05 \sqrt{T_{1s}}} \quad [1]$$

$$M_{w1s} = \frac{271,11}{20,05 \cdot \sqrt{278,25}}$$

$$M_{w1s} = 0,81$$

$$M_{w1e} = \frac{w_{1e}}{20,05 \sqrt{T_{1e}}} \quad [1]$$

$$M_{w1e} = \frac{330,53}{20,05 \cdot \sqrt{278,25}}$$

$$M_{w1e} = 0,988$$

16. Určení úhlu α_1

$$tg \alpha_{1i} = \frac{c_{1ai}}{u_{1i} - c_{1ui}} \Rightarrow \alpha_{1i} \quad [^\circ]$$

$$tg \alpha_{1i} = \frac{140}{134,75 - 42} \Rightarrow \alpha_{1i} = 56,48^\circ$$

$$tg \alpha_{1s} = \frac{c_{1as}}{u_{1s} - c_{1ui}} \Rightarrow \alpha_{1s} \quad [^\circ]$$

$$tg \alpha_{1s} = \frac{140}{232,17 - 42} \Rightarrow \alpha_{1s} = 36,36^\circ$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET ODSŤŘEDIVÉHO KOMPRESORU

$$\operatorname{tg} \alpha_{1e} = \frac{c_{1ae}}{u_{1e} - c_{1ui}} \Rightarrow \alpha_{1e} [^\circ]$$

$$\operatorname{tg} \alpha_{1e} = \frac{140}{299,42 - 42} \Rightarrow \alpha_{1e} = 28,54^\circ$$

17. Volba počtu lopatek z_k oběžného kola odstředivého kompresoru

$$z_k = \frac{2 \cdot \pi \cdot \sin \frac{\varphi_{1s} + \varphi_2}{2}}{k \cdot \ln \frac{D_2}{D_{1e}}} [1]$$

$$z_k = \frac{2 \cdot \pi \cdot \sin \frac{36,36 + 90}{2}}{0,45 \cdot \ln \frac{0,77138}{0,5014}} = 28,9$$

$$z_k = 28$$

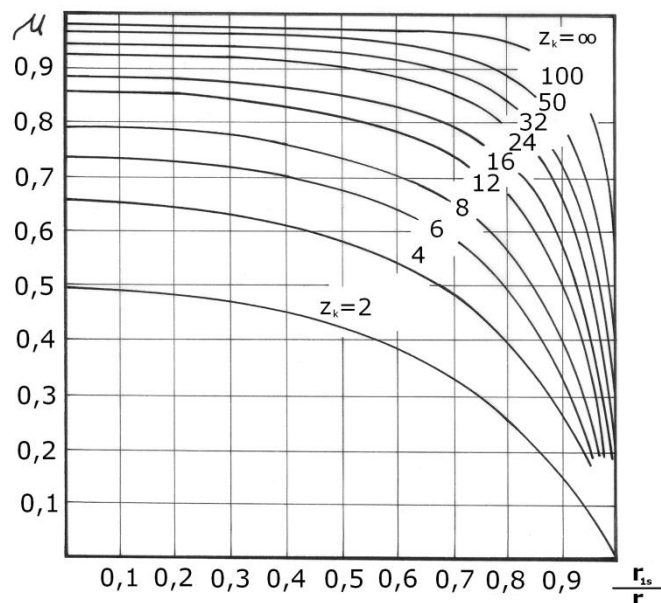
Poznámka:

Vypočítaná hodnota počtu lopatek musí být zaokrouhlená na celé číslo. Na reálném oběžném kole LTKM VK-1 je 28 lopatek, takže bude zaokrouhlení vykonáno směrem k nižšímu počtu lopatek.

Kde:

$$\varphi_{1s} = \alpha_{1s}$$

$$\varphi_2 = 90^\circ$$



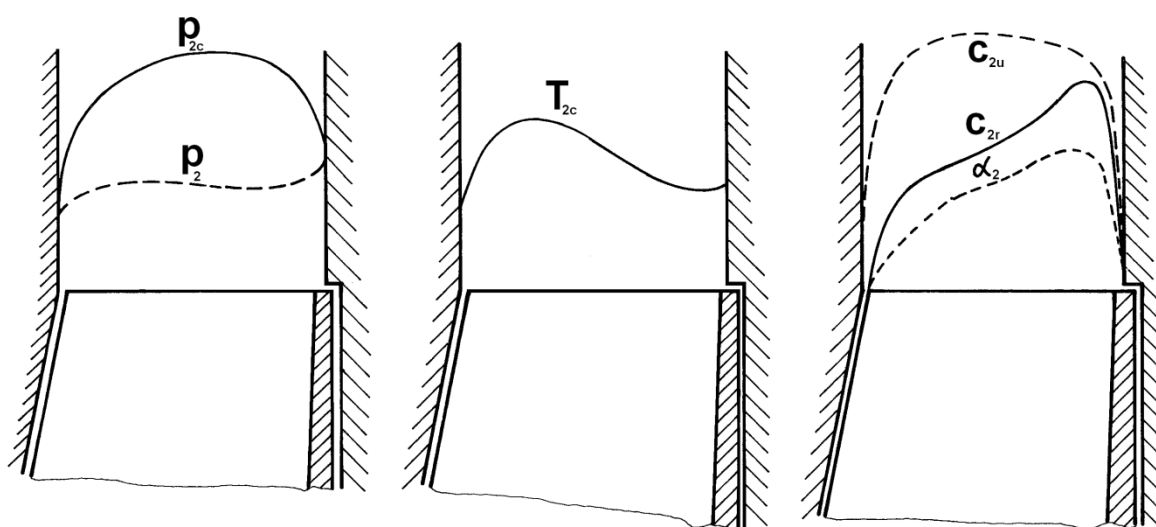
Obr. 27 Závislost součinitele skluzu na poměru poloměrů pro zadaný počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru

18. Kontrola voleného součinitele skluzu μ

$$\mu = \frac{1}{1 + \frac{2\pi}{3 \cdot z_k} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{D_{1s}}{D_2}\right)^2}} \quad [1]$$

$$\mu = \frac{1}{1 + \frac{2\pi}{3 \cdot 28} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{0,3887}{0,771}\right)^2}} = 0,909$$

$$\mu = 0,909$$



Obr. 28 Průběh změny parametrů vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

19. Celková teplota vzduchu za oběžným kolem T_{2c}

$$T_{2c} = T_{1c} + \frac{1}{c_p} \cdot [u_2^2 \cdot (\mu + \alpha) - u_{1s} \cdot c_{1us}] \quad [K]$$

$$T_{2c} = 288 + \frac{1}{1005} \cdot [460,51^2 \cdot (0,909 + 0,04) - 232,17 \cdot 42]$$

$$T_{2c} = 478,52 \text{ K}$$

20. Absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2r}^2} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_2 = \sqrt{419,06^2 + 140^2}$$

$$c_2 = 447,15 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Kde:

$$c_{2r} = c_{1a} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{2u} = \mu \cdot u_2$$

$$c_{2u} = 0,91 \cdot 460,51$$

$$c_{2u} = 419,06 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

21. Statická teplota na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$T_2 = 478,52 - \frac{447,15^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_2 = 379,05 \text{ K}$$

22. Machovo číslo na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$M_{c2} = \frac{c_2}{20,05 \cdot \sqrt{T_2}} \quad [1]$$

$$M_{c2} = \frac{447,15}{20,05 \cdot \sqrt{379,05}}$$

$$M_{c2} = 1,145$$

23. Určení celkových ztrát při průtoku vzduchu oběžným kolem odstředivého kompresoru

$$W_{r1} = \xi_1 \cdot \frac{w_{1s}^2}{2} \quad [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{r1} = 0,25 \cdot \frac{271,11^2}{2}$$

$$W_{r1} = 9187,58 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$W_{r2} = \xi_2 \cdot \frac{c_{1a}^2}{2} \quad [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{r2} = 0,13 \cdot \frac{140^2}{2}$$

$$W_{r2} = 1274 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$$W_{r3} = \alpha \cdot u_2^2 \quad [J \cdot kg^{-1}]$$

$$W_{r3} = 0,04 \cdot 460,51^2$$

$$W_{r3} = 8482,78 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}$$

Kde:

$$\xi_1 = 0,1 \div 0,3$$

$$\xi_2 = 0,1 \div 0,2$$

$$\sum W_r = W_{r1} + W_{r2} + W_{r3}$$

$$\sum W_r = 9187,58 + 1274 + 8482,78$$

$$\sum W_r = 18944,36 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}$$

24. Stanovení polytropického exponentu stlačení v oběžném kole n1

Předpoklad:

Není odváděno žádné teplo z oběžného kola odstředivého kompresoru.

II PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\frac{n_1}{n_1 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{\sum W_r}{R \cdot (T_2 - T_1)} \quad [1]$$

$$\frac{n_1}{n_1 - 1} = \frac{1,4}{1,4 - 1} - \frac{18944,36}{287,1 \cdot (379,05 - 277,4)}$$

$$n_1 = 1,54$$

25. Statický tlak na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{n_1}{n_1 - 1}} \quad [Pa]$$

$$p_2 = 87084,6 \cdot \left(\frac{379,05}{277,4} \right)^{\frac{1,54}{1,54 - 1}}$$

$$p_2 = 212\,140,74 \text{ Pa}$$

26. Specifická hmotnost vzduchu na výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru

$$\rho_2 = \frac{p_2}{R \cdot T_2} \quad [kg \cdot m^{-3}]$$

$$\rho_2 = \frac{212140,74}{287,1 \cdot 379,05}$$

$$\rho_2 = 1,94706 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$$

27. Stanovení šířky oběžného kola na výstupu

$$b_2 = \frac{Q_v}{c_{2r} \cdot \rho_2 \cdot \pi \cdot D_2 \cdot \tau_1} \quad [m]$$

$$b_2 = \frac{24,1}{140 \cdot 1,94706 \cdot \pi \cdot 0,771 \cdot 0,9744}$$

$$b_2 = 3\,697 \cdot 10^{-4} \text{ m}$$

28. Skutečná šířka oboustranného oběžného kola odstředivého kompresoru

$$b_{2,skut.} = 2 \cdot 3697 \cdot 10^{-4}$$

$$b_{2,skut.} = 7\,394 \cdot 10^{-4} \text{ m}$$

$$\tau_1 = 1 - \frac{z_k \cdot t}{\pi \cdot D_2} \quad [1]$$

$$\tau_1 = 1 - \frac{28,2 \cdot 10^{-3}}{\pi \cdot 0,771}$$

$$\tau_1 = 0,9769$$

Doporučení:

Volit pro $D_2 < 200 \text{ mm}$: $t = 1,2$ až $1,5 \text{ mm}$.

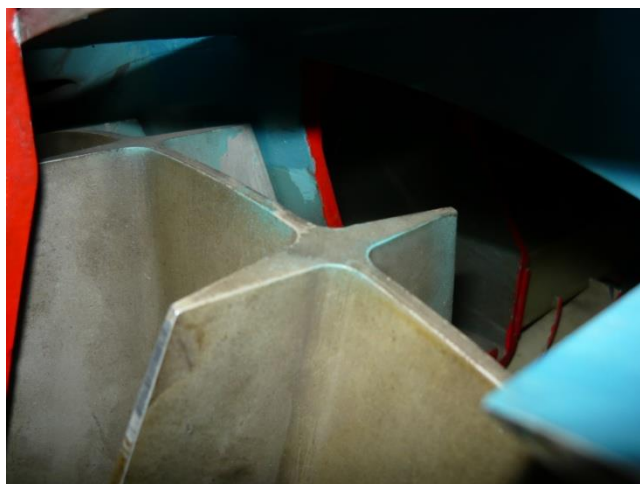
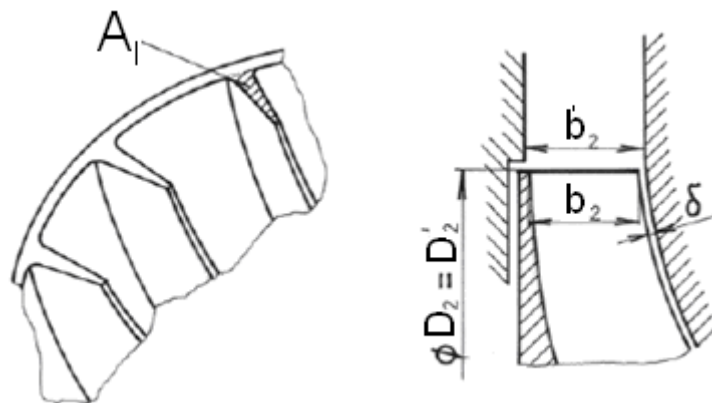
Volit pro $D_2 < 250 \text{ mm}$: $t = 1,8$ až $2,0 \text{ mm}$.

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého KOMPRESORU

Volit pro $D_2 > 250$ mm: $t = 2$ mm.

Poznámka:

Vzhledem na to, že se jedná o oboustranné oběžné kolo, při výpočtu šířky oběžného kola na výstupu byla použita poloviční hodnota průtokového množství vzduchu, poněvadž druhá zrcadlová část kola má shodné geometrické parametry jako čelní část oběžného kola. Celková šířka oběžného kola zodpovídá přibližně dvojnásobku vypočítané šířky oběžného kola.



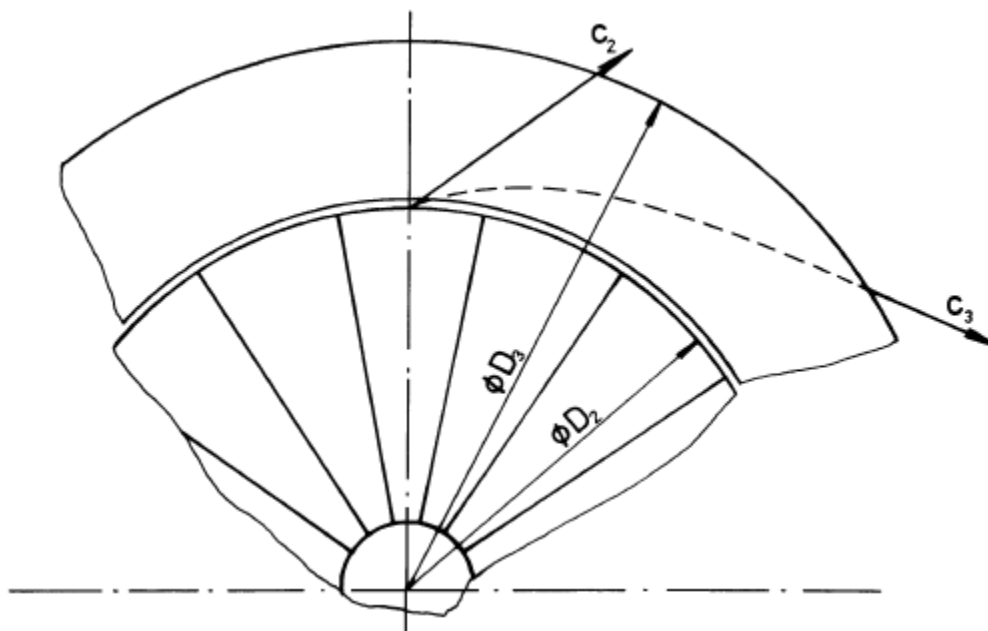
Obr. 29 Plocha výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru LTKM zastavěná lopatkami a pohled na plochu výstupu z oběžného kola odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1

Závěr k výpočtu oběžného kola

Uvedený výpočet oběžného kola je přibližný. Uvažují se jen střední hodnoty rychlostí a jednotlivých stavových veličin v jednotlivých typických řezech, i když jsou ve skutečnosti značně proměnlivé. Není kontrolována volba součinitele α při ztrátách W_3 .

Po návrhu hlavních rozměrů oběžného kola by následovalo profilování lopatek, určení průběhu ploch v mezilopatkovém kanálu, případně detailní výpočet průběhu parametrů a rychlostí v oběžném kole. Tyto výpočty jsou značně náročné a nejsou předmětem tohoto výpočtového cvičení.

II. VÝPOČET BEZLOPATKOVÉHO DIFUZORU Odstředivého kompresoru



Obr. 30 Principiální schéma bezlopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Předpoklad:

- nedochází k odvodu tepla do atmosféry
- celkové teploty $T_{2c} = T_{3c} = T_{4c} = \text{konst.}$

28. Určení vstupní rychlosti do bezlopatkového difuzoru

Doporučení:

Je vhodné zvětšit šířku bezlopatkového difuzoru (BLD) vzhledem ke koncové šířce oběžného kola o 0,6 až 0,8 mm.

$$b_{2,skut.}' = b_{2,skut.} + (0,6 \text{ až } 0,8) \text{ [mm]}$$

$$b_{2,skut.}' = 73,94 + 0,7$$

$$\mathbf{b_{2,skut.}' = 74,64 \text{ mm}}$$

Předpoklad:

$$c_{2u}' = c_{2u} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{2r}' = c_{2r} \cdot \tau_1 \cdot \frac{b_2}{b_2'} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{2r}' = 140,09769 \cdot \frac{73,94 \cdot 10^{-3}}{74,64 \cdot 10^{-3}}$$

$$\mathbf{c_{2r}' = 135,48 \text{ m. s}^{-1}}$$

29. Stanovení středního úhlu na vstupu do bezlopatkového difuzoru

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\operatorname{tg} \alpha'_2 = \frac{c'_{2r}}{c'_{2u}} \Rightarrow \alpha'_2 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\operatorname{tg} \alpha'_2 = \frac{135,48}{419,06} \Rightarrow \alpha'_2 = 17,92^\circ$$

30. Volba délky bezopatkového difuzoru

$$\frac{D_3}{D_2} = 1,05 \div 1,15$$

$$D_3 = 0,77138 \cdot 1,09$$

$$D_3 = \mathbf{0,8408 \text{ m}}$$

31. Výpočet středního úhlu na výstupu z bezopatkového difuzoru

Předpoklad:

$$b_4 = b_3 = b_2'$$

$$\operatorname{tg} \alpha_3 = \operatorname{tg} \alpha'_2 + \frac{\xi_{tr}}{b_3} (r_3 - r_2) \Rightarrow \alpha_3 \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\operatorname{tg} \alpha_3 = \operatorname{tg} 17,92 + \frac{0,88 \cdot 10^{-2}}{37,67 \cdot 10^{-3}} (0,4204 - 0,386) \Rightarrow \alpha_3 = 18,38^\circ$$

32. Statická teplota vzduchu na výstupu z bezopatkového difuzoru

$$T_3 = \frac{T_{3c}}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_3^2} \text{ [K]}$$

$$T_3 = \frac{478,52}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0,85^2}$$

$$T_3 = \mathbf{418,104 \text{ K}}$$

Kde:

Pro podmínku $M_3 \leq 0,9$ je zvoleno $M_3 = 0,85$.

33. Absolutní rychlost na výstupu z bezopatkového difuzoru

$$c_{3r} = c'_{2r} \cdot \frac{D_2'}{D_3} \cdot \frac{\rho_2}{\rho_3} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{3r} = 134,22 \cdot \frac{0,77138}{0,8408} \cdot \frac{1,94706}{2,1028}$$

$$c_{3r} = \mathbf{114,02 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$\frac{\rho_3}{\rho_2} = 1,08$$

$$\rho_2$$

$$\rho_3 = 1,08 \cdot 1,94706$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\rho_3 = 2,1028 \text{ kg.m}^{-3}$$

$$c_3 = M_3 \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_3} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_3 = 0,85 \sqrt{1,4287 \cdot 1,418,104}$$

$$c_3 = 348,45 \text{ m.s}^{-1}$$

34. Třecí práce v bezlopatkovém difuzoru

$$W_r = \frac{\xi_{str}}{4 \cdot b_3} \cdot \frac{(c_2 - c_3)^2}{\sin \alpha_{str}} \cdot (r_3 - r_2) \text{ [J.kg}^{-1}\text{]}$$

$$W_r = \frac{0,88 \cdot 10^{-2}}{4,03767 \cdot 10^{-3}} \cdot \frac{(447,15 - 348,45)^2}{\sin 17,584} \cdot (0,4204 - 0,386)$$

$$W_r = 6\,478,34 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$\alpha_{str} = \frac{\alpha_3 + \alpha_2'}{2} \Rightarrow \frac{17,798 + 17,37}{2} \Rightarrow 17,584^\circ$$

35. Polytropický exponent stlačení v bezlopatkovém difuzoru n_2

Předpoklad:

- stavové veličiny na vstupu do bezlopatkového difuzoru se nemění

$$- p_2 = p_2'$$

$$- \rho_2 = \rho_2'$$

$$- T_2 = T_2'$$

$$\frac{n_2}{n_2 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{W_r}{R \cdot (T_3 - T_2)} \text{ [1]}$$

$$\frac{n_2}{n_2 - 1} = \frac{1,4}{1,4 - 1} - \frac{6478,34}{287,1 \cdot (418,104 - 379,05)}$$

$$n_2 = 1,52$$

36. Specifická hmotnost na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$\rho_3 = \rho_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{1}{n_2 - 1}} \text{ [kg.m}^{-3}\text{]}$$

$$\rho_3 = 1,94706 \cdot \left(\frac{418,104}{379,05} \right)^{\frac{1}{1,52 - 1}}$$

$$\rho_3 = 2,3511 \text{ kg.m}^{-3}$$

37. Statický tlak na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$p_3 = p_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} \right)^{\frac{n_2}{n_2 - 1}} \text{ [Pa]}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$p_3 = 212140,74 \cdot \left(\frac{418,104}{379,05} \right)^{\frac{1,52}{1,52-1}}$$

$$p_3 = 282560,57 \text{ Pa}$$

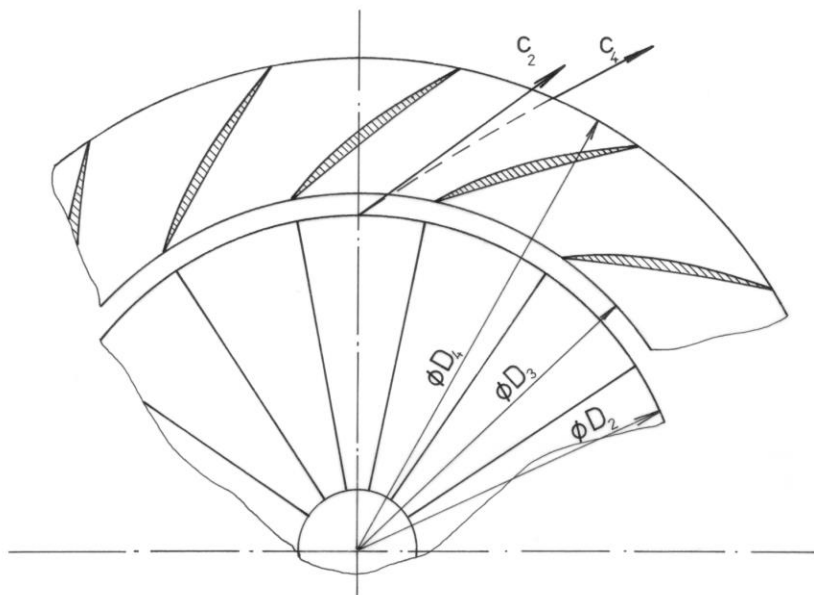
38. Kontrola velikosti Machova čísla na výstupu z bezlopatkového difuzoru

$$M_{c3} = \frac{c_3}{20,05 \cdot \sqrt{T_3}} [1]$$

$$M_{c3} = \frac{348,45}{20,05 \cdot \sqrt{418,104}}$$

$$M_{c3} = 0,85$$

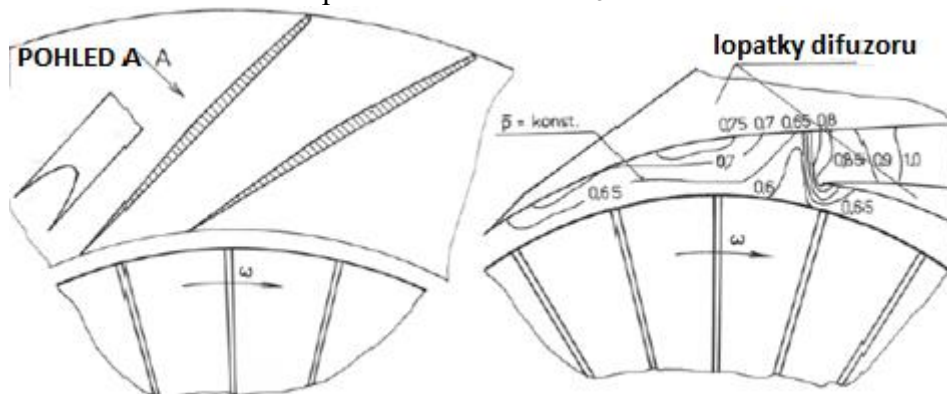
III. VÝPOČET Lopatkového difuzoru Odstředivého kompresoru



Obr. 31 Principiální schéma lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Předpoklad:

- střední výstupní absolutní rychlost na výstupu z bezlopatkového difuzoru c_3 vstupuje do lopatkového difuzoru pod úhlem α_3 ,
- úhel střední křivky lopatky od obvodového směru na průměru D_3 je $\alpha_{3k} = \alpha_3 + i$, úhel náběhu i bývá v rozsahu $\pm 1^\circ$,
- je uvažována konstantní šířka lopatkového difuzoru $b_3 = b_4$.



Obr. 32 Rozložení tlakových polí na vstupu do lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru LTKM

39. Volba výstupního úhlu proudu vzduchu z lopatkového difuzoru

$$\alpha_4 = \alpha_3 + (12 \text{ až } 20^\circ) [^\circ]$$

$$\alpha_4 = 18,38 + 16$$

$$\alpha_4 = 34,38^\circ$$

40. Stanovení úhlu lopatky na výstupu z lopatkového difuzoru

$$\alpha_{4k} = \alpha_4 + (2 \text{ až } 4^\circ) [^\circ]$$

$$\alpha_{4k} = 34,38 + 3$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\alpha_{4k} = 37,38^\circ$$

41. Volba poměru průměrů D_4/D_3

$$\frac{D_4}{D_3} = 1,25 \Rightarrow D_4 = 1,25 \cdot 0,8408$$

$$D_4 = 1,051 \text{ m}$$

Kontrola poměru ploch A_4/A_3 :

Jejich poměr by měl být přibližně 2,5.

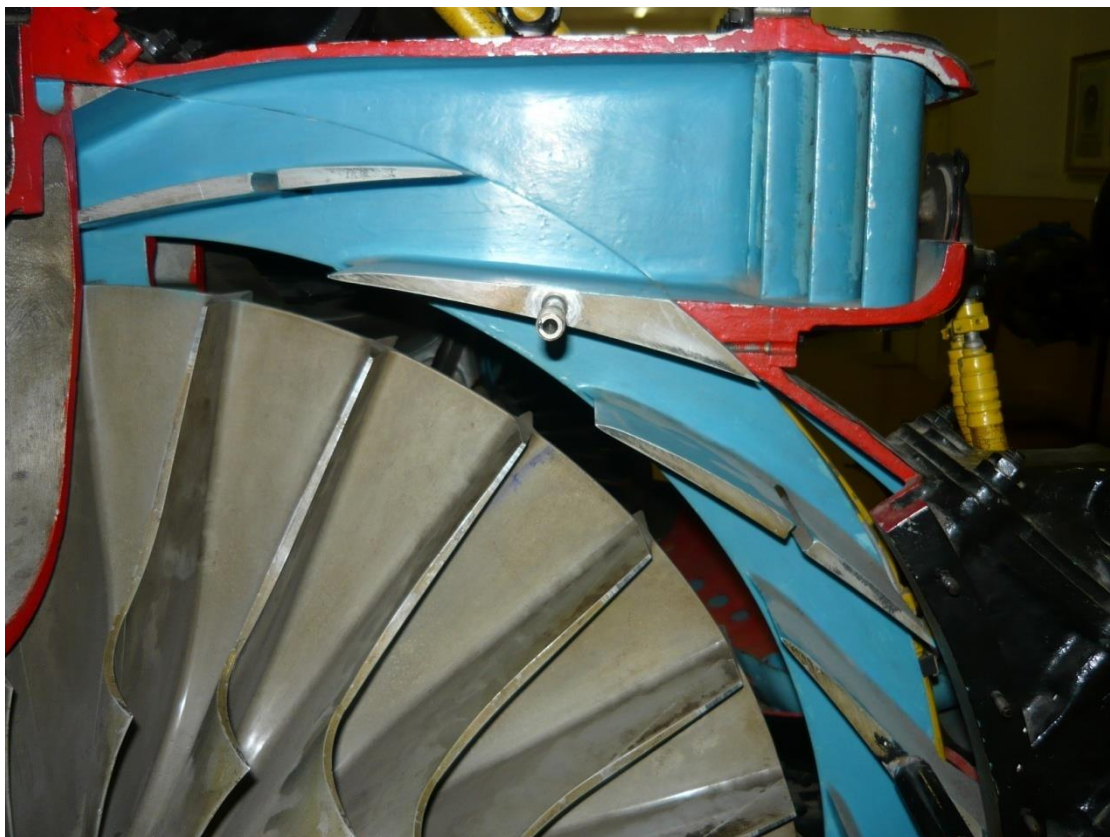
$$\frac{A_4}{A_3} = \frac{D_4}{D_3} \cdot \frac{\sin \alpha_{4k}}{\sin \alpha_{3k}} \Rightarrow \frac{1,051}{0,8408} \cdot \frac{\sin 37,38}{\sin 18,38} \Rightarrow 2,407$$

42. Určení délky střední křivky lopatky

$$l = \frac{r_4^2 - r_3^2}{\sqrt{r_4^2 + r_3^2 - 2 \cdot r_3 \cdot r_4 \cdot \cos(\alpha_{3k} + \alpha_{4k})}} [m]$$

$$l = \frac{0,5255^2 - 0,4204^2}{\sqrt{0,5255^2 + 0,4204^2 - 2 \cdot 0,4204 \cdot 0,5255 \cdot \cos(16,98 + 37,38)}}$$

$$l = 0,2249 \text{ m}$$



Obr. 33 Pohled na lopatkový difuzor odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1

43. Určení úhlu rozevření kanálu lopatkového difuzoru

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{d_4 - d_3}{2l} \Rightarrow \theta [^\circ]$$

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{0,056 - 0,035}{2 \cdot 0,14}$$

$$\theta = 5,23^\circ$$

$$d_4 = \sqrt{\frac{4 \cdot D_4 \cdot b_4 \cdot \sin \alpha_{4k}}{z_{ld}}} [m]$$

$$d_4 = \sqrt{\frac{4 \cdot 1,051 \cdot 0,07394 \cdot \sin 37,38}{20}}$$

$$d_4 = 0,09713 \text{ m}$$

$$d_3 = \sqrt{\frac{4 \cdot D_3 \cdot b_3 \cdot \sin \alpha_{3k}}{z_{ld}}} [m]$$

$$d_3 = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,8408 \cdot 0,07394 \cdot \sin 16,98}{20}}$$

$$d_3 = 0,06025 \text{ m}$$

Volba počtu lopatek difuzoru $z_{ld} = 20$.

Pro stanovený úhel θ a Machovo číslo M_{c3} se z tabulky č.1 určí součinitel ztrát ξ_{LD} .

Tabulka č. 4 Závislost součinitele ztrát ξ_{LD} od Machového čísla M_{c3}

$\theta \backslash M_{c3}$	4°	6°	8°	10°
0,3	0,145	0,155	0,170	0,200
0,5	0,140	0,145	0,159	0,180
0,7	0,135	0,140	0,160	0,19
0,9	0,141	0,200	0,220	0,230
0,95		0,240		

44. Volba výstupní rychlosti z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

Doporučení:

Doporučuje se volit výstupní absolutní rychlost vzduchu z empirického vztahu:

$$\frac{c_4}{c_3} = 0,35$$

$$c_4 = 0,35 \cdot 348,45$$

$$c_4 = 121,96 \text{ m.s}^{-1}$$

45. Výpočet statické teploty vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$T_4 = T_{2c} - \frac{c_4^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_4 = 478,52 - \frac{121,96^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_4 = 471,12 \text{ K}$$

46. Stanovení třecí práce v lopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru

$$W_{r,ld} = \xi_{ld} \cdot \frac{c_3^2 + c_4^2}{2} [J.kg^{-1}]$$

$$W_{r,ld} = 0,16 \cdot \frac{348,45^2 + 121,96^2}{2}$$

$$W_{r,ld} = 10903,331 \text{ J.kg}^{-1}$$

47. Určení polytropického exponentu stlačení v lopatkovém difuzoru odstředivého kompresoru

$$\frac{n_3}{n_3 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{W_{r,ld}}{R \cdot (T_4 - T_3)} [1]$$

$$\frac{n_3}{n_3 - 1} = \frac{1,4}{1,4 - 1} - \frac{10903,331}{287,1 \cdot (471,12 - 418,104)}$$

$$n_3 = 1,56$$

48. Stanovení specifické hmotnosti vzduchu na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$\rho_4 = \rho_3 \cdot \left(\frac{T_4}{T_3} \right)^{\frac{1}{n_3 - 1}} [kg.m^{-3}]$$

$$\rho_4 = 2,1028 \cdot \left(\frac{471,12}{418,104} \right)^{\frac{1}{1,56 - 1}}$$

$$\rho_4 = 3,077 \text{ kg.m}^{-3}$$

49. Statický tlak na výstupu z lopatkového difuzoru

$$p_4 = p_3 \cdot \left(\frac{T_4}{T_3} \right)^{\frac{n_3}{n_3 - 1}} [Pa]$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$p_4 = 282560,57 \cdot \left(\frac{471,12}{418,104} \right)^{\frac{1,56}{1,56-1}}$$

$$p_4 = 394042,53 \text{ Pa}$$

50. Kontrola volby výstupní absolutní rychlosti c_4 na výstupu z lopatkového difuzoru odstředivého kompresoru

$$c_4 = \frac{Q_v}{\rho_4 \cdot \sin \alpha_4 \cdot \pi \cdot D_4 \cdot b_4 \cdot \tau_2} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$c_4 = \frac{48,2}{3,077 \cdot \sin 34,38 \cdot \pi \cdot 1,051 \cdot 0,07394 \cdot 0,982}$$

$$c_4 = 115,71 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\tau_2 = 1 - \frac{z_{ld} \cdot t}{\pi \cdot D_4} [1]$$

$$\tau_2 = 1 - \frac{20 \cdot 0,003}{\pi \cdot 1,051}$$

$$\tau_2 = 0,982$$

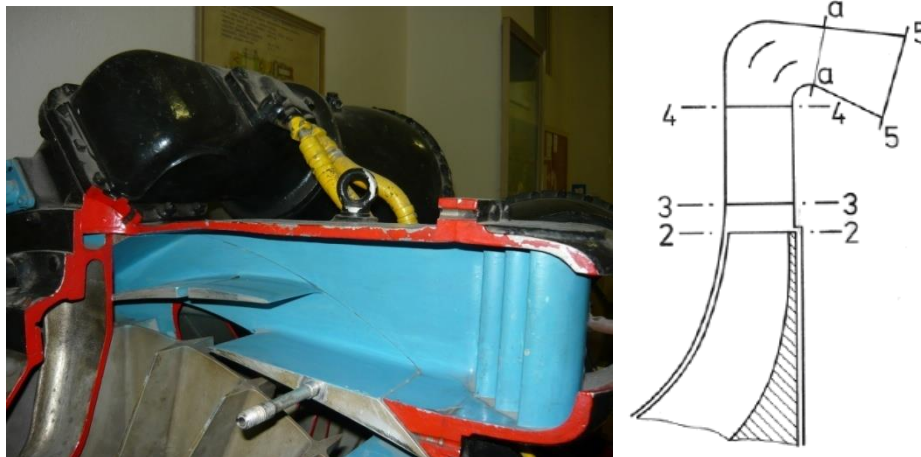
Závěr k difuzorům

Podobně jako v oběžném kole je i bezlopatkový difuzor a lopatkový difuzor počítaný velmi přibližně s uvažováním jistých středních rychlostí a parametrů proudu vzduchu. Uvažovaná šířka obou částí difuzoru se v praxi používá nejčastěji jako konstantní. Lopatky lopatkového difuzoru, jejichž tvar je ve výpočtu minimálně respektovaný, mohou mít různý tvar. V praxi je velmi důležitá důkladná kontrola difuznosti mezilopatkového kanálu.

IV. VÝPOČET VÝSTUPNÍ SOUSTAVY

Předpoklad:

Výstupní soustava odstředivého kompresoru LTKM bude řešena pro kolenný typ výstupní soustavy.



Obr. 34 Pohled na kolennou výstupní soustavu odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru VK-1

Kolenná výstupní soustava

První jednoproudové LTKM s odstředivým (radiálním) kompresorem (Nene, Derwent – 5, RD-45, VK-1, M-701 atd.), které byly zavedeny do sériové výroby, měly trubkové spalovací komory. U těchto LTKM byl u odstředivého (radiálního) kompresoru použitý kolenný typ výstupní soustavy. Počet kolenných výstupů z odstředivého kompresoru zodpovídal počtu trubkových spalovacích komor. V kolenech dochází k poměrně velkému otočení proudu vzduchu, což vede ke značně nerovnoměrnému rozložení parametrů proudu vzduchu na konci kolena. Vložením usměrňovacích lopatek do prostoru kolena se podstatně snižuje nerovnoměrnost rozložení parametrů na konci kolena v řezu „5 – 5“ a současně se zabrání odtrhnutí proudu uvnitř kolena. Mezi řezy „4 – 4“ až „a – a“ v oblasti ohnutí proudu se přibližně zachovává rychlost jako na výstupu z lopatkového difuzoru. Pokles rychlosti potom nastává až v difuzní části kanálu, tj. mezi řezy „a – a“ až „5 – 5“.

Ztráty při průtoku kolenným výstupem je možné přibližně vyjádřit vztahem:

$$W_{r4c} = \xi_{4c} \cdot \frac{c_4^2}{2} [J.kg^{-1}]$$

$$W_{r4c} = 0,2 \cdot \frac{115,71^2}{2}$$

$$W_{r4c} = 1338,9 J.kg^{-1}$$

Kde:

$$\xi_{4c} \approx 0,2$$

$$W_{ra5} = \xi_{a5} \cdot \frac{c_5^2}{2} [J.kg^{-1}]$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$W_{ra5} = 0,04 \cdot \frac{120^2}{2}$$

$$W_{ra5} = 288 J \cdot kg^{-1}$$

Kde:

$$\xi_{a5} \approx 0,04$$

51. Volba středního průměru na výstupu D_5

$$D_5 \approx D_4 + 2 \cdot b_4 [m]$$

$$D_5 \approx 1,051 + 2 \cdot 0,07394$$

$$D_5 = 1,199 \text{ m}$$

52. Stanovení obvodové složky absolutní rychlosti c_{5u}

Předpoklad:

Předpokládá se rovnost momentů hybností proudu vzduchu vzhledem k ose otáčení při přechodu z průměru D_4 na D_5 .

$$c_{5u} = c_{4u} \cdot \frac{D_4}{D_5} [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{5u} = 68,87 \cdot \frac{1,051}{1,199}$$

$$c_{5u} = 60,37 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$c_{4u} = c_4 \cdot \sin \alpha_4 [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{4u} = 121,96 \cdot \sin 34,38$$

$$c_{4u} = 68,87 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

53. Volba výstupní rychlosti c_5

Výstupní rychlost c_5 se volí v rozsahu $c_5 = 100$ až $120 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

$$c_5 = 120 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

54. Stanovení stavových parametrů na výstupu z odstředivého kompresoru

$$T_5 = T_{2c} - \frac{c_5^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_5 = 478,52 - \frac{120^2}{2 \cdot 1005}$$

$$T_5 = 471,36 \text{ K}$$

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\rho_5 = \rho_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{1}{n_4-1}} [kg.m^{-3}]$$

$$\rho_5 = 3,077 \cdot \left(\frac{471,36}{471,12} \right)^{\frac{1}{1,54-1}}$$

$$\rho_5 = 3,0799 kg.m^{-3}$$

$$p_5 = p_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{n_4}{n_4-1}} [kg.m^{-3}]$$

$$p_5 = 394042,53 \cdot \left(\frac{471,36}{471,12} \right)^{\frac{1,54}{1,54-1}}$$

$$p_5 = 394615,27 Pa$$

55. Určení průtokové plochy v řezu „5 – 5“

$$A_5 = \frac{Q_v}{\rho_5 \cdot c_{5a}} [m^2]$$

$$A_5 = \frac{48,2}{3,0799 \cdot 103,79}$$

$$A_5 = 0,151 m^2$$

$$c_{5a} = \sqrt{c_5^2 - c_{5u}^2} [m.s^{-1}]$$

$$c_{5a} = \sqrt{120^2 - 60,37^2}$$

$$c_{5a} = 103,79 m.s^{-1}$$

56. Určení rozměrů výstupní soustavy

Vzhledem na skutečnost, že výstupní soustava leteckého turbokompresorového motoru VK-1 je kolenová se sedmi koleny, na které navazuje sedm trubkových spalovacích komor, je celková výstupní plocha rozdělena na sedm stejných přibližně kruhových průřezů.

57. Určení celkového tlaku na výstupu z odstředivého kompresoru

$$p_{5c} = p_5 \cdot \left(\frac{T_{2c}}{T_5} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_{5c} = 394615,27 \cdot \left(\frac{478,52}{471,36} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$p_{5c} = 415996,5 Pa$$

58. Kontrola stupně stlačení odstředivého kompresoru

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

$$\pi_{Kc} = \frac{P_{5c}}{P_{1c}} [1]$$

$$\pi_{Kc} = \frac{415996,5}{99298,5}$$

$$\pi_{Kc} = 4,19$$

59. Kontrola celkové účinnosti odstředivého kompresoru

$$\eta_{Kc} = \frac{\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{2c}}{T_{1c}} - 1} [1]$$

$$\eta_{Kc} = \frac{4,19^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{\frac{478,52}{288} - 1}$$

$$\eta_{Kc} = 0,765$$

60. Příkon kompresoru

$$P_K = \frac{Q_v \cdot W_{K,ad,c}}{\eta_{ad} \cdot \eta_m}$$

$$P_K = \frac{48,2.153103,22}{0,76.0,99} = 9808047,85W$$

60. Zhodnocení výpočtu odstředivého kompresoru

Tabulka č. 5 Vypočítané parametry odstředivého kompresoru VK-1

p₀	101325	Pa
T₀	288	K
p_{0c}	101325	Pa
T_{1c}=T_{0c}	288	K
p_{1c}	99 298,5	Pa
W_{ad,c}	153 103,22	J.kg⁻¹
u₂	466,667	m.s⁻¹
c₁	146,164	m.s⁻¹
T₁	277,371	K
p₁	87 052,784	Pa
D_{1e}	0,5014	m
D_{1i}	0,22563	m
D_{1s}	0,36352	m
D₂	0,77138	m
n	11 554,206	min⁻¹
u_{1i}	136,501	m.s⁻¹
u_{1s}	219,921	m.s⁻¹
u_{1e}	303,335	m.s⁻¹
w_{1e}	334,084	m.s⁻¹

II PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET Odstředivého kompresoru

w_{1s}	260,701	$m.s^{-1}$
w_{1i}	195,531	$m.s^{-1}$
T_{1i}	278,249	K
T_{1s}	278,249	K
T_{1e}	278,249	K
M_{w1e}	0,999	I
M_{w1s}	0,779	I
M_{w1i}	0,585	I
α_{1i}	55,98	$^\circ$
α_{1e}	28,17	$^\circ$
α_{1s}	38,19	$^\circ$
z_k	29	I
μ	0,915	I
T_{2c}	484,669	K
c_2	447,149	$m.s^{-1}$
c_{2u}	424,667	$m.s^{-1}$
T_2	385,195	K
M_{c2}	1,136	I
c_5	130	$m.s^{-1}$
T_5	476,261	K
ρ_5	3,023	$kg.m^{-3}$
p_5	412 994,616	Pa
A_5	0,14	m^2
c_{5a}	113,531	$m.s^{-1}$
D_{5i}	1,095	m
D_{5e}	1,173	m
p_{5c}	439 081,532	Pa
π_{Kc}	4,422	I
η_{Kc}	0,775	I

Závěr:

Navzdory použitým zjednodušením jsou vypočítané hodnoty poměrně přesné, poněvadž mezi vypočítanými a zadanými hodnotami celkového stlačení a celkové účinnosti jsou jen malé odchylky. Vypočítaná hodnota celkového stupně stlačení zodpovídá zadané hodnotě a vypočítaná hodnota celkové účinnosti je v toleranci do 2 % od zadané hodnoty.

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 1

Vykonejte přibližný výpočet odstředivého kompresoru motoru „M-701“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 16,7 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 4,34$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,79$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{1u} = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- poměr $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,28$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_{1e}}{D_2} = 0,65$ (přeměňte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 = 3 \text{ mm}$
- $M_3 = 0,88$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,2$ (přeměňte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 = 3 \text{ mm}$
- $c_5 = 120 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta = 0,5 \text{ mm}$
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,35$
- $n_4 = 1,7$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 2

Vykonejte přibližný výpočet odstředivého kompresoru motoru „TS-20“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 1,183 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 3,1$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,79$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{1u} = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- poměr $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,28$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_{1e}}{D_2} = 0,65$ (přeměňte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 = 3 \text{ mm}$
- $M_3 = 0,88$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,2$ (přeměňte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 = 3 \text{ mm}$
- $c_5 = 120 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta = 0,5 \text{ mm}$
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,35$
- $n_4 = 1,7$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 3

Vykonejte přibližný výpočet odstředivého kompresoru motoru „TS-21“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 1,18 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 2,5$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,79$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{1u} = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- poměr $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,28$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_{1e}}{D_2} = 0,65$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 = 3 \text{ mm}$
- $M_3 = 0,88$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,2$ (přeměřte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 = 3 \text{ mm}$
- $c_5 = 120 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta = 0,5 \text{ mm}$
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,35$
- $n_4 = 1,7$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 4

Vykonejte přibližný výpočet odstředivého kompresoru generátoru vzduchu „Saphir-5“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 1,3 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 3,1$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,79$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{1u} = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- poměr $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,28$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_{1e}}{D_2} = 0,65$ (přeměňte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 = 3 \text{ mm}$
- $M_3 = 0,88$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,2$ (přeměňte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 = 3 \text{ mm}$
- $c_5 = 120 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta = 0,5 \text{ mm}$
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,35$
- $n_4 = 1,7$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 5

Vykonejte přibližný výpočet odstředivého kompresoru smíšeného kompresoru turbovrtulového motoru „M-601B“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 3,25 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 4,25$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,82$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $c = 165 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup s rozvířením – přeměňte na reálném motoru)
- poměr $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,28$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_{1e}}{D_2} = 0,65$ (přeměňte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 = 3 \text{ mm}$ (přeměňte na reálném motoru)
- $c_3 = 430 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,2$ (přeměňte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 = 3 \text{ mm}$ (přeměňte na reálném motoru)
- $c_5 = 130 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta = 0,5 \text{ mm}$ (přeměňte na reálném motoru)
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,3$
- $n_4 = 1,7$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 6

Vykonejte přibližný výpočet odstředivého kompresoru smíšeného kompresoru turbohříde-
lového motoru „GTD-350“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 2,19 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 3,2$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,80$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $c_{1u} = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- poměr $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,28$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_{1e}}{D_2} = 0,65$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 = 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $c_3 = 430 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,2$ (přeměřte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 = 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $c_5 = 130 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta = 0,5 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,3$
- $n_4 = 1,7$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 7

Vykonejte přibližný výpočet oboustranného odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru „VK-1“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu (pro celé oběžné kolo) $Q_v = 48,2 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 4,42$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,76$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $c_{1u} = 42 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup s rozvířením)
- $T_0 = 288 \text{ K}$
- $c_{1a} = 140 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_1}{D_2} \approx 0,65$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 \approx 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $c_3 = 350 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,25$ (přeměřte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 \approx 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $c_5 = 130 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta \approx 0,5 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,37$
- $n_4 = 1,6$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 8

Vykonejte přibližný výpočet oboustranného odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru „Nene“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu (pro celé oběžné kolo) $Q_v = 40 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 4,00$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,76$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $c_{1u} = 42 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup s rozvířením)
- $T_0 = 288 \text{ K}$
- $c_{1a} = 140 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_1}{D_2} \approx 0,65$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 \approx 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru VK-1)
- $c_3 = 350 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,25$ (přeměřte na reálném motoru VK-1)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 \approx 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru VK-1)
- $c_5 = 130 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta \approx 0,5 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru VK-1)
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,37$
- $n_4 = 1,6$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 9

Vykonejte přibližný výpočet odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbo-kompresorového motoru pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 27,3 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 3,4$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,79$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{1u} = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- poměr $\frac{c_{2r}}{u_2} = 0,28$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_{1e}}{D_2} = 0,65$
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 = 3 \text{ mm}$
- $M_3 = 0,88$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,2$
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 = 3 \text{ mm}$
- $c_5 = 120 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta = 0,5 \text{ mm}$
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,35$
- $n_4 = 1,7$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 10

Vykonejte přibližný výpočet jednostranného odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru „Goblin 4“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu (pro celé oběžné kolo) $Q_v = 28,5 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 3,9$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,76$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $c_{1u} = 42 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup s rozvířením)
- $T_0 = 288 \text{ K}$
- $c_{1a} = 140 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_1}{D_2} \approx 0,65$
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 \approx 3 \text{ mm}$
- $c_3 = 350 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,25$
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 \approx 3 \text{ mm}$
- $c_5 = 130 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta \approx 0,5 \text{ mm}$
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,37,$
- $n_4 = 1,6$

ZADÁNÍ č. 2

Příklad č. 11

Vykonejte přibližný výpočet oboustranného odstředivého kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru „RD-500“ pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu (pro celé oběžné kolo) $Q_v = 28,5 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 3,9$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,76$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $v = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $c_{1u} = 42 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ (vstup s rozvířením)
- $T_0 = 288 \text{ K}$
- $c_{1a} = 140 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $v = 0,35$
- $\frac{D_1}{D_2} \approx 0,65$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\frac{\delta c_{1e}}{\delta r} = 0$
- $i_1 = 0$
- $k = 0,45$
- $\tau_1 \approx 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $c_3 = 350 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $I_{LD} = 1^\circ$
- $\Delta\alpha_{LD} = 16^\circ$
- $\frac{D_4}{D_3} = 1,25$ (přeměřte na reálném motoru)
- $b_4 = b_3 = b_2'$
- $t_4 \approx 3 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $c_5 = 130 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $\sigma_v = 0,98$
- $\mu = 0,91$
- $\alpha = 0,04$
- $\xi_1 = 0,25$
- $\xi_2 = 0,13$
- $\delta \approx 0,5 \text{ mm}$ (přeměřte na reálném motoru)
- $\lambda_{tr} = 0,036$
- $\delta_{LD} = 3^\circ$
- $\frac{c_4}{c_3} = 0,37$
- $n_4 = 1,6$

POUŽITÁ LITERATURA

Hocko, M.: Letecké turbokompresorové motory použité u československých vojenských letadel, Prešov 2000.

Kmoch, P.: Výpočtová cvičení z teorie leteckých motorů, Část I., VA AZ Brno, 1972.

Kulagin, I. I.: Teorija gazoturbinných reaktivních dvigatelej, Oborongiz, Moskva 1952.

Kulagin, I. I.: Theorie letadlových proudových motorů, SNTL, Praha 1954.

Inozemcev, N. V., Zujev, V. S.: Spalovací turbíny pro letadla, Průmyslové vydavatelství, Praha 1952.

Růžek, J.: Teorie leteckých motorů, Část I., VA AZ Brno, 1979.

**PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET
MNOHOSTUPŇOVÉHO OSOVÉHO
KOMPRESORU**

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

a_1	místní rychlost zvuku na vstupu do rotoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
a_{1i}	vstupní rychlost zvuku na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
a_{1s}	vstupní rychlost zvuku na středním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
a_{1e}	vstupní rychlost zvuku na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
a_{2i}	výstupní rychlost zvuku na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
A_1	vstupní průřez hrdla profilové mříže [m^2]
A_2	výstupní průřez hrdla profilové mříže [m^2]
A_K	průtoková plocha na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru [m^2]
b	délka tětiny profilu lopatky [m]
c	maximální tloušťka profilu lopatky [m]
c_0	rychlost letu [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_a	osová složka absolutní rychlosti [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_1	absolutní rychlost na vstupu do rotoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{1a}	osová složka absolutní rychlosti na vstupu do rotoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{1e}	vstupní absolutní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1a,e}$	vstupní osová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1a,e}$	výstupní osová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{1e}	vstupní absolutní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{1s}	vstupní absolutní rychlost na středním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{2e}	výstupní absolutní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{1i}	vstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{2i}	výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1a,i}$	vstupní osová složka absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1a,i}$	výstupní osová složka absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1u,i}$	vstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{1u}	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1u,e}$	vstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1u,i}$	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{1u,s}$	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{2u,e}$	výstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{2u,i}$	obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_2	absolutní rychlost na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{2a}	osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru mnohostupňového kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{2i}	výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{2u}	obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z 1. stupně rotoru mnohostupňového kompresoru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{2u,e}$	obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnějším průměru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{2u,i}$	obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
$c_{2u,s}$	obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
c_{2s}	výstupní absolutní rychlost na středním průměru rotorové lopatky [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

c_{3a}	osová složka absolutní rychlosti na vstupu do II. stupně rotoru mnohostupňového kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_{Ka}	osová složka absolutní rychlosti vzduchu na výstupu z osového kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
c_p	specifické teplo za stálého tlaku [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$]
c_u	obvodová složka absolutní rychlosti [$m \cdot s^{-1}$]
D_e	vnější průměr mnohostupňového kompresoru [m]
D_{1e}	vnější průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]
$D_{1e,stř}$	střední hodnota vnějšího průměru disku 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [m]
D_i	vnitřní průměr mnohostupňového kompresoru [m]
D_{1i}	vnitřní průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]
D_{1s}	střední průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]
$D_{1i,stř}$	střední hodnota vnitřního průměru disku 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [m]
D_s	střední průměr mnohostupňového kompresoru [m]
E	poměr ohnutí proudů vzduchu [1]
\bar{d}	poměrný průměr vložky ($\bar{d} = 0,3$ až $0,6$)
f	maximální prohnutí střední křivky profilu [m]
h	výška lopatky rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]
h_1	výška lopatky na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]
H	výška letu
\bar{h}	poměrná výška lopatky (poměr výšky a tětivy lopatky)
i	označení stupně ($i = 1$ až z)
i^*	návrhový úhel náběhu [$^\circ$]
k_G	součinitel, který zahrnuje nerovnoměrnost pole osových rychlostí po délce lopatky a vliv hraniční vrstvy [1]
M_0	Machovo číslo letu [1]
M_1	Machovo číslo na vstupu do lopatkové mříže [1]
$M_{1,kr}$	kritické Machovo číslo na vstupu do lopatkové mříže [1]
$M_{1,m}$	maximální Machovo číslo na vstupu do lopatkové mříže [1]
M_{w1}	Machovo číslo relativní rychlosti na vstupu do rotoru na středním průměru [1]
M_{wi}	vstupní Machovo číslo na vnitřním průměru rotorové lopatky [1]
M_{ws}	vstupní Machovo číslo na středním průměru rotorové lopatky [1]
M_{we}	vstupní Machovo číslo na vnějším průměru rotorové lopatky [1]
p_0	statický tlak vzduchu před motorem [Pa]
p_{0c}	celkový tlak vzduchu před motorem [Pa]
p_{1c}	celkový tlak vzduchu před osovým kompresorem [Pa]
$p_{1c,i}$	tlak vzduchu na vstupu do i -tého stupně [Pa]
p_2	statický tlak na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [Pa]
p_{2c}	celkový tlak na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [Pa]
p_{3c}	celkový tlak na vstupu do 2. stupně mnohostupňového osového kompresoru [Pa]
$p_{3c,i}$	tlak vzduchu na výstupu z i -tého stupně [Pa]
p_K	statický tlak vzduchu za posledním (k -tým) stupněm osového kompresoru [Pa]
p_{Kc}	celkový tlak vzduchu za posledním (k -tým) stupněm osového kompresoru [Pa]
r	plynová konstanta ($r = 287,1 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$)
r	poloměr [m]
R	poloměr střední křivky profilu [m]
Q_v	průtokové množství vzduchu přes osový (axiální) kompresor

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

t	rozestup lopatek [m]
$u_{1,i}$	vstupní obvodová rychlost na vnitřním průměru [$m \cdot s^{-1}$]
t	rozestup rotorových lopatek [m]
T_0	statická teplota vzduchu před motorem [K]
T_{0c}	celková teplota vzduchu před motorem [K]
T_1	statická teplota vzduchu na vstupu do rotoru [K]
T_{1c}	celková teplota vzduchu před osovým kompresorem [K]
T_{1i}	vstupní statická teplota vzduchu na vnitřním průměru rotorové lopatky [K]
T_{1e}	vstupní statická teplota vzduchu na vnějším průměru rotorové lopatky [K]
T_{1s}	vstupní statická teplota vzduchu na středním průměru rotorové lopatky [K]
T_2	statická teplota vzduchu na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osové kompresoru [K]
T_{2c}	celková teplota vzduchu na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [K]
T_{2i}	výstupní statická teplota vzduchu na vnitřním průměru rotorové lopatky [K]
T_K	statická teplota vzduchu za posledním (k-tým) stupněm osového kompresoru [K]
T_{Kc}	celková teplota vzduchu za posledním (k-tým) stupněm osového kompresoru [K]
T_{2s}	výstupní statická teplota vzduchu na středním průměru rotorové lopatky [K]
u_1	obvodová rychlost na vstupu do mnohostupňového osového kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
u_{1e}	obvodová rychlost na vnějším průměru 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
$u_{1,i}$	vstupní obvodová rychlost na vnitřním průměru [$m \cdot s^{-1}$]
$u_{1,s}$	vstupní obvodová rychlost na středním průměru [$m \cdot s^{-1}$]
$u_{1, stř.}$	obvodová rychlost na středním průměru 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]
u_s	střední obvodová rychlost [$m \cdot s^{-1}$]
w_1	relativní rychlost proudu vzduchu na vstupu do rotorové lopatkové mříže [$m \cdot s^{-1}$]
w_{1i}	vstupní relativní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]
w_{1e}	vstupní relativní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]
w_{1s}	vstupní relativní rychlost na středním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]
w_2	relativní rychlost proudu vzduchu na výstupu z rotorové lopatkové mříže [$m \cdot s^{-1}$]
w_{2e}	výstupní relativní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]
w_{2i}	výstupní relativní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]
W_e	efektivní práce [$J \cdot kg^{-1}$]
W_{Kc}	celková práce odevzdaná vzduchu osovým kompresorem [$J \cdot kg^{-1}$]
$W_{Kc, e, stř.}$	střední efektivní práce stupně [$J \cdot kg^{-1}$]
$(W_{Kc, st.})_{str}$	celková střední práce stupně se pohybuje v rozmezí $W_{st., str.} = 20$ až $35 \text{ kJ} \cdot kg^{-1}$
$(W_{Kc, st, i})_{vyp.}$	výpočtová práce pro každý stupeň [$J \cdot kg^{-1}$]
$W_{Kc, st, z}$	celková práce posledního stupně [$J \cdot kg^{-1}$]
x_c	poloha maximální tloušťky profilu lopatky [m]
x_f	poloha maximálního prohnutí profilu lopatky [m]
z	počet stupňů osového kompresoru [1]
z	počet lopatek [1]
$\alpha =$	úhel náběhu proudu vzduchu na vstupu do rotorové lopatky [$^\circ$]
β_1	úhel relativní rychlosti vzduchu na vstupu do rotorové lopatkové mříže [$^\circ$]
	úhel relativní rychlosti vzduchu na výstupu z rotorové lopatkové mříže [$^\circ$]
$\Delta\beta$	úhel ohnutí proudu v lopatkové mříži [$^\circ$]
β_1^*	návrhový úhel rychlosti na vstupu do lopatkové mříže [$^\circ$]
β_{2K}^*	návrhový úhel rychlosti na výstupu z lopatkové mříže [$^\circ$]

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$\Delta\beta_K^*$	návrhový úhel ohnutí proudu v lopatkové mříži [°]
δ	úhel odstávání proudu (deviace)
δ^*	návrhový úhel odstávání proudu (deviace) $\delta^* = \varphi_2 - \beta_2$ [°]
η_f	koeficient, který zahrnuje ztráty v mezeře [1]
η_{Kc}	celková účinnost osového (axiálního) kompresoru
η_{mez}	koeficient, který zahrnuje ztráty třením vzduchu o disk [1]
$\eta_{Kc, st. c. z}$	celková účinnost posledního stupně [1]
η_v	koeficient volené účinnosti [1]
η_{pol}	koeficient ekvivalentní polytropy [1]
κ	adiabatický exponent [1]
ξ	úhel sklonu tětiny střední křivky profilu [°]
π_{Kc}	celkový stupeň stlačení osového (axiálního) kompresoru
$\pi_{Kc, i}$	stupeň stlačení i-tého stupně [1]
ρ_1	specifická hmotnost vzduchu na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [kg.m ⁻³]
ρ_2	specifická hmotnost vzduchu na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [kg.m ⁻³]
ρ_e	reakce prvního stupně na vnějším průměru [1]
ρ_i	reakce prvního stupně na vnitřním průměru [1]
ρ_K	statická hustota vzduchu na výstupu z posledního (k-tého) stupně osového kompresoru [kg.m ⁻³]
ρ_s	reakce prvního stupně na středním průměru [1]
σ_v	součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě osového kompresoru
σ_{st}	součinitel zachování celkového tlaku ve statoru $\sigma_{st.} = 0,98$ až $0,99$
v	poměr vnitřního a vnějšího průměru 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [1]
φ_1	úhel tečny ke střední křivce profilu na vstupu do rotorové lopatkové mříže [°]
φ_2	úhel tečny ke střední křivce profilu na výstupu z rotorové lopatkové mříže [°]
θ	úhel ohnutí střední křivky profilu lopatky [°] $\theta = \varphi_2 - \varphi_1$
Θ	úhel zahnutí střední křivky profilu [°]
Ω	součinitel přenesení práce na vzduch [1]

SEZNAM TABULEK

Tabulka č. 1 Symetrický profil NACA – 65

Tabulka č. 2 Symetrický profil C – 1

Tabulka č. 3 Souřadnice profilu lopatky pro symetrický profil C-1

Tabulka č. 4 Přehled vypočítaných parametrů

Tabulka č. 5 Přehled odchylek vypočítaných a zadaných hodnot

SEZNAM OBRÁZKŮ

- Obr. 1 Řez mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM
- Obr. 2 Schéma mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM
- Obr. 3 První stupeň osového kompresoru se vstupním usměrňovacím ústrojím.....2
- Obr. 4 Průtok vzduchu přes první stupeň osového kompresoru se vstupním usměrňovacím ústrojím (řez A – A)
- Obr. 5 Geometrické charakteristiky osového kompresoru
- Obr. 6 Graf rozdělení práce na jednotlivých stupních
- Obr. 7 Rozložení celkové kompresní účinnosti na jednotlivých stupních mnohostupňového osového kompresoru
- Obr. 8 Adiabatická práce stupňů vyjádřená v „i – s“ diagramu
- Obr. 9 Změna osové absolutní rychlosti c_a ve stupních mnohostupňového osového kompresoru LTKM
- Obr. 10 Závislost součinitele přenesení práce na vzduch Ω od počtu stupňů osového kompresoru
- Obr. 11 Mnohostupňový osový kompresor s konstantním vnějším průměrem
- Obr. 12 Mnohostupňový osový kompresor s konstantním středním průměrem
- Obr. 13 Mnohostupňový osový kompresor s konstantním vnitřním průměrem
- Obr. 14 Rychlostní trojúhelníky na vstupu a výstupu z rotorových lopatek osového kompresoru
- Obr. 15 Závislost poměru úhlů na poměru Machových čísel
- Obr. 16 Závislost $\Delta\beta_{b_{-1}}^*$ na β_{2K}^*
- Obr. 17 Závislost b/t na E
- Obr. 18 Schéma konstrukce střední křivky profilu lopatkové mříže
- Obr. 19 Schéma symetrického profilu
- Obr. 20 Konstrukce profilu
- Obr. 21 Závislost Machových čísel na poměru průřezů A_i/A_1
- Obr. 22 Rychlostní trojúhelníky na vnitřním a vnějším poloměru rotorové lopatky stupně osového (axiálního) kompresoru s volným vírem
- Obr. 23 Rozložení rychlostí c_u a c_a a práce stupně $W_{Kc, stř.}$ po délce lopatky stupně osového kompresoru se zákonem rotace tuhého tělesa
- Obr. 24 Rychlostní trojúhelník na vnějším průměru rotorové lopatky prvního stupně osového kompresoru
- Obr. 25 Rychlostní trojúhelník na vnitřním průměru rotorové lopatky prvního stupně osového kompresoru
- Obr. 26 Rychlostní trojúhelník na středním průměru prvního stupně osového kompresoru
- Obr. 27 Průběh změny složek osových rychlostí na vstupu a výstupu z rotorové lopatky prvního stupně osového kompresoru po délce lopatky
- Obr. 28 Závislost M_{c2} , M_{w1} a ρ stupně reakce na poloměru stupně
- Obr. 29 Průběh změny stupně reakce v závislosti na poloměru $\rho = f(r)$
- Obr. 30 Lopatková mříž rotoru prvního stupně osového kompresoru
- Obr. 31 Principiální schéma turbohřídelového motoru TV2-117A
- Obr. 32 Řez turbohřídelového motoru TV2-117A
- Obr. 33 Řez osovým kompresorem turbohřídelového motoru TV2-117A
- Obr. 34 Pohled z pravé strany na řez desetistupňového osového kompresoru turbohřídelového motoru TV2-117A
- Obr. 35 Rozdělení práce na jednotlivých stupních reálného kompresoru LTKM
- Obr. 36 Rozložení celkové kompresní účinnosti na jednotlivých stupních

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

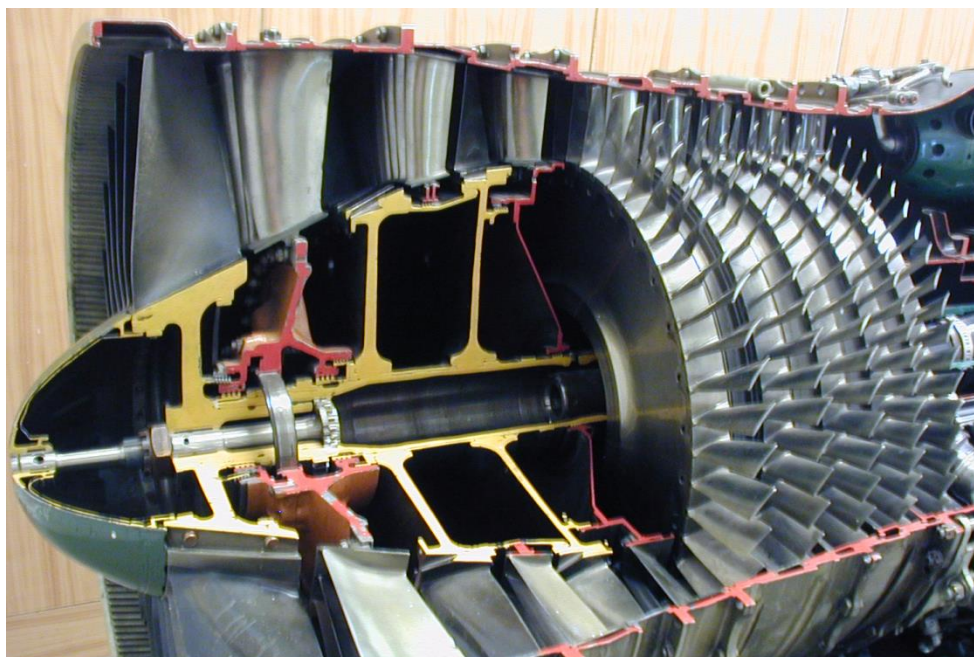
- desetistupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM TV2-117A
- Obr. 37 Adiabatická práce stupňů vyjádřená v „i – s“ diagramu
 - Obr. 38 Změna osové absolutní rychlosti c_a ve stupních mnohostupňového osového kompresoru LTKM
 - Obr. 39 Závislost součinitele přenesení práce na vzduch Ω na počtu stupňů osového kompresoru LTKM
 - Obr. 40 Rychlostní trojúhelníky na vstupu a výstupu z rotorové lopatky na středním průměru
 - Obr. 41 Závislost poměru úhlů na poměru Machových čísel
 - Obr. 42 Závislost úhlů
 - Obr. 43 Závislost b/t na E
 - Obr. 44 Schéma konstrukce střední křivky profilu lopatkové mříže
 - Obr. 45 Závislost Machových čísel na poměru průřezů A_t/A_1
 - Obr. 46 Schéma symetrického profilu
 - Obr. 47 Konstrukce profilu
 - Obr. 48 Rychlostní trojúhelník na vnitřním průměru prvního stupně osového kompresoru LTKM
 - Obr. 49 Rychlostní trojúhelník na středním průměru prvního stupně osového kompresoru LTKM
 - Obr. 50 Rychlostní trojúhelník na vnějším průměru prvního stupně osového kompresoru LTKM
 - Obr. 51 Průběh změny složek osových rychlostí na vstupu a výstupu z rotorové lopatky prvního stupně osového (axiálního) kompresoru LTKM po délce lopatky
 - Obr. 52 Závislost M_{c2}, M_{w1} a ρ stupně reakce na poloměru stupně
 - Obr. 53 Průběh změny stupně reakce v závislosti na poloměru
 - Obr. 54 Lopatková mříž rotoru prvního stupně osového kompresoru LTKM

VÝPOČTOVÉ CVIČENÍ č. 3

PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET MNOHOSTUPŇOVÉHO OSOVÉHO (AXIÁLNÍHO) KOMPRESORU

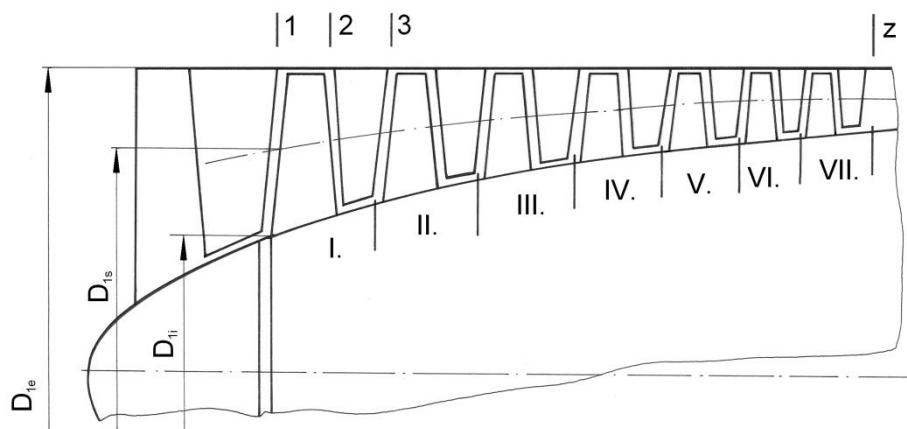
Úvod

Cílem výpočtu mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru je stanovení středních parametrů proudu vzduchu v jednotlivých podzvukových stupních osového kompresoru LTKM a výpočet hlavních rozměrů stupně, včetně návrhu profilové mříže na středním průměru. Návrh rotorové lopatky je realizován formou výpočtu rychlostí a Machových čísel na vnitřním, středním a vnějším průměru.



Obr. 1 Řez mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM

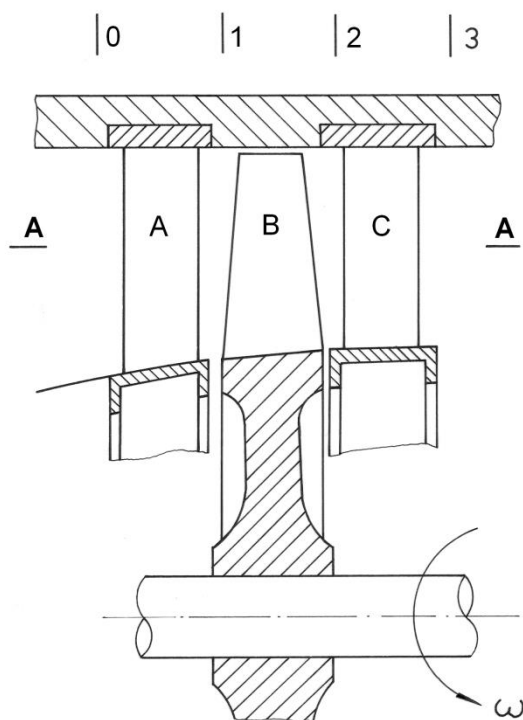
I. VÝPOČET PARAMETRŮ PROUDU VZDUCHU NA STŘEDNÍM PRŮMĚRU MNOHOSTUPŇOVÉHO OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 2 Schéma mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM

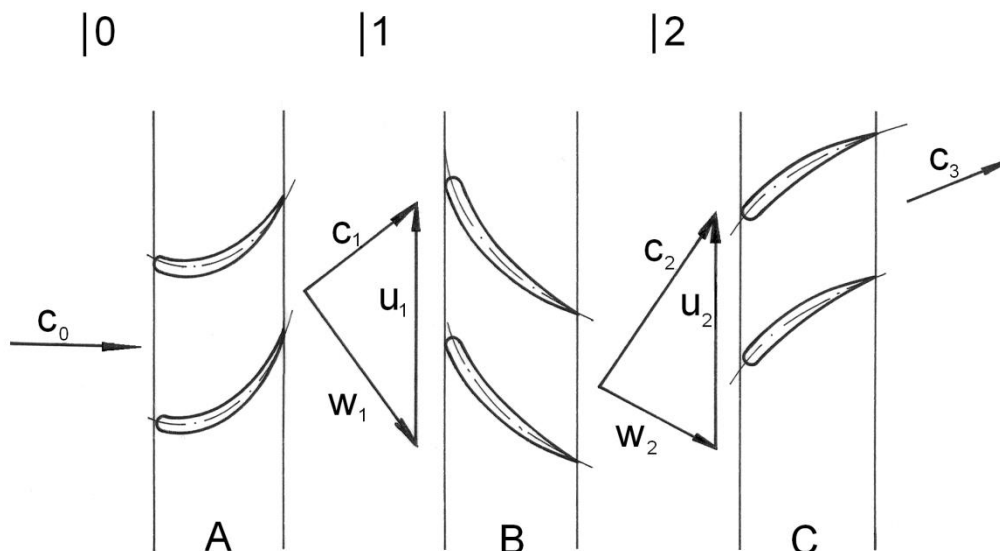
III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Mnohostupňový osový kompresor má stupně označené **1.** až **z.** Poněvadž se předpokládá, že všechny stupně osového kompresoru jsou podzvukové, je před prvním stupněm umístěno vstupní usměrňovací ústrojí, které zabezpečuje potřebné rozvíření proudu vzduchu tak, aby $M_{w1} < 1$.



Obr. 3 První stupeň osového kompresoru se vstupním usměrňovacím ústrojím

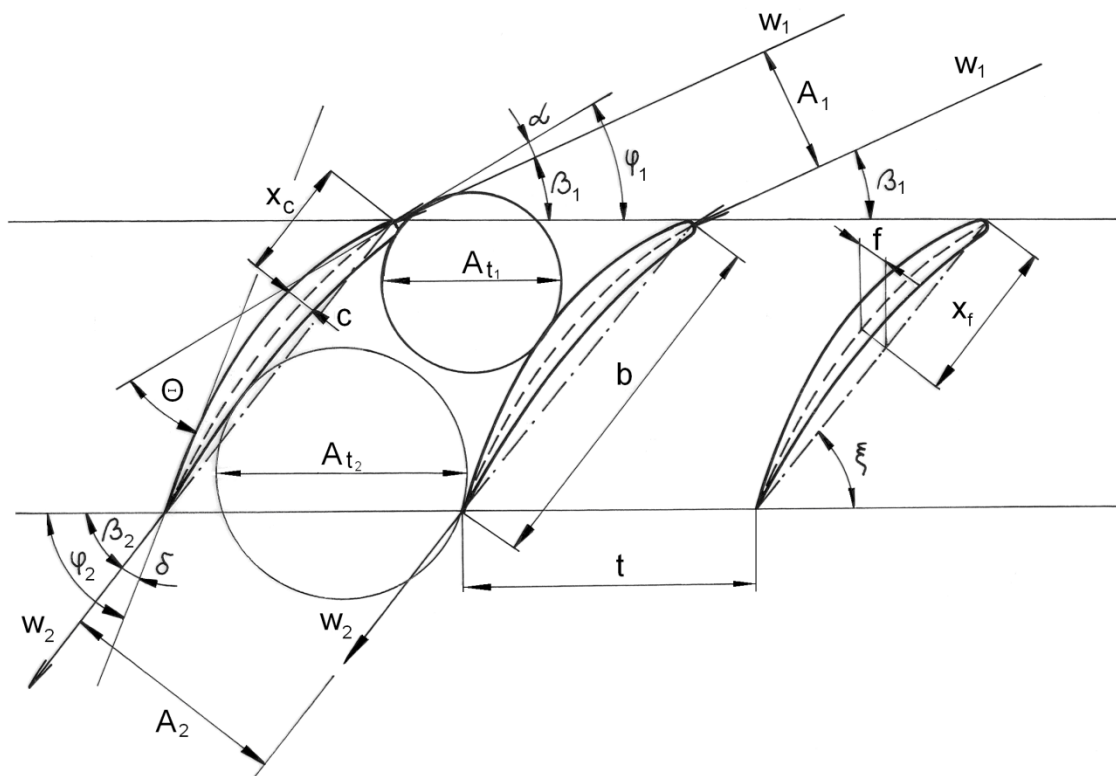
V uvedeném výpočtu se posouvá řez 0 – 0 před osový kompresor a ztráty ve statoru před prvním stupněm jsou zahrnuty do ztrát ve vstupní soustavě osového kompresoru.



Obr. 4 Průtok vzduchu přes první stupeň osového kompresoru se vstupním usměrňovacím ústrojím (řez A – A)

Rychlostní trojúhelníky prvního stupně osového (axiálního) kompresoru jsou znázorněny na obr. 4.

III PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 5 Geometrické charakteristiky osového kompresoru

Základními geometrickými charakteristikami osového kompresoru jsou:

\bar{d} – poměrný průměr vložky ($\bar{d} = 0,3$ až $0,6$)

$\bar{h} = \frac{h}{b}$ [1] - poměrná výška lopatky (poměr výšky a tětiny lopatky), ($\bar{h} = 4,5$ až $1,5 - 2,5$)

w_1 – relativní rychlost proudu vzduchu na vstupu do rotorové lopatkové mříže [$m \cdot s^{-1}$]

w_2 – relativní rychlost proudu vzduchu na výstupu z rotorové lopatkové mříže [$m \cdot s^{-1}$]

t – rozestup rotorových lopatek [m]

b – délka tětiny profilu lopatky [m]

c – maximální tloušťka profilu lopatky [m]

f – maximální prohnutí střední křivky profilu [m]

x_c – poloha maximální tloušťky profilu lopatky [m]

x_f – poloha maximálního prohnutí profilu lopatky [m]

A_1 – vstupní průřez hrdla profilové mříže [m^2]

A_2 – výstupní průřez hrdla profilové mříže [m^2]

φ_1 – úhel tečny ke střední křivce profilu na vstupu do rotorové lopatkové mříže [$^\circ$]

φ_2 – úhel tečny ke střední křivce profilu na výstupu z rotorové lopatkové mříže [$^\circ$]

$\theta = \varphi_2 - \varphi_1$ – úhel ohnutí střední křivky profilu lopatky [$^\circ$]

β_1 – úhel relativní rychlosti vzduchu na vstupu do rotorové lopatkové mříže [$^\circ$]

β_2 – úhel relativní rychlosti vzduchu na výstupu z rotorové lopatkové mříže [$^\circ$]

$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$ – úhel ohnutí proudu v lopatkové mříži [$^\circ$]

$\alpha = \varphi_1 - \beta_1$ – úhel náběhu proudu vzduchu na vstupu do rotorové lopatky [$^\circ$]

$\delta = \varphi_2 - \beta_2$ – deviační úhel proudu vzduchu na výstupu z rotorové lopatky [$^\circ$]

ξ – úhel nastavení profilu lopatky [$^\circ$]

Zadané hodnoty osového kompresoru:

- rychlost letu c_0
- výška letu H
- průtokové množství vzduchu přes osový (axiální) kompresor Q_v
- celkový stupeň stlačení osového (axiálního) kompresoru π_{Kc}
- celková účinnost osového (axiálního) kompresoru η_{Kc}

Postup výpočtu

1. Stanovení parametrů vzduchu z tabulek MSA

$$p_H = f(H)$$

$$T_H = f(H)$$

2. Celkové stavové veličiny před osovým kompresorem

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [Pa],$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) [K].$$

Kde:

p_{0c} – celkový tlak vzduchu před motorem [Pa]

p_0 – statický tlak vzduchu před motorem [Pa]

κ – adiabatický exponent [1]

T_{0c} – celková teplota vzduchu před motorem [K]

T_0 – statická teplota vzduchu před motorem [K]

M_0 – Machovo číslo letu [1]

3. Celkový tlak a teplota na vstupu do osového kompresoru

Předpoklad:

Ve vstupu do osového kompresoru se nepřivádí ani se z něho neodvádí teplo $\Delta Q = 0$.

$$p_{1c} = \sigma_v \cdot p_{0c} [Pa]$$

$$T_{1c} = T_{0c} [K]$$

Kde:

p_{1c} – celkový tlak vzduchu před osovým kompresorem [Pa]

p_{0c} – celkový tlak vzduchu před motorem [Pa]

T_{1c} – celková teplota vzduchu před osovým kompresorem [K]

T_{0c} – celková teplota vzduchu před motorem [K]

σ_v – součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě osového kompresoru (součinitel dosahuje hodnotu $\sigma_v = 0,97$ až $0,99$ pro $c_0 = 0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, $H = 0 \text{ m}$)

4. Celková práce odevzdaná vzduchu osovým kompresorem

$$W_{Kc} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot r \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi_{Kc}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_{Kc}} [J \cdot kg^{-1}]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Kde:

W_{Kc} – celková práce odevzdaná vzduchu osovým kompresorem [$J.kg^{-1}$]

κ – adiabatický exponent [1]

r – plynová konstanta ($r = 287,1 J.kg^{-1}.K^{-1}$)

T_{1c} – celková teplota vzduchu před osovým kompresorem [K]

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení kompresoru [1]

η_{Kc} – celková účinnost kompresoru [1]

5. Stanovení počtu stupňů osového kompresoru

$$z = \frac{W_{Kc}}{(W_{Kc,st.})_{str.}} [1]$$

Kde:

z – počet stupňů osového kompresoru [1]

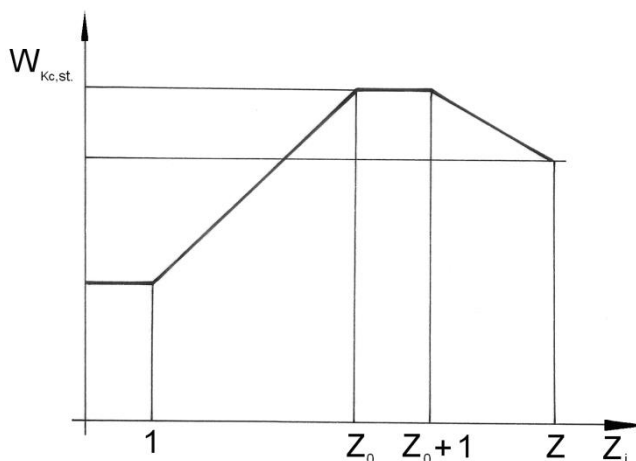
W_{Kc} – celková práce odevzdaná vzduchu osovým kompresorem [$J.kg^{-1}$]

$(W_{Kc,st.})_{str.}$ – celková střední práce stupně se pohybuje v rozmezí $W_{st.,str.} = 20$ až $35 kJ.kg^{-1}$ (doporučená hodnota $W_{st.,str.} = 33 kJ.kg^{-1}$)

6. Rozdělení práce na jednotlivé stupně

$$W_{Kc} = W_{Kc,st.,I} + W_{Kc,st.,I} + W_{Kc,st.,III} + \dots W_{Kc,st.,z} [kJ.kg^{-1}]$$

Hodnota práce stupně je nejnižší v prvním stupni, ve kterém dosahuje hodnotu (0,5 až 0,6). $W_{Kc,st.,str.}$. Nejvyšší hodnotu dosahuje práce stupně ve středních stupních kompresoru (1,15 až 1,2). $W_{Kc,st.,str.}$. U posledních stupňů práce stupně opět klesá (0,95 až 1,0). $W_{Kc,st.,str.}$. Rozdělení práce na jednotlivé stupně je vhodné vyjádřit graficky ve formě diagramu.



Obr. 6 Graf rozdělení práce na jednotlivých stupních

$W_{Kc,st.}$ – práce stupně [$kJ.kg^{-1}$], z – počet stupňů [1]

7. Celková teplota na vstupu do jednotlivých stupňů osového kompresoru

$$T_{3ci} = T_{1ci} + \frac{W_{Kc,st.,i}}{c_p} [K]$$

Kde:

$T_{1c(i+1)} = T_{3ci}$ [K]

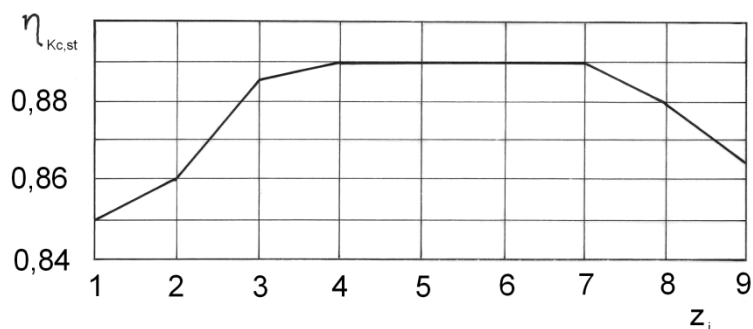
i – označení stupně ($i = 1$ až z)

8. Volba celkové kompresní účinnosti stupňů osového kompresoru

Celková kompresní účinnost stupňů mnohostupňového osového kompresoru na jednotlivých stupních není stejná. Volí se podle zásady, že nejmenší celkovou kompresní účinnost $\eta_{Kc,st}$ má první stupeň a dosahuje $\eta_{Kc,st} = 0,84$ až $0,86$. Na středních stupních je celková kompresní účinnost stupně $\eta_{Kc,st} = 0,89$ až $0,91$. Na posledních stupních celková kompresní účinnost znovu klesá na hodnotu $\eta_{Kc,st} = 0,86$ až $0,87$.

Příklad:

$\eta_{Kc, I}$	= 0,84
$\eta_{Kc, II}$	= 0,87
$\eta_{Kc, III}$	= 0,90
$\eta_{Kc, IV}$	= 0,90
$\eta_{Kc, V}$	= 0,90
$\eta_{Kc, VI}$	= 0,90
$\eta_{Kc, VII}$	= 0,90
$\eta_{Kc, VIII}$	= 0,86



Obr. 7 Rozložení celkové kompresní účinnosti na jednotlivých stupních mnohostupňového osového kompresoru

$\eta_{Kc,st}$ – celková kompresní účinnost [1], z – počet stupňů[1]

9. Kontrola správné volby celkové kompresní účinnosti stupňů osového kompresoru

Přesná kontrola celkové kompresní účinnosti stupňů osového kompresoru vychází z výpočtu adiabatických prací jednotlivých stupňů a jejich přepočtu na adiabatickou práci celého mnohostupňového osového kompresoru.

Na obr. 8 jsou vyznačeny kompresní adiabatické práce stupňů, pro které platí:

$$W'_{Kc,ad,i} = W_{Kc,ad,i} \cdot \frac{T'_{1ci}}{T_{1ci}} [J.kg^{-1}],$$

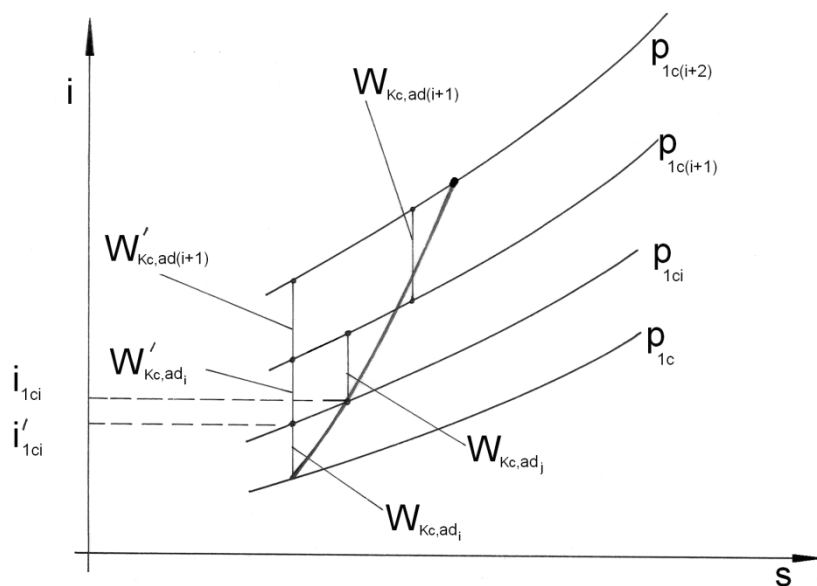
což si vyžaduje vykonat výpočet celkových teplot T'_{1ci} podle vztahu:

$$T'_{1ci} = \frac{W'_{Kc,ad(i-1)}}{c_p} + T_{1c(i-1)} [K]$$

Celková kompresní účinnost stupňů osového kompresoru se stanoví z výrazu:

$$\eta_{Kc} = \frac{\sum_{i=1}^z W'_{Kc,ad,i}}{W_{Kc}} [1]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 8 Adiabatická práce stupňů vyjádřená v „i – s“ diagramu

i – entalpie plynu [J.kg⁻¹], s – entropie [J.K⁻¹.kg⁻¹]

Při přibližné kontrole účinnosti se v procesu stlačování zavádí náhradní polytropa s účinností $\eta_{pol.}$. Samotná kontrola celkové kompresní účinnosti stupňů osového kompresoru se vykonává stanovením koeficientu χ :

$$\chi = 1 - \frac{W_{Kc,st.z.}}{W_{Kc}} \cdot (1 - \eta_{st.c.z.}) [1]$$

Kde:

$W_{Kc,st.z.}$ – celková práce posledního stupně [J.kg⁻¹]

W_{Kc} – celková práce odevzdaná vzduchu osovým kompresorem [J.kg⁻¹]

$\eta_{Kc,st.c.z.}$ – celková účinnost posledního stupně [1]

Účinnost ekvivalentní polytropy se stanoví z výrazu:

$$\eta_{pol.} = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \cdot \frac{\ln \pi_{Kc}}{\ln \left[1 + \frac{\chi}{\eta_{Kc}} \left(\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right]} [1]$$

Kde:

$\eta_{pol.}$ – koeficient ekvivalentní polytropy [1]

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení osového kompresoru [1]

χ – koeficient správné volby účinnosti [1]

η_{Kc} – celková účinnost osového kompresoru [1]

κ – adiabatický exponent (pro vzduch $\kappa = 1,4$)

Koeficient volené účinnosti η_v se určí ze vztahu:

$$\eta_v = \chi \cdot \eta_{pol.} [1]$$

Kde:

η_v – koeficient volené účinnosti [1]

$\eta_{pol.}$ – koeficient ekvivalentní polytropy [1]

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Vlastní kontrola správnosti volby celkové kompresní účinnosti jednotlivých stupňů se vykonává porovnáním celkové kompresní práce a součtu celkových kompresních prací jednotlivých stupňů:

$$W_{Kc} \cdot \eta_v = \sum_{i=1}^z W_{Kc, st, i} \cdot \eta_{Kc, st, c, i} [J \cdot kg^{-1}]$$

Vypočítaná hodnota levé strany rovnice by se měla přibližně rovnat vypočítané hodnotě pravé strany rovnice (možná odchylka je $\pm 0,3 \%$). Jestliže je odchylka větší, je potřebné opakovat návrh účinnosti jednotlivých stupňů mnohostupňového osového kompresoru. Jestliže je skutečná odchylka menší než možná odchylka $\pm 0,3 \%$, je možné pokračovat dále ve výpočtu.

10. Výpočet celkového stupně stlačení v jednotlivých stupních osového kompresoru

$$\pi_{Kc, i} = \left[1 + \frac{W_{Kc, st, c, i} \cdot \eta_{Kc, st, c, i}}{\frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot r \cdot T_{1, c, i}} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [1]$$

Kontrola celkového stupně stlačení mnohostupňového osového kompresoru:

$$\pi_{Kc} = \pi_{Kc, st, I} \cdot \pi_{Kc, st, II} \cdot \pi_{Kc, st, III} \cdots \pi_{Kc, st, z} [1]$$

Vypočítaná hodnota celkového stupně stlačení mnohostupňového osového kompresoru by se měla rovnat stanovené hodnotě celkového stupně stlačení mnohostupňového osového kompresoru v zadání.

11. Výpočet celkových tlaků na výstupu z jednotlivých stupňů mnohostupňového osového kompresoru

$$p_{3c, i} = p_{1c, i} \cdot \pi_{Kc, i} [Pa]$$

Kde:

- $p_{3c, i}$ – tlak vzduchu na výstupu z i-tého stupně [Pa]
- $p_{1c, i}$ – tlak vzduchu na vstupu do i-tého stupně [Pa]
- $\pi_{Kc, i}$ – stupeň stlačení i-tého stupně [1]

12. Stanovení změny osových rychlostí na středním řezu mnohostupňového osového kompresoru

Poněvadž vlivem stlačení klesá specifický objem protékajícího vzduchu přes mnohostupňový osový kompresor, délka lopatek od prvního k poslednímu stupni se zmenšuje. Protože při malých délkách lopatek rychle rostou indukované a anulární ztráty, je snaha prodloužit délku lopatek posledního stupně zmenšováním osové rychlosti od prvního k poslednímu stupni.

Různé způsoby změny osové absolutní rychlosti c_a ve stupních mnohostupňového osového kompresoru jsou znázorněny na obr. 9. Nejvhodnější změna osové absolutní rychlosti c_a je podle křivky 2 nebo 3, poněvadž ve středních stupních je hodnota osové absolutní rychlosti c_a vysoká, což dovoluje dosahovat v nich vysokou hodnotu celkové práce stupně $W_{Kc, st, c}$.

Osová absolutní rychlost vzduchu c_{1a} na vstupu do kompresoru bývá:

- u podzvukových stupňů $c_{1a} = 160$ až $190 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$
- u nadzvukových stupňů $c_{1a} = 180$ až $220 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Osová absolutní rychlost proudícího vzduchu c_a na výstupu z kompresoru bývá $c_{ka} = 120$ až $160 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$.

13. Stanovení výpočtové práce pro každý stupeň

$$(W_{Kc, st, i})_{\text{výp.}} = \frac{W_{Kc, st, i} \cdot \eta_{mez.} \cdot \eta_f}{\Omega} [\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}]$$

Kde:

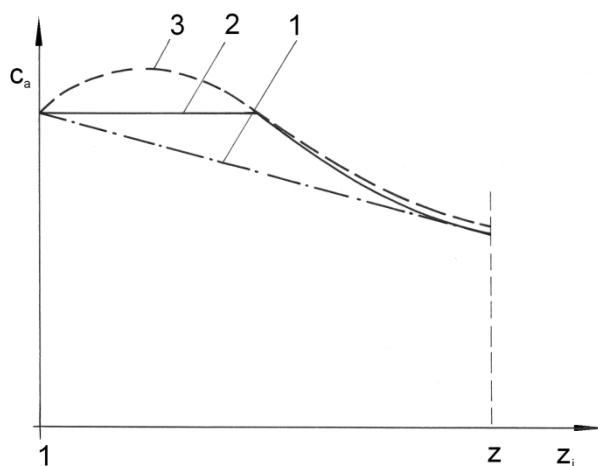
$(W_{Kc, st, i})_{\text{výp.}}$ – výpočtová práce pro každý stupeň $[\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}]$

$\eta_{mez.}$ – koeficient, který zahrnuje ztráty třením vzduchu o disk [1]

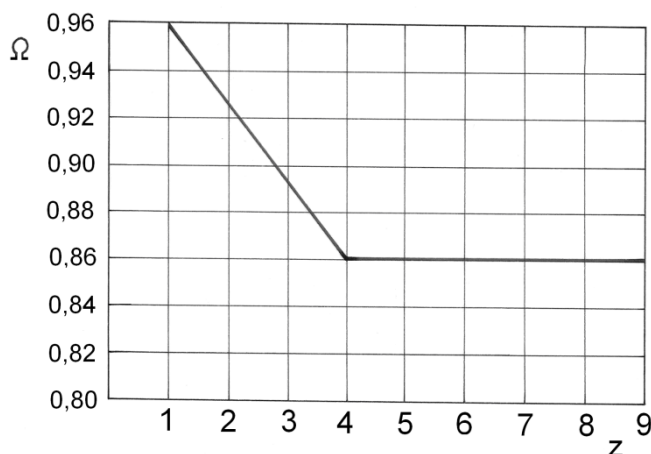
η_f – koeficient, který zahrnuje ztráty v mezeře [1]

$\eta_{mez.} \cdot \eta_f = 0,97$

Ω – součinitel přenesení práce na vzduch [1]



Obr. 9 Změna osové absolutní rychlosti c_a ve stupních mnohostupňového osového kompresoru LTKM



Obr. 10 Závislost součinitele přenesení práce na vzduch Ω od počtu stupňů osového kompresoru

Součinitel přenesení práce na vzduch Ω je menší než jedna. Jeho velikost závisí na tloušťce hraničních vrstev na stěnách kanálu, to znamená, že závisí na tom, o který stupeň vícestupňového osového kompresoru se jedná. U prvního stupně bude tloušťka hraniční vrstvy nejmenší, a proto Ω bude blízký jedné. U dalších stupňů bude tloušťka hraniční vrstvy narůstat a Ω bude klesat. Od určité délky, stejně jako při proudění vazké tekutiny v troubách, rozložení

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

c_a se nemění, a tedy i Ω se nebude měnit. Závislost součinitele přenesení práce na vzduch Ω od počtu stupňů osového kompresoru je na obr. 10.

14. Volba reakce stupně

Volba reakce stupně ρ_i se vykonává s ohledem k maximální účinnosti stupně, ale i s uvážením osového výstupu proudu z posledního stupně. Jestliže bude stupeň reakce $\rho_z = 0,5$, potom bude v posledním stupni potřebné použít dvě řady usměřňovacích lopatek pro ohnutí proudu do osového směru. Jestliže bude $\rho_z = 0,65$ až $0,75$, bude zřejmě v posledním stupni stačit pro ohnutí proudu vzduchu jedna řada usměřňovacích lopatek.

Na závěr je potřebné zdůvodnit volbu reakce jednotlivých stupňů ρ_i .

II. VÝPOČET HLAVNÍCH ROZMĚRŮ A PARAMETRŮ PROUDU VZDUCHU V PRVNÍM STUPNI OSOVÉHO KOMPRESORU

1. Volba obvodové rychlosti na vnějším průměru stupně s ohledem k přenesené práci stupně

Obvodová rychlost na vnějším průměru stupně u_{1e} se volí v rozsahu doporučených obvodových rychlostí pro $u_{1e} = 320$ až $350 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$.

2. Obvodová rychlost na středním průměru

$$u_{1, \text{str.}} = u_{1e} \cdot \frac{1 + \nu}{2} \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

Kde:

$u_{1, \text{str.}}$ – obvodová rychlost na středním průměru 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru $[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$

u_{1e} – obvodová rychlost na vnějším průměru 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru $[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$

ν – poměr vnitřního a vnějšího průměru 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [1]

$$\nu = \frac{D_{1i, \text{stř.}}}{D_{1e, \text{stř.}}} = 0,4 \div 0,55$$

$D_{1i, \text{stř.}}$ – střední hodnota vnitřního průměru disku 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [m]

$D_{1e, \text{stř.}}$ – střední hodnota vnějšího průměru disku 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [m]

Kontroluje se poměr $\frac{c_{1a}}{u_{1, \text{stř.}}} = 0,55 \div 0,7$. V případě, že vypočítaná hodnota poměru rychlostí není ve stanoveném rozsahu, výpočet se opakuje pro nové navržené rychlosti.

3. Absolutní rychlosti na středním průměru

Výpočtem se stanoví obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru c_{1u} , obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru c_{2u} a vstupní absolutní rychlost na středním průměru c_1 .

$$c_{1u} = u_{1, \text{stř.}} \cdot \left[(1 - \rho) - \frac{(W_{Kc, \text{st.}, I})_{\text{výp.}}}{2 \cdot u_{1, \text{stř.}}^2} \right] \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

$$c_{2u} = u_{1, \text{stř.}} \cdot \left[(1 - \rho) + \frac{(W_{Kc, \text{st.}, c, I})_{\text{výp.}}}{2 \cdot u_{1, \text{stř.}}^2} \right] \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

$$c_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + c_{1u}^2} \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

4. Relativní rychlost na vstupu do rotoru

$$w_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + (u_{1, \text{stř.}} - c_{1u})^2} \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Kde:

w_1 – relativní rychlost na vstupu do rotoru [m.s^{-1}]

c_{1a} – osová složka absolutní rychlosti na vstupu do rotoru [m.s^{-1}]

$u_{1,\text{stř.}}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru rotoru [m.s^{-1}]

c_{1u} – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti [m.s^{-1}]

5. Machovo číslo relativní rychlosti na vstupu do rotoru na středním průměru

$$M_{w_1} = \frac{w_1}{a_1} [1]$$

$$a_1 = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_1} [1]$$

$$T_1 = T_{1c} - \frac{c_1^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Kde:

M_{w_1} – Machovo číslo relativní rychlosti na vstupu do rotoru na středním průměru [1]

w_1 – relativní rychlost na vstupu do rotoru [m.s^{-1}]

a_1 – místní rychlost zvuku na vstupu do rotoru [m.s^{-1}]

κ – adiabatický exponent [1]

r – plynová konstanta $r = 287,1 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$

T_{1c} – celková teplota vzduchu na vstupu do rotoru [K]

T_1 – statická teplota vzduchu na vstupu do rotoru [K]

c_1 – absolutní rychlost na vstupu do rotoru [m.s^{-1}]

c_p – specifické teplo za stálého tlaku [$\text{J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$]

Machovo číslo relativní rychlosti w_1 pro podzvukové stupně mnohostupňového osového kompresoru dosahuje hodnotu $M_{w_1} < 0,8$.

6. Statický tlak p_1 a specifická hmotnost na vstupu do rotoru ρ_1 mnohostupňového osového kompresoru

$$p_1 = p_{1c} \cdot \left(\frac{T_1}{T_{1c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{r \cdot T_1} [\text{kg.m}^{-3}]$$

Kde:

p_1 – statický tlak na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [Pa]

p_{1c} – celkový tlak na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [Pa]

T_1 – statická teplota vzduchu na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [K]

T_{1c} – celková teplota vzduchu na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [K]

κ – adiabatický exponent [1]

ρ_1 – specifická hmotnost vzduchu na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [kg.m^{-3}]

r – plynová konstanta $R = 287,1 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$

7. Plocha na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru

$$A_1 = \frac{Q_v}{c_{1a} \cdot \rho_1 \cdot k_G} [m^2]$$

Kde:

A_1 – plocha na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m^2]

Q_v – průtokové množství vzduchu přes mnohostupňový osový kompresor [$kg \cdot s^{-1}$]

c_{1a} – osová složka absolutní rychlosti na vstupu do rotoru mnohostupňového kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]

ρ_1 – specifická hmotnost vzduchu na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]

k_G – součinitel, který zahrnuje nerovnoměrnost pole osových rychlostí po délce lopatky a vliv hraniční vrstvy [1]

$k_G = 0,90$ až $0,93$ pro lopatkování s konstantní reakcí

$k_G = 0,97$ až $0,98$ pro lopatkování s volným vírem

8. Průměry na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot A_1}{\pi \cdot (1 - v^2)}} [m]$$

$$D_{1i} = v \cdot D_{1e} [m]$$

$$D_{1s} = \frac{D_{1i} + D_{1e}}{2} [m]$$

Kde:

D_{1e} – vnější průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

D_{1s} – střední průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

D_{1i} – vnitřní průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

A_1 – plocha na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m^2]

v – poměr vnitřního a vnějšího průměru 1. stupně osového mnohostupňového kompresoru [1]

$$v = \frac{D_{1i, str.}}{D_{1e, str.}} = 0,4 \div 0,55$$

9. Výška lopatky na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru

$$h_1 = \frac{D_{1e} - D_{1i}}{2} [m]$$

Kde:

h_1 – výška lopatky na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

D_{1e} – vnější průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

D_{1i} – vnitřní průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

10. Osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru mnohostupňového osového kompresoru

$$c_{2a} = \frac{c_{1a} + c_{3a}}{2} [m.s^{-1}]$$

Kde:

c_{1a} – osová složka absolutní rychlosti na vstupu do rotoru mnohostupňového kompresoru [m.s⁻¹]

c_{2a} – osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru mnohostupňového kompresoru [m.s⁻¹]

c_{3a} – osová složka absolutní rychlosti na vstupu do II. stupně rotoru mnohostupňového kompresoru [m.s⁻¹]

$$c_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + c_{2u}^2} [m.s^{-1}]$$

Kde:

c_2 – absolutní rychlost na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového kompresoru [m.s⁻¹]

c_{2u} – obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z 1. stupně rotoru mnohostupňového kompresoru [m.s⁻¹]

11. Stavové veličiny na výstupu z 1. stupně rotoru mnohostupňového osového kompresoru

$$T_{2c} = T_{3c} [K]$$

$$p_{2c} = \frac{p_{3c}}{\sigma_{st}}$$

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$p_2 = p_{2c} \cdot \left(\frac{T_2}{T_{2c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$\rho_2 = \frac{p_2}{r \cdot T_2} [kg.m^{-3}]$$

Kde:

T_2 – statická teplota vzduchu na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [K]

T_{2c} – celková teplota vzduchu na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [K]

p_2 – statický tlak na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [Pa]

p_{2c} – celkový tlak na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [Pa]

p_{3c} – celkový tlak na vstupu do 2. stupně mnohostupňového osového kompresoru [Pa]

σ_{st} – součinitel zachování celkového tlaku ve statoru $\sigma_{st} = 0,98$ až $0,99$

κ – adiabatický exponent [1]

ρ_2 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [kg.m⁻³]

r – plynová konstanta $R = 287,1 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$

12. Plocha na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru

$$A_2 = \frac{Q_v}{c_{2a} \cdot \rho_2 \cdot k_G} [m^2]$$

Kde:

A_2 – plocha na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [m^2]

Q_v – průtokové množství vzduchu přes mnohostupňový osový kompresor [$kg \cdot s^{-1}$]

c_{2a} – osová složka absolutní rychlosti na výstupu z 1. stupně rotoru mnohostupňového kompresoru [$m \cdot s^{-1}$]

ρ_2 – specifická hmotnost vzduchu na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [$kg \cdot m^{-3}$]

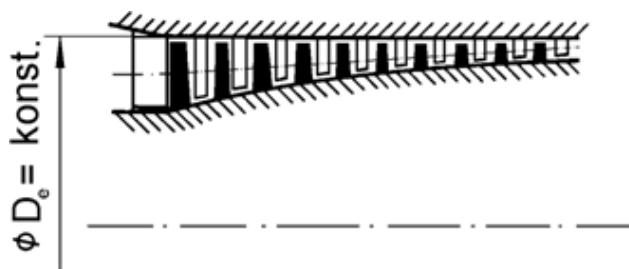
k_G – součinitel, který zahrnuje nerovnoměrnost pole osových rychlostí po délce lopatky a vliv hraniční vrstvy [1]

$k_G = 0,90$ až $0,93$ pro lopatkování s konstantní reakcí

$k_G = 0,97$ až $0,98$ pro lopatkování s volným vírem

13. Volba podélného řezu mnohostupňového osového kompresoru

a) $D_e = \text{konst.}$



Obr. 11 Mnohostupňový osový kompresor s konstantním vnějším průměrem

$$\bar{d}_2 = \sqrt{1 - \frac{4 \cdot A_2}{\pi \cdot D_{1e}^2}},$$

$$D_{2e} = D_{1e} = D_e [m]$$

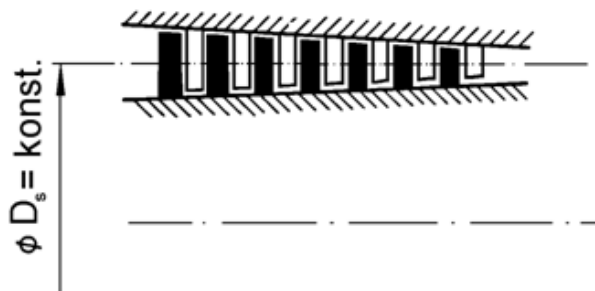
$$D_{2i} = D_{2e} \cdot \bar{d}_2 [m]$$

$$D_{2s} = \frac{D_{2e} + D_{2i}}{2} [m]$$

$$h = \frac{D_{2e} - D_{2i}}{2} [m]$$

b) $D_s = \text{konst.}$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 12 Mnohostupňový osový kompresor s konstantním středním průměrem

$$h_2 = \frac{A_2}{\pi \cdot D_{1s}}$$

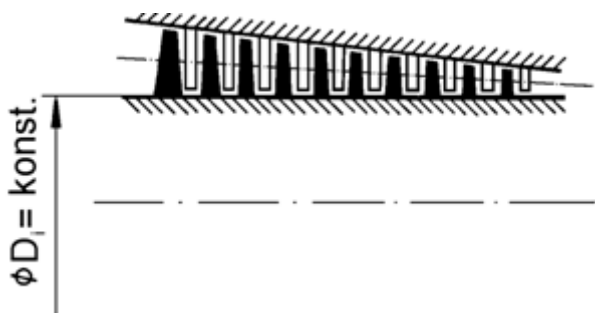
$$D_{1s} = D_{2s} = D_s [m]$$

$$D_{2e} = D_s + h [m]$$

$$D_{2i} = D_s - h [m]$$

$$\bar{d}_2 = \frac{D_{2i}}{D_{2e}}$$

c) $D_i = \text{konst.}$



Obr. 13 Mnohostupňový osový kompresor s konstantním vnitřním průměrem

$$\bar{d}_2 = \frac{1}{\sqrt{\frac{4 \cdot A_2}{\pi \cdot D_{1i}^2} + 1}}$$

$$D_{1i} = D_{2i} = D_i [m]$$

$$D_{2e} = \frac{D_i}{\bar{d}_2} [m]$$

$$h_2 = \frac{D_{2e} - D_i}{2} [m]$$

Kde:

D_e – vnější průměr mnohostupňového kompresoru [m]

D_s – střední průměr mnohostupňového kompresoru [m]

D_i – vnitřní průměr mnohostupňového kompresoru [m]

A_1 – plocha na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m²]

A_2 – plocha na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [m²]

h – výška lopatky rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

D_{1e} – vnější průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

D_{1s} – střední průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

D_{1i} – vnitřní průměr rotoru mnohostupňového osového kompresoru [m]

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Následuje výběr a zdůvodnění volby podélného řezu mnohostupňového osového kompresoru.

14. Relativní rychlost vzduchu na středním průměru D_{1s} na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru

$$w_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + (u_1 - c_{2u})^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

Kde:

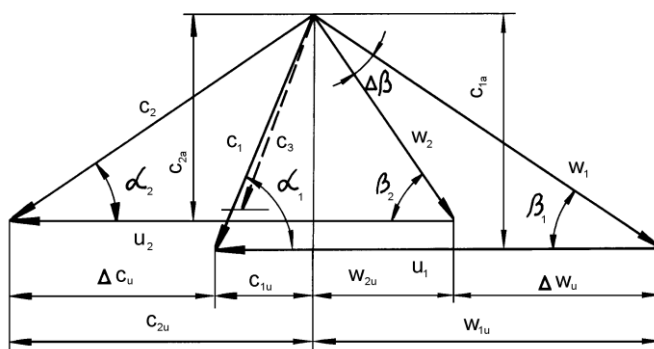
w_2 – relativní rychlost na výstupu z rotoru 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru [m.s⁻¹]

c_{2a} – osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru mnohostupňového kompresoru [m.s⁻¹]

c_{2u} – obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z 1. stupně rotoru mnohostupňového kompresoru [m.s⁻¹]

u_1 – obvodová rychlost na vstupu do mnohostupňového osového kompresoru [m.s⁻¹]

15. Úhly proudu vzduchu v rotoru



Obr. 14 Rychlostní trojúhelníky na vstupu a výstupu z rotorových lopatek osového kompresoru

$$\sin \alpha_1 = \frac{c_{1a}}{c_1}$$

$$\sin \alpha_2 = \frac{c_{2a}}{c_2}$$

$$\sin \beta_1 = \frac{c_{1a}}{w_1}$$

$$\sin \beta_2 = \frac{c_{2a}}{w_2}$$

16. Vykreslení rychlostních trojúhelníků pro rotor 1. stupně na středním průměru D_{1s} ($u_2 = u_1$)

Z vypočítaných hodnot rychlostí je možné nakreslit rychlostní trojúhelníky na vstupu a výstupu z rotorové lopatky 1. stupně na středním průměru.

17. Závěr pro výpočet 1. stupně mnohostupňového osového kompresoru

Výpočet na středním průměru 1. stupně dává představu o rozdělení rychlostí, stavových veličin a rozměrech stupně. Uvedený postup se opakuje u následujících stupňů. Tím se velmi přibližně navrhnu základní rozměry osového mnohostupňového kompresoru.

18. Kontrola délky lopatky na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru

Vykonat kontrolu délky lopatky na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru.

18.1. Stanovení stavových veličin na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru

$$p_{Kc} = p_{1c} \cdot \pi_{Kc} [Pa]$$

$$T_{Kc} = T_{1c} + \frac{W_{Kc}}{c_p} [K]$$

$$T_K = T_{Kc} - \frac{c_{Ka}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Předpoklad: osový výstup $c = c_{Ka}$

$$p_K = p_{Kc} \cdot \left(\frac{T_K}{T_{Kc}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$\rho_K = \frac{p_K}{r \cdot T_K} [kg \cdot m^{-3}]$$

Kde:

p_{Kc} – celkový tlak vzduchu za posledním (k-tým) stupněm osového kompresoru [Pa]

p_K – statický tlak vzduchu za posledním (k-tým) stupněm osového kompresoru [Pa]

p_{1c} – celkový tlak vzduchu před prvním stupněm osového kompresoru [Pa]

π_{Kc} – celkový stupeň stlačení osového kompresoru [1]

T_{Kc} – celková teplota vzduchu za posledním (k-tým) stupněm osového kompresoru [K]

T_K – statická teplota vzduchu za posledním (k-tým) stupněm osového kompresoru [K]

T_{1c} – celková teplota vzduchu před prvním stupněm osového kompresoru [K]

W_{Kc} – celková kompresní práce [J.kg⁻¹]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku [J.kg⁻¹.K⁻¹]

ρ_K – statická hustota vzduchu na výstupu z posledního (k-tého) stupně osového kompresoru [kg.m⁻³]

r – plynová konstanta [J.kg⁻¹.K⁻¹]

18.2. Plocha na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru

$$A_K = \frac{Q_v}{\rho_K \cdot c_{Ka} \cdot k_G} [m^2]$$

Kde:

A_K – průtoková plocha na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru [m²]

Q_v – průtokové množství vzduchu přes osový kompresor [kg.s⁻¹]

ρ_K – hustota vzduchu na výstupu z osového kompresoru [kg.m⁻³]

c_{Ka} – osová složka absolutní rychlosti vzduchu na výstupu z osového kompresoru [m.s⁻¹]

k_G – součinitel, který zahrnuje nerovnoměrnost pole osových rychlostí po délce lopatky a vliv hraniční vrstvy [1]

$k_G = 0,95$ až $0,96$

18.3. Stanovení výšky lopatky podle tvaru zvoleného kanálu

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Postup podle bodu 13.

Kontrola výšky lopatky. Jestliže je výška lopatky $h_K > 20$ až 30 mm, je možné pokračovat ve výpočtu. V případě, že délka lopatky h_K nevyhovuje, je nutné změnit tvar kanálu nebo výstupní rychlost c_K .

III. NÁVRH PROFILOVÉ MŘÍŽE ROTORU I. STUPNĚ

Ze základního návrhu I. stupně jsou známy úhly relativních rychlostí proudu vzduchu na vstupu a na výstupu z rotoru β_1 a β_2 . Tyto úhly odpovídají navrhovanému režimu, který je označován hvězdičkou, tedy $\beta_1 = \beta_1^*$ a $\beta_2 = \beta_2^*$, tj. $\Delta\beta_1 = \Delta\beta_1^*$.

Předpoklad:

Návrh délky tětivy vychází z předpokladu, že poměr $\frac{h}{b} = 2 \div 3$,

Počet lopatek se vypočítá ze vztahu:

$$z = \frac{\pi \cdot D_{1,\text{stř.}}}{t} [1]$$

kde tětiva:

$$t = \frac{t}{b} \cdot \frac{h}{\frac{h}{b}} [m]$$

Kde:

z – počet lopatek [1]

$D_{1,\text{stř.}}$ – střední průměr na vstupu do prvního stupně kompresoru [m]

t – rozestup lopatek [m]

h – výška lopatky [m]

b – délka tětivy lopatky [m]

Počet lopatek se určí jako nejbližší celé číslo.

Po návrhu lopatkové mříže se stanoví poměr A_t/A_1 a vykoná kontrola ve vztahu k Machovým číslům M_1 , M_{kr} a M_m .

IV. NÁVRH LOPATKOVÁNÍ ROTORU I. STUPNĚ

1. Odhad poměru Machových čísel

$$\frac{M_1 - M_{1,kr}}{M_{1,m} - M_{1,kr}} = 0,5 \div 0,75 [1]$$

Kde:

M_1 – Machovo číslo na vstupu do lopatkové mříže [1]

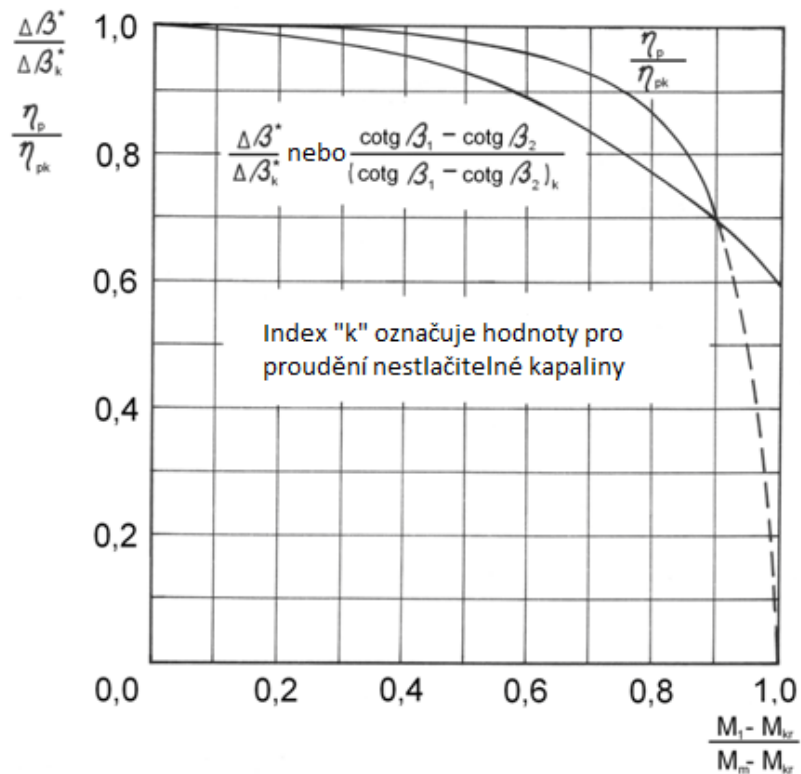
$M_{1,kr}$ – kritické Machovo číslo na vstupu do lopatkové mříže [1]

$M_{1,m}$ – maximální Machovo číslo na vstupu do lopatkové mříže [1]

Poměr Machových čísel pro první stupně osového kompresoru bývá v rozsahu 0,5 až 0,75.

Pro zvolený poměr Machových čísel se z grafu na obr. 15 odečte poměr úhlů $\frac{\Delta\beta^*}{\Delta\beta_k^*} [1]$

a určí hodnota $\Delta\beta_k^*$.



Obr. 15 Závislost poměru úhlů na poměru Machových čísel

2. Úhel rychlosti nestlačitelné tekutiny za lopatkovou mříží

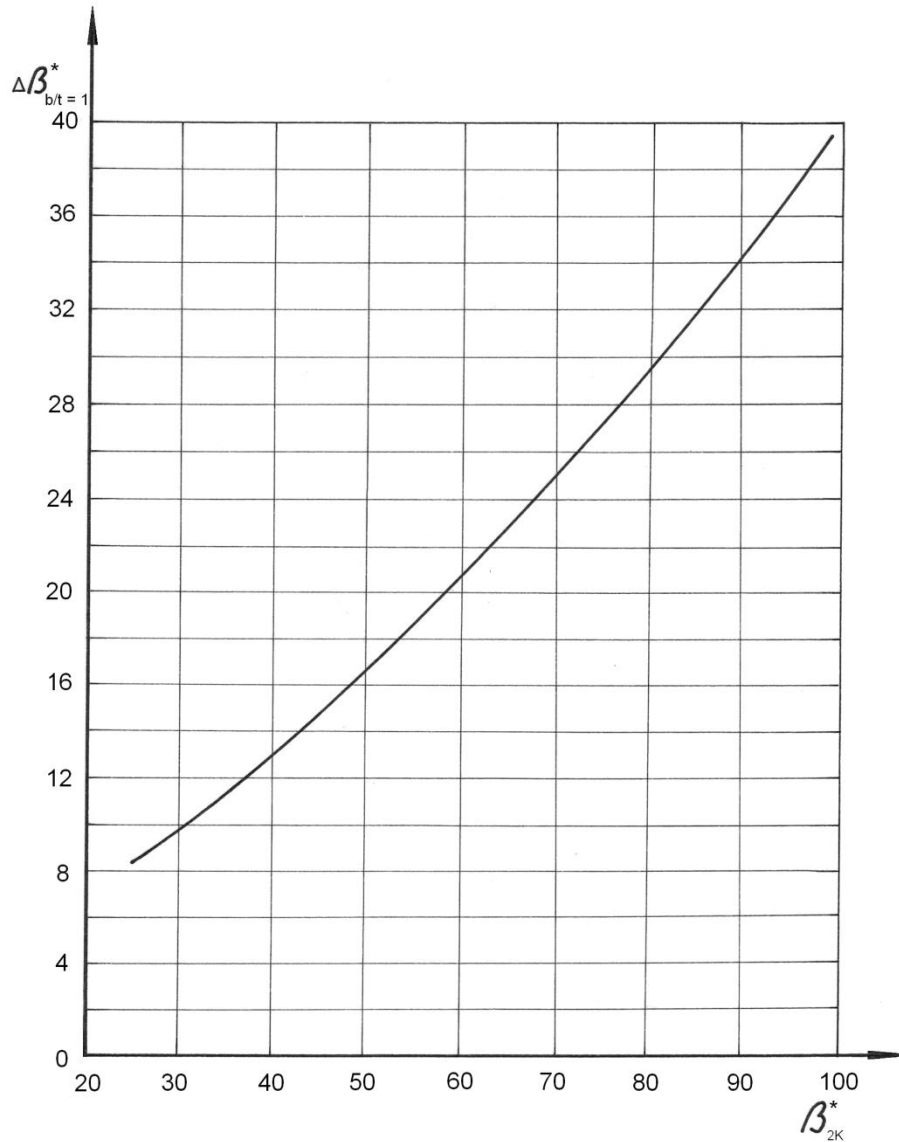
$$\beta_{2k}^* = \beta_1^* + \Delta\beta_k^* [^\circ]$$

Kde:

β_{2k}^* – návrhový úhel rychlosti na výstupu z lopatkové mříže $[^\circ]$

β_1^* – návrhový úhel rychlosti na vstupu do lopatkové mříže $[^\circ]$

$\Delta\beta_k^*$ – návrhový úhel ohnutí proudu v lopatkové mříži $[^\circ]$



Obr. 16 Závislost $\Delta\beta_{\frac{b}{t}=1}^*$ na β_{2K}^*

3. Určení výstupního návrhového úhlu rychlosti β_{2K}^*

Z grafu obr. 16 se pro vypočítanou hodnotu β_{2K}^* určí hodnota $\Delta\beta_{\frac{b}{t}=1}^*$ a stanoví poměr ohnutí proudů vzduchu **E**.

$$E = \frac{\Delta\beta_K^*}{\Delta\beta_{\frac{b}{t}=1}^*} [1]$$

Kde:

E – poměr ohnutí proudů vzduchu [1]

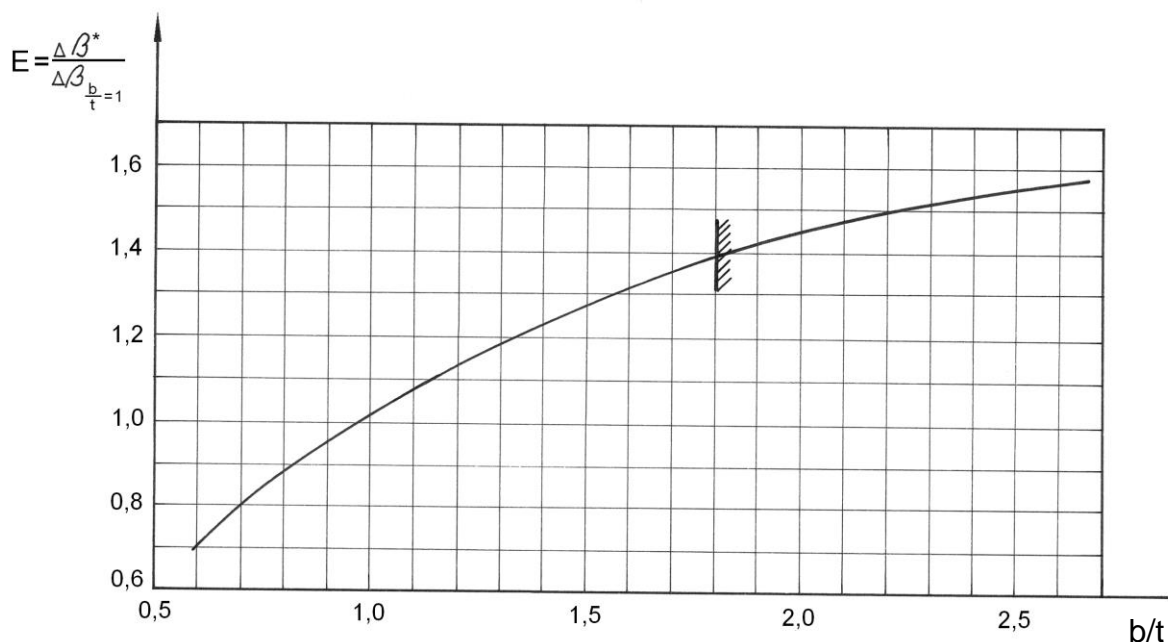
$\Delta\beta_K^*$ – návrhový úhel ohnutí proudu v lopatkové mříži [°]

$\Delta\beta_{\frac{b}{t}=1}^*$ – návrhový úhel ohnutí proudu v lopatkové mříži pro poměr $b/t = 1$ [°]

b – délka tělvy lopatky [m]

t – rozestup lopatek [m]

4. Určení relativního rozestupu pro známou hodnotu E



Obr. 17 Závislost b/t na E

Pro vypočítanou hodnotu E se z grafu na obr. 17 určí relativní rozestup b/t.

5. Volba tvaru střední křivky profilu

Pro tvar střední křivky se obvykle volí kružnice, pro kterou platí následující vztahy:

$$\delta^* = 0,26 \cdot \Theta \cdot \sqrt{\frac{t}{b}} [^\circ]$$

Kde:

$\delta^* = \varphi_2 - \beta_2 [^\circ]$ – návrhový úhel odstávání proudu (deviace)

Θ – úhel zahnutí střední křivky profilu $[^\circ]$

t – rozestup [m]

b – délka tětiny profilu [m]

$$\varphi_2 = \beta_{2K}^* + \delta [^\circ]$$

φ_2 – úhel tečny ke střední křivce profilu na výstupu z lopatkové mříže $[^\circ]$

β_{2K}^* – návrhový úhel rychlosti na výstupu z lopatkové mříže $[^\circ]$

δ – úhel odstávání proudu (deviace)

$$\Theta = \varphi_2 - \varphi_1 [^\circ]$$

Θ – úhel zahnutí střední křivky profilu $[^\circ]$

φ_2 – úhel tečny ke střední křivce profilu na výstupu $[^\circ]$

φ_1 – úhel tečny ke střední křivce profilu na vstupu $[^\circ]$

$$\varphi_1 = \beta_1^* + i^* [^\circ]$$

φ_1 – úhel tečny ke střední křivce profilu na výstupu $[^\circ]$

β_1^* – návrhový úhel rychlosti vstupujícího proudu vzduchu $[^\circ]$

$i^* = \varphi_1 - \beta_1$ – návrhový úhel náběhu $[^\circ]$

Z uvedených vztahů se stanoví: φ_1 , φ_2 a Θ .

6. Konstrukce střední křivky profilu

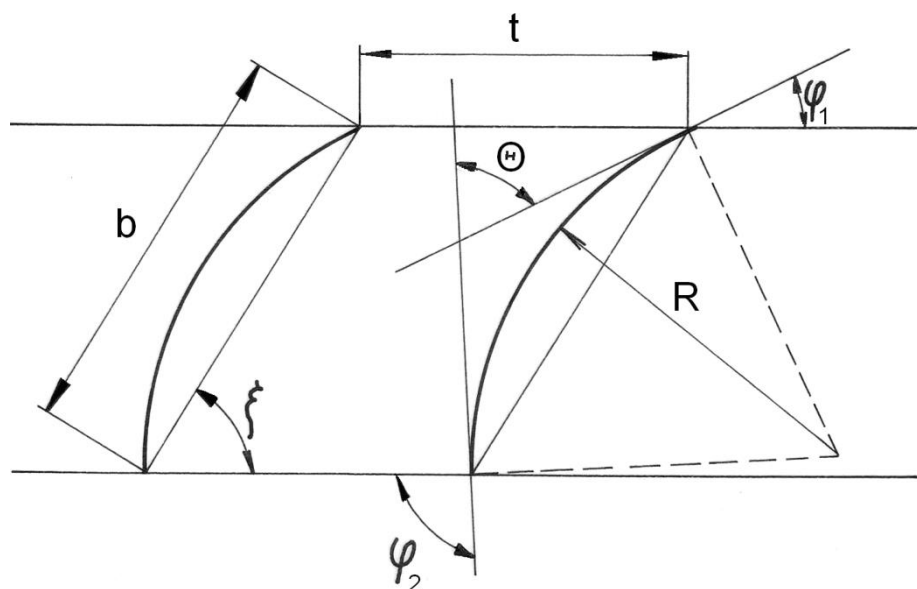
Pro určenou hodnotu relativního rozestupu se volí libovolná hodnota délky tětiny profilu **b**. (Volba délky tětiny profilu **b** se realizuje tak, aby se dala lehce dělit, např. $b = 100$ mm apod.).

Pro konstrukci střední křivky profilu platí:

$$\xi = \varphi_1 + \frac{\Theta}{2} [^\circ]$$

$$R = \frac{b}{2 \cdot \sin \frac{\Theta}{2}} [m]$$

$$t = b \cdot \frac{t}{b} [m]$$



Obr. 18 Schéma konstrukce střední křivky profilu lopatkové mříže

Kde:

ξ – úhel sklonu tětiny střední křivky profilu $[^\circ]$

φ_1 – úhel tečny ke střední křivce profilu na vstupu $[^\circ]$

φ_2 – úhel tečny ke střední křivce profilu na výstupu $[^\circ]$

Θ – úhel zahnutí střední křivky profilu $[^\circ]$

R – poloměr střední křivky profilu $[m]$

b – délka tětiny profilu $[m]$

t – rozestup $[m]$

7. Konstrukce profilu lopatky lopatkové mříže

Na střední křivku profilu lopatky lopatkové mříže se „navine“ aerodynamický profil. Pro kompresorové profilové mříže se obvykle používá symetrický profil, který je zadaný ve formě tabulky. V tabulkové formě jsou uvedeny dva symetrické profily (NACA – 65 a C – 1).

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Symetrický profil NACA – 65:

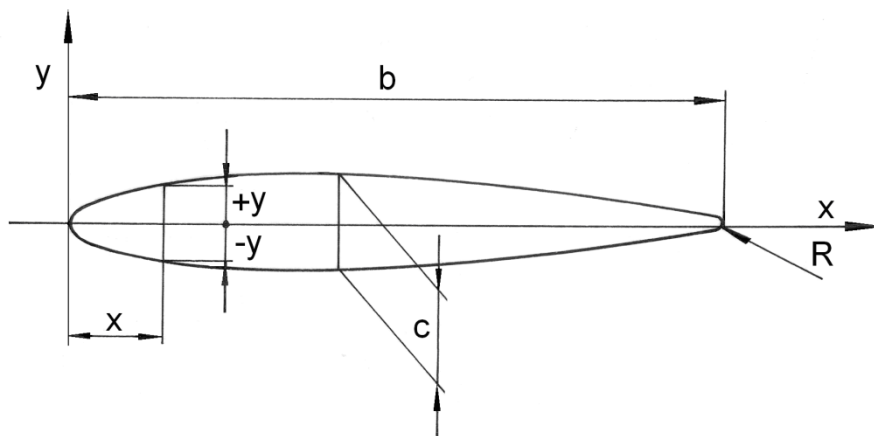
Tabulka č. 1

$\frac{x}{b} \%$	0	0,5	0,75	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25
$\frac{y}{b} \%$	0	0,772	0,932	1,169	1,574	2,177	2,647	3,040	3,666	4,143	4,503
$\frac{x}{b} \%$	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80
$\frac{y}{b} \%$	4,760	4,924	4,996	4,963	4,812	4,530	4,146	3,682	3,156	2,584	1,987
$\frac{x}{b} \%$	85	90	95	100	R						
$\frac{y}{b} \%$	1,385	0,810	0,306	0	0,687						

Symetrický profil C – 1:

Tabulka 2

$\frac{x}{b} \%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50
$\frac{y}{b} \%$	0	1,375	1,94	2,675	3,725	3,6	4,175	4,55	4,95	4,81	4,37
$\frac{x}{b} \%$	60	70	80	90	100	R					
$\frac{y}{b} \%$	3,75	2,93	2,05	1,12	0	0,8					



Obr. 19 Schéma symetrického profilu

Relativní tloušťka profilu $\bar{c} = 0,1$.

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

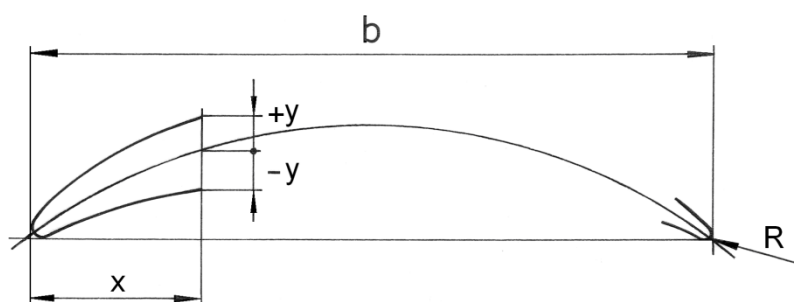
Při „navíjení“ profilu na střední křivku profilu se nejdříve musí zvolit relativní tloušťka profilu \bar{c} . Čím hrubší bude profil, tím menší bude hrdlo lopatkové mříže A_t a tím bude nižší jeho účinnost při daném Machově čísle M_1 . Z hlediska aerodynamických požadavků by proto bylo výhodné realizovat profily co nejtenčí. Avšak z důvodu pevnostních požadavků je nutné volit tloušťku profilů větší. U reálných osových kompresorů na středním průměru stupně obvykle bývá relativní tloušťka profilu $\bar{c} = 0,04 \div 0,07$, u kořene lopatky $\bar{c} = 0,09 \div 0,12$ a u špičky lopatky na vnějším průměru stupně $\bar{c} = 0,03 \div 0,05$. Po zvolení relativní tloušťky profilu \bar{c} je nezbytné vynásobit všechny souřadnice y z předcházející tabulky délkou tětivy b a zvolenou relativní tloušťkou profilu \bar{c} , čímž se určí velikost souřadnic y . Podobným postupem se určí souřadnice x a poloměr odtokové hrany R .

$$y = [y\%c]b.\bar{c}.\frac{1}{100}$$

$$x = [x\%b]b.\frac{1}{100}$$

$$R = [R\%c]b.\bar{c}.\frac{1}{100}$$

Praktické navínutí profilu se zrealizuje podle obr. 20.

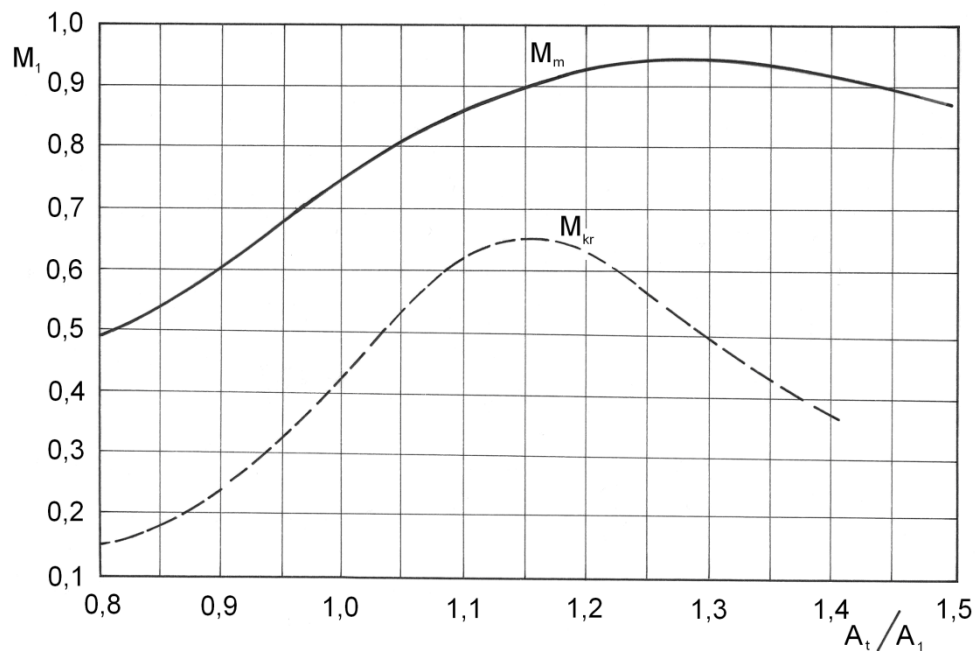


b – délka tětivy lopatky [m]

R – poloměr odtokové hrany [m]

Obr. 20 Konstrukce profilu

8. Kontrola výpočtu



Obr. 21 Závislost Machových čísel na poměru průřezů A_t/A_1

Po nakreslení lopatkové mříže se stanoví poměr A_t/A_1 a z obr. 21 se určí M_{1kr} a M_{1m} a vypočítá se odhadnutý poměr $\frac{M_1 - M_{1kr}}{M_{1m} - M_{1kr}}$. V případě nesouladu se odhad opakuje.

9. Výpočet počtu lopatek

$$z = \frac{\pi \cdot D_{1,stř.}}{t} [1]$$

Kde:

z – počet lopatek 1. stupně osového kompresoru [1]

$D_{1,stř.}$ – střední průměr lopatek 1. stupně osového kompresoru [m]

t – rozestup lopatek [m]

Vypočítaná hodnota počtu lopatek se zaokrouhlí na nejbližší celé číslo. Na závěr se vyhodnotí soulad mezi vypočítanou a skutečnou hodnotou počtu lopatek prvního stupně osového kompresoru.

V. ZMĚNA PARAMETRŮ PROUDU VZDUCHU A TVARU PROFILŮ PO DÉLCE LOPATEK 1. STUPNĚ OSOVÉHO KOMPRESORU

Výpočet osového kompresoru byl v předcházející části vykonán jen pro střední průměr, tedy rychlostní trojúhelníky, a geometrický tvar lopatek lopatkové mříže platí jen pro tento průměr 1. stupně.

Při výpočtu stupně osového kompresoru je však třeba vzít v úvahu, že rychlost proudění vzduchu, tvary rychlostních trojúhelníků a na základě toho i číselné hodnoty $\mathbf{W}_{st.}$, ρ , \mathbf{c}_a , \mathbf{u} atd. na různých poloměrech stupně není možné volit libovolně, ale musí být pro každý poloměr stanoveny. Vztahy mezi parametry proudu pro každý poloměr vyplývají z podmínky proudění vzduchu v mezerách mezi jednotlivými lopatkovými mřížemi.

Obvodová rychlost lopatek rotoru neustále roste od vnitřního poloměru r_i ke vnějšímu poloměru r_e . Vzduch se v mezerách otáčí obvodovou složkou absolutní rychlosti \mathbf{c}_u , a tedy na různých poloměrech na něho působí různé odstředivé síly, a proto i rozložení absolutních rychlostí po poloměru je potřebné určit.

Přitom je nezbytné konstatovat, že proudění tekutiny (vzduchu) v reálném stupni osového kompresoru je prostorové proudění vazké tekutiny, které je v důsledku konečného počtu lopatek nestacionární.

Výpočet lopatkování s uvážením vlivu stlačitelnosti, vazkosti a neustálenosti proudu vzduchu je velmi složitý a přesahuje možnosti tohoto výpočtového cvičení. Podstatné zjednodušení je možné dosáhnout zavedením předpokladu, že frekvence změn vektorů rychlostí a ostatních parametrů proudu za lopatkovou mříží je velká, a proto je možné počítat se středními hodnotami všech parametrů a proudění považovat za ustálené stacionární.

Na základě odvození základních vztahů v přibližném vyjádření je dán konečný vztah pro práci derivovanou podle poloměru r :

$$\frac{dW_e}{dr} = \frac{1}{2} \cdot \left[\frac{1}{r^2} \cdot \frac{d(c_u \cdot r)^2}{dr} + \frac{dc_a^2}{dr} \right]$$

Kde:

W_e – efektivní práce [$J \cdot kg^{-1}$]

r – poloměr [m]

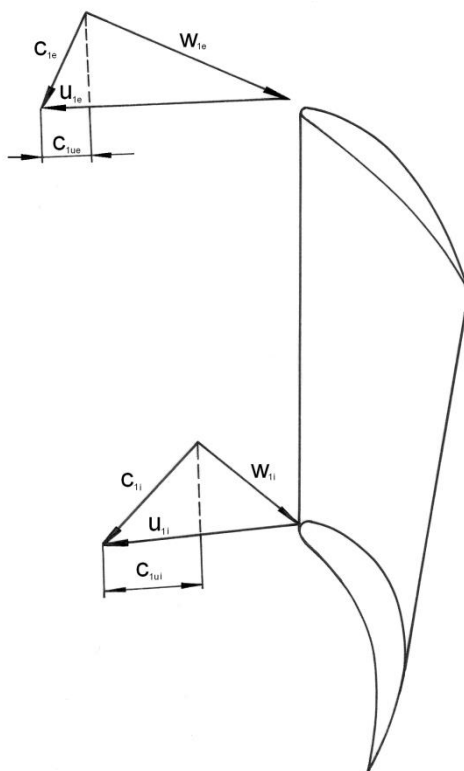
c_u – obvodová složka absolutní rychlosti [$m \cdot s^{-1}$]

c_a – osová složka absolutní rychlosti [$m \cdot s^{-1}$]

Uvedená rovnice spojuje zákon změny efektivní práce (práce stupně v jednotlivých řezech), rychlosti \mathbf{c}_u a \mathbf{c}_a po délce lopatky při $c_r = 0$. V rovnici jsou tři nezávislé proměnné veličiny; aby tato rovnice byla řešitelná, je potřebné určit doplňující podmínky. Podle toho, jaké doplňující podmínky pro proudění budou vybrány, získají se různé tvary lopatek, různé rozložení rychlostí po délce lopatek, tj. různé druhy lopatkování stupně osového kompresoru. Mezi základní druhy lopatkování stupně osového kompresoru patří:

1. Lopatkování stupně osového kompresoru podle zákona volného víru.
2. Lopatkování stupně osového kompresoru podle zákona rotace tuhého tělesa.
3. Lopatkování stupně osového kompresoru podle obecného zákona lopatkování.
4. Lopatkování stupně osového kompresoru podle zákona s konstantní reakcí po délce lopatky.

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 22 Rychlostní trojúhelníky na vnitřním a vnějším poloměru rotorové lopatky stupně osového (axiálního) kompresoru s volným vírem

Rozborem lopatkování stupně osového kompresoru podle zákona volného víru a lopatkování stupně osového kompresoru podle zákona rotace tuhého tělesa je možné považovat tyto dva zákony lopatkování za hraniční vzhledem ke skutečnosti, že všechny další zákony lopatkování používané při profilování stupňů osových kompresorů leží mezi těmito dvěma zákony lopatkování. Jestliže budou uvedené zákony lopatkování považované za hraniční, potom je možné odvodit obecný zákon lopatkování, ve kterém se bude předpokládat, že rychlosti se mění částečně podle zákona volného víru a částečně podle zákona rotace tuhého tělesa.

Pro **obecný zákon lopatkování** platí:

$$c_{1u} = A \cdot \bar{r} + \frac{B}{\bar{r}}$$

$$c_{2u} = C \cdot \bar{r} + \frac{D}{\bar{r}}$$

Kde:

c_{1u} – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

c_{2u} – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

\bar{r} – poměrný poloměr $\bar{r} = \frac{r}{r_s}$ [1]

A, B, C, D – konstanty, které mají rozměry rychlostí a pro ně platí:

$$c_{1u,s} = A + B$$

$$c_{2u,s} = C + D$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$c_{1a} = \sqrt{c_{1as}^2 - 2.A^2.(\bar{r}^2 - 1) - 4.A.B.\ln \bar{r}}$$

$$c_{2a} = \sqrt{c_{2as}^2 + 2.[(C - A)u_s - C^2](\bar{r}^2 - 1) - 4.C.D.\ln \bar{r}}$$

$$W_{Kc,e,stř.} = u_s.[(C - A).\bar{r}^2 + (D - B)]$$

Kde:

$W_{Kc,e,stř.}$ – střední efektivní práce stupně [J.kg⁻¹]

u_s – střední obvodová rychlost [m.s⁻¹]

1. Stanovení podmínek

Požadavek:

$W_{Kc,e,stř.} = \text{konst.}$

Z toho vyplývá, že $C = A$.

2. Volba konstant

Volí se takové konstanty, pro které bude X % volného víru (VV) a Y % tuhého tělesa (TT) na vnějším průměru.

$W_{Kc,e,stř.} = \text{konst.}$

Volný vír pro vnější průměr D_{1e} :

$$(c_{1u,e})_{VV} = c_{1us} \cdot \frac{D_{1s}}{D_{1e}} [m.s^{-1}]$$

Tuhé těleso pro vnější průměr D_{1e} .

$$(c_{1u,e})_{TT} = c_{1us} \cdot \frac{D_{1e}}{D_{1s}} [m.s^{-1}]$$

Vstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru c_{1ue} pro X % VV a Y % TT.

$$c_{1ue} = X.(c_{1ue})_{VV} + Y.(c_{1ue})_{TT} [m.s^{-1}]$$

3. Určení konstant

Z rovnice pro vstupní obvodovou složku absolutní rychlosti c_{1u} na středním a vnějším průměru je možné určit:

$$B = \frac{c_{1ue} - c_{1us}.\bar{r}}{1 - \bar{r}^2}.\bar{r}$$

Z rovnice pro c_{1u} na středním průměru je možné určit:

$$A = c_{1us} - B$$

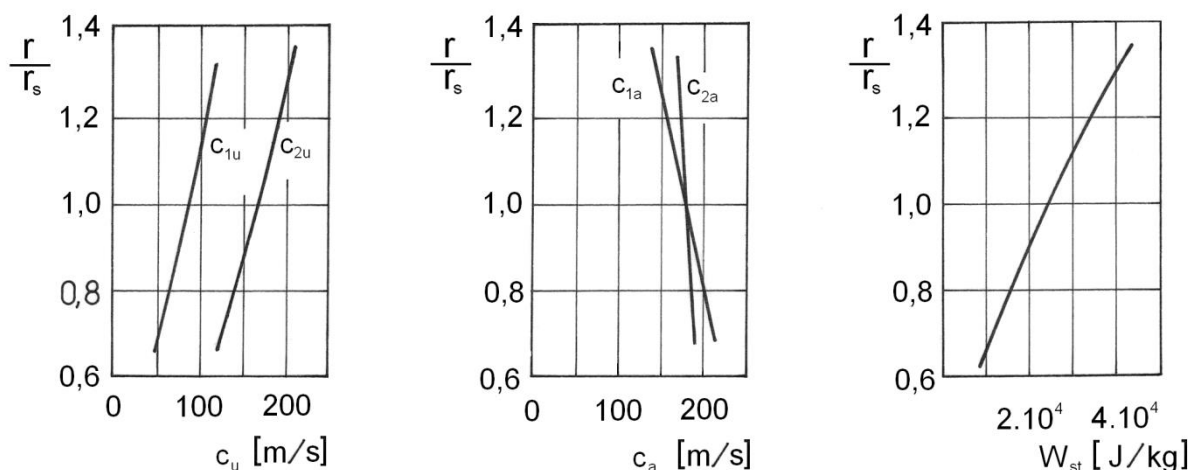
Při předpokládané konstantní práci po délce lopatky platí:

$$A = C$$

Z rovnice pro výstupní obvodovou složku absolutní rychlosti c_{2u} na středním průměru je možné určit:

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$D = c_{2us} - C$$



Obr. 23 Rozložení rychlostí c_u a c_a a práce stupně $W_{Kc, stf.}$ po délce lopatky stupně osového kompresoru se zákonem rotace tuhého tělesa

4. Výpočet složek absolutní rychlosti na vstupním vnějším průměru prvního stupně

Složky absolutní rychlosti c_{1u} , c_{2u} , c_{1a} , c_{2a} na vnějším a vnitřním průměru se stanoví dosazením konstant A, B, C, D do základních rovnic a vyjádřením \bar{r} pro příslušný průměr. Na základě vykonaných experimentů se doporučuje vykonat návrh lopatkové mříže (stanovit rychlostní trojúhelníky) na vnějším a vnitřním průměru s použitím střední osové rychlosti $c_a = 0,5 \cdot (c_{1a} + c_{2a})$.

4.1. Složky absolutní rychlosti $c_{1u,e}$, $c_{2u,e}$, $c_{1a,e}$, $c_{2a,e}$ na vnějším průměru

$$c_{1u,e} = A \cdot \bar{r}_e + \frac{B}{\bar{r}}$$

$$c_{2u,e} = C \cdot \bar{r}_e + \frac{D}{\bar{r}}$$

Kde:

$$\bar{r}_e = \frac{r_e}{r_s}$$

$$c_{1a,e} = \sqrt{c_{1as}^2 - 2 \cdot A^2 \cdot (\bar{r}_e^2 - 1) - 4 \cdot A \cdot B \cdot \ln \bar{r}_e}$$

$$c_{2a,e} = \sqrt{c_{2as}^2 + 2 \cdot [(C - A) \cdot u_s - C^2] (\bar{r}_e^2 - 1) - 4 \cdot C \cdot D \cdot \ln \bar{r}_e}$$

4.2. Složky absolutní rychlosti $c_{1u,i}$, $c_{2u,i}$, $c_{1a,i}$, $c_{2a,i}$ na vnitřním průměru

$$c_{1u,i} = A \cdot \bar{r}_i + \frac{B}{\bar{r}_i}$$

$$c_{2u,i} = C \cdot \bar{r}_i + \frac{D}{\bar{r}_i}$$

Kde:

$$\bar{r}_i = \frac{r_i}{r_s}$$

$$c_{1a,i} = \sqrt{c_{1as}^2 - 2.A^2.(\bar{r}_i^2 - 1) - 4.A.B.\ln \bar{r}_i}$$

$$c_{2a,i} = \sqrt{c_{2as}^2 + 2.[(C - A).u_s - C^2](\bar{r}_i^2 - 1) - 4.C.D.\ln \bar{r}_i}$$

5. Stanovení rychlostí w_1, w_2, c_1, c_2 a sestavení rychlostních trojúhelníků na vnějším a vnitřním průměru rotorové lopatky

5.1. Stanovení rychlostí $w_{1e}, c_{1e}, w_{2e}, c_{2e}$ na vnějším průměru

$$w_{1e} = \sqrt{c_{1a,e}^2 + (u_{1e} - c_{1u,e})^2} [m.s^{-1}]$$

$$c_{1e} = \sqrt{c_{1a,e}^2 + c_{1u,e}^2} [m.s^{-1}]$$

$$w_{2e} = \sqrt{c_{2a,e}^2 + (u_{2e} - c_{2u,e})^2} [m.s^{-1}]$$

$$c_{2e} = \sqrt{c_{2a,e}^2 + c_{2u,e}^2} [m.s^{-1}]$$

Kde:

w_{1e} – vstupní relativní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

w_{2e} – výstupní relativní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

c_{1e} – vstupní absolutní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

c_{2e} – výstupní absolutní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

$c_{1a,e}$ – vstupní osová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

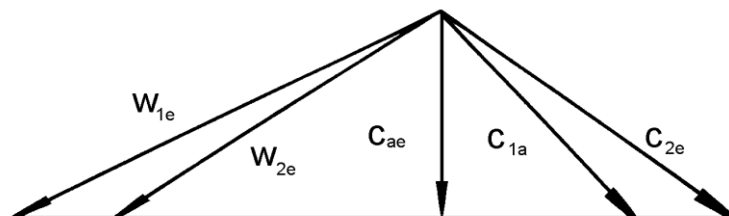
$c_{1u,e}$ – výstupní osová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

$c_{1u,e}$ – vstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

$c_{2u,e}$ – výstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnějším průměru rotorové lopatky [$m.s^{-1}$]

Na základě vypočítaných hodnot relativních rychlostí a absolutních rychlostí na vnějším průměru na vstupu a výstupu lopatek prvního stupně je možné nakreslit rychlostní trojúhelníky na vnějším průměru lopatky prvního stupně.

5.2. Rychlostní trojúhelníky na vnějším průměru prvního stupně osového kompresoru



Obr. 24 Rychlostní trojúhelník na vnějším průměru rotorové lopatky prvního stupně osového kompresoru

5.3. Stanovení rychlostí $w_{1i}, c_{1i}, w_{2i}, c_{2i}$ na vnitřním průměru

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$w_{1i} = \sqrt{c_{1a,i}^2 + (u_{1i} - c_{1u,i})^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{1i} = \sqrt{c_{1a,i}^2 + c_{1u,i}^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$w_{2i} = \sqrt{c_{2a,i}^2 + (u_{2i} - c_{2u,i})^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

$$c_{2i} = \sqrt{c_{2a,i}^2 + c_{2u,i}^2} \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$$

Kde:

w_{1i} – vstupní relativní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

w_{2i} – výstupní relativní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

c_{1i} – vstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

c_{2i} – výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

$c_{1a,i}$ – vstupní osová složka absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

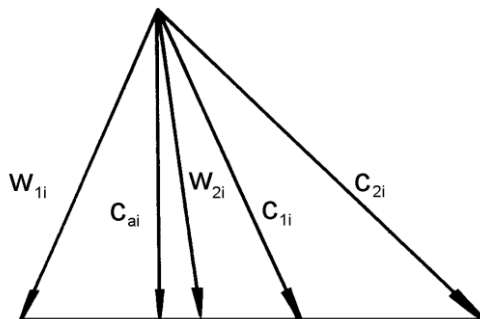
$c_{1a,i}$ – výstupní osová složka absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

$c_{1u,i}$ – vstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

$c_{2u,i}$ – výstupní obvodová složka absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s⁻¹]

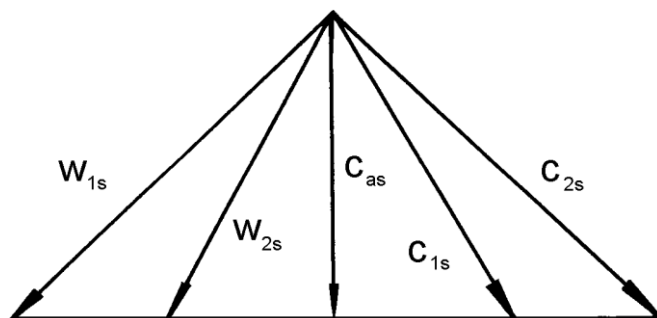
Na základě vypočítaných hodnot relativních rychlostí a absolutních rychlostí na vnitřním průměru na vstupu a výstupu lopatek prvního stupně je možné nakreslit rychlostní trojúhelníky na vnitřním průměru lopatky prvního stupně.

5.4. Rychlostní trojúhelníky na vnitřním průměru prvního stupně osového kompresoru

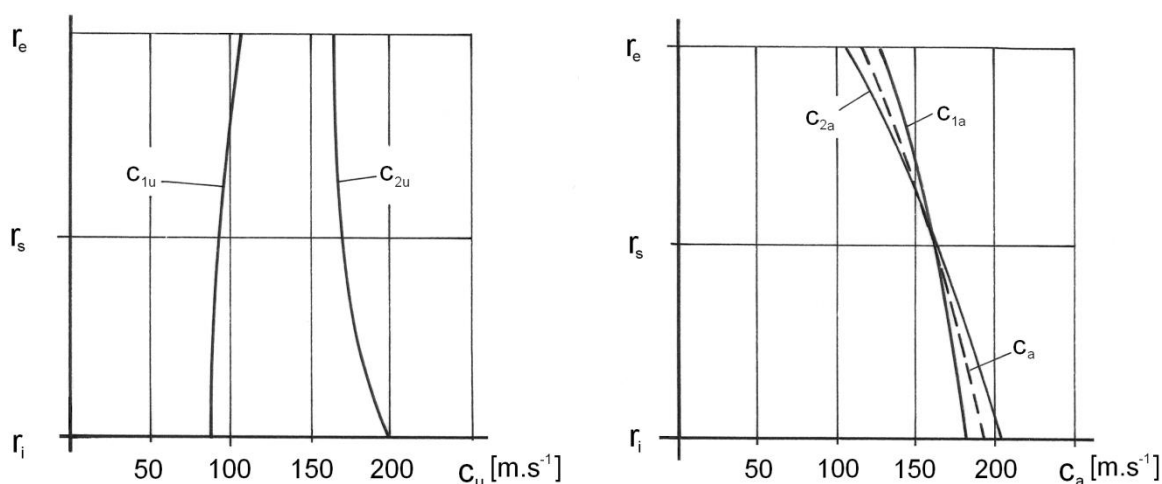


Obr. 25 Rychlostní trojúhelník na vnitřním průměru rotorové lopatky prvního stupně osového kompresoru

5.5. Rychlostní trojúhelníky na středním průměru prvního stupně osového kompresoru



Obr. 26 Rychlostní trojúhelník na středním průměru prvního stupně osového kompresoru



Obr. 27 Průběh změny složek osových rychlostí na vstupu a výstupu z rotorové lopatky prvního stupně osového kompresoru po délce lopatky

6. Stanovení Machova čísla relativního a absolutního proudu vzduchu na třech průměrech

6.1. Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vstupu do prvního stupně osového kompresoru

$$T_{1i} = T_{1c} - \frac{c_{1i}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{1s} = T_{1c} - \frac{c_{1s}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{1e} = T_{1c} - \frac{c_{1e}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$a_{1i} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1i}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$a_{1s} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1s}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$a_{1e} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1e}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$M_{w1i} = \frac{w_{1i}}{a_{1i}} [1]$$

$$M_{w1s} = \frac{w_{1s}}{a_{1s}} [1]$$

$$M_{w1e} = \frac{w_{1e}}{a_{1e}} [1]$$

6.2. Machovo číslo absolutního proudu vzduchu na vstupu do prvního stupně osového kompresoru

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$T_{1i} = T_{1c} - \frac{c_{1i}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{1s} = T_{1c} - \frac{c_{1s}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{1e} = T_{1c} - \frac{c_{1e}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$a_{1i} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1i}} [1]$$

$$a_{1s} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1s}} [1]$$

$$a_{1e} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1e}} [1]$$

$$M_{c_{1i}} = \frac{c_{1i}}{a_{1i}} [1]$$

$$M_{c_{1s}} = \frac{c_{1s}}{a_{1s}} [1]$$

$$M_{c_{1e}} = \frac{c_{1e}}{a_{1e}} [1]$$

Kde:

T_{1c} – vstupní celková teplota vzduchu [K]

T_{1i} – vstupní statická teplota vzduchu na vnitřním průměru rotorové lopatky [K]

c_{1i} – vstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$]

T_{1s} – vstupní statická teplota vzduchu na středním průměru rotorové lopatky [K]

c_{1s} – vstupní absolutní rychlost na středním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

T_{1e} – vstupní statická teplota vzduchu na vnějším průměru rotorové lopatky [K]

c_{1e} – vstupní absolutní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

a_{1i} – vstupní rychlost zvuku na vnitřním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

a_{1s} – vstupní rychlost zvuku na středním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

a_{1e} – vstupní rychlost zvuku na vnějším průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

κ – Poissonova konstanta [1]

r – plynová konstanta [$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$]

M_{wi} – vstupní Machovo číslo na vnitřním průměru rotorové lopatky [1]

M_{ws} – vstupní Machovo číslo na středním průměru rotorové lopatky [1]

M_{we} – vstupní Machovo číslo na vnějším průměru rotorové lopatky [1]

w_{1i} – vstupní relativní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

w_{1s} – vstupní relativní rychlost na středním průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

w_{1e} – vstupní relativní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [$m \cdot s^{-1}$]

6.3. Machovo číslo relativního proudu vzduchu na výstupu z prvního stupně osového kompresoru

$$T_{2i} = T_{2c} - \frac{c_{2i}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$T_{2s} = T_{2c} - \frac{c_{2s}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{2e} = T_{2c} - \frac{c_{2e}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$a_{2i} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2i}} [1]$$

$$a_{2s} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2s}} [1]$$

$$a_{2e} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2e}} [1]$$

$$M_{w_{2i}} = \frac{w_{2i}}{a_{2i}} [1]$$

$$M_{w_{2s}} = \frac{w_{2s}}{a_{2s}} [1]$$

$$M_{w_{2e}} = \frac{w_{2e}}{a_{2e}} [1]$$

6.4. Machovo číslo absolutního proudu vzduchu na výstupu z prvního stupně osového kompresoru

$$T_{2i} = T_{2c} - \frac{c_{2i}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{2s} = T_{2c} - \frac{c_{2s}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{2e} = T_{2c} - \frac{c_{2e}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$a_{2i} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2i}} [1]$$

$$a_{2s} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2s}} [1]$$

$$a_{2e} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2e}} [1]$$

$$M_{c_{2i}} = \frac{c_{2i}}{a_{2i}} [1]$$

$$M_{c_{1s}} = \frac{c_{2s}}{a_{2s}} [1]$$

$$M_{c_{2e}} = \frac{c_{2e}}{a_{2e}} [1]$$

Kde:

T_{2c} – výstupní celková teplota vzduchu [K]

T_{2i} – výstupní statická teplota vzduchu na vnitřním průměru rotorové lopatky [K]

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

c_{2i} – výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

c_p – specifické teplo při stálém tlaku [$\text{J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$]

T_{2s} – výstupní statická teplota vzduchu na středním průměru rotorové lopatky [K]

c_{2s} – výstupní absolutní rychlost na středním průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

T_{2e} – výstupní statická teplota vzduchu na vnějším průměru rotorové lopatky [K]

c_{2e} – výstupní absolutní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

a_{2i} – výstupní rychlost zvuku na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

a_{1s} – výstupní rychlost zvuku na středním průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

a_{1e} – výstupní rychlost zvuku na vnějším průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

κ – Poissonova konstanta [1]

r – plynová konstanta [$\text{J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$]

M_{wi} – výstupní Machovo číslo na vnitřním průměru rotorové lopatky [1]

M_{ws} – výstupní Machovo číslo na středním průměru rotorové lopatky [1]

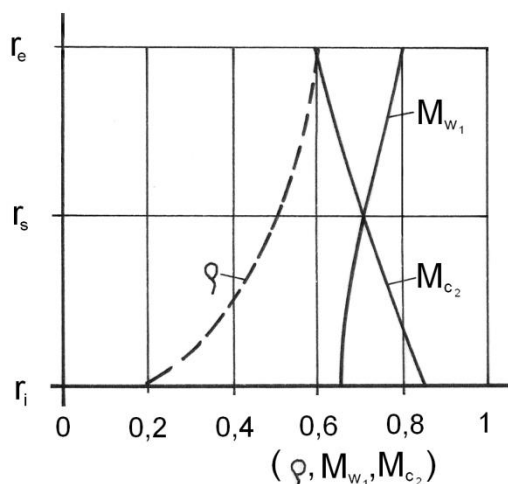
M_{we} – výstupní Machovo číslo na vnějším průměru rotorové lopatky [1]

w_{1i} – výstupní relativní rychlost na vnitřním průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

w_{1s} – výstupní relativní rychlost na středním průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

w_{1e} – výstupní relativní rychlost na vnějším průměru rotorové lopatky [m.s^{-1}]

Na základě vypočítaných hodnot v grafu vykreslit závislost M_{c2} , M_{w1} a ρ stupně reakce na poloměru stupně.



Obr. 28 Závislost M_{c2} , M_{w1} a ρ stupně reakce na poloměru stupně

7. Stanovení reakce na třech průměrech prvního stupně osového kompresoru

7.1. Stanovení reakce prvního stupně osového kompresoru na vnitřním průměru

$$\rho_i = 1 - \frac{c_{1u,i}}{u_{1,i}} - \frac{c_{2u,i} - c_{1u,i}}{2 \cdot u_{1,i}} [1]$$

Kde:

ρ_i – reakce prvního stupně na vnitřním průměru [1]

$c_{1u,i}$ – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru [m.s^{-1}]

$u_{1,i}$ – vstupní obvodová rychlost na vnitřním průměru [m.s^{-1}]

$c_{2u,i}$ – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru [m.s^{-1}]

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

7.2. Stanovení reakce prvního stupně osového kompresoru na středním průměru

$$\rho_s = 1 - \frac{c_{1u,s}}{u_{1,s}} - \frac{c_{2u,s} - c_{1u,s}}{2 \cdot u_{1,s}} [1]$$

Kde:

ρ_s – reakce prvního stupně na středním průměru [1]

$c_{1u,s}$ – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

$u_{1,s}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

$c_{2u,s}$ – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

7.3. Stanovení reakce prvního stupně osového kompresoru na vnějším průměru

$$\rho_e = 1 - \frac{c_{1u,e}}{u_{1,e}} - \frac{c_{2u,e} - c_{1u,e}}{2 \cdot u_{1,e}} [1]$$

Kde:

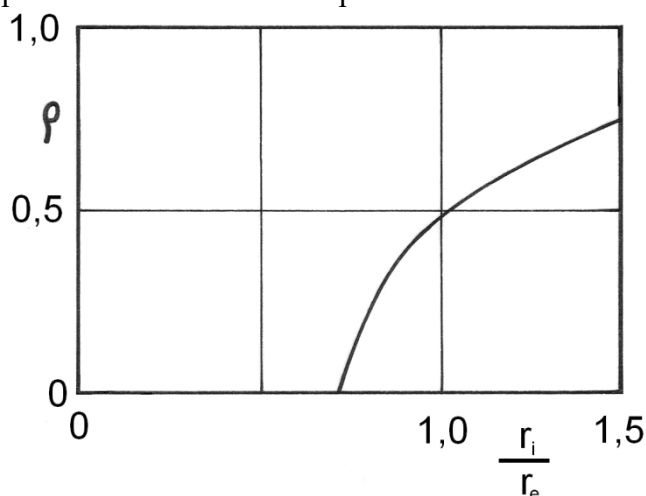
ρ_e – reakce prvního stupně na vnějším průměru [1]

$c_{1u,e}$ – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnějším průměru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

$u_{1,e}$ – vstupní obvodová rychlost na vnějším průměru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

$c_{2u,e}$ – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnějším průměru [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

7.4. Průběh změny stupně reakce v závislosti na poloměru



Obr. 29 Průběh změny stupně reakce v závislosti na poloměru $\rho = f(r)$

8. Lopatková mříž rotoru prvního stupně osového kompresoru

Na základě vypočítaných parametrů nakreslit lopatkovou mříž prvního stupně osového kompresoru.

Kde:

A_1 – vstupní průřez před vstupem do rotorových lopatek [m]

A_{t1} – vstupní průtokový průřez do rotorových lopatek [m]

A_{t2} – výstupní průtokový průřez z rotorových lopatek [m]

i^* – návrhový úhel náběhu [°]

β_1^* – návrhový úhel vstupní relativní rychlosti vzduchu [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

ϕ_1 – úhel tečny ke střední křivce profilu ve vstupu do lopatky [°]

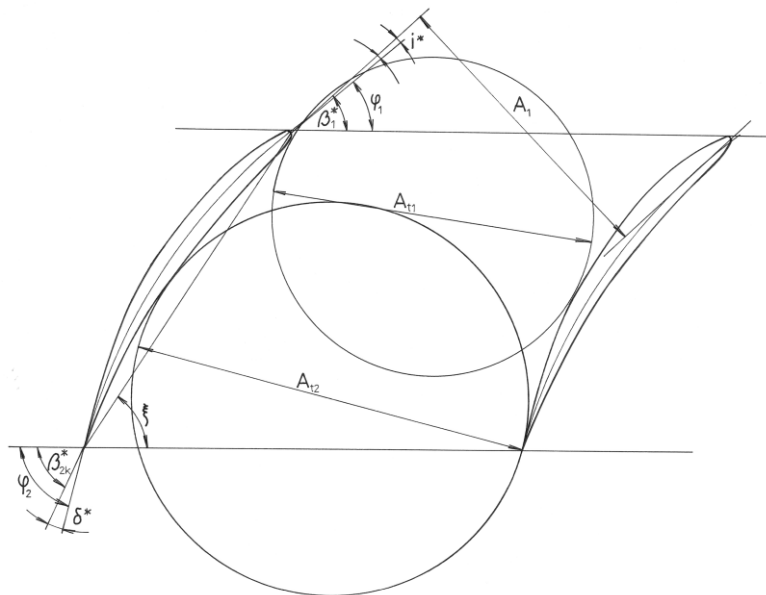
III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

ξ – úhel nastavení profilů [°]

β_{2K}^* – návrhový úhel výstupní relativní rychlosti vzduchu [m.s⁻¹]

φ_2 – úhel tečny ke střední křivce profilu na výstupu z lopatky [°]

δ^* – návrhový úhel deviace proudu vzduchu [°]



Obr. 30 Lopatková mříž rotoru prvního stupně osového kompresoru

VI. CELKOVÝ ZÁVĚR

Uvedený výpočet byl vykonán pro jisté volené střední hodnoty parametrů. Dává představu o rozdělení jednotlivých rychlostí, stavových veličin a rozměrových parametrech prvního stupně osového kompresoru. Podobný postup je možné použít i u následujících stupňů osového kompresoru, a tak vypočítat rozměry celého osového kompresoru.

Osový kompresor byl volen s konfigurací $D_e = \text{konst.}$ Výpočtem byly zjištěny následující parametry osového kompresoru LTKM, které jsou uvedeny v tabulce.

Uvedené závislosti zjištěné výpočtem jsou v souladu s předpoklady, které uvádí teorie osových kompresorů LTKM.

PŘÍKLAD č. 3
PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET MNOHOSTUPŇOVÉHO OSOVÉHO
(AXIÁLNÍHO) KOMPRESORU

Vykonejte přibližný výpočet desetistupňového osového (axiálního) kompresoru turbohřídelového motoru TV2-117A pro níže uvedené hodnoty:

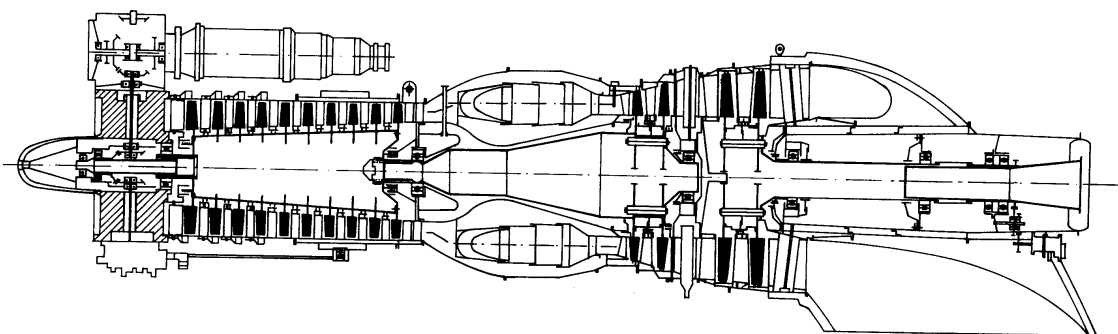
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 8,1 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 6,6$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$ (z tabulek MSA)
- $T_0 = 288 \text{ K}$ (z tabulek MSA)
- střední práce stupně $W_{Kc, \text{st., str.}} = 20 \text{ až } 35 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ÚVOD

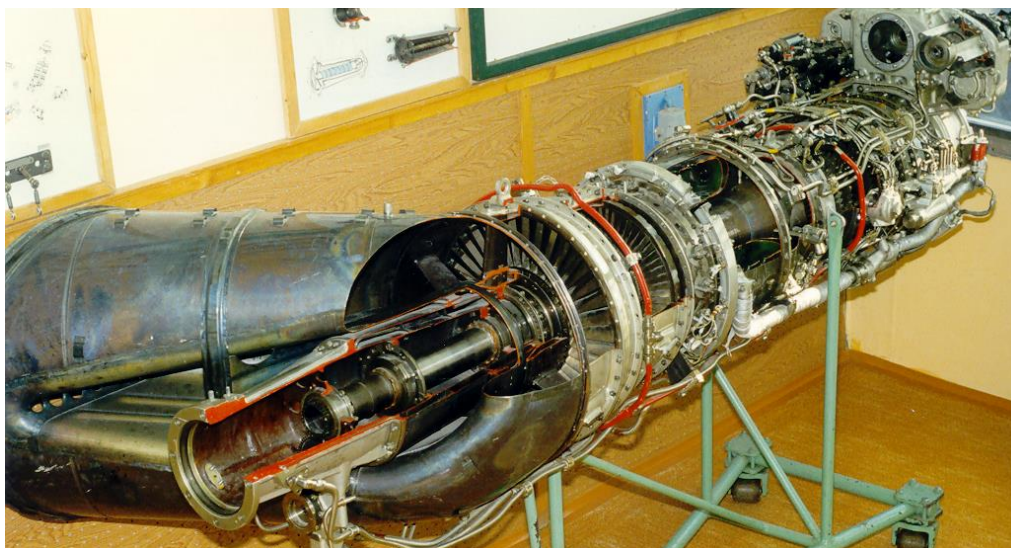
1. Charakteristika motoru TV2-117A

Letecký turbokompresorový motor TV2-117A je turbohřídelový motor s axiálním vstupním ústrojím, desetistupňovým axiálním kompresorem s nastavitelnými usměřovacími lopatkami prvních tří stupňů a dvěma vypouštěcími ventily vzduchu, prstencovou spalovací komorou, dvoustupňovou axiální plynovou turbínou kompresoru a dvoustupňovou axiální volnou plynovou turbínou a s výstupní trubicou natočenou pod úhlem 60° vlevo nebo vpravo vzhledem k ose motoru.

Dva turbohřídelové motory TV2-117A slouží pro pohon jednotlivých variantů vrtulníku Mi-8 (v kódu NATO „HIP”).



Obr. 31 Principiální schéma turbokompresorového motoru TV2-117A



Obr. 32 Řez turbokompresorového motoru TV2-117A

2. Základní technické údaje motoru TV2-117A

Výkon motoru na maximálním režimu.....	$P_{\max.} = 1104 \text{ kW}$
Maximální otáčky turbokompresoru.....	$n_{TK,\max.} = 21\,200 \text{ min.}^{-1}$
Maximální otáčky volné plynové turbíny.....	$n_{VT,\max.} = 12\,000 \text{ min.}^{-1}$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Maximální průtokové množství vzduchu.....	$Q_v = 8,1 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Maximální stupeň stlačení kompresoru.....	$\pi_{Kc} = 6,6$
Specifická spotřeba paliva na maximálním režimu.....	$c_{m,\max.} = 0,4 \text{ kg}\cdot\text{kW}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$
Maximální celková teplota plynu před plynovou turbínou.....	$t_{3c,\max.} = 850 \text{ }^\circ\text{C}$
Akcelerace motoru (na zemi).....	$\tau = 15''$
Celková délka motoru.....	$L = 2835 \text{ mm}$
Šířka motoru.....	$W = 547 \text{ mm}$
Výška motoru.....	$V = 745 \text{ mm}$
Suchá hmotnost motoru.....	$G = 330+2\% \text{ kg}$

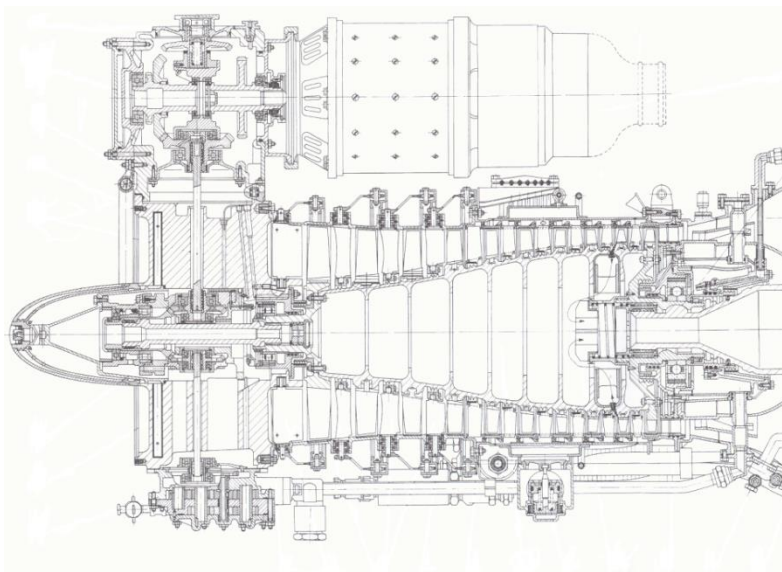
3. Kompresor motoru TV2-117A

Kompresor motoru TV2-117A je axiální, jednohřídelový, jednoproudový, desetistupňový s nastavitelnými vstupními usměrňovacími lopatkami a usměrňovacími lopatkami prvních tří stupňů a dvěma vypouštěcími ventily vzduchu za šestým stupněm kompresoru.

Vstupní část motoru tvoří odlévané těleso se čtyřmi dutými aerodynamickými žebry a vstupním aerodynamickým krytem. Na horní části vstupní části motoru je umístěna skříň pohonů. Ve spodní části je upevněn spodní olejový agregát.

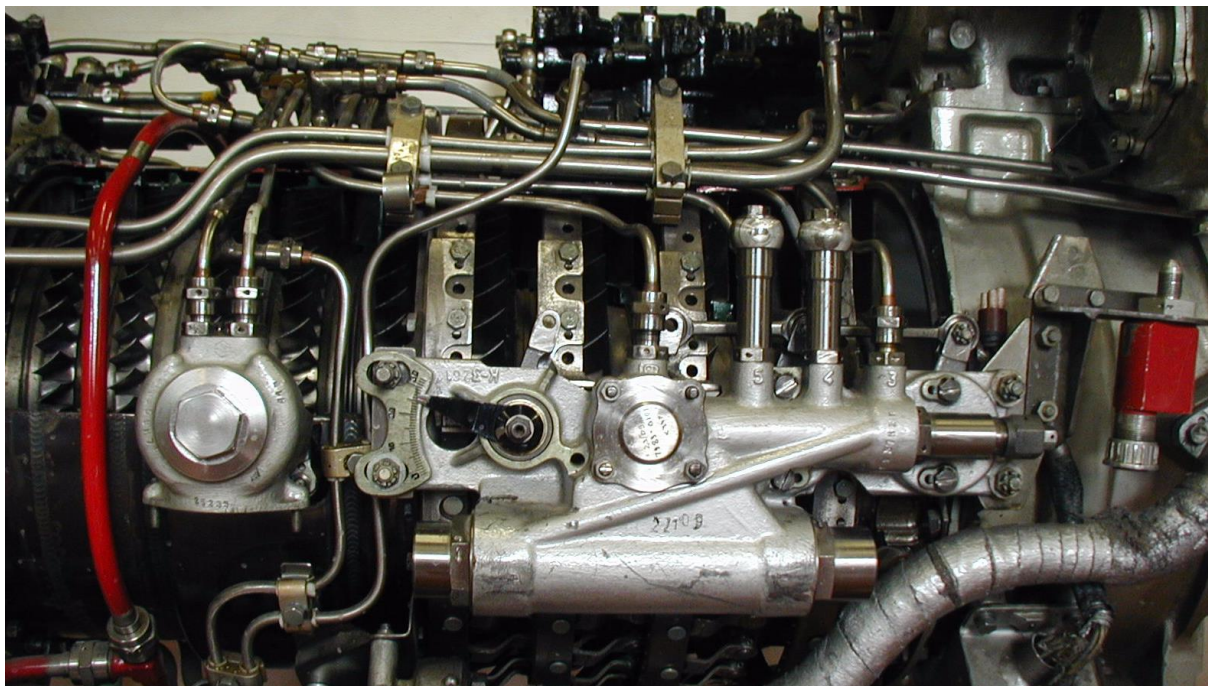
Rotor kompresoru tvoří oběžné kolo prvního stupně, bubnový rotor druhého až devátého stupně a oběžné kolo desátého stupně. Přední čep rotoru je uložen na předním válečkovém ložisku č. 1. Zadní čep rotoru je uložen na kuličkovém ložisku č. 2.

Skříň kompresoru motoru se skládá z přední, střední a zadní části. V přední části skříně jsou umístěny tři řady nastavitelných usměrňovacích lopatek. K přední přírubě skříně je upevněno těleso prvního ložiska motoru. Střední část skříně je tvořena vnějším pláštěm a dvojitou stěnou. Ke vnější straně pláště je přivařena prstencová komora vypouštění vzduchu za šestým stupněm kompresoru. V komoře jsou umístěny dva vypouštěcí ventily vzduchu za šestým stupněm kompresoru. Ovládání vypouštěcích ventilů vzduchu zabezpečuje hydraulická soustava motoru tlakovým palivem. Při spouštění motoru až do dosažení otáček rotoru turbokompresoru $n_{TK} = 53 \pm 3 \%$ jsou ventily otevřeny. Zadní část skříně kompresoru je silovým uzlem, který zachytává síly od motoru. Na vnějším prstenci jsou umístěny upevňovací uzly pro uchycení motoru do konstrukce vrtulníku. K vnitřnímu prstenci je upevněno těleso druhého ložiska motoru.



Obr. 33 Řez osovým kompresorem turbohřídelového motoru TV2-117A

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 34 Pohled z pravé strany na řez desetistupňového osového kompresoru turbohřídelového motoru TV2-117A

I. VÝPOČET PARAMETRŮ PROUDU VZDUCHU NA STŘEDNÍM PRŮMĚRU MNOHOSTUPŇOVÉHO OSOVÉHO (AXIÁLNÍHO) KOMPRESORU

1. Stanovení parametrů vzduchu z tabulek standardní atmosféry (MSA) je možné odečítat pro zadané hodnoty

Pro základní fyzikální podmínky platí:

$$H = 0 \text{ m}$$

$$t_0 = 15 \text{ °C} \rightarrow T_0 = 15 + 273,15 = 288,15 \text{ K}$$

$$p_0 = 101325,2 \text{ Pa}$$

$$\rho_0 = 1,22506 \text{ kg.m}^{-3}$$

2. Celkové stavové veličiny před osovým (axiálním) kompresorem LTKM

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad [Pa]$$

Kde:

$$\kappa = 1,4$$

$$M_0 = \frac{c_0}{20,05 \cdot \sqrt{T_0}} [1]$$

$$M_0 = \frac{0}{20,05 \cdot \sqrt{288,15}} = 0$$

$$p_{0c} = 101325,2 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2 \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}} = 101325,2 \text{ Pa}$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) [K]$$

$$T_{0c} = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2 \right) = 288,15 \text{ K}$$

3. Celkový tlak p_{1c} a celková teplota T_{1c} na vstupu do osového kompresoru

Předpoklady:

Na vstupu do osového (axiálního) kompresoru LTKM se nepřivádí ani neodvádí teplo $\Delta Q = 0$.

Hodnota součinitele zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě osového (axiálního) kompresoru LTKM se volí v rozsahu $\sigma_v = 0,97 - 0,99$ pro $H = 0 \text{ m}$, $c_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$.

Kde:

$$\sigma_v = 0,98$$

$$p_{1c} = \sigma_v \cdot p_{0c} \quad [Pa]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$p_{1c} = 0,98.101325,2 = \mathbf{99298,6960 \text{ Pa}}$$

$$T_{1c} = T_{0c} [K]$$

$$T_{1c} = \mathbf{288,15 \text{ K}}$$

4. Celková práce odevzaná vzduchu osovým kompresorem LTKM

$$W_{Kc} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot r \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_{Kc}} [J.kg^{-1}]$$

Kde:

$$r = 287,1 J.K^{-1}.kg^{-1}$$

$$W_{Kc} = \frac{1,4}{1,4 - 1} \cdot 287,1 \cdot 288,15 \cdot \left(6,6^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0,86} = \mathbf{240583,95 \text{ J.kg}^{-1}}$$

5. Stanovení počtu stupňů osového kompresoru LTKM

Celková střední kompresní práce stupně $W_{K, st., c, str.}$ se pohybuje v rozmezí $W_{Kc, st., str.} = 20 - 35 [kJ.kg^{-1}]$.

Volená hodnota: $W_{Kc, st., str.} = 25 [kJ.kg^{-1}]$

$$z = \frac{W_{Kc}}{W_{K, st., c, str.}} [1]$$

$$z = \frac{240583,95}{25000} = 9,623 \approx 10$$

Poznámka:

Osový kompresor motoru TV2-117A má 10 stupňů. Odhad kompresní práce stupně kompresoru byl správný.

$$W_{Kc, st., str.} = \frac{240583,95}{10} = \mathbf{24058,395 \text{ J.kg}^{-1}}$$

Hodnota střední práce stupně $W_{Kc, st., str.}$ je v intervalu $W_{Kc, st., str.} = 20 - 35 [kJ.kg^{-1}]$.

6. Rozdělení práce na jednotlivé stupně

Rozdělení práce na jednotlivé stupně je vhodné vyjádřit graficky ve formě diagramu (obr. 33). Obvykle hodnota práce stupně je nejnižší v prvním stupni, ve kterém dosahuje hodnotu (0,5 až 0,6). $W_{Kc, st., str.}$. Nejvyšší hodnotu dosahuje práce stupně ve středních stupních kompresoru (1,15 až 1,2). $W_{Kc, st., str.}$. U posledních stupňů práce stupně opět klesá (0,95 až 1,0). $W_{Kc, st., str.}$.

$$W_{Kc} = W_{Kc, st. I} + W_{Kc, st. II} + W_{Kc, st. III} + \dots + W_{Kc, st. z} [J.kg^{-1}]$$

Následuje výpočet práce na jednotlivých stupních:

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$W_{Kc, st. I} = 0,6 \cdot 24058,395 = 14435,037 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{Kc, st. II} = 0,75 \cdot 24058,395 = 18043,796 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{Kc, st. III} = 0,9 \cdot 24058,395 = 21652,556 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{Kc, st. IV} = 1,05 \cdot 24058,395 = 25261,315 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{Kc, st. V} = 1,2 \cdot 24058,395 = 28870,074 \text{ J.kg}^{-1}$$

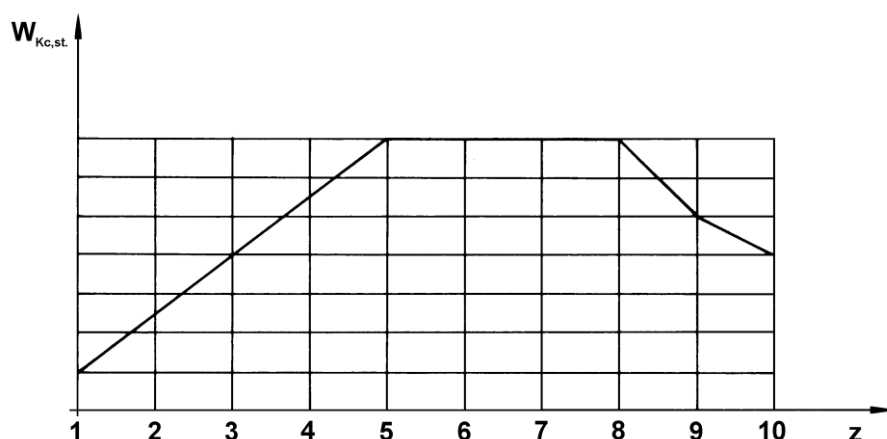
$$W_{Kc, st. VI} = 1,2 \cdot 24058,395 = 28870,074 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{Kc, st. VII} = 1,2 \cdot 24058,395 = 28870,074 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{st. c, VIII} = 1,2 \cdot 24058,395 = 28870,074 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{Kc, st. IX} = 1,0 \cdot 24058,395 = 24058,395 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{Kc, st. X} = 0,9 \cdot 24058,395 = 21652,556 \text{ J.kg}^{-1}$$



Obr. 35 Rozdělení práce na jednotlivých stupních reálného kompresoru LTKM

$$\sum_{i=1}^z W_{Kc, st. i} [J.kg^{-1}]$$

$$\sum_{i=1}^{10} W_{Kc, st. i} [J.kg^{-1}]$$

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^{10} W_{Kc, st. i} &= 14435,037 + 18043,796 + 21652,556 + 25261,315 + 28870,074 + \\ &+ 28870,074 + 28870,074 + 28870,074 + 24058,395 + 21652,556 = \\ &240583,951 \text{ J.kg}^{-1} \end{aligned}$$

7. Celková teplota na vstupu do jednotlivých stupňů

Označení stupně i se pohybuje v rozmezí $i = 1 - z$.

$$T_{3c, i} = T_{1c, i} + \frac{W_{Kc, st. i}}{c_p} [K]$$

Kde:

$$T_{1c, (i+1)} = T_{3c, i} [K]$$

$$c_p = 1005 \text{ J.kg}^{-1} \cdot K^{-1}$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$T_{3c,I} = 288,15 + \frac{14435,037}{1005} = \mathbf{302,51\ K}$$

$$T_{3c,II} = 302,51 + \frac{18043,796}{1005} = \mathbf{320,46\ K}$$

$$T_{3c,III} = 320,46 + \frac{21652,556}{1005} = \mathbf{342,01\ K}$$

$$T_{3c,IV} = 342,01 + \frac{25261,315}{1005} = \mathbf{367,14\ K}$$

$$T_{3c,V} = 367,14 + \frac{28870,074}{1005} = \mathbf{395,87\ K}$$

$$T_{3c,VI} = 395,87 + \frac{28870,074}{1005} = \mathbf{424,60\ K}$$

$$T_{3c,VII} = 424,6 + \frac{28870,074}{1005} = \mathbf{453,32\ K}$$

$$T_{3c,VIII} = 453,32 + \frac{28870,074}{1005} = \mathbf{482,05\ K}$$

$$T_{3c,IX} = 482,05 + \frac{24058,395}{1005} = \mathbf{505,99\ K}$$

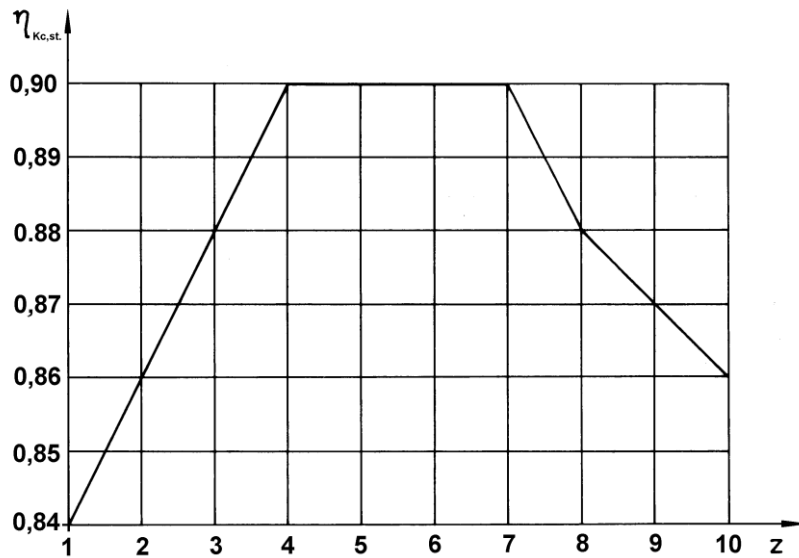
$$T_{3c,X} = 505,99 + \frac{21652,556}{1005} = \mathbf{527,53\ K}$$

8. Volba celkové kompresní účinnosti stupňů osového kompresoru LTKM

Celková kompresní účinnost stupňů mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM na jednotlivých stupních není stejná. Celková kompresní účinnost $\eta_{Kc,st.}$ se volí následně:

- první stupně $\rightarrow \eta_{Kc,st.} = 0,84 - 0,86$
- střední stupně $\rightarrow \eta_{Kc,st.} = 0,89 - 0,91$
- poslední stupně $\rightarrow \eta_{Kc,st.} = 0,86 - 0,87$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 36 Rozložení celkové kompresní účinnosti na jednotlivých stupních desetistupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM TV2-117A

- $\eta_{Kc,st,I} = 0,85$
- $\eta_{Kc,st,II} = 0,86$
- $\eta_{Kc,st,III} = 0,885$
- $\eta_{Kc,st,IV} = 0,90$
- $\eta_{Kc,st,V} = 0,91$
- $\eta_{Kc,st,VI} = 0,90$
- $\eta_{Kc,st,VII} = 0,90$
- $\eta_{Kc,st,VIII} = 0,90$
- $\eta_{Kc,st,IX} = 0,88$
- $\eta_{Kc,st,X} = 0,87$

Hodnoty jsou odečítané z grafu (obr. 36).

$$\eta_{Kc,st} = \frac{\sum_{i=1}^z \eta_{Kc,i}}{z} [1]$$

$$\eta_{Kc,st} = \frac{\sum_{i=1}^{10} \eta_{Kc,i}}{10} [1]$$

$$\eta_{Kc,st} = \frac{8,855}{10} = \underline{\underline{0,8855}}$$

9. Výpočet celkového stupně stlačení v jednotlivých stupních osového kompresoru LTKM

$$\pi_{Kc,st,i} = \left[1 + \frac{W_{Kc,st,i} \cdot \eta_{Kc,st,i}}{\frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot r \cdot T_{1,c,i}} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [1]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$\pi_{Kc, st., I} = \left[1 + \frac{14435,037.0,85}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.288,15} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,156}$$

$$\pi_{Kc, st., II} = \left[1 + \frac{18043,796.0,86}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.302,51} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,190}$$

$$\pi_{Kc, st., III} = \left[1 + \frac{21652,556.0,885}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.320,01} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,225}$$

$$\pi_{Kc, st., IV} = \left[1 + \frac{25261,315.0,90}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.342,01} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,251}$$

$$\pi_{Kc, st., V} = \left[1 + \frac{28870,074.0,91}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.367,14} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,272}$$

$$\pi_{Kc, st., VI} = \left[1 + \frac{28870,074.0,90}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.395,87} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,248}$$

$$\pi_{Kc, st., VII} = \left[1 + \frac{28870,074.0,90}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.424,32} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,230}$$

$$\pi_{Kc, st., VIII} = \left[1 + \frac{28870,074.0,90}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.453,32} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,214}$$

$$\pi_{Kc, st., IX} = \left[1 + \frac{24058,395.0,88}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1.482,05} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{1,161}$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$\pi_{Kc, st. X} = \left[1 + \frac{21652,556 \cdot 0,87}{\frac{1,4}{1,4-1} \cdot 287,1505,53} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 1,136$$

Kontrola celkového stupně stlačení mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM.

Vypočítaná hodnota celkového stupně stlačení $\pi_{Kc, vyp.}$ mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM by se měla rovnat zadané hodnotě celkového stupně stlačení $\pi_{Kc, zad.}$ mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM.

$$\pi_{Kc} = \pi_{Kc, st., I} \cdot \pi_{Kc, st., II} \cdot \pi_{Kc, st., III} \cdots \pi_{Kc, st., z} \quad [1]$$

$$\pi_{Kc} = 1,156 \cdot 1,190 \cdot 1,225 \cdot 1,251 \cdot 1,272 \cdot 1,248 \cdot 1,230 \cdot 1,214 \cdot 1,161 \cdot 1,136 = 6,591$$

Kde:

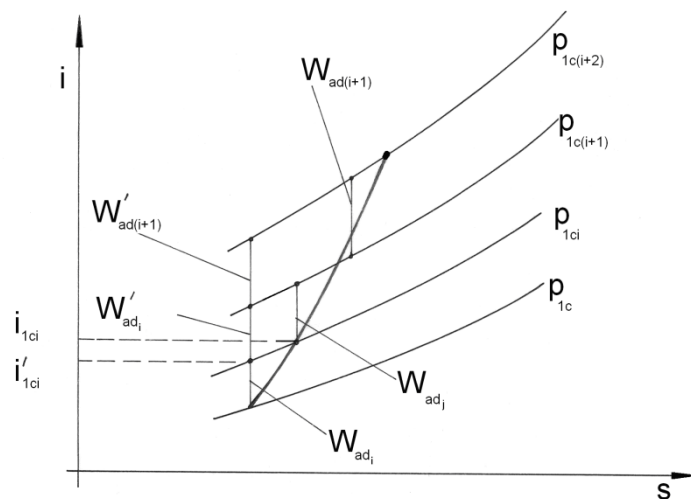
$$\pi_{Kc, zad.} = 6,6$$

$$\pi_{Kc, vyp.} \approx \pi_{Kc, zad.} \rightarrow 6,591 \approx 6,6$$

Odchylka mezi zadanou hodnotou stupně stlačení $\pi_{Kc, zad.}$ a vypočítanou hodnotou stupně stlačení $\pi_{Kc, vyp.}$ je velmi malá a představuje hodnotu 0,015 %.

10. Kontrola správné volby celkové kompresní účinnosti stupňů osového kompresoru LTKM

Přesná kontrola celkové kompresní účinnosti stupňů osového (axiálního) kompresoru LTKM vychází z výpočtu adiabatických prací jednotlivých stupňů a jejich přepočtu na adiabatickou práci celého mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM.



Obr. 37 Adiabatická práce stupňů vyjádřená v „i – s“ diagramu

Kde:

$i [J \cdot kg^{-1}]$ – entalpie plynu

$s [J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}]$ – entropie plynu

V diagramu (obr. 37) jsou vyznačeny kompresní adiabatické práce stupňů, pro které platí:

III PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$W'_{Kc,ad,i} = W_{Kc,ad,i} \cdot \frac{T'_{1c,i}}{T_{1c,i}} [J.kg^{-1}]$$

Z tohoto důvodu je potřebné vykonat výpočet celkových teplot $T'_{1c,i}$ podle vztahu:

$$T'_{1c,i} = \frac{W'_{Kc,ad,(i-1)}}{c_p} + T_{1c,(i-1)} [K]$$

Celková kompresní účinnost stupňů osového (axiálního) kompresoru LTKM:

$$\eta_{Kc} = \frac{\sum_{i=1}^z W'_{Kc,ad,i}}{W_{Kc}} [1]$$

Při přibližné kontrole účinnosti se v procesu stlačování zavádí náhradní polytropa s účinností $\eta_{pol.}$. Samotná kontrola celkové kompresní účinnosti stupňů osového (axiálního) kompresoru LTKM se vykonává stanovením koeficientu χ .

$$\chi = 1 - \frac{W_{Kc,st.,z}}{W_{Kc}} \cdot (1 - \eta_{Kc,st.,z}) [1]$$

$$\chi = 1 - \frac{W_{st.,10}}{W_{Kc}} \cdot (1 - \eta_{Kc,st.,e,10}) [1]$$

$$\chi = 1 - \frac{21652,556}{240583,95} \cdot (1 - 0,87) = \mathbf{0,9883}$$

Účinnost ekvivalentní polytropy:

$$\eta_{pol.} = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \cdot \frac{\ln \pi_{Kc}}{\ln \left[1 + \frac{\chi}{\eta_{Kc}} \left(\pi_{Kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right]} [1]$$

$$\eta_{pol.} = \frac{1,4 - 1}{1,4} \cdot \frac{\ln 6,6}{\ln \left[1 + \frac{0,9883}{0,86} \cdot \left(6,6^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right) \right]} = \mathbf{0,899}$$

Účinnost η_v se určí ze vztahu:

$$\eta_v = \chi \cdot \eta_{pol.} [1]$$

$$\eta_v = 0,9883 \cdot 0,899 = \mathbf{0,889}$$

Vlastní kontrola správnosti volby celkové kompresní účinnosti jednotlivých stupňů se vykoná porovnáním celkové kompresní práce a součtu celkových kompresních prací jednotlivých stupňů:

$$W_{Kc} \cdot \eta_v = \sum_{i=1}^z W_{Kc,st,i} \cdot \eta_{Kc,st,i} [J.kg^{-1}]$$

Vypočítaná hodnota levé strany rovnice by se měla přibližně rovnat vypočítané hodnotě pravé strany rovnice (možná odchylka je $\pm 0,3$ %). Jestliže je odchylka větší, je potřebné opakovat návrh účinnosti jednotlivých stupňů mnohostupňového osového kompresoru LTKM.

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Jestliže je skutečná odchylka menší, než je možná, odchylka je $\pm 0,3 \%$; je možné pokračovat dále ve výpočtu.

$$\begin{aligned} 240583,95.0,889 &= 14435,037.0,85 + 18043,796.0,86 + 21652,556.0,885 + 25261,315.0,90 \\ &+ 28870,074.0,91 + 28870,074.0,90 + 28870,074.0,90 + 28870,074.0,90 + 24058,395.0,88 \\ &+ 21652,556.0,87 \end{aligned}$$

$$213871,46 \approx 213914,537$$

Odchylka levé a pravé strany rovnice je $0,02 \%$. Návrh účinnosti byl správný.

11. Výpočet celkových tlaků na výstupu z jednotlivých stupňů mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$P_{3c,i} = P_{1c,(i+1)} \cdot \pi_{Kc,st.,i} \quad [Pa]$$

$$P_{3c,I} = 99298,6960.1,156 = \mathbf{114789,293 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,II} = 114789,293.1,19 = \mathbf{136599,258 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,III} = 136599,258.1,225 = \mathbf{167334,091 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,IV} = 167334,091.1,251 = \mathbf{209334,948 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,V} = 209334,948.1,272 = \mathbf{266274,054 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,VI} = 266274,054.1,248 = \mathbf{332310,02 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,VII} = 332310,02.1,230 = \mathbf{408741,324 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,VIII} = 408741,324.1,214 = \mathbf{496211,967 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,IX} = 496211,967.1,161 = \mathbf{576102,094 \text{ Pa}}$$

$$P_{3c,X} = 576102,094.1,136 = \mathbf{654451,979 \text{ Pa}}$$

$$\pi_{Kc,výp.} = \frac{P_{3c,X}}{P_1} [1]$$

$$\pi_{Kc,výp.} = \frac{654451,979}{99298,6960} = 6,5907$$

Vypočítaná hodnota stupně stlačení se odlišuje od zadané hodnoty o $0,141 \%$.

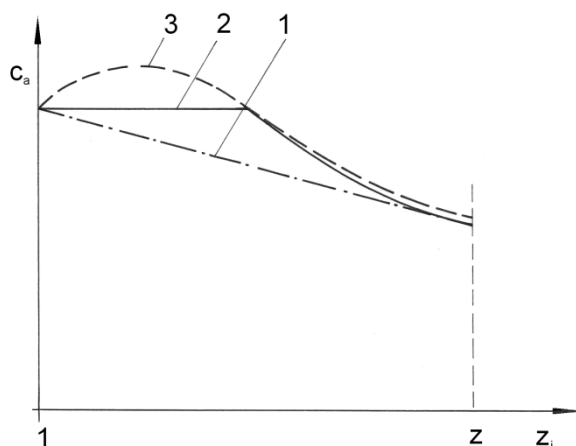
12. Stanovení změny osových rychlostí na středním řezu mnohostupňového osového kompresoru LTKM

Poněvadž vlivem stlačení klesá specifický objem protékajícího vzduchu přes mnohostupňový osový kompresor LTKM, délka lopatek od prvního k poslednímu stupni se zmenšuje. Protože při malých délkách lopatek rychle rostou indukované a anulární ztráty, je snaha prodloužit délku lopatek posledního stupně zmenšováním osové rychlosti od prvního k poslednímu stupni.

Různé způsoby změny osové absolutní rychlosti c_a ve stupních mnohostupňového osového kompresoru LTKM jsou znázorněny v následujícím grafu (obr. 38). Nejvhodnější změna

III PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

osové absolutní rychlosti c_a je podle křivky 2 nebo 3, poněvadž ve středních stupních je hodnota osové absolutní rychlosti c_a vysoká, což dovoluje dosahovat v nich vysokou hodnotu celkové práce stupně $W_{Kc, st., c}$.



Obr. 38 Změna osové absolutní rychlosti c_a ve stupních mnohostupňového osového kompresoru LTKM

Osová absolutní rychlost vzduchu c_a na vstupu do kompresoru bývá:

- u podzvukových stupňů $\rightarrow c_{1a} = 160 - 190 [m.s^{-1}]$,
- u nadzvukových stupňů $\rightarrow c_{1a} = 180 - 220 [m.s^{-1}]$.

Osová absolutní rychlost vzduchu c_a na výstupu z kompresoru bývá:

- $c_{ka} = 120 - 160 [m.s^{-1}]$.

Kde:

$$c_{1a} = \underline{160 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{ka} = \underline{120 \text{ m.s}^{-1}}$$

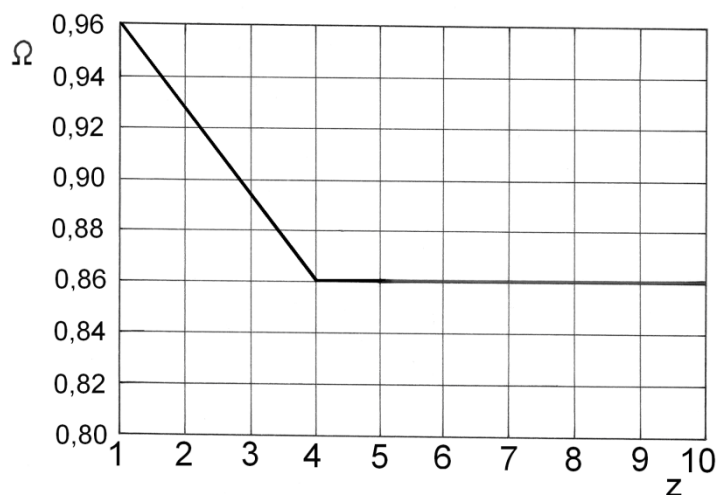
13. Stanovení výpočtové práce pro každý stupeň

$$(W_{Kc, st., i})_{výp.} = \frac{W_{Kc, st., i} \cdot \eta_{mez.} \cdot \eta_f}{\Omega} [J.kg^{-1}]$$

Součin koeficientu, který zahrnuje ztráty třením vzduchu o disk $\eta_{mez.}$ [1], a koeficientu, který zahrnuje ztráty v mezeře η_f [1], dosahuje hodnotu $\eta_{mez.} \cdot \eta_f = 0,97$.

Součinitel přenesení práce na vzduch Ω je menší než jedna. Jeho velikost závisí na tloušťce hraničních vrstev na stěnách kanálu, tj. závisí na tom, o který stupeň více-
stupňového osového kompresoru LTKM se jedná. U prvního stupně bude tloušťka hraniční vrstvy nejmenší, a proto Ω bude blízký jedné. U dalších stupňů bude tloušťka hraniční vrstvy narůstat a Ω bude klesat. Od určité délky, stejně jako při proudění viskózní tekutiny v trubkách, rozložení c_a se nemění, a tedy i Ω se nebude měnit.

III PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 39 Závislost součinitele přenesení práce na vzduch Ω na počtu stupňů osového kompresoru LTKM

$$\Omega_I = 0,96$$

$$\Omega_{II} = 0,928$$

$$\Omega_{III} = 0,893$$

$$\Omega_{IV} = 0,86$$

$$\Omega_V = 0,86$$

$$\Omega_{VI} = 0,86$$

$$\Omega_{VII} = 0,86$$

$$\Omega_{VIII} = 0,86$$

$$\Omega_{IX} = 0,86$$

$$\Omega_X = 0,86$$

Hodnoty jsou odečítané z grafu (obr. 39).

$$(W_{Kc, st., I})_{výp.} = \frac{14435,037 \cdot 0,97}{0,96} = \mathbf{14585,402 \text{ J.kg}^{-1}}$$

$$(W_{Kc, st., II})_{výp.} = \frac{18043,796 \cdot 0,97}{0,928} = \mathbf{18860,433 \text{ J.kg}^{-1}}$$

$$(W_{Kc, st., III})_{výp.} = \frac{21652,556 \cdot 0,97}{0,893} = \mathbf{23519,574 \text{ J.kg}^{-1}}$$

$$(W_{Kc, st., IV})_{výp.} = \frac{25261,315 \cdot 0,97}{0,86} = \mathbf{28492,413 \text{ J.kg}^{-1}}$$

$$(W_{Kc, st., V})_{výp.} = \frac{28870,074 \cdot 0,97}{0,86} = \mathbf{32562,758 \text{ J.kg}^{-1}}$$

$$(W_{Kc, st., VI})_{výp.} = \frac{28870,074 \cdot 0,97}{0,86} = \mathbf{32562,758 \text{ J.kg}^{-1}}$$

$$(W_{Kc, st., VII})_{výp.} = \frac{28870,074 \cdot 0,97}{0,86} = \mathbf{32562,758 \text{ J.kg}^{-1}}$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$(W_{Kc, st., VIII})_{výp.} = \frac{28870,074 \cdot 0,97}{0,86} = 32562,758 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$(W_{Kc, st., IX})_{výp.} = \frac{24058,395 \cdot 0,97}{0,86} = 27135,632 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$(W_{Kc, st., X})_{výp.} = \frac{21652,556 \cdot 0,97}{0,86} = 24422,069 \text{ J.kg}^{-1}$$

14. Volba reakce stupně

Volba reakce stupně ρ_i se vykonává s ohledem na maximální účinnost stupně, ale i s uvažováním osového výstupu proudu z posledního stupně. Jestliže bude stupeň reakce $\rho_z = 0,5$, potom bude v posledním stupni potřebné použít dvě řady usměřňovacích lopatek k ohnutí proudu do osového směru. Jestliže bude stupeň reakce $\rho_z = 0,65 - 0,75$, bude zřejmě v posledním stupni postačovat k ohnutí proudu vzduchu jedna řada usměřňovacích lopatek.

$$\rho_I = 0,5, \quad \rho_{II} = 0,5, \quad \rho_{III} = 0,5, \quad \rho_{IV} = 0,5, \quad \rho_V = 0,5, \quad \rho_{VI} = 0,5, \quad \rho_{VII} = 0,5, \quad \rho_{VIII} = 0,5, \\ \rho_{IX} = 0,65, \quad \rho_X = 0,75.$$

II. VÝPOČET HLAVNÍCH ROZMĚRŮ A PARAMETRŮ PROUDU VZDUCHU V PRVNÍM STUPNI

1. Volba obvodové rychlosti na vnějším průměru stupně s ohledem na přenesenou práci stupně

Obvodová rychlost na vnějším průměru stupně u_{1e} se volí v rozsahu doporučených obvodových rychlostí pro $u_{1e} = 320 - 350 [m.s^{-1}]$.

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot D_{1e} \cdot n}{60} [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$n_{TK,max.} = 21200 \text{ min.}^{-1}$$

$$D_{1e} = 0,32 \text{ m}$$

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot 0,32 \cdot 21200}{60} = 355,2094 \text{ m.s}^{-1}$$

2. Obvodová rychlost na středním průměru

$$u_{1, str.} = u_{1e} \cdot \frac{1 + \nu}{2} [m.s^{-1}]$$

Poměr vnitřního a vnějšího průměru prvního stupně osového mnohostupňového kompresoru $\nu = \frac{D_{1i, str.}}{D_{1e, str.}} [1]$ se pohybuje v rozmezí $\nu = 0,4 - 0,55 [1]$.

Kde:

$$\nu = \frac{0,088}{0,16} = 0,55$$

$$u_{1, str.} = 355,2094 \cdot \frac{1 + 0,55}{2} = 275,2873 \text{ m.s}^{-1}$$

Kontroluje se poměr $\frac{c_{1a}}{u_{1, str.}} = 0,55 - 0,7$. V případě, že vypočítaná hodnota poměru rychlostí není ve stanoveném rozsahu, výpočet se opakuje pro nové navržené rychlosti.

$$\frac{c_{1a}}{u_{1, str.}} \frac{160}{275,2873} = 0,5812 \rightarrow \text{vypočítaná hodnota se pohybuje ve stanoveném rozmezí.}$$

3. Absolutní rychlosti na středním průměru

Výpočtem se stanoví obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru c_{1u} , obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru c_{2u} a vstupní absolutní rychlost na středním průměru c_1 .

$$c_{1u} = u_{1, str.} \cdot \left[(1 - \rho_l) - \frac{(W_{Kc, st., l})_{výp.}}{2 \cdot u_{1, str.}^2} \right] [m.s^{-1}]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$c_{1u} = 275,2873 \cdot \left[(1 - 0,5) - \frac{14585,402}{2 \cdot 275,2873^2} \right] = \mathbf{111,152 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{2u} = u_{1, \text{str.}} \cdot \left[(1 - \rho_l) + \frac{(W_{Kc, \text{st., I}})_{\text{výp.}}}{2 \cdot u_{1, \text{str.}}^2} \right] \quad [\text{m.s}^{-1}]$$

$$c_{2u} = 275,2873 \cdot \left[(1 - 0,5) + \frac{14585,402}{2 \cdot 275,2873^2} \right] = \mathbf{164,135 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + c_{1u}^2} \quad [\text{m.s}^{-1}]$$

$$c_1 = \sqrt{160^2 + 111,152^2} = \mathbf{194,82 \text{ m.s}^{-1}}$$

4. Relativní rychlost na vstupu do rotoru

$$w_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + (u_{1, \text{str.}} - c_{1u})^2} \quad [\text{m.s}^{-1}]$$

$$w_1 = \sqrt{160^2 + (275,2873 - 111,152)^2} = \mathbf{229,217 \text{ m.s}^{-1}}$$

5. Machovo číslo relativní rychlosti na vstupu do rotoru na středním průměru

$$M_{w1} = \frac{w_1}{a_1} \quad [1]$$

Kde:

$$a_1 = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_1} \quad [\text{m.s}^{-1}]$$

$$T_1 = T_{1c} - \frac{c_1^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$T_1 = 288,15 - \frac{194,82^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{269,267 \text{ K}}$$

$$a_1 = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 269,267} = \mathbf{328,982 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$M_{w1} = \frac{229,217}{328,982} = \mathbf{0,697}$$

Machovo číslo relativní rychlosti w_1 pro podzvukové stupně mnohostupňového osového (axiálního) kompresoru LTKM dosahuje hodnotu $M_{w1} < 0,8$.

$$0,697 < 0,8 \rightarrow \text{podzvukový stupeň}$$

6. Statický tlak p_1 a specifická hmotnost na vstupu do rotoru ρ_1 mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$p_1 = p_{1c} \cdot \left(\frac{T_1}{T_{1c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad [Pa]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$p_1 = 99298,6960 \cdot \left(\frac{269,267}{288,15} \right)^{1,4} = \mathbf{78328,41 \text{ Pa}}$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{r \cdot T_1} \left[\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \right]$$

$$\rho_1 = \frac{78328,41}{287,1 \cdot 269,267} = \mathbf{1,0132 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}}$$

7. Plocha na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru LTKM

Součinitel zahrnující nerovnoměrnost pole osových rychlostí po délce lopatky a vliv hraniční vrstvy k_G [1] se pohybuje v rozmezí:

- $k_G = 0,90 - 0,93 \rightarrow$ pro lopatkování s konstantní reakcí
- $k_G = 0,97 - 0,98 \rightarrow$ pro lopatkování s volným vírem

$$A_1 = \frac{Q_v}{c_{1a} \cdot \rho_1 \cdot k_G} \quad \left[\text{m}^2 \right]$$

Kde:

$$k_G = 0,90$$

$$A_1 = \frac{8,1}{160 \cdot 1,0274 \cdot 0,90} = \mathbf{0,0549 \text{ m}^2}$$

8. Průměry na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot A_1}{\pi \cdot (1 - v^2)}} \quad \left[\text{m} \right]$$

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,0547}{\pi \cdot (1 - 0,55^2)}} = \mathbf{0,317 \text{ m}}$$

$$D_{1i} = v \cdot D_{1e} \quad \left[\text{m} \right]$$

$$D_{1i} = 0,55 \cdot 0,317 = \mathbf{0,1741 \text{ m}}$$

$$D_{1s} = \frac{D_{1i} + D_{1e}}{2} \quad \left[\text{m} \right]$$

$$D_{1s} = \frac{0,1741 + 0,317}{2} = \mathbf{0,2456 \text{ m}}$$

9. Výška lopatky na vstupu do rotoru mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$h_1 = \frac{D_{1e} - D_{1i}}{2} \quad \left[\text{m} \right]$$

$$h_1 = \frac{0,317 - 0,1741}{2} = \mathbf{0,07145 \text{ m}}$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Vypočítaná hodnota délky rotorové lopatky 71,45 mm zodpovídá naměřené hodnotě rotorové lopatky prvního stupně kompresoru turbohřídelového motoru TV2-117A 71mm.

10. Osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$c_{2a} = \frac{c_{1a} + c_{3a}}{2} [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$c_{3a} = c_{1a} [m.s^{-1}]$$

$$c_{3a} = 160 \text{ m.s}^{-1}$$

$$c_{2a} = \frac{160 + 160}{2} = 160 \text{ m.s}^{-1}$$

$$c_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + c_{2u}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_2 = \sqrt{160^2 + 164,135^2} = 229,217 \text{ m.s}^{-1}$$

11. Stavové veličiny na výstupu z prvního stupně rotoru mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Kde:

$$T_{2c} = T_{3c} = T_{3c,II} \quad [K]$$

$$T_{2c} = T_{3c} = 302,51 \text{ K}$$

$$T_2 = 302,51 - \frac{229,217^2}{2 \cdot 1005} = 276,371 \text{ K}$$

Součinitel zachování celkového tlaku ve statoru $\sigma_{st.}$ se pohybuje v rozmezí $\sigma_{st.} = 0,98 - 0,99 [1]$

$$p_{2c} = \frac{p_{3c}}{\sigma_{st.}} \quad [Pa]$$

Kde:

$$p_{3c} = p_{3c,II} \quad [Pa]$$

$$p_{3c} = 114789,293 \text{ Pa}$$

$$\sigma_{st.} = 0,98$$

$$p_{2c} = \frac{114789,293}{0,98} = 117131,932 \text{ Pa}$$

$$p_2 = p_{2c} \cdot \left(\frac{T_2}{T_{2c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad [Pa]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$p_2 = 117131,932 \cdot \left(\frac{276,371}{302,51} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{85370,9 \text{ Pa}}$$

$$\rho_2 = \frac{p_2}{r \cdot T_2} [\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}]$$

$$\rho_2 = \frac{85370,9}{287,1 \cdot 276,371} = \mathbf{1,07593 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}}$$

12. Plocha na výstupu z rotoru prvního stupně mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$A_2 = \frac{Q_v}{c_{2a} \cdot \rho_2 \cdot k_G} [\text{m}^2]$$

$$A_2 = \frac{8,1}{160 \cdot 1,07593 \cdot 0,91} = \mathbf{0,0517 \text{ m}^2}$$

13. Volba podélného řezu mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$D_e = \text{konst.}$$

$$\bar{d}_2 = \sqrt{1 - \frac{4 \cdot A_2}{\pi \cdot D_{1e}^2}} [1]$$

$$\bar{d}_2 = \sqrt{1 - \frac{4 \cdot 0,0517}{\pi \cdot 0,316^2}} = \mathbf{0,584}$$

$$D_{2e} = D_{1e} = D_e [\text{m}]$$

$$D_{2e} = D_{1e} = D_e = \mathbf{0,3160 \text{ m}}$$

$$D_{2i} = D_{2e} \cdot \bar{d}_2 [\text{m}]$$

$$D_{2i} = 0,3160 \cdot 0,584 = \mathbf{0,185 \text{ m}}$$

$$D_{2s} = \frac{D_{2e} + D_{2i}}{2} [\text{m}]$$

$$D_{2s} = \frac{0,3160 + 0,185}{2} = \mathbf{0,2503 \text{ m}}$$

$$h_2 = \frac{D_{2e} - D_{2i}}{2} [\text{m}]$$

$$h_2 = \frac{0,3160 - 0,185}{2} = \mathbf{0,066 \text{ m}}$$

14. Relativní rychlost vzduchu na středním průměru D_{1s} na výstupu z rotoru prvního stupně mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$w_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + (u_1 - c_{2u})^2} \quad [\text{m} \cdot \text{s}^{-1}]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$w_2 = \sqrt{160^2 + (275,2873 - 164,135)^2} = \mathbf{194,82 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}}$$

15. Úhly proudu vzduchu v rotoru

$$\sin \alpha_1 = \frac{c_{1a}}{c_1} \rightarrow \alpha_1 = \arcsin \frac{c_{1a}}{c_1} [^\circ]$$

$$\alpha_1 = \arcsin \frac{160}{194,82} = \mathbf{58,8673^\circ = 55^\circ 15'}$$

$$\sin \alpha_2 = \frac{c_{2a}}{c_2} \rightarrow \alpha_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{c_2} [^\circ]$$

$$\alpha_2 = \arcsin \frac{160}{229,217} = \mathbf{44^\circ 15'}$$

$$\sin \beta_1 = \frac{c_{1a}}{w_1} \rightarrow \beta_1 = \arcsin \frac{c_{1a}}{w_1} [^\circ]$$

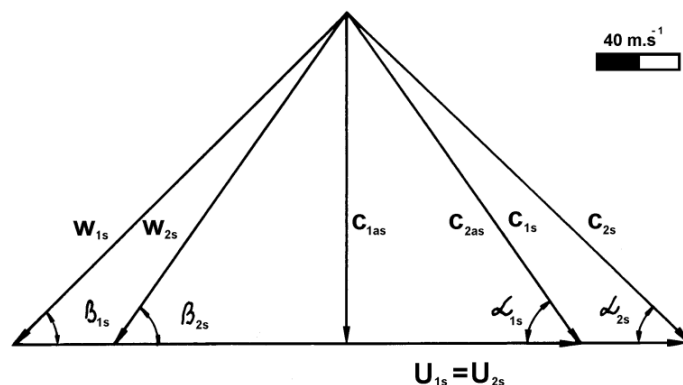
$$\beta_1 = \arcsin \frac{160}{229,217} = \mathbf{44^\circ 15'}$$

$$\sin \beta_2 = \frac{c_{2a}}{w_2} \rightarrow \beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2} [^\circ]$$

$$\beta_2 = \arcsin \frac{160}{194,82} = \mathbf{55^\circ 15'}$$

16. Vykreslení rychlostních trojúhelníků pro rotor prvního stupně na středním průměru D_{1s} ($u_2 = u_1$)

Z vypočítaných hodnot rychlostí jsou nakresleny rychlostní trojúhelníky na vstupu a výstupu z rotorové lopatky prvního stupně na středním průměru.



Obr. 40 Rychlostní trojúhelníky na vstupu a výstupu z rotorové lopatky na středním průměru

17. Závěr pro výpočet prvního stupně mnohostupňového osového kompresoru LTKM

Uvedený výpočet na středním průměru prvního stupně dává představu o rozdělení rychlostí, stavových veličin a rozměrech stupně. Postup se opakuje u následných stupňů. Tím se

III PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

velmi přibližně navrhnou základní rozměry osového (axiálního) mnohostupňového kompresoru LTKM.

18. Kontrola délky lopatky na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru LTKM

Vykonat kontrolu délky lopatky na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru LTKM.

18.1. Stanovení stavových veličin na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru LTKM

$$p_{Kc} = p_{1c} \cdot \pi_{Kc} \quad [Pa]$$

$$p_{Kc} = 99298,6960.6,591 = \mathbf{654477,71 \text{ Pa}}$$

$$T_{Kc} = T_{1c} + \frac{W_{Kc}}{c_p} [K]$$

$$T_{Kc} = 288,15 + \frac{240583,95}{1005} = \mathbf{527,54 \text{ K}}$$

$$T_K = T_{Kc} - \frac{c_k^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Kde:

$$c_k = c_{ka} [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_k = c_{ka} = \mathbf{100 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$T_K = 527,54 - \frac{100^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{522,565 \text{ K}}$$

$$p_K = p_{Kc} \cdot \left(\frac{T_K}{T_{Kc}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_K = 654477,71 \cdot \left(\frac{520,376}{527,54} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{633128,31 \text{ Pa}}$$

$$\rho_K = \frac{p_K}{r \cdot T_K} \quad [kg \cdot m^{-3}]$$

$$\rho_K = \frac{6633128,31}{287,1 \cdot 522,565} = \mathbf{4,22 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}}$$

18.2. Plocha na výstupu z mnohostupňového osového kompresoru LTKM

Součinitel zahrnující nerovnoměrnost pole osových rychlostí po délce lopatky a vliv hraniční vrstvy $k_G [1]$ se pohybuje v rozmezí $k_G = 0,95 - 0,96$

$$A_K = \frac{Q_v}{\rho_K \cdot c_{ka} \cdot k_G} \quad [m^2]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Kde:

$$k_G = 0,95$$

$$A_K = \frac{8,1}{4,22 \cdot 100 \cdot 0,95} = \mathbf{0,0202 \text{ m}^2}$$

18.3. Stanovení délky lopatky podle tvaru zvoleného kanálu

Postup podle bodu 13.

$$D_e = konst.$$

$$\bar{d}_K = \sqrt{1 - \frac{4 \cdot A_K}{\pi \cdot D_{Ke}^2}} [1]$$

Kde:

$$D_{Ke} = D_e = D_{1e} [m]$$

$$D_{Ke} = D_e = D_{1e} = \mathbf{0,316 \text{ m}}$$

$$\bar{d}_K = \sqrt{1 - \frac{4 \cdot 0,0202}{\pi \cdot 0,316^2}} = \mathbf{0,861}$$

$$D_{Ki} = D_{Ke} \cdot \bar{d}_K [m]$$

$$D_{Ki} = 0,316 \cdot 0,861 = \mathbf{0,272 \text{ m}}$$

$$D_{Ks} = \frac{D_{Ke} + D_{Ki}}{2} [m]$$

$$D_{Ks} = \frac{0,316 + 0,272}{2} = \mathbf{0,294 \text{ m}}$$

$$h_K = \frac{D_{Ke} - D_{Ki}}{2} [m]$$

$$h_K = \frac{0,316 - 0,272}{2} = \mathbf{0,022 \text{ m}}$$

Vypočítaná hodnota rotorové lopatky posledního (desátého) stupně osového kompresoru turbohřídelového motoru TV2-117A $h_K = 0,022 \text{ m}$ přesně zodpovídá naměřené délce rotorové lopatky na řezu reálného motoru TV2-117A $h_{K,vyp.} = h_{K,nam.} = 0,022 \text{ m}$.

III. NÁVRH PROFILOVÉ MŘÍŽE ROTORU PRVNÍHO STUPNĚ

Ze základního návrhu prvního stupně jsou známy úhly relativních rychlostí proudu vzduchu na vstupu a na výstupu z rotoru β_1 a β_2 . Tyto úhly odpovídají navrhovanému režimu, který je označován hvězdičkou, tedy platí:

$$\beta_1 = \beta_1^*$$

$$\beta_2 = \beta_2^*$$

$$\Delta\beta_1 = \Delta\beta_1^*$$

$$\Delta\beta_k = \Delta\beta_k^*$$

$$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1 \quad [^\circ]$$

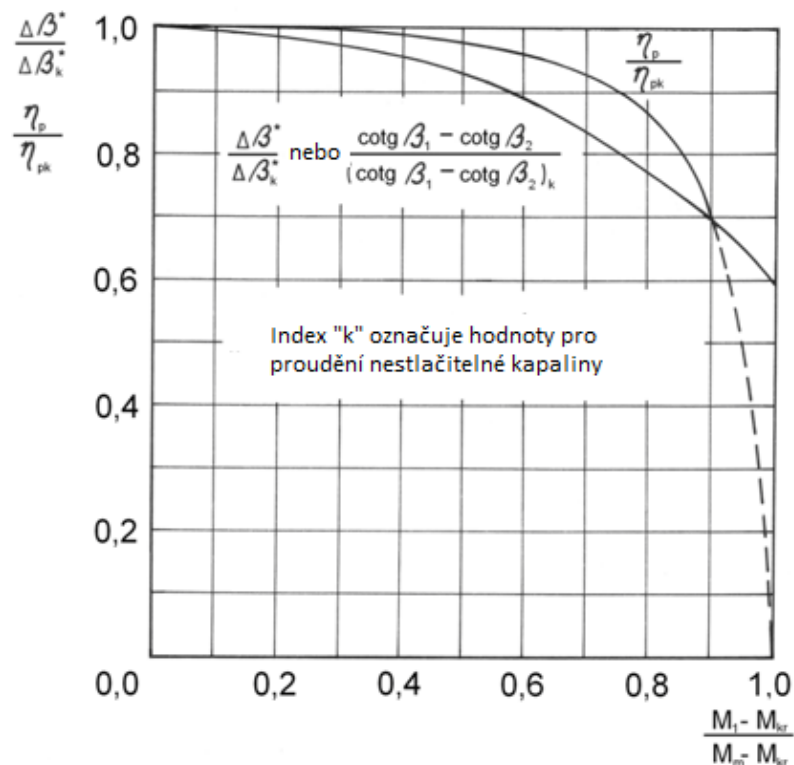
$$\Delta\beta = 55^\circ 15' - 44^\circ 15' = 11^\circ$$

IV. NÁVRH LOPATKOVÁNÍ ROTORU I. STUPNĚ

1. Odhad poměru Machových čísel

Poměr Machových čísel pro první stupně osového kompresoru LTKM je v rozsahu:

$$\frac{M_1 - M_{1kr}}{M_{1m} - M_{1kr}} = 0,5 - 0,75[1]$$



Obr. 41 Závislost poměru úhlů na poměru Machových čísel

Vliv stlačitelnosti proudu, prostřednictvím Machova čísla M_{w1} , je v návrhu zvážený v grafu (obr. 39). Pro zvolený poměr Machových čísel se z grafu (obr. 41) odečítá poměr úhlů $\frac{\Delta\beta}{\Delta\beta_K} [1]$ a určí hodnota $\Delta\beta_K [^\circ]$.

Předpoklad:

$$M_1 = M_{w1} \quad [1]$$

$$M_1 = \mathbf{0,697}$$

Kde:

$$\frac{M_1 - M_{1kr}}{M_{1m} - M_{1kr}} = 0,6$$

$$\frac{\Delta\beta}{\Delta\beta_K} = \mathbf{0,89}$$

$$\Delta\beta_K = \frac{\Delta\beta}{0,89} = \frac{11}{0,89} = \mathbf{12,36^\circ}$$

2. Zvětšení ohnutí mříže

V prvních stupních kompresoru se většinou zvětšuje ohnutí mříže, aby se zabezpečila stabilní práce prvního stupně při snížených otáčkách.

Poměr $\frac{\Delta\beta_K}{\Delta\beta_K^*}$ se volí v rozmezí $\frac{\Delta\beta_K}{\Delta\beta_K^*} = 0,8 - 0,9 [1]$.

Kde:

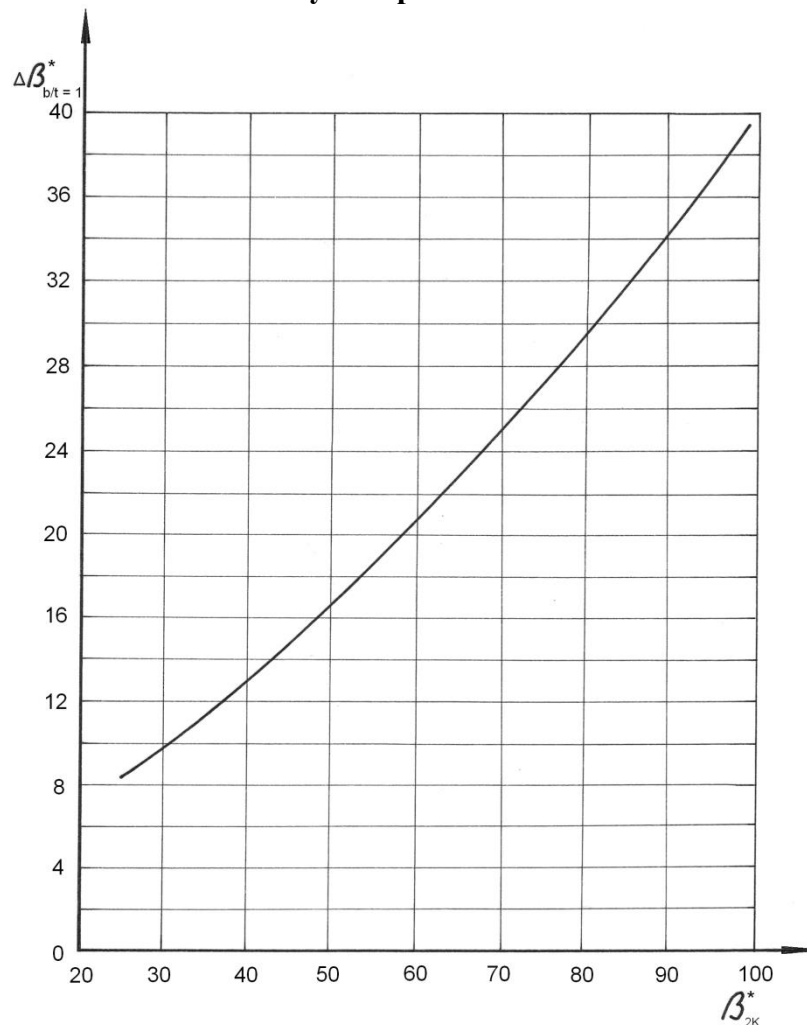
$$\frac{\Delta\beta_K}{\Delta\beta_K^*} = 0,8$$

3. Ohnutí proudu pro případ proudění nestlačitelného vzduchu

$$\Delta\beta_K^* = \frac{\Delta\beta}{\frac{\Delta\beta}{\Delta\beta_K} \cdot \frac{\Delta\beta_K}{\Delta\beta_K^*}} [^\circ]$$

$$\Delta\beta_K^* = \frac{12,36}{0,89 \cdot 0,8} = 17,3^\circ$$

4. Úhel rychlosti nestlačitelné tekutiny za lopatkovou mříží



Obr. 42 Závislost úhlů

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$\beta_{2K}^* = \beta_1^* + \Delta\beta_K^* \quad [^\circ]$$

$$\beta_{2K}^* = 44,15 + 17,30 = 59,45^\circ$$

Pro vypočítané β_{2K}^* se z grafu (obr. 40) odečítá $(\Delta\beta_K^*)_{\frac{b}{t}=1}$

Kde:

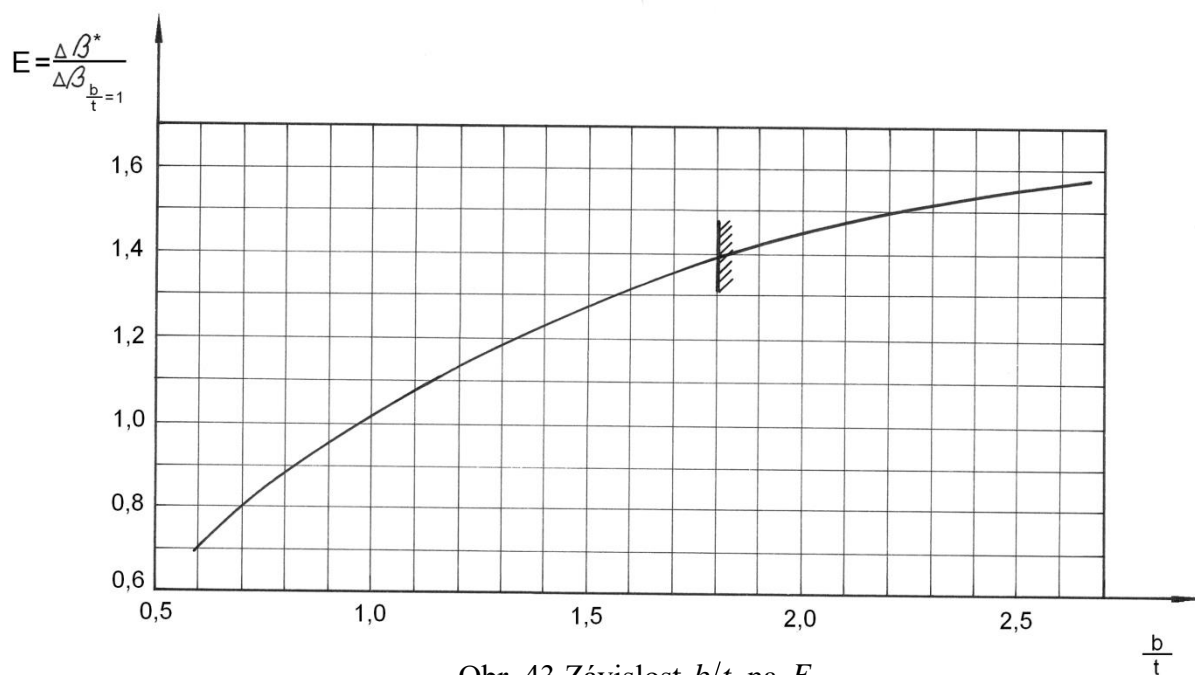
$$(\Delta\beta_K^*)_{\frac{b}{t}=1} = 21,5^\circ$$

5. Návrh výstupního úhlu

Hustota profilové mříže (poměr ohnutí proudů) se stanoví z následujícího grafu (obr. 41) pro vypočítaný poměr:

$$E = \frac{\Delta\beta_K^*}{(\beta_K^*)_{\frac{b}{t}=1}} \quad [1]$$

$$E = \frac{17,30}{21,5} = 0,81$$



Obr. 43 Závislost b/t na E

$$\frac{b}{t} = 0,71$$

6. Volba tvaru střední křivky profilu

Optimální úhel náběhu i^* stanovený s ohledem na maximální účinnost mříže je v rozmezí $i^* = +1až - 4 [^\circ]$.

$$\theta = \varphi_2 - \varphi_1 = \frac{\Delta\beta_K^* - i^*}{1 - m\sqrt{\frac{t}{b}}} \quad [^\circ]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Kde:

$$i^* = -2^\circ$$

$$m = 0,26 \quad \rightarrow \quad \text{pro kruhovou střední křivku}$$

$$\theta = \frac{17,3 - (-2)}{1 - 0,26 \cdot \sqrt{1,4}} = 27,86^\circ$$

$$\varphi_1 = \beta_1^* + i^* \quad [^\circ]$$

$$\varphi_1 = 44,15 + (-2) = 42,15^\circ$$

$$\varphi_2 = \theta + \varphi_1 \quad [^\circ]$$

$$\varphi_2 = 27,86 + 42,15 = 70,03^\circ$$

7. Konstrukce střední křivky profilu

Návrh délky tětiny vychází z předpokladu, že poměr $\frac{h}{b}$ se pohybuje v rozmezí:

$$\frac{h}{b} = 2,5 - 4 [1]$$

Volená hodnota:

$$\frac{h}{b} = 3,25 [1]$$

Počet lopatek se určí jako nejbližší celé číslo ze vztahu:

$$z = \frac{\pi \cdot D_{1, str}}{t} \quad [1]$$

Kde:

$$t = \frac{t}{b} \cdot \frac{h}{b} \quad [m]$$

$$\frac{h}{b} = 3,25$$

$$b = \frac{h}{3,25} \quad [m]$$

$$b = \frac{0,07145}{3,25} = 0,02198 \text{ m}$$

$$t = 1,4 \cdot \frac{0,07145}{0,02198} = 0,031 \text{ m}$$

$$z = \frac{\pi \cdot 0,2456}{0,031} = 24,889 \rightarrow 25 \text{ lopatek}$$

Vypočítaný počet rotorových lopatek zodpovídá skutečnému počtu rotorových lopatek reálného kompresoru motoru TV2-117A.

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Korekce:

Po zaokrouhlení lopatek na celé číslo se zpřesní tětiva $b[m]$ a rozestup $t[m]$:

$$t = \frac{\pi \cdot D_{1, str}}{z} \quad [1]$$

$$t = \frac{\pi \cdot 0,2456}{25} = \mathbf{0,0309 \text{ m}}$$

Pro poměr:

$$\frac{b}{t} = 0,71 \quad [1]$$

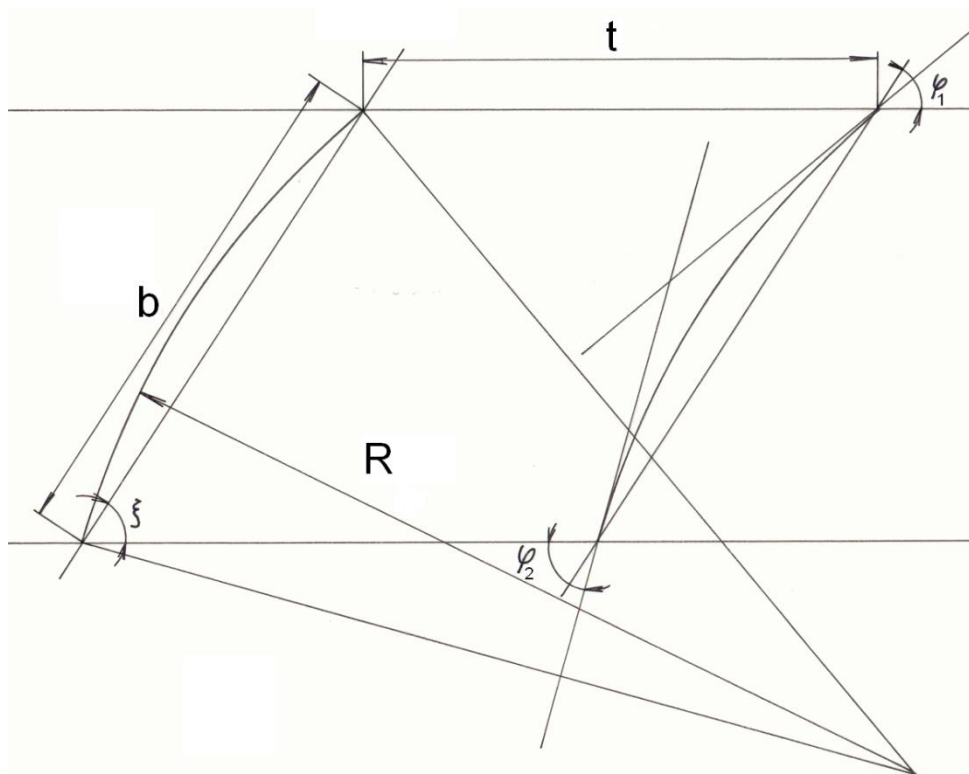
$$b = \mathbf{0,022 \text{ m}}$$

$$\xi = \varphi_1 + \frac{\theta}{2} \quad [^\circ]$$

$$\xi = 42,15 + \frac{27,86}{2} = \mathbf{56,08^\circ}$$

$$R = \frac{b}{2 \cdot \sin \frac{\theta}{2}} \quad [m]$$

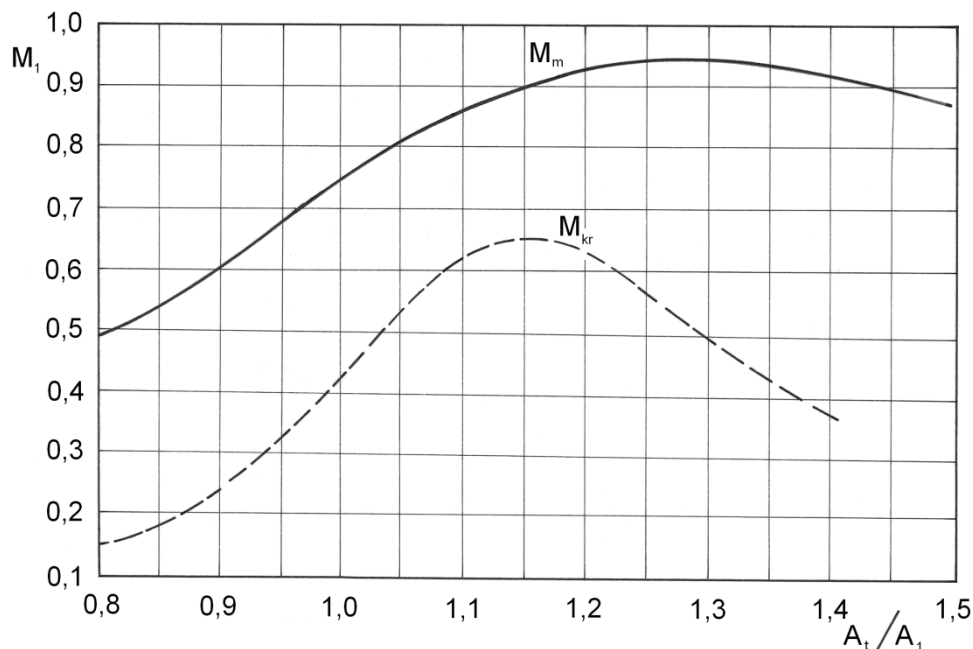
$$R = \frac{0,0309}{2 \cdot \sin \frac{27,86}{2}} = \mathbf{0,0642 \text{ m}}$$



Obr. 44 Schéma konstrukce střední křivky profilu lopatkové mříže

III PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Po nakreslení lopatkové mříže se stanoví poměr $A_t/A_1 [1]$ a z grafu (obr. 43) se určí $M_{1kr} [1]$ a $M_{1m} [1]$ a vypočítá odhadnutý poměr $\frac{M_1 - M_{1kr}}{M_{1m} - M_{1kr}} [1]$. V případě nesouhlasu se odhad opakuje.



Obr. 45 Závislost Machových čísel na poměru průřezů A_t/A_1

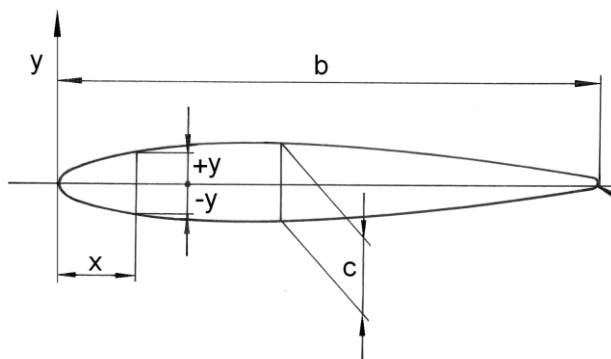
$$M_{1kr} = 0,59$$

$$M_{1m} = 0,92$$

$$\frac{M_1 - M_{1kr}}{M_{1m} - M_{1kr}} = \frac{0,7270 - 0,59}{0,92 - 0,59} = \mathbf{0,4152}$$

8. Konstrukce profilu lopatky lopatkové mříže

Na střední křivku profilu lopatky lopatkové mříže se „navine“ aerodynamický profil. Pro kompresorové profilové mříže se obvykle používá symetrický profil, který je zadán ve formě tabulky. Ve formě tabulky jsou uvedeny dva symetrické profily (NACA – 65 a C – 1).



Obr. 46 Schéma symetrického profilu

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

Pro konstrukci tvaru rotorové lopatky prvního stupně osového kompresoru turbohřídelového motoru byl zvolen symetrický profil C – 1.

Tabulka 3: Souřadnice profilu lopatky pro symetrický profil C-1

x % b	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20
y % b	0	1,375	1,94	2,675	3,725	3,6	4,175	4,55
x	0	0,0268	0,0535	0,1070	0,1605	0,2140	0,3210	0,4280
y	0	0,0294	0,0415	0,0572	0,0797	0,0770	0,0893	0,0974
x % b	30	40	50	60	70	80	90	100
y % b	4,95	4,81	4,37	3,75	2,93	2,05	1,12	0
x	0,6420	0,8560	1,0700	1,2840	1,4980	1,7120	1,9260	2,1400
y	0,1059	0,1029	0,0935	0,0803	0,0627	0,0439	0,0240	0

Relativní tloušťka profilu $\bar{c} = 0,1$.

Při „navinování“ profilu na střední křivku profilu se nejdříve musí zvolit relativní tloušťka profilu \bar{c} . Čím hrubší bude profil, tím menší bude hrdlo lopatkové mříže A_t a tím bude nižší jeho účinnost při daném Machově čísle M_1 . Z hlediska aerodynamických požadavků by bylo výhodné realizovat profily co nejtenčí. Avšak z důvodu pevnostních požadavků je nutné volit tloušťku profilů větší. Relativní tloušťka profilu u reálných osových (axiálních) kompresorů LTKM:

$\bar{c} = 0,04 - 0,07 \rightarrow$ na středním průměru stupně

$\bar{c} = 0,09 - 0,12 \rightarrow$ u kořene lopatky

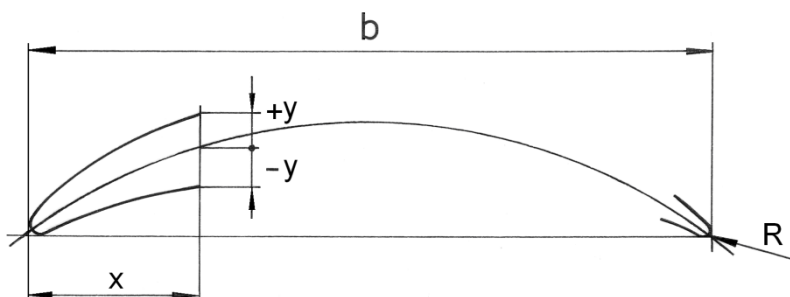
$\bar{c} = 0,03 - 0,05 \rightarrow$ u špičky lopatky na vnějším průměru stupně

Po zvolení relativní tloušťky profilu \bar{c} je nezbytné vynásobit všechny souřadnice y v předcházející tabulce délkou tětiny a zvolenou relativní tloušťkou profilu, čímž se určí velikost souřadnic y .

$$y = [y\%c]b \cdot \bar{c} \cdot \frac{1}{100}$$

$$x = [x\%b]b \cdot \frac{1}{100}$$

$$R = [R\%c]b \cdot \bar{c} \cdot \frac{1}{100}$$



Obr. 47 Konstrukce profilu

V. ZMĚNA PARAMETRŮ PROUDU VZDUCHU A TVARU PROFILŮ PO DÉLCE LOPATEK PRVNÍHO STUPNĚ OSOVÉHO KOMPRESORU LTKM

Výpočet osového kompresoru LTKM byl v předcházející části vykonáván jen pro střední průměr, tedy rychlostní trojúhelníky, a geometrický tvar lopatek lopatkové mříže platí jen pro tento průměr prvního stupně.

Při výpočtu stupně osového kompresoru LTKM je potřebné brát v úvahu, že rychlost proudění vzduchu, tvary rychlostních trojúhelníků a na základě toho i číselné hodnoty $W_{st.}, \rho, c_a, u$ atd. na různých poloměrech stupně není možné volit libovolně, ale musí být pro každý poloměr stanoveny. Vztahy mezi parametry proudu pro každý poloměr vyplývají z podmínky proudění vzduchu v mezerách mezi jednotlivými lopatkovými mřížemi.

Obvodová rychlost lopatek rotoru neustále roste od vnitřního poloměru r_i ke vnějšímu poloměru r_e . Vzduch se v mezerách otáčí obvodovou složkou absolutní rychlosti c_u , a tedy na různých poloměrech na něho působí různé odstředivé síly, a proto je potřebné určit rozložení absolutních rychlostí po poloměru. Je nezbytné konstatovat, že proudění tekutiny (vzduchu) v reálném stupni osového kompresoru LTKM je prostorové proudění viskózní tekutiny, které je v důsledku konečného počtu lopatek nestacionární.

Výpočet lopatkování s uvážením vlivu stlačitelnosti, viskozity a neustálenosti proudu vzduchu je velmi složitý a přesahuje možnosti rozsahu tohoto výpočtového cvičení. Podstatné zjednodušení je možné dosáhnout zavedením předpokladu, že kmitočty změn vektorů rychlostí a ostatních parametrů proudu za lopatkovou mříž je velký, a proto je možné počítat se středními hodnotami všech parametrů a proudění považovat za ustálené stacionární.

Na základě odvození základních vztahů v přibližném vyjádření je dán konečný vztah pro práci derivovanou podle poloměru r :

$$\frac{dW_e}{dr} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{r^2} \cdot \frac{d(c_u \cdot r)^2}{dr} + \frac{dc_a^2}{dr} \right]$$

Uvedená rovnice spojuje zákon změny efektivní práce (práce stupně v jednotlivých řezech), rychlosti c_u a c_a po délce lopatky při $c_r = 0$. V rovnici jsou tři nezávislé proměnné veličiny; aby tato rovnice byla řešitelná, je potřebné určit doplňující podmínky. Podle toho, jaké doplňující podmínky pro proudění budou vybrány, podle toho se získají různé tvary lopatek, různé rozložení rychlostí po délce lopatek, tj. různé druhy lopatkování stupně osového (axiálního) kompresoru LTKM.

Mezi základní druhy lopatkování stupně osového kompresoru LTKM patří:

- lopatkování stupně osového kompresoru LTKM podle zákona volného víru,
- lopatkování stupně osového kompresoru LTKM podle zákona rotace tuhého tělesa,
- lopatkování stupně osového kompresoru LTKM podle všeobecného zákona lopatkování,
- lopatkování stupně osového kompresoru LTKM podle zákona s konstantní reakcí po délce lopatky.

Rozborem lopatkování stupně osového kompresoru LTKM podle zákona volného víru a lopatkování stupně osového kompresoru LTKM podle zákona rotace tuhého tělesa je možné považovat tyto dva zákony lopatkování za hraniční vzhledom na skutečnost, že všechny další zákony lopatkování, používané při profilování stupňů osových kompresorů LTKM, leží mezi

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

těmito dvěma zákony lopatkování. Jestliže budou uvedené zákony lopatkování považovány za hraniční, potom je možné odvodit všeobecný zákon lopatkování, ve kterém se bude předpokládat, že rychlosti se mění částečně podle zákona volného víru a částečně podle zákona rotace tuhého tělesa.

1. Výpočet konstant A, B, C, D

Výpočet bude vykonaný pro všeobecný zákon lopatkování (50% zákon volného víru a 50% zákon tuhého tělesa), pro který platí:

$$c_{1u} = A \bar{r} + \frac{B}{r} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{2u} = C \bar{r} + \frac{D}{r} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$\bar{r} = \frac{r_e}{r_s} \quad [1]$$

A, B, C, D jsou konstanty, které mají rozměry rychlostí, platí pro ně:

$$c_{1u,s} = A + B \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{2u,s} = C + D \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1u} = A \bar{r} + \frac{B}{r} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1u,s} = A + B \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$c_{1u} = c_{1u,s} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1u} = c_{1u,s} = \mathbf{111,156 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$(c_{1u,e})_{VV} = c_{1u,s} \cdot \left(\frac{D_{1s}}{D_{1e}} \right)$$

$$(c_{1u,e})_{VV} = 111,156 \cdot \left(\frac{0,2456}{0,316} \right) = \mathbf{86,392 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$(c_{1u,e})_{TT} = c_{1u,s} \cdot \left(\frac{D_{1e}}{D_{1s}} \right)$$

$$(c_{1u,e})_{TT} = 111,156 \cdot \left(\frac{0,316}{0,2456} \right) = \mathbf{143,018 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{1u,e} = 0,5 \cdot (c_{1u,e})_{VV} + 0,5 \cdot (c_{1u,e})_{TT}$$

$$c_{1u,e} = 0,5 \cdot 86,392 + 0,5 \cdot 143,018 = \mathbf{114,705 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$\bar{r} = \frac{r_e}{r_s} \quad [1]$$

$$\bar{r} = \frac{0,158}{0,1228} = \mathbf{1,287}$$

III PŘÍBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$c_{1u} = A \bar{r} + \frac{B}{\bar{r}} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1us} = A + B$$

Po úpravě rovnic platí:

$$B = \frac{c_{1ue} - c_{1us} \bar{r}}{1 - \bar{r}^2} \cdot \bar{r}$$

$$B = \frac{114,705 - 111,152 \cdot 1,287}{1 - 1,287^2} \cdot 1,287 = \mathbf{55,584}$$

$$A = c_{1us} - B$$

$$A = 111,152 - 55,584 = \mathbf{55,568}$$

$$A = C$$

$$A = C = \mathbf{55,568}$$

$$D = c_{2us} - B$$

$$D = 164,135 - 55,584 = \mathbf{108,551}$$

2. Výpočet složek absolutní rychlosti na vnějším průměru

$$c_{1a,e} = \sqrt{c_{1a,s}^2 - 2 \cdot A^2 \cdot (\bar{r}^2 - 1) - 4 \cdot A \cdot B \cdot \ln \bar{r}} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$c_{1a,s} = c_{1a} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1a,s} = \mathbf{160 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{1a,e} = \sqrt{160^2 - 2 \cdot 55,568^2 \cdot (1,287^2 - 1) - 4 \cdot 55,568 \cdot 55,584 \cdot \ln 1,287} = \mathbf{135,75 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{2a,e} = \sqrt{c_{2a,s}^2 + 2 \cdot [(C - A) \cdot u_s - C^2] (\bar{r}^2 - 1) - 4 \cdot C \cdot D \cdot \ln \bar{r}} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$c_{2a,s} = c_{2a} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{2a,s} = \mathbf{160 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$u_s = u_{1s} \quad [m.s^{-1}]$$

$$u_s = \mathbf{275,2873 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{2a,e} = \sqrt{160^2 + 2 \cdot [(55,568 - 55,568) \cdot 275,2873 - 55,568^2] (1,287^2 - 1) - 4 \cdot 55,568 \cdot 108,551 \cdot \ln 1,287} = \mathbf{124,33 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$W_{e,st} = u_s \cdot [(C - A) \bar{r}^2 + (D - B)] \quad [J.kg^{-1}]$$

$$W_{e,st} = 275,2873 \cdot [(55,568 - 55,568) \cdot 1,287^2 + (108,551 - 55,584)] = \mathbf{14581,14 \text{ J.kg}^{-1}}$$

3. Složky absolutní rychlosti na vnitřním průměru

$$c_{1u,i} = A \bar{r}_i + \frac{B}{\bar{r}_i} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$\bar{r}_i = \frac{r_i}{r_s} = \frac{\frac{D_{1i}}{2}}{\frac{D_{1s}}{2}} \quad [1]$$

$$\bar{r}_i = \frac{0,174}{\frac{2}{0,246}} = \mathbf{0,709}$$

$$c_{1u,i} = 55,568 \cdot 0,709 + \frac{55,584}{0,709} = \mathbf{117,795 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{2u,i} = C \cdot \bar{r}_i + \frac{D}{r_i} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{2u,i} = 55,568 \cdot 0,709 + \frac{108,551}{0,709} = \mathbf{192,502 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{1a,i} = \sqrt{c_{1a,s}^2 - 2 \cdot A^2 \cdot (\bar{r}_i^{-2} - 1) - 4 \cdot A \cdot B \cdot \ln \bar{r}_i} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1a,i} = \sqrt{160^2 - 2 \cdot 55,568^2 \cdot (0,709^2 - 1) - 4 \cdot 55,568 \cdot 55,584 \cdot \ln 0,709} = \mathbf{181,439 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{2a,i} = \sqrt{c_{2a,s}^2 + 2 \cdot [(C - A) \cdot u_s - C^2] \cdot (\bar{r}_i^{-2} - 1) - 4 \cdot C \cdot D \cdot \ln \bar{r}_i} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{2a,i} = \sqrt{160^2 + 2 \cdot [(55,568 - 55,568) \cdot 275,2873 - 55,568^2] \cdot (0,709^2 - 1) - 4 \cdot 55,568 \cdot 108,551 \cdot \ln 0,709} = \mathbf{171,732 \text{ m.s}^{-1}}$$

4. Stanovení rychlostí a sestrojení rychlostních trojúhelníků na vnějším a vnitřním průměru

4.1 Stanovení rychlosti na vnějším průměru

$$w_{1e} = \sqrt{c_{1a,e}^2 + (u_{1e} - c_{1u,e})^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$w_{1e} = \sqrt{135,75^2 + (355,2094 - 114,705)^2} = \mathbf{276,171 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{1e} = \sqrt{c_{1a,e}^2 + c_{1u,e}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1e} = \sqrt{135,75^2 + 114,705^2} = \mathbf{177,723 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{2e} = \sqrt{c_{2a,e}^2 + (u_{2e} - c_{2u,e})^2} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$u_{1e} = u_{2e} \quad [m.s^{-1}]$$

$$u_{2e} = \mathbf{355,2094 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{2e} = \sqrt{124,33^2 + (355,2094 - 170,6853)^2} = \mathbf{222,5 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{2e} = \sqrt{c_{2a,e}^2 + c_{2u,e}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{2e} = \sqrt{124,33^2 + 170,6853^2} = \mathbf{211,17 \text{ m.s}^{-1}}$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

4.2 Stanovení rychlosti na vnitřním průměru

$$w_{1i} = \sqrt{c_{1a,i}^2 + (u_{1i} - c_{1u,i})^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$w_{1i} = \sqrt{181,439^2 + (195,702 - 117,795)^2} = \mathbf{197,458 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{1i} = \sqrt{c_{1a,i}^2 + c_{1u,i}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{1i} = \sqrt{181,439^2 + 117,795^2} = \mathbf{216,316 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{2i} = \sqrt{c_{2a,i}^2 + (u_{2i} - c_{2u,i})^2} \quad [m.s^{-1}]$$

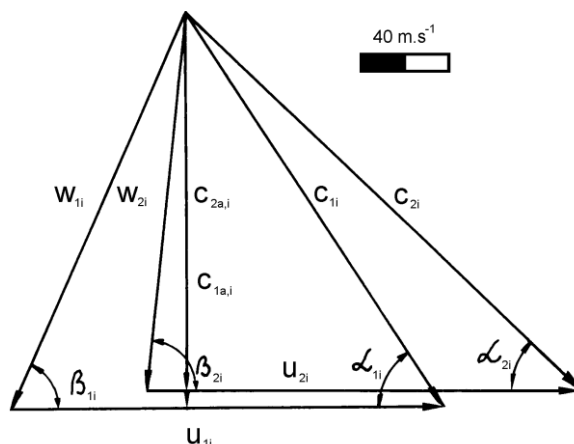
$$w_{2i} = \sqrt{171,736^2 + (177,6047 - 192,502)^2} = \mathbf{172,373 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{2i} = \sqrt{c_{2a,i}^2 + c_{2u,i}^2} \quad [m.s^{-1}]$$

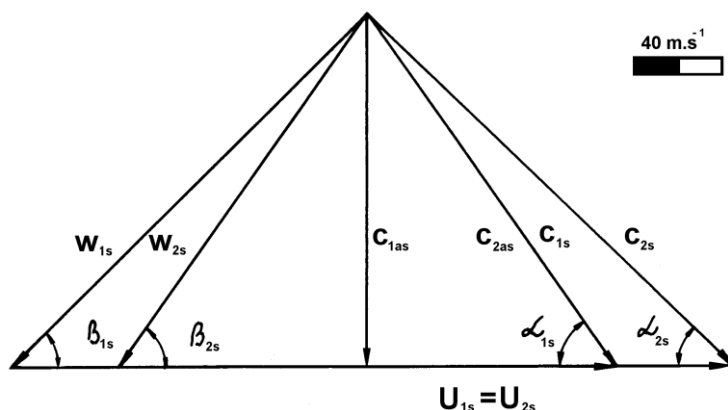
$$c_{2i} = \sqrt{171,736^2 + 192,502^2} = \mathbf{257,973 \text{ m.s}^{-1}}$$

Na základě vypočítaných hodnot relativních rychlostí a absolutních rychlostí na vnitřním průměru, středním průměru a vnějším průměru na vstupu a výstupu lopatek prvního stupně je možné nakreslit rychlostní trojúhelníky na vnitřním, středním a vnějším průměru lopatky prvního stupně. Rychlostní trojúhelníky jsou přiloženy v příloze.

5. Rychlostní trojúhelníky na vnitřním průměru prvního stupně osového kompresoru LTKM

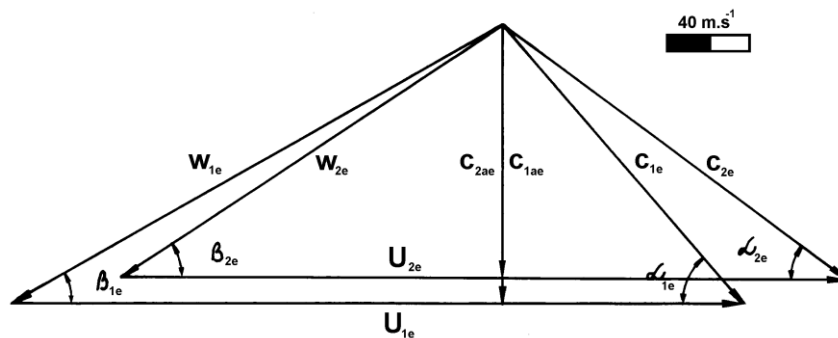


Obr. 48 Rychlostní trojúhelník na vnitřním průměru prvního stupně osového kompresoru LTKM

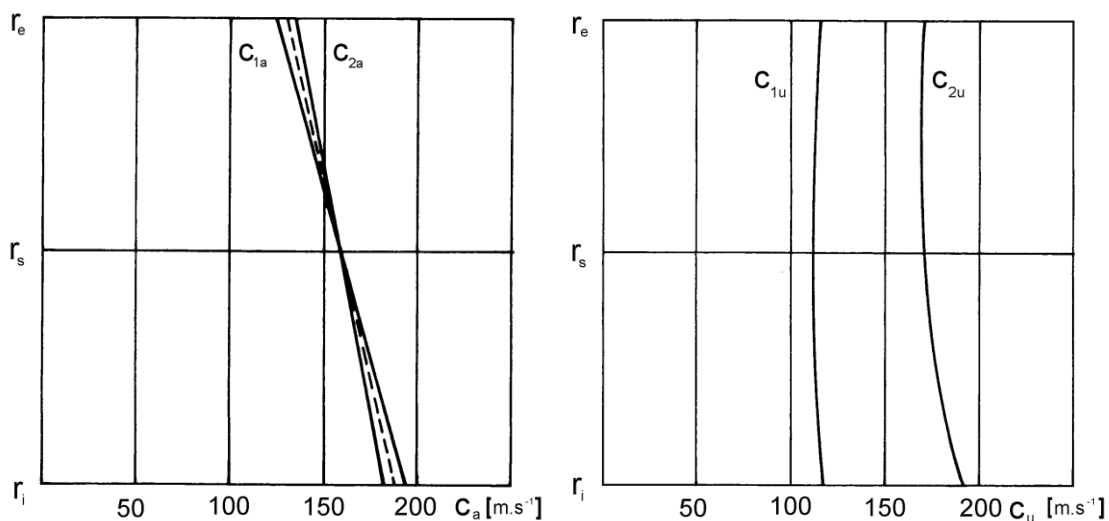


Obr. 49 Rychlostní trojúhelník na středním průměru prvního stupně osového kompresoru LTKM

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



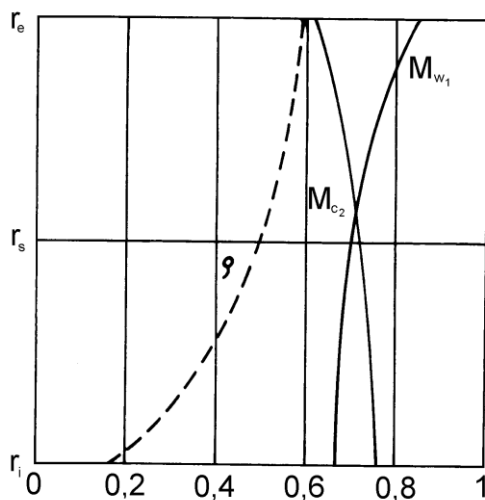
Obr. 50 Rychlostní trojúhelník na vnějším průměru prvního stupně osového kompresoru LTKM



Obr. 51 Průběh změny složek osových rychlostí na vstupu a výstupu z rotorové lopatky prvního stupně osového (axiálního) kompresoru LTKM po délce lopatky

6. Stanovení Machova čísla relativního a absolutního proudu vzduchu na třech průměrech

6.1. Machovo číslo relativního proudu vzduchu a absolutního proudu na vstupu do prvního stupně osového kompresoru LTKM



Obr. 52 Závislost M_{c_2} , M_{w_1} a ρ stupně reakce na poloměru stupně

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$T_{li} = T_{lc} - \frac{c_{li}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{li} = 288,15 - \frac{216,316^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{264,87 \text{ K}}$$

$$T_{ls} = T_{lc} - \frac{c_{ls}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Kde:

$$c_{ls} = c_1 [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{ls} = \mathbf{194,82 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$T_{ls} = 288,15 - \frac{194,82^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{269,27 \text{ K}}$$

$$T_{le} = T_{lc} - \frac{c_{le}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{le} = 288,15 - \frac{177,723^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{272,44 \text{ K}}$$

$$a_{li} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{li}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$a_{li} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 264,87} = \mathbf{326,285 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$a_{ls} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{ls}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$a_{ls} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 269,27} = \mathbf{328,98 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$a_{le} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{le}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$a_{le} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 272,44} = \mathbf{330,92 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$M_{wli} = \frac{w_{li}}{a_{li}} [1]$$

$$M_{wli} = \frac{197,458}{326,285} = \mathbf{0,6051}$$

$$M_{wls} = \frac{w_{ls}}{a_{ls}} [1]$$

Kde:

$$w_{ls} = w_1 [m \cdot s^{-1}]$$

$$w_{ls} = \mathbf{229,217 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$M_{wls} = \frac{229,217}{328,98} = \mathbf{0,697}$$

$$M_{wle} = \frac{w_{le}}{a_{le}} [1]$$

$$M_{wle} = \frac{276,171}{330,92} = \mathbf{0,835}$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

6.2. Machovo číslo absolutního proudu vzduchu na výstupu z prvního stupně osového kompresoru LTKM

$$M_{cli} = \frac{c_{1i}}{a_{1i}} [1]$$

$$M_{cli} = \frac{216,316}{326,285} = \mathbf{0,663}$$

$$M_{cls} = \frac{c_{1s}}{a_{1s}} [1]$$

$$M_{cls} = \frac{194,82}{328,98} = \mathbf{0,592}$$

$$M_{cle} = \frac{c_{1e}}{a_{1e}} [1]$$

$$M_{cle} = \frac{177,723}{330,92} = \mathbf{0,537}$$

6.3. Machovo číslo relativního proudu vzduchu na výstupu z prvního stupně osového kompresoru LTKM

$$T_{2i} = T_{2c} - \frac{c_{2i}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{2i} = 302,51 - \frac{272,077^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{265,681 \text{ K}}$$

$$T_{2s} = T_{2c} - \frac{c_{2s}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Kde:

$$c_{2s} = c_2 [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{2s} = \mathbf{229,217 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$T_{2s} = 302,51 - \frac{229,217^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{276,37 \text{ K}}$$

$$T_{2e} = T_{2c} - \frac{c_{2e}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{2e} = 302,51 - \frac{211,17^2}{2 \cdot 1005} = \mathbf{280,325 \text{ K}}$$

$$a_{2i} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2i}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$a_{2i} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 265,681} = \mathbf{326,784 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$a_{2s} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2s}} [m \cdot s^{-1}]$$

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$a_{2s} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 276,37} = \mathbf{333,293 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}}$$

$$a_{2e} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{2e}} \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

$$a_{2e} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 280,325} = \mathbf{335,669 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}}$$

$$M_{w_{2i}} = \frac{w_{2i}}{a_{2i}} [1]$$

$$M_{w_{2i}} = \frac{172,373}{326,784} = \mathbf{0,527}$$

$$M_{w_{2s}} = \frac{w_{2s}}{a_{2s}} [1]$$

Kde:

$$w_{2s} = w_2 \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

$$w_{2s} = \mathbf{194,82 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}}$$

$$M_{w_{2s}} = \frac{194,82}{333,293} = \mathbf{0,582}$$

$$M_{w_{2e}} = \frac{w_{2e}}{a_{2e}} [1]$$

$$M_{w_{2e}} = \frac{222,5}{335,669} = \mathbf{0,663}$$

6.4. Machovo číslo absolutního proudu vzduchu na výstupu z prvního stupně osového kompresoru LTKM

$$M_{c_{2i}} = \frac{c_{2i}}{a_{2i}} [1]$$

$$M_{c_{2i}} = \frac{257,973}{341,2734} = \mathbf{0,756}$$

$$M_{c_{2s}} = \frac{c_{2s}}{a_{2s}} [1]$$

$$M_{c_{2s}} = \frac{249,0031}{348,5734} = \mathbf{0,7143}$$

$$M_{c_{2e}} = \frac{c_{2e}}{a_{2e}} [1]$$

$$M_{c_{2e}} = \frac{215,9057}{352,9595} = \mathbf{0,6117}$$

7. Stanovení reakce na třech průměrech prvního stupně osového kompresoru LTKM

7.1. Stanovení reakce prvního stupně osového (axiálního) kompresoru LTKM na vnitřním průměru

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$$\rho_i = 1 - \frac{c_{1u,i}}{u_{1i}} - \frac{c_{2u,i} - c_{1u,i}}{2 \cdot u_{1i}} \quad [1]$$

$$\rho_i = 1 - \frac{117,795}{177,6047} - \frac{192,502 - 117,795}{2 \cdot 195,144} = \mathbf{0,145}$$

7.2. Stanovení reakce prvního stupně osového kompresoru LTKM na středním průměru

$$\rho_s = 1 - \frac{c_{1u,s}}{u_{1s}} - \frac{c_{2u,s} - c_{1u,s}}{2 \cdot u_{1s}} \quad [1]$$

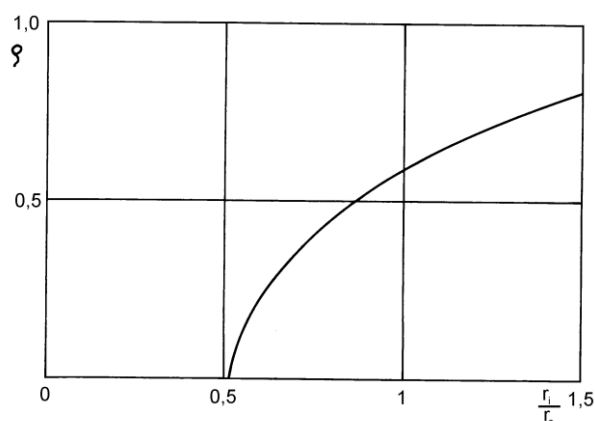
$$\rho_s = 1 - \frac{111,152}{275,2873} - \frac{164,135 - 111,152}{2 \cdot 275,2873} = \mathbf{0,5}$$

7.3. Stanovení reakce prvního stupně osového kompresoru LTKM na vnějším průměru

$$\rho_e = 1 - \frac{c_{1u,e}}{u_{1e}} - \frac{c_{2u,e} - c_{1u,e}}{2 \cdot u_{1e}} \quad [1]$$

$$\rho_e = 1 - \frac{114,705}{355,2094} - \frac{170,6853 - 114,705}{2 \cdot 355,2094} = \mathbf{0,598}$$

7.4. Průběh změny stupně reakce v závislosti na poloměru

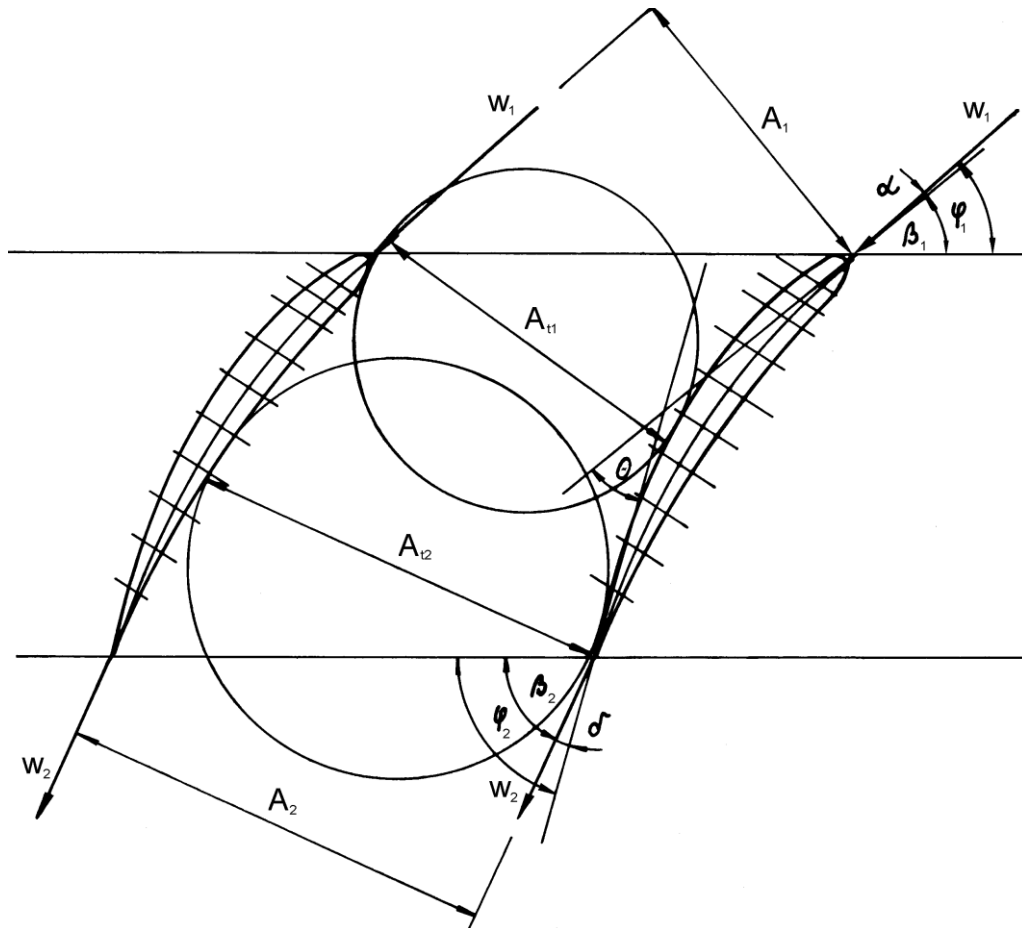


Obr. 53 Průběh změny stupně reakce v závislosti na poloměru $\rho = f(r)$

8. Lopatková mříž rotoru prvního stupně osového kompresoru LTKM

Na základě vypočítaných parametrů můžeme nakreslit lopatkovou mříž prvního stupně osového (axiálního) kompresoru LTKM

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU



Obr. 54 Lopatková mříž rotoru prvního stupně osového kompresoru LTKM

VI. CELKOVÝ ZÁVĚR

Uvedený výpočet byl vykonán pro jisté volené střední hodnoty parametrů. Dává představu o rozdělení jednotlivých rychlostí, stavových veličin a rozměrových parametrech prvního stupně osového (axiálního) kompresoru LTKM. Podobný postup je možné použít i u následujících stupňů osového (axiálního) kompresoru LTKM, a tak vypočítat rozměry celého osového (axiálního) kompresoru LTKM.

Osový kompresor byl volen s konfigurací $D_e = konst.$ Výpočtem byly zjištěny následující parametry osového (axiálního) kompresoru LTKM v tabulce výsledků.

Uvedené závislosti zjištěné výpočtem jsou v souladu s předpoklady, které uvádí teorie osových (axiálních) kompresorů LTKM.

Tabulka č. 4 Přehled vypočítaných parametrů

VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
p_{0c}	101325,2	Pa
T_{0c}	288,15	K
T_{1c}	288,15	K
p_{1c}	99298,696	Pa
$\eta_{KC, I}$	0,85	1
$\eta_{KC, II}$	0,86	1
$\eta_{KC, III}$	0,885	1
$\eta_{KC, IV}$	0,90	1
$\eta_{KC, V}$	0,91	1
$\eta_{KC, VI}$	0,90	1
$\eta_{KC, VII}$	0,90	1
$\eta_{KC, VIII}$	0,90	1
$\eta_{KC, IX}$	0,88	1
$\eta_{KC, X}$	0,87	1
η_{KC}	0,8855	1
W_{KC}	240583,95	J.kg ⁻¹
z	10	1
$W_{st., c, str.}$	24058,395	J.kg ⁻¹
$W_{st., c, I}$	14435,037	J.kg ⁻¹
$W_{st., c, II}$	18043,796	J.kg ⁻¹
$W_{st., c, III}$	21652,556	J.kg ⁻¹
$W_{st., c, IV}$	25261,315	J.kg ⁻¹
$W_{st., c, V}$	28870,074	J.kg ⁻¹

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$W_{st., c, VI}$	28870,074	J.kg⁻¹
$W_{st., c, VII}$	28870,074	J.kg⁻¹
$W_{st., c, VIII}$	28870,074	J.kg⁻¹
$W_{st., c, IX}$	24058,395	J.kg⁻¹
$W_{st., c, X}$	21652,556	J.kg⁻¹
$T_{3c, I}$	302,51	K
$T_{3c, II}$	320,46	K
$T_{3c, III}$	3342,01	K
$T_{3c, IV}$	3367,14	K
$T_{3c, V}$	395,87	K
$T_{3c, VI}$	424,60	K
$T_{3c, VII}$	453,32	K
$T_{3c, VIII}$	482,05	K
$T_{3c, IX}$	505,99	K
$T_{3c, X}$	527,53	K
$\pi_{KC, I}$	1,156	1
$\pi_{KC, II}$	1,190	1
$\pi_{KC, III}$	1,225	1
$\pi_{KC, IV}$	1,251	1
$\pi_{KC, V}$	1,272	1
$\pi_{KC, VI}$	1,248	1
$\pi_{KC, VII}$	1,230	1
$\pi_{KC, VIII}$	1,214	1
$\pi_{KC, IX}$	1,161	1
$\pi_{KC, X}$	1,136	1
π_{KC}	6,591	1
χ	0,9883	1
$\eta_{pol.}$	0,899	1
η_v	0,889	1
$p_{3c, I}$	114789,293	Pa
$p_{3c, II}$	136599,258	Pa
$p_{3c, III}$	1167334,091	Pa
$p_{3c, IV}$	209334,948	Pa
$p_{3c, V}$	266274,054	Pa
$p_{3c, VI}$	332310,02	Pa

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$p_{3c, VII}$	408741,324	Pa
$p_{3c, VIII}$	496211,967	Pa
$p_{3c, IX}$	576102,094	Pa
$p_{3c, X}$	654451,979	Pa
c_{1a}	160	m.s⁻¹
c_{ka}	100	m.s⁻¹
Ω_I	0,96	1
Ω_{II}	0,928	1
Ω_{III}	0,893	1
Ω_{IV}	0,86	1
Ω_V	0,86	1
Ω_{VI}	0,86	1
Ω_{VII}	0,86	1
Ω_{VIII}	0,86	1
Ω_{XI}	0,86	1
Ω_X	0,86	1
$(W_{st., c, I})_{výp}$	14585,402	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, II})_{výp}$	18860,433	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, III})_{výp}$	23519,574	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, IV})_{výp}$	28492,413	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, V})_{výp}$	32562,758	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, VI})_{výp}$	32562,758	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, VII})_{výp}$	32562,758	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, VIII})_{výp}$	32562,758	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, IX})_{výp}$	27135,632	J.kg⁻¹
$(W_{st., c, X})_{výp}$	24422,069	J.kg⁻¹
ρ_I	0,5	1
ρ_{II}	0,5	1
ρ_{III}	0,5	1
ρ_{IV}	0,5	1
ρ_V	0,5	1
ρ_{VI}	0,5	1
ρ_{VII}	0,5	1
ρ_{VIII}	0,5	1
ρ_{IX}	0,65	1

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

ρ_x	0,75	1
u_{1e}	355,2094	m.s⁻¹
u_{1s}	275,2873	m.s⁻¹
c_{1u}	111,152	m.s⁻¹
c_{2u}	164,135	m.s⁻¹
$c_1 = c_{3a} = c_{1s}$	194,82	m.s⁻¹
w_1	229,217	m.s⁻¹
T_1	269,217	K
a_1	328,982	m.s⁻¹
M_{w1}	0,697	1
p_1	78328,41	Pa
ρ_1	1,0132	kg.m⁻³
A_1	0,0549	m²
$D_{1e} = D_{2e} = D_{Ke}$	0,3160	m
D_{1i}	0,1741	m
D_{1s}	0,2456	m
h_1	0,07145	m
c_{2a}	160,00	m.s⁻¹
$c_2 = c_{2s}$	229,217	m.s⁻¹
$T_{2c} = T_{3c}$	302,51	K
T_2	276,371	K
p_{2c}	117131,932	Pa
p_2	85370,9	Pa
ρ_2	1,07593	kg.m⁻³
A_2	0,0517	m²
$\overline{d_2}$	0,584	1
D_{2i}	0,185	m
D_{2s}	0,2503	m
h_2	0,066	m
$w_2 = w_{2s}$	194,82	m.s⁻¹
α_1	55°15′	°
α_2	44°15′	°
β_1	44°15′	°
β_2	55°15′	°
p_{Kc}	654477,71	Pa

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

T_{Kc}	527,54	K
T_K	522,565	K
p_K	633128,31	Pa
ρ_K	4,22	kg.m⁻³
A_K	0,0202	m²
\overline{d}_K	0,861	1
D_{Ki}	0,272	m
D_{Ks}	0,294	m
h_K	0,022	m
$\Delta\beta$	11°	°
$\Delta\beta_K$	12,36°	°
$\Delta\beta_K^*$	17,3°	°
β_{2K}^*	61,43°	°
E	1,0213	1
θ	27,86	°
φ_1	42,15°	°
φ_2	70,03°	°
z	36	1
t	0,0309	m
b	0,0309	m
ξ	56,08	°
R	0,0642	m
A	55,568	1
B	55,584	1
C	55,568	1
D	108,551	1
c_{1a}	160	m.s⁻¹
c_{2a}	160	m.s⁻¹
$W_{e, st.}$	14581,14	J.kg⁻¹
$(c_{1u, e})_{VV}$	86,392	m.s⁻¹
$(c_{1u, e})_{TT}$	143,018	m.s⁻¹
$c_{1u, e}$	114,705	m.s⁻¹
\overline{r}_e	1,287	1
$c_{2u, e}$	170,6853	m.s⁻¹
$c_{1a, e}$	135,75	m.s⁻¹

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$C_{2a, e}$	124,33	$m.s^{-1}$
$\overline{r_i}$	0,709	1
$C_{1u, i}$	117,795	$m.s^{-1}$
$C_{2u, i}$	192,502	$m.s^{-1}$
$C_{1a, i}$	181,439	$m.s^{-1}$
$C_{2a, i}$	171,732	$m.s^{-1}$
W_{1e}	276,171	$m.s^{-1}$
C_{1e}	177,723	$m.s^{-1}$
W_{2e}	222,5	$m.s^{-1}$
C_{2e}	211,17	$m.s^{-1}$
W_{1i}	197,458	$m.s^{-1}$
C_{1i}	216,316	$m.s^{-1}$
W_{2i}	172,373	$m.s^{-1}$
C_{2i}	257,973	$m.s^{-1}$
T_{1i}	264,87	K
T_{1s}	269,27	K
T_{1e}	272,44	K
a_{1i}	326,285	$m.s^{-1}$
a_{1s}	328,98	$m.s^{-1}$
a_{1e}	330,92	$m.s^{-1}$
$M_{w1, i}$	0,6051	1
$M_{w1, s}$	0,697	1
$M_{w1, e}$	0,835	1
M_{c1i}	0,663	1
M_{c1s}	0,592	1
M_{c1e}	0,537	1
T_{2i}	265,681	K
T_{2s}	276,37	K
T_{2e}	280,325	K
a_{2i}	326,784	$m.s^{-1}$
a_{2s}	333,293	$m.s^{-1}$
a_{2e}	335,669	$m.s^{-1}$
$M_{w2, i}$	0,527	1
$M_{w2, s}$	0,582	1
$M_{w2, e}$	0,663	1

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

$M_{c2, i}$	0,756	1
$M_{c2, s}$	0,7143	1
$M_{c2, e}$	0,6117	1
ρ_i	0,145	1
ρ_s	0,5	1
ρ_e	0,598	1

Poznámka:

Vypočítané hodnoty v tabulce jsou v [mm]

Tabulka č. 5 Přehled odchylek vypočítaných a zadaných hodnot

VELIČINA	VYPOČÍTANÁ HODNOTA	SKUTEČNÁ HODNOTA	ODCHYLKA
η_{KC}	0,8820	0,86 → dáno	0,0220 → +2,5581 %
π_{KC}	6,591	6,6 → dáno	0,009 → -0,14 %
D_{1e}	0,3160	0,320 → naměřeno	0,0040 → -1,25 %
D_{1i}	0,1741	0,176 → naměřeno	0,0022 → -0,14 %
z	25	25	0 → 0 %
h_1	0,07145	0,072 → naměřeno	0,00055 → -0,76 %
h_{10}	0,022	0,022 → naměřeno	0 → 0 %

III PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET OSOVÉHO KOMPRESORU

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 1

Vykonejte přibližný výpočet devítistupňového osového kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru RD-9B pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 43,5 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 7,14$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,835$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 11150 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 2

Vykonejte přibližný výpočet sedmistupňového osového kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru BMW-003 pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 19 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,1$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,78$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 9500 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3**Příklad č. 3**

Vykonejte přibližný výpočet devítistupňového osového kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru AL-7F1 pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 114 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 9,1$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 8500 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 4

Vykonejte přibližný výpočet axiálního kompresoru turbovrtulového motoru M-601B pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 3,15 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 1,97$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 36660 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 5

Vykonejte přibližný výpočet axiálního smíšeného kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru JUMO 004B pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 28,5 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,9$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,76$
- maximální otáčky $n_{\max.} = 8700 \text{ min}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 30 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 6

Vykonejte přibližný výpočet dvanáctistupňového osového kompresoru turbohřídelového motoru TV3-117 pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 8,1 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 9,55$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 19500 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 7

Vykonejte přibližný výpočet čtrnáctistupňového osového kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru AL-21F-3 pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 104 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 14,95$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 9316 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3**Příklad č. 8**

Vykonejte přibližný výpočet desetistupňového osového kompresoru turbovrtulového motoru AI-20K pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 20,7 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 9,45$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 12300 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 9

Vykonejte přibližný výpočet desetistupňového osového kompresoru turbovrtulového motoru AI-24 pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 14,4 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 7,85$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- maximální otáčky $n_{\text{max.}} = 15800 \text{ min.}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

ZADÁNÍ č. 3

Příklad č. 10

Vykonejte přibližný výpočet dvanáctistupňového osového kompresoru jednoproudového leteckého turbokompresorového motoru TR3-117 pro zadané parametry:

- průtokové množství vzduchu $Q_v = 9,35 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 10,7$
- celková účinnost osového kompresoru $\eta_{Kc} = 0,86$
- maximální otáčky $n_{\max.} = 19500 \text{ min}^{-1}$
- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu $0 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
- z tabulek MSA $p_0 = 0,1013 \text{ MPa}$
- z tabulek MSA $T_0 = 288 \text{ K}$
- střední práce stupně $W_{\text{st.,str.}} = 33 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$
- součinitel zachování celkového tlaku ve vstupní soustavě kompresoru $\sigma_v = 0,98$

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

Hocko, M.: Letecké turbokompresorové motory použité u československých vojenských lietadiel, Prešov 2000.

Kmoch, P.: Výpočtová cvičení z teorie leteckých motorů, Část I., VA AZ Brno, 1972.

Kulagin, I. I.: Theorie letadlových proudových motorů, SNTL, Praha 1954.

Inozemcev, N. V., Zujev, V. S.: Spalovací turbíny pro letadla, Průmyslové vydavatelství, Praha 1952.

Růžek, J.: Teorie leteckých motorů, Část I., VA AZ Brno, 1979.

Machian, F.: Konstrukce motoru TV2-117A, Liberec 1983

PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

$a_{kr,3'}$	rychlost zvuku na vstupu do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
A_y	průměr vepsané kružnice na výstupu z rotorové lopatkové mříže plynové turbíny [m]
$A_{3'}$	průtoková plocha na vstupu do rotoru plynové turbíny [m^2]
A_3	průtoková plocha na vstupu do statoru plynové turbíny [m^2]
A_{3n}	průtoková plocha na vstupu do statoru plynové turbíny, kolmá na vstupní absolutní rychlost c_3 [m^2]
$A_{3'n}$	průtoková plocha na výstupu ze statoru plynové turbíny, kolmá na výstupní absolutní rychlost c_3' [m^2]
A_4	plocha na výstupu z rotoru plynové turbíny [m^2]
b	délka tětiny rotorové lopatky plynové turbíny [m]
c_p	specifické teplo plynu za stálého tlaku, $c_p = 1158 [J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$
c_{yt}	teoretický součinitel vztlaku [1]
c_3	absolutní rychlost na výstupu ze statoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3'a,s}$	osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3'e}$	vstupní absolutní rychlost na vnějším průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3'i}$	vstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3's}$	vstupní absolutní rychlost na středním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3'u}$	vstupní obvodová složka absolutní rychlosti rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3'u,i}$	obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3'i}$	vstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{3'id}$	ideální rychlost plynu při výstupu ze statoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
c_4	absolutní rychlost plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
c_{4a}	výstupní osová složka absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{4a,s}$	osová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{4a,i}$	osová složka výstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
c_{4u}	výstupní obvodová složka absolutní rychlosti rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
c_{4e}	výstupní absolutní rychlost na vnějším průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
c_{4i}	výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
c_{4i}	výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
c_{4s}	výstupní absolutní rychlost na středním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{4u,i}$	obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$c_{4u,s}$	obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru [$m \cdot s^{-1}$]
$D_{3'i}$	vnitřní průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny [m]
$D_{3'e}$	vnější průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny [m]
$D_{3's}$	střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny [m]
D_{4e}	vnější průměr na výstupu z rotoru plynové turbíny [m]
D_{4i}	vnitřní průměr na výstupu z rotoru plynové turbíny [m]
D_s	střední průměr rotoru plynové turbíny [m]
\bar{D}_i	poměrný vnitřní průměr rotoru plynové turbíny [1]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

\bar{D}_e	poměrný vnější průměr rotoru plynové turbíny [1]
h	šířka lopatky rotoru plynové turbíny [m]
h_{02}	adiabatický tepelný spád plynů zpracovaný v rotoru plynové turbíny [$J \cdot kg^{-1}$]
h_{02i}	adiabatický tepelný spád plynů zpracovaný na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [$J \cdot kg^{-1}$]
h_{01i}	adiabatický tepelný spád plynů zpracovaný na vnitřním průměru statoru plynové turbíny [$J \cdot kg^{-1}$]
H_0	celkový tepelný spád plynů zpracovaný ve stupni plynové turbíny [$J \cdot kg^{-1}$]
l	délka rotorové lopatky plynové turbíny [m]
l_3'	výstupní délka statorové lopatky plynové turbíny [m]
l_4	výstupní délka rotorové lopatky plynové turbíny [m]
$M_{c3'e}$	Machovo číslo absolutní rychlosti na vnějším průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny [1]
$M_{c3's}$	Machovo číslo absolutní rychlosti na středním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny [1]
$M_{c3'i}$	Machovo číslo absolutní rychlosti na vnitřním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny [1]
M_{c4e}	Machovo číslo absolutní rychlosti na vnějším průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny [1]
M_{c4s}	Machovo číslo absolutní rychlosti na středním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny [1]
M_{c4i}	Machovo číslo absolutní rychlosti na vnitřním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny [1]
$M_{w3'e}$	Machovo číslo relativní rychlosti na vnějším průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny [1]
$M_{w3's}$	Machovo číslo relativní rychlosti na středním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny [1]
$M_{w3'i}$	Machovo číslo relativní rychlosti na vnitřním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny [1]
M_{w4e}	Machovo číslo relativní rychlosti na vnějším průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny [1]
M_{w4s}	Machovo číslo relativní rychlosti na středním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny [1]
M_{w4i}	Machovo číslo relativní rychlosti na vnitřním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny [1]
n	otáčky plynové turbíny [min^{-1}]
p_3	statický tlak plynu na vstupu do rotoru plynové turbíny [Pa]
p_{3c}	celkový tlak plynu na vstupu do statoru plynové turbíny [Pa]
$p_{3'c}$	vstupní celkový tlak plynu do rotoru plynové turbíny [Pa]
p_4	statický tlak plynu na výstupu z plynové turbíny [Pa]
p_{4c}	celkový tlak plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny [Pa]
Q_{pl}	průtokové množství plynu [$kg \cdot s^{-1}$], předpoklad: $Q_{pl} = Q_v$
r	plynová konstanta $r = 287,4 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$
r_3'	poloměr vstupní hrany rotorové lopatky plynové turbíny [m]
s_4	tloušťka výstupní hrany rotorové lopatky plynové turbíny [m]
t	rozestup lopatkové mříže rotoru plynové turbíny [m]
$T_{3'}$	statická teplota na vstupu do rotoru plynové turbíny [K]
T_{3c}	celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou [K]
$T_{3c'}$	vstupní celková absolutní teplota plynu do rotoru plynové turbíny [K]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

T_4	statická teplota na výstupu z plynové turbíny [K]
T_{4c}	celková teplota plynu na výstupu z plynové turbíny [K]
u	obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$u_{3'i}$	vstupní obvodová rychlost na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$u_{3's}$	vstupní obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$w_{3'}$	relativní rychlost na vstupu do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$w_{3'i}$	vstupní relativní rychlost na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
w_4	relativní rychlost na výstupu z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
w_{4u}	obvodová složka relativní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny w_4 [$m \cdot s^{-1}$]
$\bar{w}_{str.}$	střední geometrická relativní rychlost [$m \cdot s^{-1}$]
$\bar{w}_{3'}$	vstupní relativní rychlost [$m \cdot s^{-1}$]
\bar{w}_4	výstupní relativní rychlost [$m \cdot s^{-1}$]
w_{4i}	výstupní relativní rychlost na vnitřním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
$W_{e,T}$	efektivní práce plynové turbíny [$J \cdot kg^{-1}$]
$W_{e,st}$	efektivní práce stupně plynové turbíny [$J \cdot kg^{-1}$]
$W_{e,K}$	efektivní práce kompresoru [$J \cdot kg^{-1}$]
u_i	obvodová rychlost na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
z	počet rotorových lopatek plynové turbíny [1]
$\alpha_{3'}$	úhel absolutní rychlosti $c_{3'}$ [$^\circ$]
$\alpha_{3'}$	úhel výstupní absolutní rychlosti ze statoru plynové turbíny
$\alpha_{3'i}$	úhel sklonu vstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru do rotoru [$m \cdot s^{-1}$]
β_m	střední úhel [$^\circ$]
$\beta_{3'}$	úhel sklonu vstupní relativní rychlosti plynu do rotoru plynové turbíny [$^\circ$]
β_4	úhel sklonu výstupní relativní rychlosti plynu rotoru plynové turbíny [$^\circ$]
γ	úhel rozšíření kanálu rotoru plynové turbíny [$^\circ$]
$\gamma_{3'}$	úhel mezi tečnami k profilu rotorové lopatky plynové turbíny na vstupu [$^\circ$]
γ_{4c}	úhel mezi tečnami ke hřbetu a korytu profilu výstupní části rotorové lopatky [$^\circ$]
$\gamma_{3'k}$	úhel tečny ke korytu profilu vstupní části rotorové lopatky [$^\circ$]
γ_{4k}	úhel tečny ke korytu profilu výstupní části rotorové lopatky [$^\circ$]
$\lambda_{3'}$	Lavalovo číslo na výstupu ze statoru plynové turbíny [1]
κ'	Poissonova konstanta plynu $\kappa' = 1,33$
$\rho_{3'}$	hustota plynu na výstupu ze statoru plynové turbíny [$kg \cdot m^{-3}$]
ρ_4	hustota plynu na výstupu z plynové turbíny [$kg \cdot m^{-3}$]
ρ_i	reakce stupně na vnitřním průměru plynové turbíny [1]
$\bar{\rho}$	relativní reakce stupně plynové turbíny [1]
φ	součinitel ztráty rychlosti ve statoru plynové turbíny [1]
$\varphi_{3'}$	úhel tečny ke střední křivce profilu lopatky ve vstupní části rotorové lopatky s rovinou lopatkové mříže plynové turbíny [$^\circ$]
φ	úhel tečny ke střední křivce profilu ve výstupní části rotorové lopatky s rovinou lopatkové mříže plynové turbíny [$^\circ$]
$\lambda_{3'}$	rychlostní součinitel při výstupu plynu ze statoru plynové turbíny [1]
$\lambda_{3',id.}$	ideální rychlostní součinitel při výstupu plynu ze statoru plynové turbíny [1]
ψ	součinitel ztráty relativní rychlosti v rotoru plynové turbíny
ξ_i	indukované ztráty ve statoru plynové turbíny [1]
ξ_l	celkové ztráty ve statoru plynové turbíny [1]
ξ_m	ztráty způsobené radiální vůlí ve statoru plynové turbíny [1]
ξ_p	profilové ztráty ve statoru plynové turbíny [1]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

μ	stupeň zatížení plynové turbíny [1]
η_m	mechanická účinnost plynové turbíny [1]
η_{Tc}	celková účinnost plynové turbíny [1]

SEZNAM TABULEK

Tabulka č. 2 Tabulka odchylek vypočítaných a zadaných hodnot

Tabulka č. 1 TABULKA VÝSLEDKŮ

SEZNAM OBRÁZKŮ

- Obr. 1 Principiální schéma motoru BMW-003
 Obr. 2 Stupeň plynové turbíny motoru BMW-003
 Obr. 3 Schéma stupně plynové turbíny
 Obr. 4 Rychlostní trojúhelníky
 Obr. 5 Průběh expanze v plynové turbíně znázorněný v „p - v“ a „T - s“ diagramu
 Obr. 6 „i - s“ diagram práce ve stupni plynové turbíny LTKM
 Obr. 7 Kontrola úhlu γ
 Obr. 8 Schéma rotorové lopatkové mříže plynové turbíny LTKM
 Obr. 9 Rychlostní trojúhelníky pro střední řez rotoru plynové turbíny LTKM
 Obr. 10 Závislost relativního rozestupu od úhlu β_4 výstupní relativní rychlosti w_4
 Obr. 11 Graf pro stanovení poměru t/b
 Obr. 12 Graf pro stanovení poměru t/b
 Obr. 13 Konstrukce rotorové lopatky reakční plynové turbíny
 Obr. 14 Profilování hřbetu rotorové lopatky plynové turbíny lemniskátou
 Obr. 15 Konstrukce akčních (rovnotlakých) plynových turbín
 Obr. 16 Průřezy rotorové lopatky plynové turbíny v různých poloměrech
 Obr. 17 Geometrická metoda konstrukce rotorové lopatky plynové turbíny LTKM
 Obr. 18 Konstrukce profilové mříže rotoru plynové turbíny
 Obr. 19 Určení odklonu proudu pro podzvukové proudění δ_p
 Obr. 20 Obrázek plynulé změny kanálu rotoru plynové turbíny LTKM
 Obr. 21 Stator plynové turbíny LTKM
 Obr. 22 Grafické stanovení úhlu α_m
 Obr. 23 Stanovení součinitele indukovaných ztrát λ
 Obr. 24 Grafické stanovení úhlu β_m
 Obr. 25 Radiální vůle rotorové lopatky plynové turbíny LTKM δ
 Obr. 26 Principiální schéma motoru M-701
 Obr. 27 Řez motoru M-701c-400
 Obr. 28 Cvičné proudové letadlo L-29 Delfín poháněné motorem M-701
 Obr. 29 Stupeň plynové turbíny motoru M-701
 Obr. 30 Schéma stupně plynové turbíny
 Obr. 31 Rychlostní trojúhelníky Obr. 32 Průběh expanze v plynové turbíně znázorněná v „p - v“ a „T - s“ diagramu
 Obr. 32 Průběh expanze v plynové turbíně znázorněná v „p - v“ a „T - s“ diagramu
 Obr. 33 „i - s“ diagram práce a stupně plynové turbíny LTKM
 Obr. 34 Kontrola úhlu rozšíření kanálu γ rotoru plynové turbíny LTKM
 Obr. 35 Schéma rotorové lopatkové mříže plynové turbíny LTKM
 Obr. 36 Rychlostní trojúhelníky pro střední řez rotoru plynové turbíny LTKM
 Obr. 37 Grafické stanovení úhlu β_m
 Obr. 38 Závislost relativního rozestupu od úhlu β_4 výstupní relativní rychlosti w_4
 Obr. 39 Geometrická metoda konstrukce rotorové lopatky plynové turbíny LTKM
 Obr. 40 Určení odklonu proudu pro podzvukové proudění δ_p
 Obr. 41 Obrázek plynulé změny kanálu rotoru plynové turbíny LTKM
 Obr. 42 Graf pro stanovení hodnoty profilové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM pro $\beta_{3'} = 90^\circ$
 Obr. 43 Graf pro stanovení hodnoty profilové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM pro $\beta_{3'} = \beta_4$
 Obr. 44 Stator plynové turbíny LTKM

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

- Obr. 45 Stanovení součinitele indukovaných ztrát
- Obr. 46 Radiální vůle rotorové lopatky plynové turbíny LTKM
- Obr. 47 Rychlostní trojúhelník na vnějším průměru
- Obr. 48 Rychlostní trojúhelník na středním průměru
- Obr. 49 Rychlostní trojúhelník na vnitřním průměru

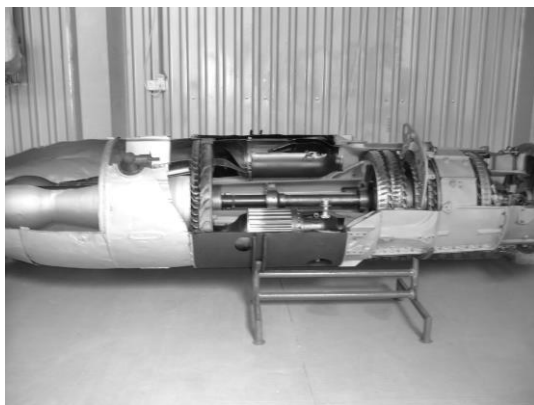
VÝPOČTOVÉ CVIČENÍ č. 4 PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Úvod

Cílem výpočtu osové plynové turbíny je stanovení středních parametrů proudu plynu ve stupni osové turbíny LTKM a výpočet hlavních rozměrů stupně plynové turbíny včetně návrhu profilové mříže plynové turbíny na středním průměru a kontroly ztrát ve statorové a rotorové mříži. Návrh rotorové lopatky je realizován formou výpočtu rychlostí a stupně reakce na vnitřním, středním a vnějším průměru.

Zadání

Vykonejte přibližný výpočet plynové turbíny LTKM spojené s jednostupňovým odstředivým kompresorem LTKM.

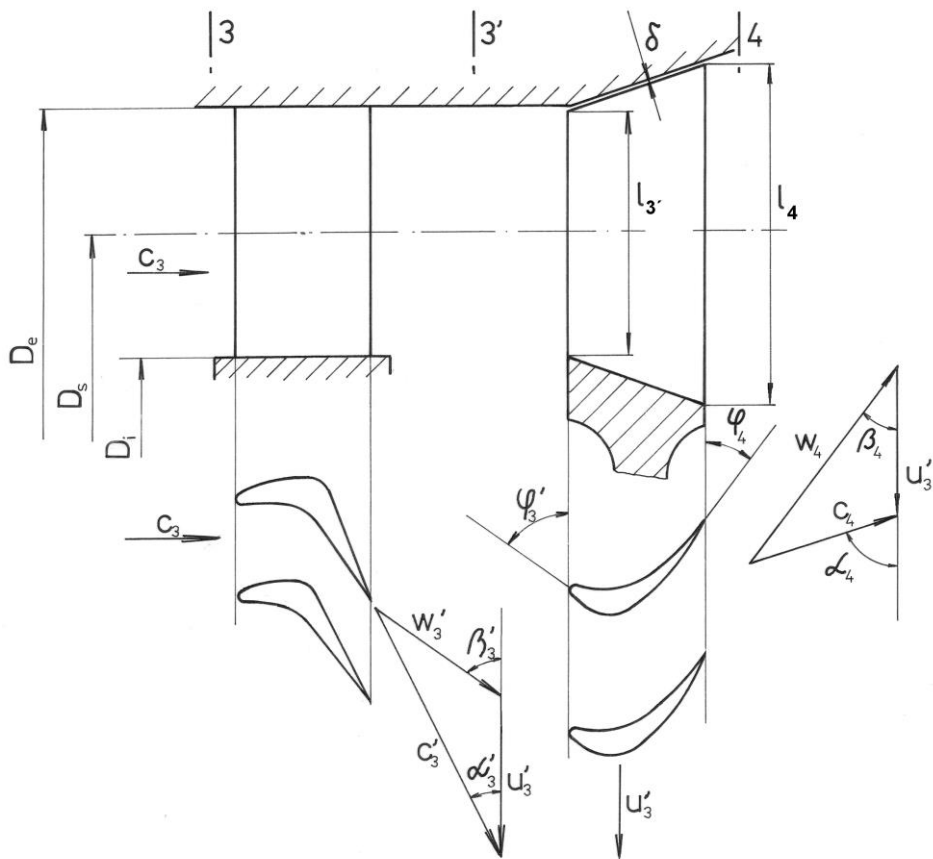


Obr. 1 Principiální schéma motoru BMW-003

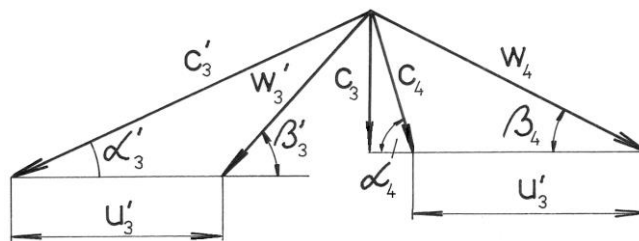


Obr. 2 Stupeň plynové turbíny motoru BMW-003

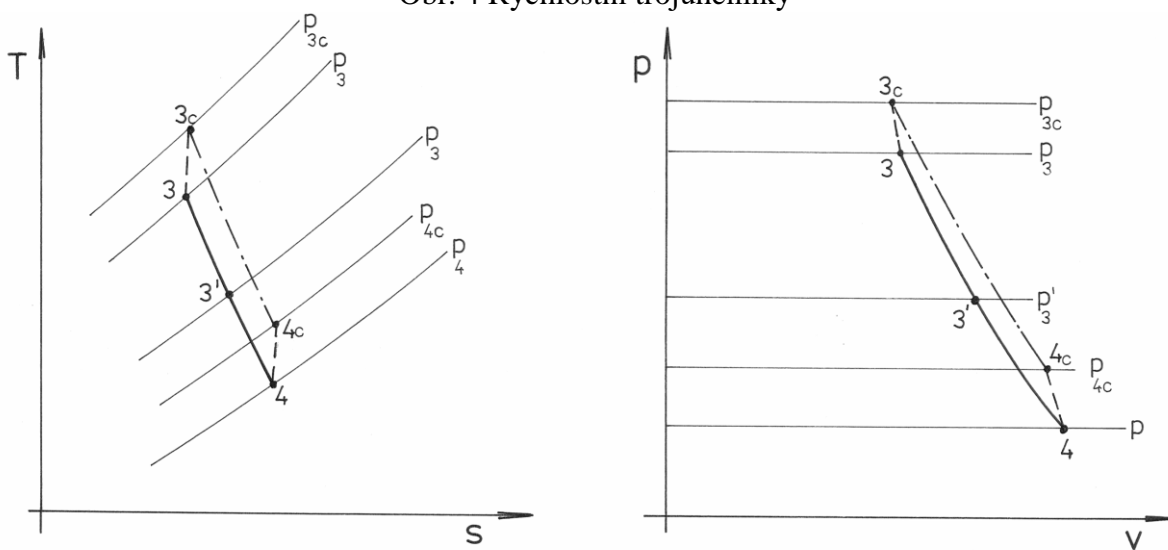
IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 3 Schéma stupně plynové turbíny



Obr. 4 Rychlostní trojúhelníky



Obr. 5 Průběh expanze v plynové turbíně znázorněný v „p - v“ a „T - s“ diagramu

I. VÝPOČET PARAMETRŮ PROUDU PLYNU NA STŘEDNÍM PRŮMĚRU STUPNĚ OSOVÉ PLYNOVÉ TURBÍNY LTKM

1. Stanovení efektivní práce plynové turbíny LTKM

$$W_{e,T} = \frac{W_{e,K}}{\eta_m} [J.kg^{-1}]$$

Kde:

$W_{e,T}$ – efektivní práce plynové turbíny LTKM [J.kg⁻¹]

$W_{e,K}$ – efektivní práce kompresoru LTKM [J.kg⁻¹]

η_m – mechanická účinnost plynové turbíny LTKM [1], volí se v rozsahu $\eta_m = 0,97$ až $0,98$

Jestliže je efektivní práce plynové turbíny LTKM $W_{e,T}$ větší než $300\,000\text{ J.kg}^{-1}$, bude mít více než jeden stupeň.

2. Obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM

$$u_{3's} = \sqrt{\frac{W_{e,st}}{\mu}} [m.s^{-1}]$$

Kde:

$u_{3's}$ – obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

$W_{e,st}$ – efektivní práce stupně plynové turbíny LTKM [J.kg⁻¹]

μ – stupeň zatížení plynové turbíny LTKM [1]

Pro jednostupňovou plynovou turbínu LTKM platí: $W_{e,st} = W_{e,T}$.

Koeficient zatížení μ bývá u plynových turbín leteckých turbokompresorových motorů v širokém rozsahu $\mu = 1,2$ až $1,8$. Při výpočtu jednostupňové plynové turbíny se požaduje, aby výstup plynu z rotoru plynové turbíny byl přibližně v osovém směru, tj. $\alpha_4 = 90 \pm 10^\circ$, a tak i c_{4u} je malé nebo rovné nule. Koeficient zatížení μ je potom možné přibližně stanovit ze vztahu:

$$\mu = \frac{c_{4u}}{u} + \frac{c_{3'u}}{u} [1]$$

pro $c_{4u} = 0$, $c_{3'u} = c_{3'} \cdot \cos \alpha_{3'}$ platí:

$$\mu = \frac{\cos \alpha_{3'}}{c_{3'}} [1]$$

U reakčních plynových turbín LTKM bývá úhel $\alpha_{3'} = 22^\circ$ až 30° a poměr $\frac{u}{c_{3'}}$ bývá s ohledem

na maximální účinnost rovný $\frac{u}{c_{3'}} = 0,55 \div 0,7$.

Kde:

c_{4u} – výstupní obvodová složka absolutní rychlosti rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

$c_{3'u}$ – vstupní obvodová složka absolutní rychlosti rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

$c_{3'}$ – absolutní rychlost na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

u – obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$\alpha_{3'}$ – úhel absolutní rychlosti $c_{3'}$ [°]

3. Stanovení středního průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$D_{3's} = \frac{u_{3's} \cdot 60}{\pi \cdot n} [m]$$

Kde:

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny [m]

$u_{3's}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

n – otáčky plynové turbíny [min^{-1}]

4. Stanovení vstupní absolutní rychlosti $c_{3'}$ do rotoru plynové turbíny LTKM

Poměr obvodové rychlosti na středním průměru $u_{3's}$ a absolutní rychlosti $c_{3'}$ na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM je obvykle rovný $\frac{u_{3's}}{c_{3'}} = 0,55 \div 0,65$.

Kde:

$u_{3's}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

$c_{3'}$ – vstupní absolutní rychlost plynu do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

$$c_{3'} = \frac{u_{3's}}{\frac{u_{3's}}{c_{3'}}} [m \cdot s^{-1}]$$

5. Lavalovo číslo $\lambda_{3'}$ na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

Předpoklad:

Ve statoru plynové turbíny LTKM se neodvádí ani nepřivádí žádné teplo, $\Delta Q = 0$ (adiabatická expanze) a platí:

$$T_{3'c} = T_{3c} [K]$$

$$\lambda_{3'} = \frac{c_{3'}}{a_{kr,3'}} [1]$$

Kde:

$$a_{kr,3'} = \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa}{\kappa + 1} \cdot r \cdot T_{3'c}} [m \cdot s^{-1}]$$

$$\lambda_{3'} = \frac{c_{3'}}{\sqrt{\frac{2 \cdot \kappa}{\kappa + 1} \cdot r \cdot T_{3'c}}}$$

Kde:

$\lambda_{3'}$ – Lavalovo číslo na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM [1]

T_{3c} – celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou LTKM [K]

$T_{3'c}$ – vstupní celková absolutní teplota plynu do rotoru plynové turbíny LTKM [K]

$a_{kr,3'}$ – rychlost zvuku na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [K]

$c_{3'}$ – vstupní absolutní rychlost plynu do rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

κ' – Poissonova konstanta plynu $\kappa' = 1,33$
 r – plynová konstanta $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

6. Ideální rychlost na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

Volí se součinitel ztráty rychlosti ve statoru plynové turbíny φ , jehož hodnota se pohybuje v rozsahu $\varphi = 0,95$ až $0,98$. Stanovení ideální rychlosti ze statoru plynové turbíny $c_{3',id}$.

$$c_{3',id} = \frac{c_{3'}}{\varphi} \left[\text{m.s}^{-1} \right]$$

$$\lambda_{3',id} = \frac{\lambda_{3'}}{\varphi} [1]$$

Kde:

$c_{3',id}$ – ideální rychlost plynu při výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM $[\text{m.s}^{-1}]$
 $c_{3'}$ – vstupní absolutní rychlost plynu do rotoru plynové turbíny LTKM $[\text{m.s}^{-1}]$
 φ – součinitel ztráty rychlosti ve statoru plynové turbíny LTKM [1]
 $\lambda_{3'}$ – rychlostní součinitel při výstupu plynu ze statoru plynové turbíny LTKM [1]
 $\lambda_{3',id}$ – ideální rychlostní součinitel při výstupu plynu ze statoru plynové turbíny LTKM [1]

7. Stavové veličiny na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

Statický tlak plynu na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM:

$$p_{3'} = p_{3c} \cdot \left[1 - \frac{\kappa' - 1}{\kappa' + 1} \cdot \lambda_{3',id}^2 \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}} [Pa]$$

$$p_{3c} = \frac{p_{3'}}{\left(1 - \frac{\kappa' - 1}{\kappa' + 1} \cdot \lambda_{3'}^2 \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}}} [Pa]$$

Kde:

$p_{3'}$ – statický tlak vzduchu na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM [Pa]
 p_{3c} – celkový tlak plynu na vstupu do statoru plynové turbíny LTKM [Pa]
 $p_{3'c}$ – vstupní celkový tlak plynu do rotoru plynové turbíny LTKM [Pa]
 $\lambda_{3'}$ – rychlostní součinitel při výstupu plynu ze statoru plynové turbíny LTKM [1]
 $\lambda_{3',id}$ – ideální rychlostní součinitel při výstupu plynu ze statoru plynové turbíny LTKM [1]
 κ' – Poissonova konstanta plynu $\kappa' = 1,33$ [1]

Poznámka:

Pro výpočet se dají použít i tabulky dynamiky plynů:

$$p_{3'} = p_{3c} \cdot \pi(\lambda_{3',id})$$

$$p_{3c} = p_{3'} \cdot \frac{\pi(\lambda_{3',id})}{\pi(\lambda_{3'})} [Pa]$$

Statická teplota plynu na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM:

$$T_{3'} = T_{3c} - \frac{c_{3'}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$T_{3'} = T_{3'c} \cdot \tau(\lambda_{3'}) [K]$$

Kde:

$c_{3'}$ – vstupní absolutní rychlost plynu do rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]

c_p – specifické teplo plynu za stálého tlaku, $c_p = 1158 [J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$

$\rho_{3'}$ – hustota plynu na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM $\rho_{3'} = \frac{p_{3'}}{r \cdot T_{3'}} [kg \cdot m^{-3}]$

$T_{3'}$ – statický tlak plynu na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [K]

$T_{3'c}$ – celkový tlak plynu na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [K]

8. Průtoková plocha na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$A_{3'} = \frac{Q_{pl.}}{\rho_{3'} \cdot c_{3'} \cdot \sin \alpha_{3'}} [m^2]$$

Kde:

$A_{3'}$ – průtoková plocha na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m^2]

$Q_{pl.}$ – průtokové množství plynu [$kg \cdot s^{-1}$], předpoklad: $Q_{pl.} = Q_v$

$\rho_{3'}$ – hustota plynu na výstupu ze statoru plynové turbíny [$kg \cdot m^{-3}$]

$c_{3'}$ – rychlost plynu při výstupu ze statoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

$\alpha_{3'}$ – úhel výstupní absolutní rychlosti ze statoru plynové turbíny $\alpha_{3'} = 20^\circ$ až 32°

Poznámka:

Předpokládá se válcový průtokový průřez ve statoru plynové turbíny $A_3 = A_{3'}$. Výstupní průřez statoru plynové turbíny je shodný se vstupním průřezem rotoru plynové turbíny.

9. Stanovení délky lopatky statoru plynové turbíny LTKM

$$l_{3'} = \frac{A_{3'}}{\pi \cdot D_{3's}} [m]$$

Vykonává se kontrola poměru $\frac{l_{3'}}{D_{3's}}$, který se má pohybovat v rozsahu $\frac{l_{3'}}{D_{3's}} = 0,1 \div 0,34$.

Jestliže uvedený poměr nevyhovuje, je nutné změnit některou z volených hodnot μ , $\frac{u_{3's}}{c_{3'}}$, $\alpha_{3'}$.

Kde:

$l_{3'}$ – výstupní délka statorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]

$A_{3'}$ – průtoková plocha na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM [m^2]

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

μ – stupeň zatížení plynové turbíny LTKM [1]

$u_{3's}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

$c_{3'}$ – vstupní absolutní rychlost plynu do rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]

$\alpha_{3'}$ – úhel vstupní absolutní rychlosti $c_{3'}$ do rotoru plynové turbíny LTKM [$^\circ$]

10. Vnitřní průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$D_{3'i} = D_{3's} - l_{3'} [m]$$

Předpoklad:

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Ve výpočtu se předpokládá, že výstupní délka statorové lopatky plynové turbíny LTKM je shodná se vstupní délkou rotorové lopatky plynové turbíny LTKM.

Kde:

$D_{3'i}$ – vnitřní průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$l_{3'}$ – výstupní délka statorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]

11. Vnější průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$D_{3'e} = D_{3's} + l_{3'} [m]$$

Kde:

$D_{3'e}$ – vnější průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$l_{3'}$ – výstupní délka statorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]

12. Relativní rychlost na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$w_{3'} = c_{3'} \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{u_{3's}}{c_{3'}}\right)^2} - 2 \cdot \frac{u_{3's}}{c_{3'}} \cdot \cos \alpha_{3'} [m \cdot s^{-1}]$$

Kde:

$w_{3'}$ – vstupní relativní rychlost do rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]

$c_{3'}$ – vstupní absolutní rychlost do rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]

$u_{3's}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

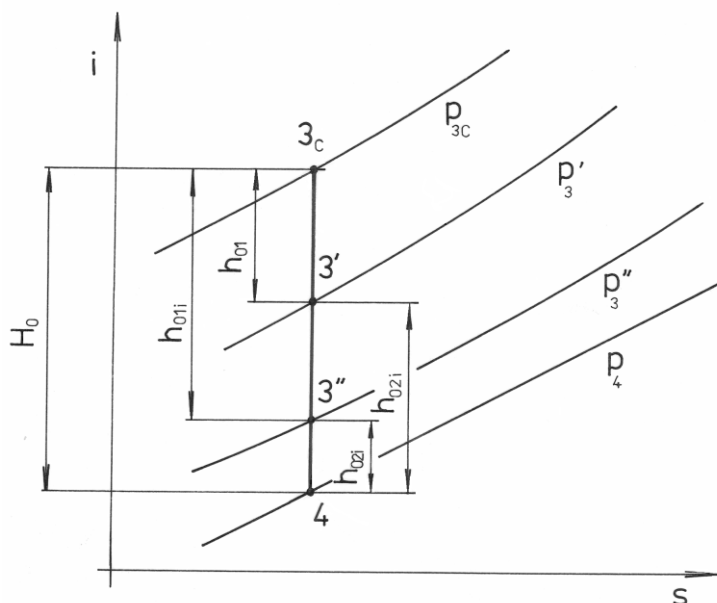
$\alpha_{3'}$ – úhel sklonu vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

13. Volba lopatkování stupně plynové turbíny LTKM

Vychází se ze zavedených vztahů pro reakci ρ . Současně se předpokládá, že statický tlak na výstupu z rotoru ρ_4 je po délce rotorové lopatky konstantní. Tento předpoklad je možné ve výpočtu použít tehdy, jestliže je výstupní úhel α_4 absolutní rychlosti c_4 rovný:

$$\alpha_4 = 90^\circ \pm 10^\circ$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 6 „i – s“ diagram práce ve stupni plynové turbíny LTKM

$$\rho = \frac{h_{02}}{H_0}$$

$$\rho_i = \frac{h_{02i}}{H_0}$$

$$\bar{\rho} = \frac{h_{02} - h_{02i}}{h_{01i}}$$

Kde:

ρ – reakce stupně plynové turbíny LTKM [1]

$\bar{\rho}$ – relativní reakce stupně plynové turbíny LTKM [1]

ρ_i – reakce stupně na vnitřním průměru plynové turbíny LTKM [1]

h_{02} – adiabatický tepelný spád plynů zpracovaný v rotoru plynové turbíny LTKM [J.kg⁻¹]

h_{02i} – adiabatický tepelný spád plynů zpracovaný na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [J.kg⁻¹]

h_{01i} – adiabatický tepelný spád plynů zpracovaný na vnitřním průměru statoru plynové turbíny LTKM [J.kg⁻¹]

H_0 – celkový tepelný spád plynů zpracovaný ve stupni plynové turbíny LTKM [J.kg⁻¹]

14. Lopatkování plynové turbíny LTKM podle volného víru

Podmínky lopatkování:

- osová složka vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3a'} = \text{konst.}$
- osová složka výstupní absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny LTKM $c_{4a} = \text{konst.}$
- součin obvodové složky vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny LTKM c_{3u}' a poloměru r rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3u}' \cdot r = \text{konst.}$
- součin obvodové složky výstupní a absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny LTKM c_{4u} a poloměru r rotoru plynové turbíny LTKM $c_{4u} \cdot r = \text{konst.}$
- $W_{e,st.} = \text{konst.}$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

14.1 Stanovení úhlu $\alpha_{3'i}$

$$\operatorname{tg} \alpha_{3'i} = \frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \operatorname{tg} \alpha_{3'}$$

Kde:

$\alpha_{3'i}$ – úhel sklonu vstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3'}$ [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

$D_{3'i}$ – vnitřní průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$\alpha_{3'}$ – úhel sklonu vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3'}$ [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

15. Relativní reakce stupně plynové turbíny LTKM pro volný vír

$$\bar{\rho} = \cos^2 \alpha_{3'i} \left[1 - \left(\frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \right)^2 \right]$$

Kde:

$\bar{\rho}$ – relativní reakce stupně plynové turbíny LTKM pro volný vír

$\alpha_{3'i}$ – úhel sklonu vstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny LTKM [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

$D_{3'i}$ – vnitřní průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

16. Reakce na středním průměru stupně plynové turbíny LTKM

$$\rho = \rho_i + \bar{\rho} \cdot [1 - \rho_i]$$

Reakce na středním průměru ρ se má pohybovat v rozsahu $\rho = 0,25$ až $0,35$. Porovnává se vypočítaná hodnota ρ se stanoveným rozsahem.

Kde:

$\bar{\rho}$ – relativní reakce stupně plynové turbíny LTKM pro volný vír [1]

ρ_i – reakce na vnitřním průměru stupně plynové turbíny LTKM [1]

ρ – reakce na středním průměru stupně plynové turbíny LTKM [1]

17. Stanovení adiabatického spádu na rotoru plynové turbíny LTKM

$$h_{02} = \frac{c_{3'}^2}{2 \cdot \varphi^2} \cdot \frac{\rho}{1 - \rho} \left[\text{J}\cdot\text{kg}^{-1} \right]$$

Kde:

h_{02} – adiabatický spád na rotoru plynové turbíny LTKM [$\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}$]

$c_{3'}$ – absolutní rychlost na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

φ – součinitel ztráty rychlosti v rotoru plynové turbíny LTKM [1]

ρ – reakce na středním průměru stupně plynové turbíny LTKM [1]

18. Relativní rychlost na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$w_4 = \psi \cdot \sqrt{w_{3'}^2 + 2 \cdot h_{02}} \left[\text{m}\cdot\text{s}^{-1} \right]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Kde:

- w_4 – relativní rychlost na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]
 ψ – součinitel ztráty relativní rychlosti v rotoru plynové turbíny LTKM, $\psi = 0,88$ až $0,94$
 $w_{3'}$ – relativní rychlost na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]
 h_{02} – adiabatický spád na rotoru plynové turbíny LTKM [$J \cdot kg^{-1}$]

19. Obvodová složka relativní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$w_{4u} = \frac{W_{e,st.}}{u_s} - (c_{3'} \cdot \cos \alpha_{3'} - u_{3's}) [m \cdot s^{-1}]$$

Kde:

- w_{4u} – obvodová složka relativní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny w_4 [$m \cdot s^{-1}$]
 $W_{e,st.}$ – práce stupně plynové turbíny LTKM [$J \cdot kg^{-1}$]
 u_s – střední obvodová rychlost rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]
 $c_{3'}$ – absolutní rychlost na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]
 $\alpha_{3'}$ – úhel sklonu vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3'}$ [$m \cdot s^{-1}$]
 $u_{3's}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]

20. Obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$c_{2u} = w_{2u} - u_s [m \cdot s^{-1}]$$

Kde:

- c_{4u} – výstupní obvodová složka absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny c_4 [$m \cdot s^{-1}$]
 w_{4u} – výstupní obvodová složka relativní rychlosti z rotoru plynové turbíny w_4 [$m \cdot s^{-1}$]
 u_s – střední obvodová rychlost rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]

21. Osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$c_{4a} = w_{4a} = \sqrt{w_4^2 - w_{4u}^2} [m \cdot s^{-1}]$$

Kde:

- c_{4a} – výstupní osová složka absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny LTKM c_4 [$m \cdot s^{-1}$]
 w_4 – výstupní relativní rychlost z rotoru plynové turbíny LTKM [$m \cdot s^{-1}$]
 w_{4u} – výstupní obvodová složka relativní rychlosti z rotoru plynové turbíny w_4 [$m \cdot s^{-1}$]

22. Úhel absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$\operatorname{tg} \alpha_4 = \frac{c_{4a}}{c_{4u}}$$

Jestliže se jedná o poslední stupeň plynové turbíny LTKM, potom se hodnota úhlu α_4 pohybuje v rozmezí $80^\circ < \alpha_4 < 100^\circ$.

Kde:

- α_4 – úhel absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM c_4 [$^\circ$]
 c_{4a} – výstupní osová složka absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny LTKM c_4 [$m \cdot s^{-1}$]
 c_{4u} – výstupní obvodová složka absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny c_4 [$m \cdot s^{-1}$]

23. Absolutní rychlost na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$c_4 = \frac{c_{4a}}{\sin \alpha_4} [m.s^{-1}]$$

Kde:

c_4 – výstupní absolutní rychlost plynu z rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

c_{4a} – výstupní osová složka absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny LTKM c_4 [m.s⁻¹]

α_4 – úhel absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM c_4 [°]

24. Stavové veličiny na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{W_{e,st.}}{c_p} [K]$$

$$T_4 = T_{4c} - \frac{c_4^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$p_4 = p_{3'} \cdot \left(1 - \frac{h_{02}}{c_p \cdot T_{3'}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$\rho_4 = \frac{p_4}{r \cdot T_4} [kg.m^{-3}]$$

Kde:

T_{4c} – celková teplota plynu na výstupu z plynové turbíny LTKM [K]

T_{3c} – celková teplota plynu na vstupu do stupně plynové turbíny LTKM [K]

$W_{e,st.}$ – práce stupně plynové turbíny LTKM [J.kg⁻¹]

c_p – specifické teplo za stálého tlaku, $c_p = 1\,158$ [J.kg⁻¹.K⁻¹]

T_4 – statická teplota na výstupu z plynové turbíny LTKM [K]

c_4 – absolutní rychlost plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

h_{02} – adiabatický spád na rotoru plynové turbíny [J.kg⁻¹]

$T_{3'}$ – statická teplota na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [K]

p_4 – statický tlak plynu na výstupu z plynové turbíny LTKM [Pa]

$p_{3'}$ – statický tlak plynu na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [Pa]

r – plynová konstanta $r = 287,4$ J.kg⁻¹.K⁻¹

ρ_4 – hustota plynu na výstupu z plynové turbíny LTKM [kg.m⁻³]

25. Plocha na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$A_4 = \frac{Q_{pl.}}{\rho_4 \cdot c_4 \cdot \sin \alpha_4} [m^2]$$

Kde:

A_4 – plocha na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m²]

ρ_4 – hustota plynu na výstupu z plynové turbíny LTKM [kg.m⁻³]

c_4 – absolutní rychlost plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

α_4 – úhel absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM c_4 [°]

26. Volba tvaru kanálu rotoru plynové turbíny LTKM

Byl vybrán kanál s konstantním středním průměrem $D_s = \text{konst.}$

Platí:

$$D_{3's} = D_{4s} \text{ [m].}$$

Kde:

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

D_{4s} – střední průměr na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m]

27. Výpočet délky rotorové lopatky plynové turbíny LTKM

$$l_4 = \frac{A_4}{\pi \cdot D_{4s}} [m]$$

$$D_{4e} = D_{3's} + l_4 [m]$$

$$D_{4i} = D_{3's} - l_4 [m]$$

Kontrola délky lopatky: $l_4 \geq l_{3'}$ [m].

Kde:

l_4 – výstupní délka rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]

A_4 – plocha na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m²]

$D_{3's}$ – střední průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

D_{4e} – vnější průměr na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m]

D_{4i} – vnitřní průměr na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m]

28. Výpočet šířky rotorové lopatky plynové turbíny LTKM

Pro krátké lopatky: $l < 40$ mm: $\frac{h}{l} = 0,7 \div 0,9$

Pro střední lopatky: $40 < l < 100$ mm: $\frac{h}{l} = 0,4 \div 0,6$

Pro dlouhé lopatky: $l > 100$ mm: $\frac{h}{l} = 0,3 \div 0,4$

Kontrola úhlu rozšíření kanálu rotoru plynové turbíny LTKM:

$$\text{tg}\gamma = \frac{l_4 - l_{3'}}{h}$$

Úhel γ má být menší než **18°**.

Kde:

γ – úhel rozšíření kanálu rotoru plynové turbíny LTKM [°]

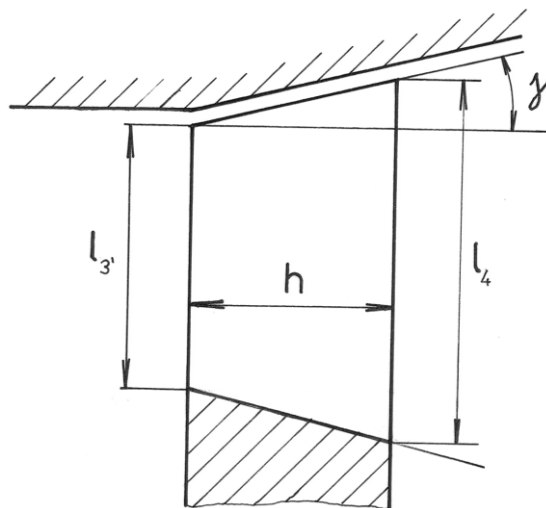
l_4 – délka lopatky na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$l_{3'}$ – délka lopatky na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m]

l – délka rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]

h – šířka lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 7 Kontrola úhlu γ

29. Celkový tlak na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$p_{4c} = p_4 \cdot \left(\frac{T_{4c}}{T_4} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}} [\text{Pa}]$$

Kde:

p_{4c} – celkový tlak plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [Pa]

p_4 – statický tlak plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [Pa]

T_{4c} – celková teplota plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [K]

T_4 – statická teplota plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [K]

κ' – Poissonova konstanta $\kappa' = 1,33$

30. Celková účinnost plynové turbíny LTKM a kontrola její hodnoty

$$\eta_{Tc} = \frac{1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}}}{1 - \left(\frac{p_{4c}}{p_{3c}} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}}} [1]$$

Kde:

η_{Tc} – celková účinnost plynové turbíny LTKM [1]

T_{4c} – celková teplota plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [K]

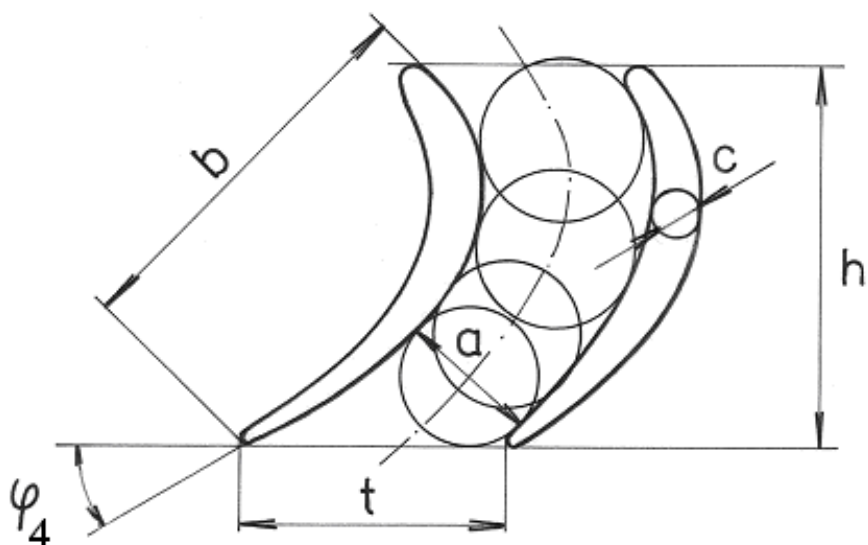
T_{3c} – celková teplota plynu na vstupu do stupně plynové turbíny LTKM [K]

p_{4c} – celkový tlak plynu na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [Pa]

p_{3c} – celkový tlak plynu na vstupu do stupně plynové turbíny LTKM [Pa]

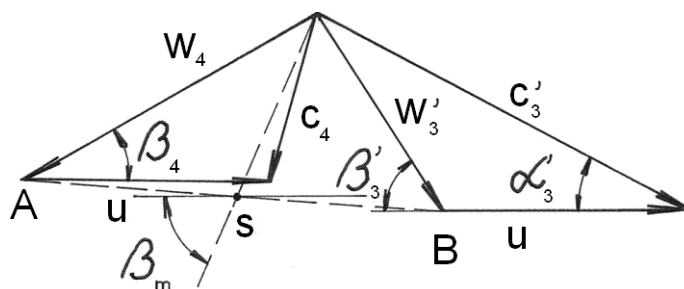
κ' – Poissonova konstanta $\kappa' = 1,33$

II. NÁVRH ROTOROVÉ LOPATKOVÉ MŘÍŽE NA STŘEDNÍM PRŮMĚRU



Obr. 8 Schéma rotorové lopatkové mříže plynové turbíny LTKM

31. Rychlostní trojúhelník pro rotor na středním řezu a určení středního úhlu β_m



Obr. 9 Rychlostní trojúhelníky pro střední řez rotoru plynové turbíny LTKM

Střední úhel β_m je určený pro úseky $AS = SB$.

32. Určení tětiny profilu z volené šířky lopatkové mříže rotoru plynové turbíny

$$b \cong \frac{h}{\sin \beta_m} [m]$$

Kde:

b – délka tětiny rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]

h – šířka lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]

β_m – střední úhel [°]

33. Stanovení rozestupu lopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM

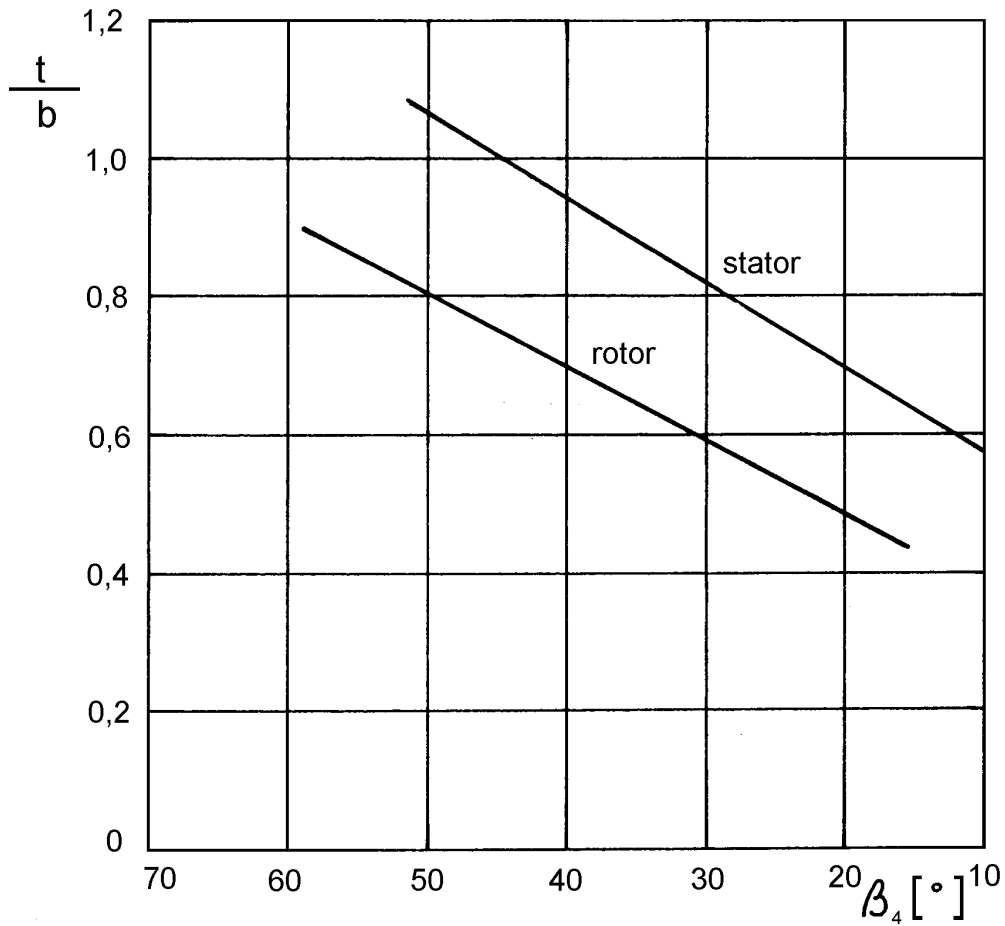
$$t = b \cdot \frac{t}{b} [m]$$

Kde:

t – rozestup lopatkové mříže rotoru plynové turbíny [m]

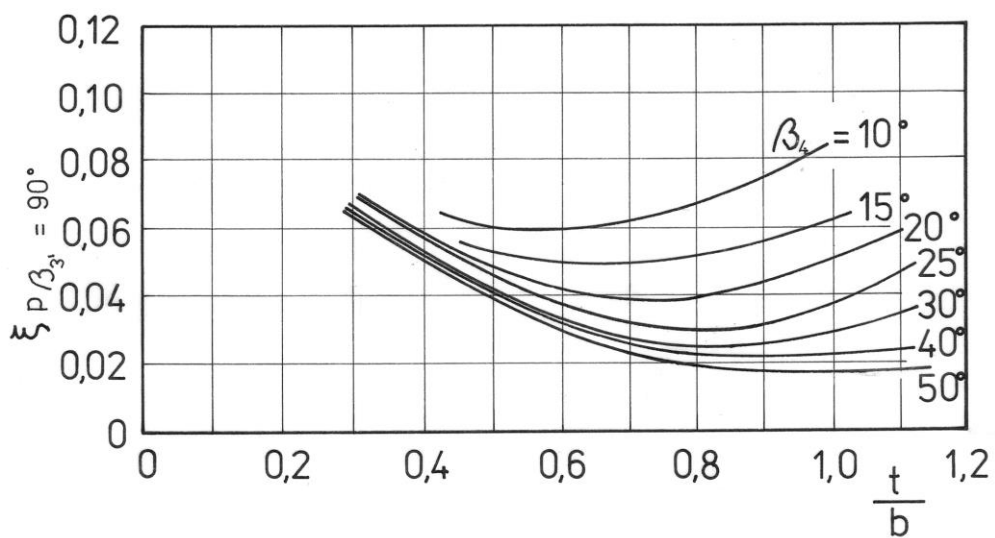
b – délka tětiny lopatky [m]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



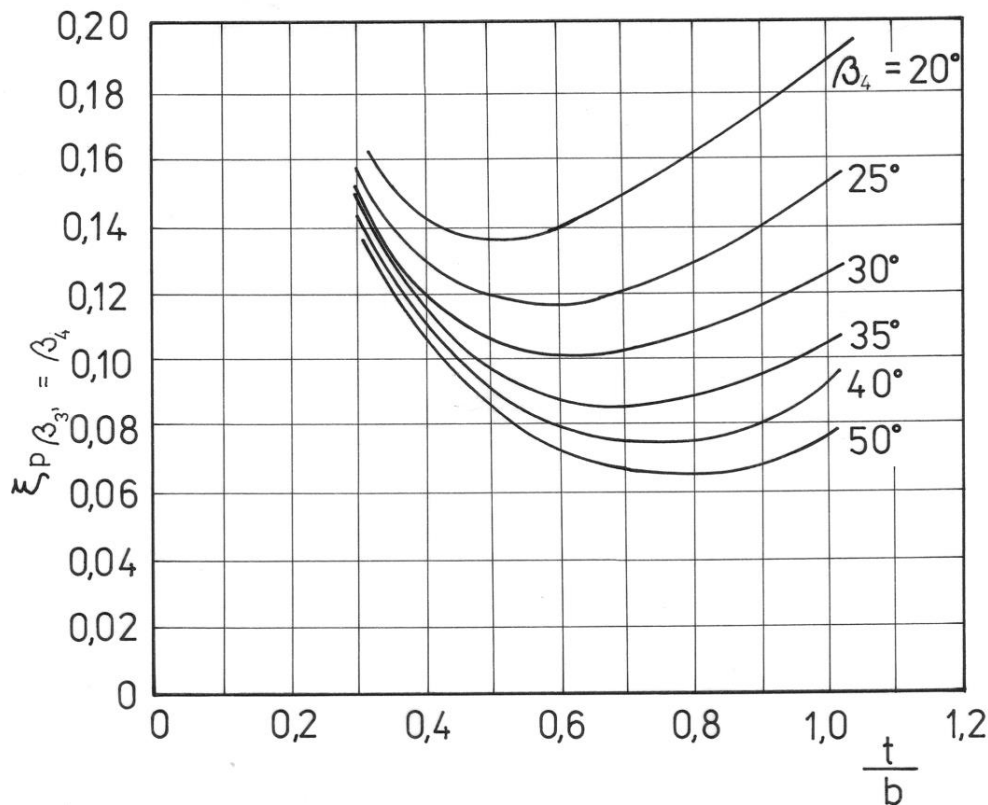
Obr. 10 Závislost relativního rozestupu $\frac{t}{b}$ od úhlu β_4 výstupní relativní rychlosti w_4

Poměr $\frac{t}{b}$ se stanoví z grafů obr. 11 a 12 tak, aby pro daný úhel β_4 byly ztráty minimální.



Obr. 11 Graf pro stanovení poměru t/b

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 12 Graf pro stanovení poměru t/b

Optimální hodnota relativního rozestupu se stanoví z grafu obr. 10 pro příslušnou hodnotu úhlu β_4 výstupní relativní rychlosti w_4 .

Optimální hodnota relativního rozestupu bývá pro plynové turbíny leteckých turbokompresorových motorů v rozsahu:

$$\frac{t}{b} = 0,8 \div 0,9 \text{ pro stator}$$

$$\frac{t}{b} = 0,75 \div 0,85 \text{ pro rotor}$$

34. Stanovení počtu rotorových lopatek plynové turbíny LTKM

$$z = \frac{\pi \cdot D_s}{t} [1]$$

Kde:

z – počet rotorových lopatek plynové turbíny LTKM [1]

D_s – střední průměr rotoru plynové turbíny LTKM [m]

t – rozestup lopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM [m]

Vypočítaný počet rotorových lopatek plynové turbíny se zaokrouhlí na celé číslo. Následně se opraví rozestup lopatkové mříže rotoru plynové turbíny.

35. Konstrukce profilové mříže rotoru plynové turbíny LTKM

Konstrukci profilů rotorových lopatek plynové turbíny je možné realizovat několika způsoby. Podrobně bude popsána tzv. geometrická metoda konstrukce, která je využitelná pro usměrňovací i rotorové lopatky plynových turbín LTKM.

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

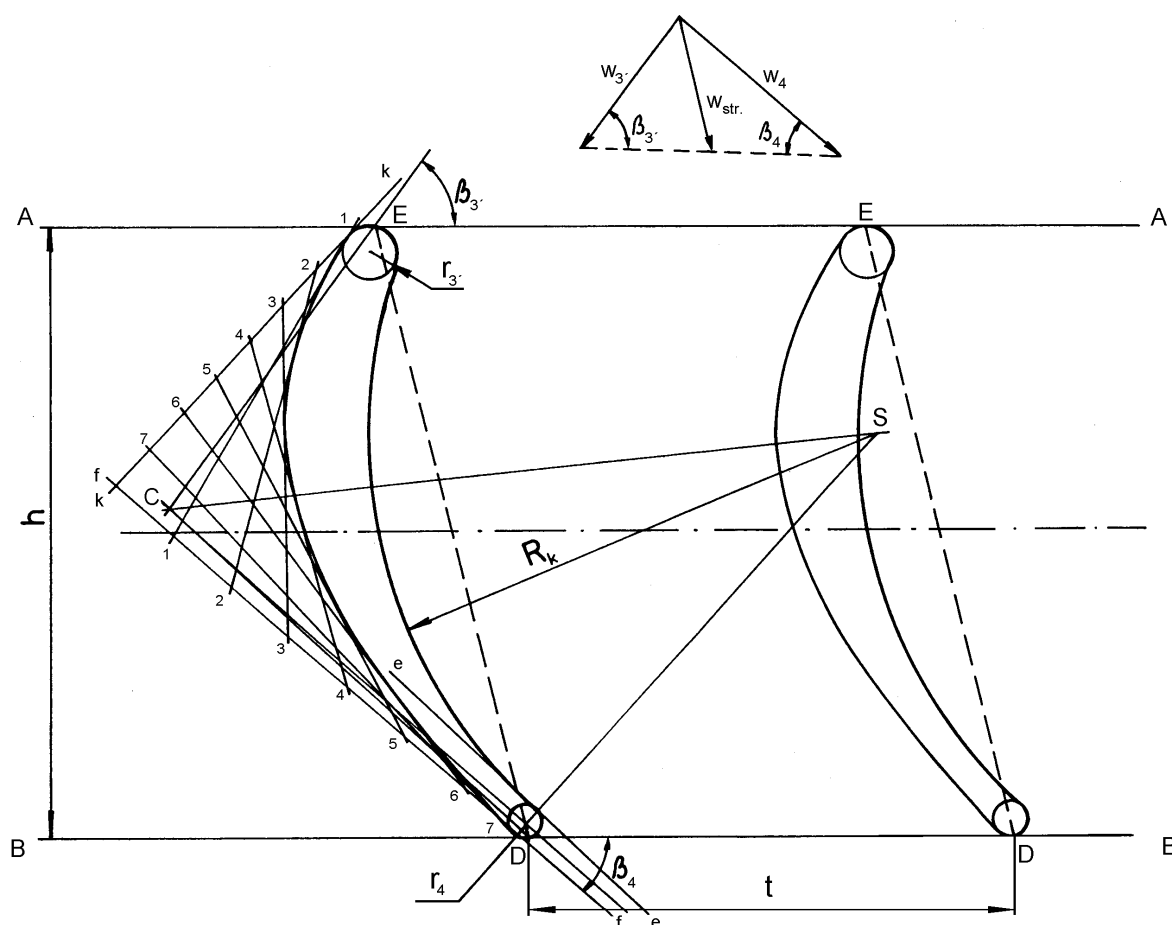
Vstupními údaji pro sestavení lopatek rotoru plynové turbíny jsou:

- rychlostní trojúhelníky (jsou známy z termodynamického výpočtu)
- šířka rotorové lopatky h
- poloměr náběhové hrany r_3 a odtokové hrany r_4

Šířka rotorové lopatky plynové turbíny h se vybírá z konstrukčních empirických vztahů $h = 30$ až 60 mm.

Poloměry zaoblění hran rotorové lopatky se stanovují v rozsahu $r_3 = 1$ až 3 mm pro náběhové hrany a $r_4 = 0,5$ až $1,0$ mm pro odtokové hrany.

V další části budou popsány některé způsoby sestavení rotorových lopatek plynové turbíny.



Obr. 13 Konstrukce rotorové lopatky reakční plynové turbíny

Jsou vedeny dvě rovnoběžné přímky **AA** a **BB** ve vzdálenosti h (šířka rotorové lopatky). Z rychlostního trojúhelníku se stanoví hodnota střední geometrické relativní rychlosti $\bar{w}_{str.}$.

$$\bar{w}_{str.} = \frac{1}{2}(\bar{w}_{3'} + \bar{w}_4)$$

Kde:

$\bar{w}_{str.}$ – střední geometrická relativní rychlost [$m \cdot s^{-1}$]

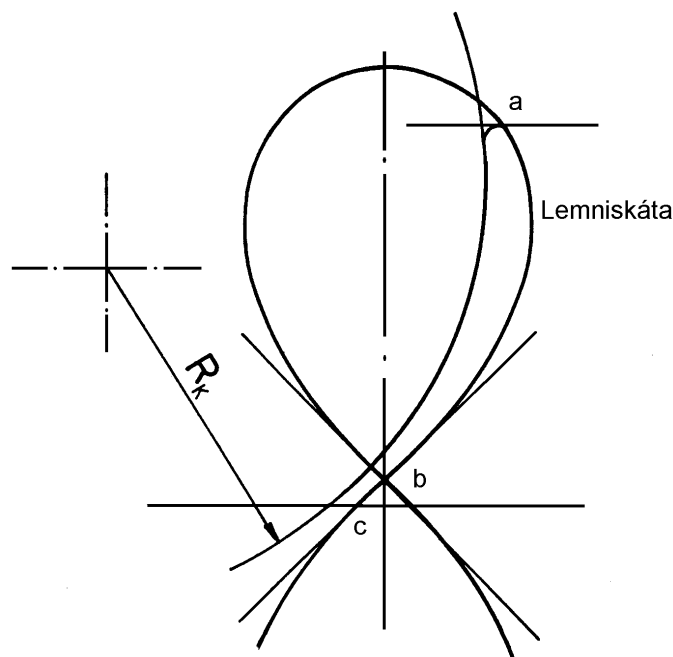
$\bar{w}_{3'}$ – vstupní relativní rychlost [$m \cdot s^{-1}$]

\bar{w}_4 – výstupní relativní rychlost [$m \cdot s^{-1}$]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Ze zvoleného bodu **E** na přímce **AA** je vedena přímka ve směru střední geometrické relativní rychlosti $\bar{w}_{str.}$, která přetne přímku **BB** v bodu **D**. Z bodu **E** je vedena přímka **a** ve směru vstupní relativní rychlosti \bar{w}_3 . Z bodu **D** je vedena přímka **b** ve směru výstupní relativní rychlosti \bar{w}_4 . Přímky **a** a **b** se protnou v bodě **C**. Z bodu **C** je vedena přímka **c**, která je osou úhlu trojúhelníku **ECD**. Po stanovení tloušťky výstupní hrany je vykreslen poloměr **r₄** a dvě různoběžky k této kružnici **ee** a **ff** v souladu s úhly β_{4k} a $\beta_{4k} - \omega$ k přímce **BB**. Úhel ω obvykle dosahuje hodnotu $\omega = 4$ až 6° .

Ze středu kružnice **r₄** je vedena kolmice k úsečce **DC**. Průsečík této kolmice s osou úhlu **ECD** určuje poloměr koryta rotorové lopatky plynové turbíny **R_k**. Následně je nakreslena kružnice **r₃** a tečna **kk** pod úhlem $\beta_3 - \delta$ k přímce **AA**. Hřbet rotorové lopatky se obvykle vykresluje jakoukoliv křivkou druhé řady. Na obr. 14 je znázorněna rotorová lopatka, jejíž hřbet je vykreslen lemniskátou.



Obr. 14 Profilování hřbetu rotorové lopatky plynové turbíny lemniskátou

Výše uvedený způsob konstrukce lopatek plynových turbín lze použít pro sestrojení usměrňovacích lopatek plynové turbíny.

Tímto způsobem, s malými změnami, mohou být sestrojeny i akční (rovnotlaké) lopatky plynových turbín (obr. 15).

Akční (rovnotlaké) lopatky plynové turbíny se konstruují s určitým úhlem zahrocení na vstupu. Výstupní úsek lopatky se vytváří obvykle usměrňujícími přímkami. Pro sestrojení takovýchto akčních (rovnotlakých) lopatek musí být zadáno:

- vstupní úhel relativní rychlosti β_1
- výstupní úhel relativní rychlosti β_2
- úhel zahrocení γ (obvykle se úhel stanovuje v rozsahu $\gamma = 5^\circ$ až 15°)
- šířka lopatky **h**
- poloměr zaoblání vstupní hrany rotorové lopatky **r₁** (obvykle se poloměr stanovuje $r_1 = 1,0$ až $1,5$ mm)

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

- tloušťka výstupní hrany rotorové lopatky r_2 (obvykle $r = 0,8$ až $1,5$ mm)

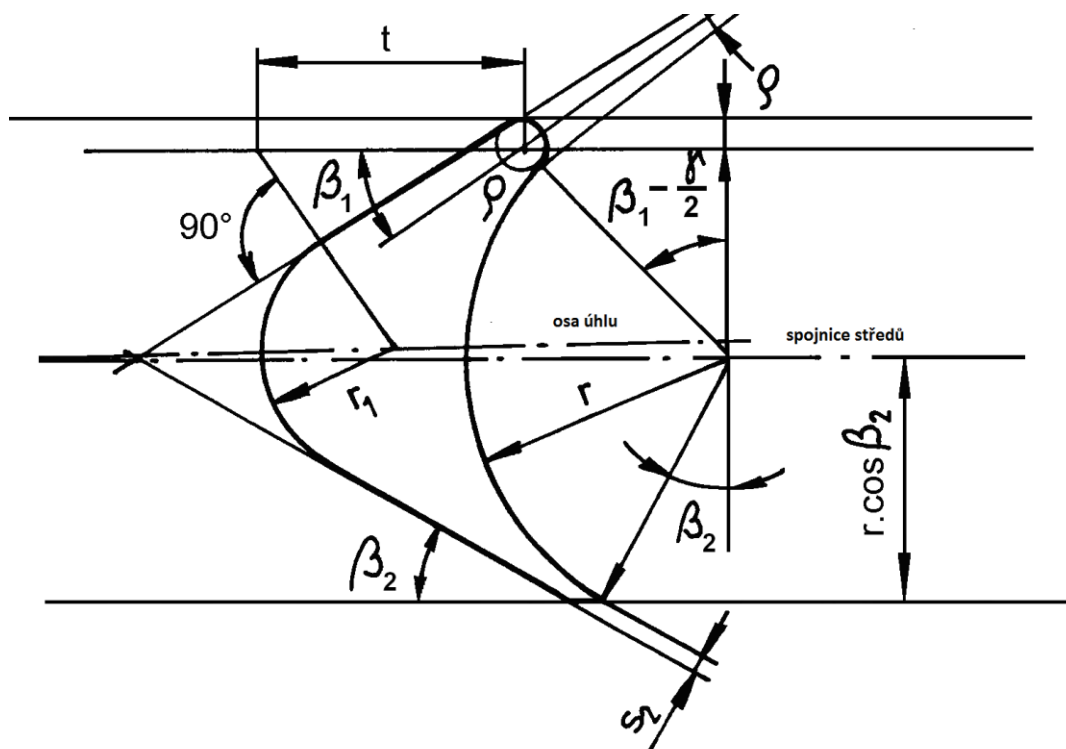
Poloměr koryta rotorové lopatky akční (rovnotlaké) plynové turbíny se určuje z výrazu:

$$h = r_1 + (r + r_1) \cdot \cos\left(\beta_1 + \frac{\gamma}{2}\right) + r \cdot \cos \beta_2 [m]$$

Po úpravě:

$$r = \frac{h - r_1 \cdot \left[1 + \cos\left(\beta_1 + \frac{\gamma}{2}\right)\right]}{\cos \beta_2 + \cos\left(\beta_1 + \frac{\gamma}{2}\right)} [m]$$

Hodnota rozestupu lopatek t (obr. 10) bývá obvykle $r \cdot (0,6$ až $0,8)$.



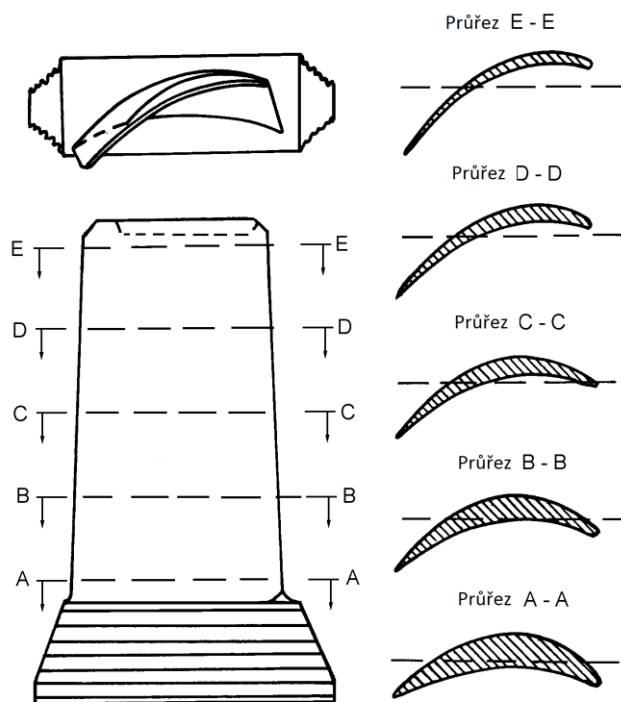
Obr. 15 Konstrukce akčních (rovnotlakých) plynových turbín

Rotorové lopatky plynové turbíny sestavené popsaným způsobem jsou z technologických důvodů jednoduché, poněvadž obrys lopatky je spojením křivek a přímek.

Je nutné poznamenat, že náhlá změna křivky obtékaného povrchu lopatek (v daném případě v místech spojení oblouků křivek a přímek) způsobuje vznik místních tlakových gradientů, což se nepříznivě projevuje na hodnotě profilových ztrát.

Dobré výsledky, z hlediska minimálních ztrát, se dosahují v tom případě, jestliže se křivka povrchu rotorové lopatky plynové turbíny (místa spojení oblouků křivek a přímek) mění plynulým způsobem. Z tohoto důvodu se ve většině případů hřbet mění plynule s obloukem paraboly nebo s obloukem jakékoliv jiné křivky (např. lemniskáta). Praktické využití nacházejí taktéž teoretické způsoby sestavení lopatek plynové turbíny se zadaným rozložením tlaků po jejich povrchu.

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 16 Průřezy rotorové lopatky plynové turbíny v různých poloměrech

Je nutné zdůraznit, že výše uvedený tvar lopatky se mění podle poloměru lopatky (obr. 16). Tato změna je v podstatě způsobena dvěma faktory:

- tvar lopatky musí zodpovídat rychlostnímu trojúhelníku v daném poloměru,
- lopatky musí mít stejnou pevnost v různých průřezech po délce.

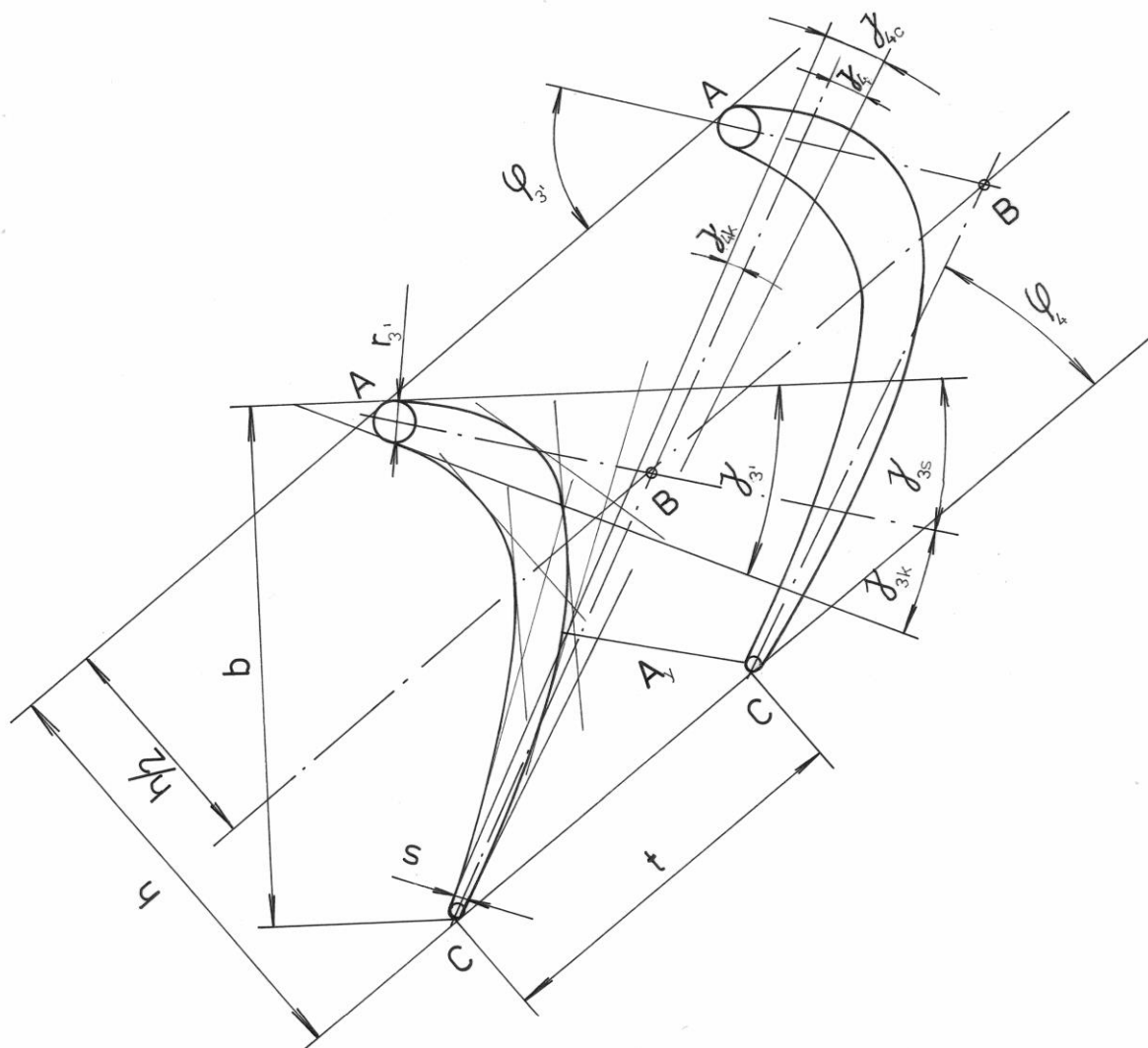
U kořene má rotorová lopatka plynové turbíny maximální tloušťku. Se zvětšováním poloměru se tloušťka lopatky snižuje. Poměrná tloušťka u kořene se stanovuje v rozsahu 0,25 až 0,23 a na konci lopatky 0,04 až 0,06.

Další způsob konstrukce rotorové lopatky plynové turbíny je znázorněn na obr. 17. Při konstrukci profilu se nejdříve vede tečna ke střední křivce profilu v bodu **A**, čímž je definována přímka **AB**, která svírá úhel φ_3 s rovinou lopatkové mříže, a z bodu **B** (obr. 17) se vede tečna ke střední křivce profilu na výstupu z rotorové lopatky plynové turbíny **BC** pod úhlem φ_4 .

Následně se volí poloměr vstupní hrany profilu r_3 , který bývá $r_3 \approx 0,04b$. Tloušťka výstupní hrany s_4 rotorové lopatky se z hlediska ztrát volí minimální, obvykle $s_4 \approx 0,5$ až $1,5$ mm. U chlazených rotorových lopatek plynových turbín LTKM je nutné s_4 zvětšit. Hodnota úhlu γ_3 mezi tečnami k profilu rotorové lopatky plynové turbíny na vstupu se pohybuje v širokém rozmezí $\gamma_3 = (10$ až $45)^\circ$. Menší hodnota γ_3 se používá u profilů dlouhých lopatek reakčních plynových turbín, hlavně u jejich špiček a u usměrňovacích lopatek plynových turbín. Větší hodnota úhlu γ_3 se používá pro profily rovnotlakých plynových turbín a pro profily kořenových částí rotorových lopatek. Pro konstrukci úhlu $\gamma_{3k} = (0$ až $1/3) \gamma_3$ by vždy měla platit nerovnost $\gamma_{3k} < \gamma_3$, což zabezpečuje menší ztráty.

Při výstupní hraně profilu tečny ke hřbetu a korytu profilu lopatky svírají malý úhel $\gamma_4 = (2$ až $5)^\circ$. Přitom tečna ke korytu profilu lopatky se velmi málo liší od úhlu φ_4 a bývá i tu $\gamma_{4k} = (0$ až $1/3) \gamma_4$. Na základě znalosti tečen k povrchu profilu se konstruuje profil rotorové lopatky plynové turbíny LTKM. Obvykle se volí profil ve tvaru lemniskáty a dále se profil upravuje na základě prověrky tvaru kanálu.

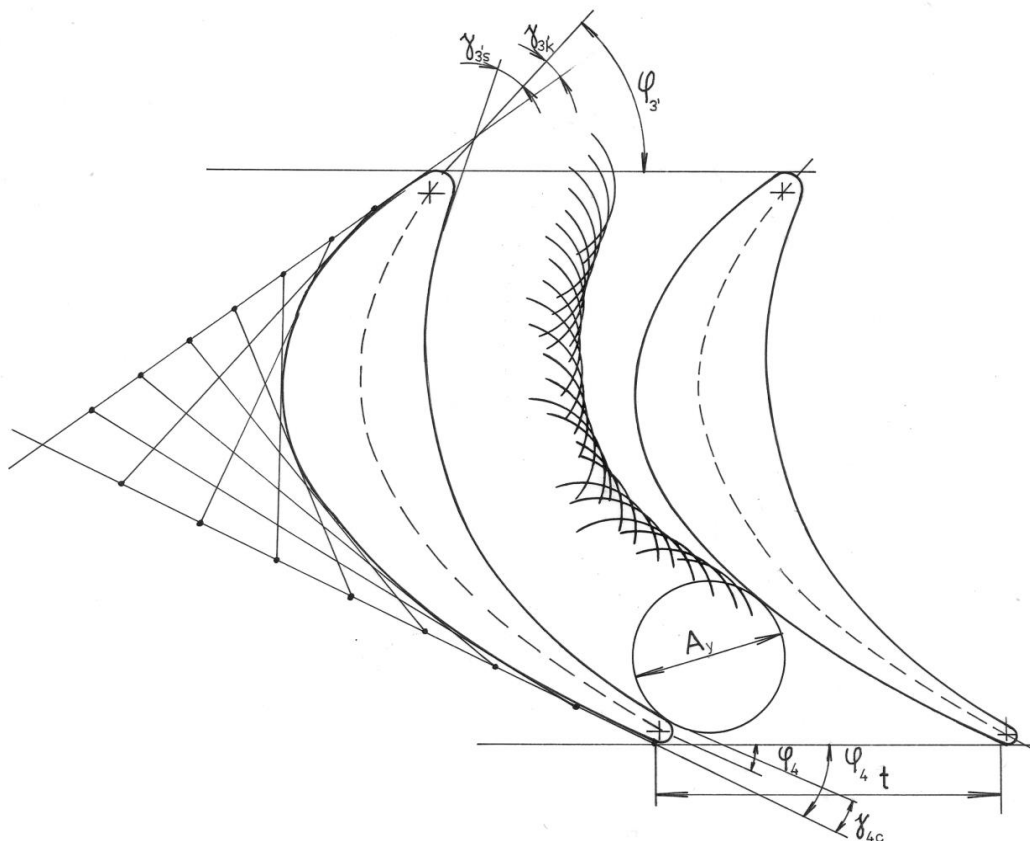
IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 17 Geometrická metoda konstrukce rotorové lopatky plynové turbíny LTKM

Kde:

- t – rozestup lopatek v lopatkové mříži rotoru plynové turbíny LTKM [m]
- b – délka tělvy lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]
- $\varphi_{3'}$ – úhel tečny ke střední křivce profilu lopatky ve vstupní části rotorové lopatky s rovinou lopatkové mříže plynové turbíny LTKM [°]
- φ – úhel tečny ke střední křivce profilu ve výstupní části rotorové lopatky s rovinou lopatkové mříže plynové turbíny LTKM [°]
- $r_{3'}$ – poloměr vstupní hrany rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]
- s_4 – tloušťka výstupní hrany rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]
- $\gamma_{3'}$ – úhel mezi tečnami k profilu rotorové lopatky plynové turbíny na vstupu [°]
- γ_{4c} – úhel mezi tečnami ke hřbetu a korytu profilu výstupní části rotorové lopatky [°]
- γ_{3k} – úhel tečny ke korytu profilu vstupní části rotorové lopatky [°]
- γ_{4k} – úhel tečny ke korytu profilu výstupní části rotorové lopatky [°]
- A_y – průměr vepsané kružnice na výstupu z rotorové lopatkové mříže plynové turbíny [m]



Obr. 18 Konstrukce profilové mříže rotoru plynové turbíny

Jiná geometrická konstrukce profilů rotorových lopatek plynových turbín je znázorněna na obr. 18. V tomto případě se využívají profily, jejichž obrysové povrchy jsou tvořeny parabolami. V uvedeném obrázku jsou vepsány do mezilopatkového prostoru rotoru plynové turbíny obrysy kružnic s průměrem A_y , čímž je také možné kontrolovat sbíhavost kanálu mezi dvěma rotorovými lopatkami plynové turbíny. Konstrukce tečen k obrysovým křivkám povrchu a konstrukce náběhové a odtokové hrany je na obr. 18 shodná s obr. 17.

Dalším krokem je nakreslení profilové mříže rotorových lopatek plynové turbíny LTKM v měřítku 5 : 1.

36. Kontrola vhodnosti profilové mříže rotoru plynové turbíny LTKM

1. Určení výstupního hrdla profilové mříže rotorových lopatek LTKM A_y z nakresleného výkresu.
2. Stanovení úhlu β_4 .

$$\beta_4 = \arcsin \frac{A_y}{t} + \delta_p [^\circ]$$

Kde:

β_4 – úhel výstupní relativní rychlosti w_2 [$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]

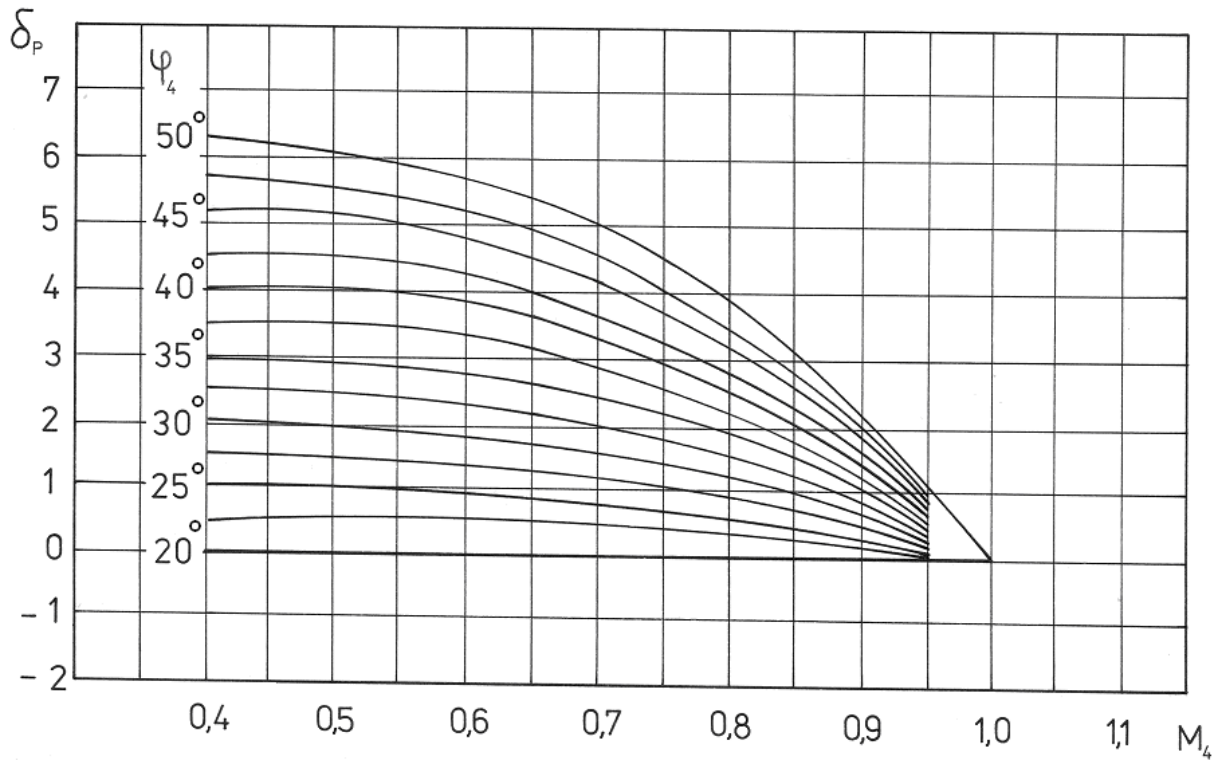
A_y – průměr výstupního hrdla rotorové lopatkové mříže plynové turbíny LTKM [m]

t – rozestup lopatek v lopatkové mříži rotoru plynové turbíny [m]

δ_p – se určí pro navržené hodnoty φ_4 z obr. 19

Porovnej se a zhodnotí hodnoty úhlů β_4 stanovené v základním výpočtu a určené z navržené mříže.

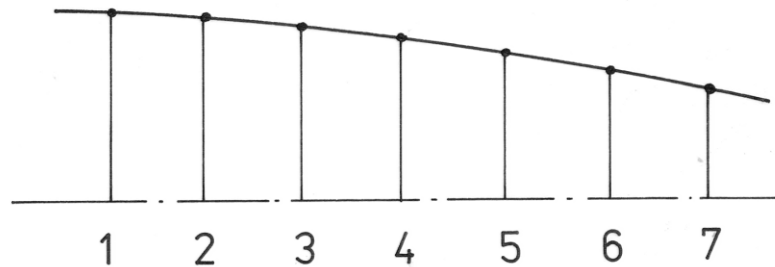
IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 19 Určení odklonu proudu pro podzvukové proudění δ_p

37. Kontrola plynulosti mezilopatkového kanálu rotoru plynové turbíny LTKM

Do mezilopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM se vepíší kružnice, rektifikuje se křivka spojující středy těchto kružnic a v odpovídajících bodech se vynesou poloměry, které jsou přepojeny křivkou. Předpokládá se plynule zužující se kanál.



Obr. 20 Obrázek plynulé změny kanálu rotoru plynové turbíny LTKM

III. KONTROLA SOUČINITELŮ ZTRÁTY RYCHLOSTI VE STATOROVÉ A ROTOROVÉ MŘÍŽI

A. STATOR

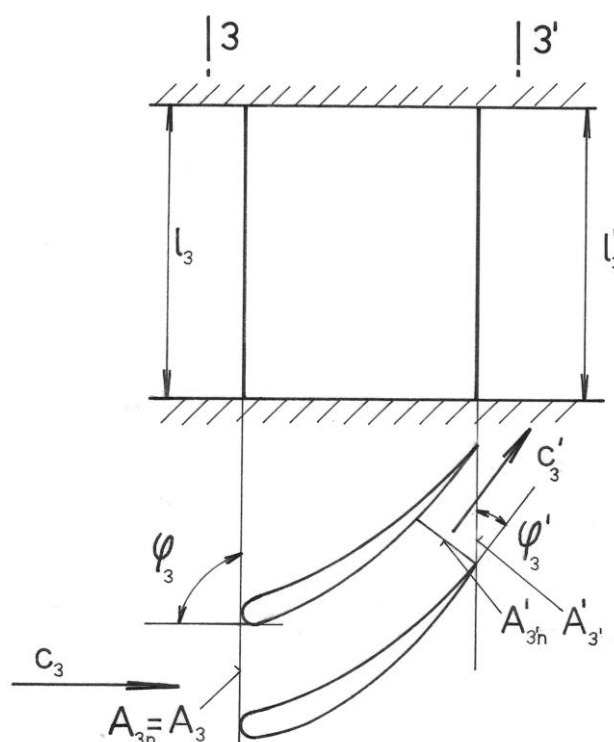
38. Profilové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM

Z obr. 12 se určí pro úhel α_3' (odpovídající v grafu hodnotě úhlu β_4) a pro poměr $\frac{t}{b}$ hodnota ξ_p .

39. Indukované ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM

Předpoklad:

Pro válcový stator platí: plocha $A_3 = A_{3'}$.



Obr. 21 Stator plynové turbíny LTKM

- určení plochy $A_{3'n}$ za předpokladu, že $\varphi_{3'} = \alpha_{3'}$.

$$A_{3'n} = A_3 \cdot \sin \varphi_{3'}$$

$$A_{3n} = A_3$$

- stanovení poměru

$$\left(\frac{A_{3'n}}{A_{3n}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \frac{D_{3'i}}{D_{3'e}}}$$

Kde:

$\varphi_{3'} = \alpha_{3'}$ – úhel vstupní absolutní rychlosti do statoru plynové turbíny LTKM [°]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

A_3 – průtoková plocha na vstupu do statoru plynové turbíny LTKM [m²]

A_{3n} – průtoková plocha na vstupu do statoru plynové turbíny LTKM, kolmá na vstupní absolutní rychlost c_3 [m²]

$A_{3'n}$ – průtoková plocha na výstupu ze statoru plynové turbíny, kolmá na výstupní absolutní rychlost c_3' LTKM [m²]

$\varphi_{3'}$ – úhel sklonu výstupní absolutní rychlosti c_3' ze statoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

$D_{3'i}$ – výstupní vnitřní průměr statoru plynové turbíny LTKM [m]

$D_{3'e}$ – výstupní vnější průměr statoru plynové turbíny LTKM [m]

Z obr. 23 se stanoví pro vypočítaný poměr součinitel indukovaných ztrát λ .

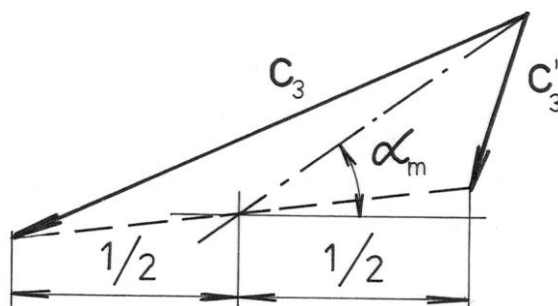
39.1 Stanovení teoretického součinitele vztlaku $c_{y,t}$

$$c_{y,t} = 2 \cdot \frac{t}{b} \cdot \sin \alpha_m \cdot (\cot g \alpha_3 + \cot g \alpha_{3'})$$

$$\cot g \alpha_m = \frac{\cot g \alpha_{3'}}{2}$$

pro případ $\alpha_3 = 90^\circ$ a $c_{3a} = c_3$

jestliže $\alpha_3 \neq 90^\circ$, určí se úhel α_m graficky



Obr. 22 Grafické stanovení úhlu α_m

39.2 Stanovení indukovaných ztrát ξ_i

$$\xi_i = \lambda \cdot \left(\frac{c_{yt}}{t/b} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \alpha_{3'}}{\sin^3 \alpha_m}$$

Kde:

c_{yt} – teoretický součinitel vztlaku [1]

α_m – střední úhel vstupní a výstupní absolutní rychlosti [°]

α_3 – úhel vstupní absolutní rychlosti do statoru plynové turbíny LTKM [°]

$\alpha_{3'}$ – úhel výstupní absolutní rychlosti ze statoru plynové turbíny LTKM [°]

$c_{3'a}$ – vstupní osová složka absolutní rychlosti c_3' do statoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

c_3 – vstupní absolutní rychlost do statoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

ξ_i – indukované ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM [1]

t – rozstup lopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM [m]

b – délka těživy lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]

40. Ztráty způsobené radiální vůlí ve statoru plynové turbíny LTKM

Ve statoru plynové turbíny bývá vůle mezi statorovou lopatkou a skříní plynové turbíny nulová, $\xi_m = 0$.

41. Stanovení celkových ztrát v lopatkové mříži statoru plynové turbíny

$$\xi_l = \xi_p + \xi_i + \xi_m$$

Kde:

ξ_l – celkové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM [1]

ξ_i – indukované ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM [1]

ξ_p – profilové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM [1]

ξ_m – ztráty způsobené radiální vůlí ve statoru plynové turbíny LTKM [1]

42. Stanovení součinitele ztráty rychlosti ve statoru plynové turbíny LTKM

$$\varphi = \sqrt{\frac{1}{1 + \xi_l^2}}$$

Poznámka:

Vztah platí přesně jen pro nestlačitelnou tekutinu.

Kde:

φ – součinitel ztráty rychlosti ve statoru plynové turbíny LTKM [1]

ξ_l – celkové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM [1]

43. Porovnání vypočítané a navrhované hodnoty součinitele ztráty rychlosti φ

Porovnat vypočítanou hodnotu součinitele ztráty rychlosti $\varphi_{\text{vyp.}}$ s navrhovanou hodnotou součinitele ztráty rychlosti $\varphi_{\text{navr.}}$ a zhodnotit dosažené výsledky.

B. ROTOR

44. Profilové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM

Z obr. 11 se odečte pro t/b a dané β_4 hodnota $(\xi_p)_{\beta_1=90^\circ}$

Z obr. 12 se odečte pro t/b a dané β_4 hodnota $(\xi_p)_{\beta_1=\beta_2}$

Stanovení poměru c/b z navrhnutého profilu.

45. Určení profilových ztrát v rotoru plynové turbíny LTKM

$$\xi_p = \left\{ (\xi_p)_{\beta_3=90^\circ} + \left(\frac{90 - \beta_3}{90 - \beta_4} \right)^2 \cdot [(\xi_p)_{\beta_3=\beta_4} - (\xi_p)_{\beta_3=90^\circ}] \right\} \cdot \left(\frac{c}{b} \right)^{\frac{90-\beta_3}{90-\beta_4}} \cdot \left(\frac{b}{0,2} \right) \quad [1]$$

Kde:

ξ_p – profilové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM [1]

$(\xi_p)_{\beta_3=90^\circ}$ – profilové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM při úhlu $\beta_3 = 90^\circ$ [1]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

- $(\xi_p)_{\beta_3=\beta_4}$ – profilové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM při úhlu $\beta_3' = \beta_4$ [1]
 β_3' – úhel sklonu vstupní relativní rychlosti plynu do rotoru plynové turbíny LTKM w_3' [°]
 β_4 – úhel sklonu výstupní relativní rychlosti plynu rotoru plynové turbíny w_4 LTKM [°]
 c – maximální tloušťka profilu lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]
 b – délka těhivy lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]

46. Určení indukovaných ztrát v rotoru plynové turbíny LTKM

Stanovení ploch na vstupu a výstupu z rotoru orientovaných kolmo na směr relativní rychlosti proudu plynu:

$$A_{3'n} = A_{3'} \cdot \sin \varphi_1$$

$$A_{4n} = A_4 \cdot \sin \varphi_2$$

Určení poměru \bar{v}

$$\bar{D}_i = \frac{D_{3'i} + D_{4i}}{2} [m]$$

$$\bar{D}_e = \frac{D_{3'e} + D_{4e}}{2} [m]$$

$$\bar{v} = \frac{\bar{D}_i}{\bar{D}_e} [1]$$

Kde:

$A_{3'}$ – průtoková plocha na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [m²]

$A_{3'n}$ – průtoková plocha na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM, kolmá na vstupní relativní rychlost w_3' [m²]

A_4 – průtoková plocha na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [m²]

A_{4n} – průtoková plocha na výstupu z rotoru plynové turbíny, kolmá na výstupní relativní rychlost w_4 LTKM [m²]

$D_{3'i}$ – vstupní vnitřní průměr rotoru plynové turbíny LTKM [m]

$D_{3'e}$ – vstupní vnější průměr rotoru plynové turbíny LTKM [m]

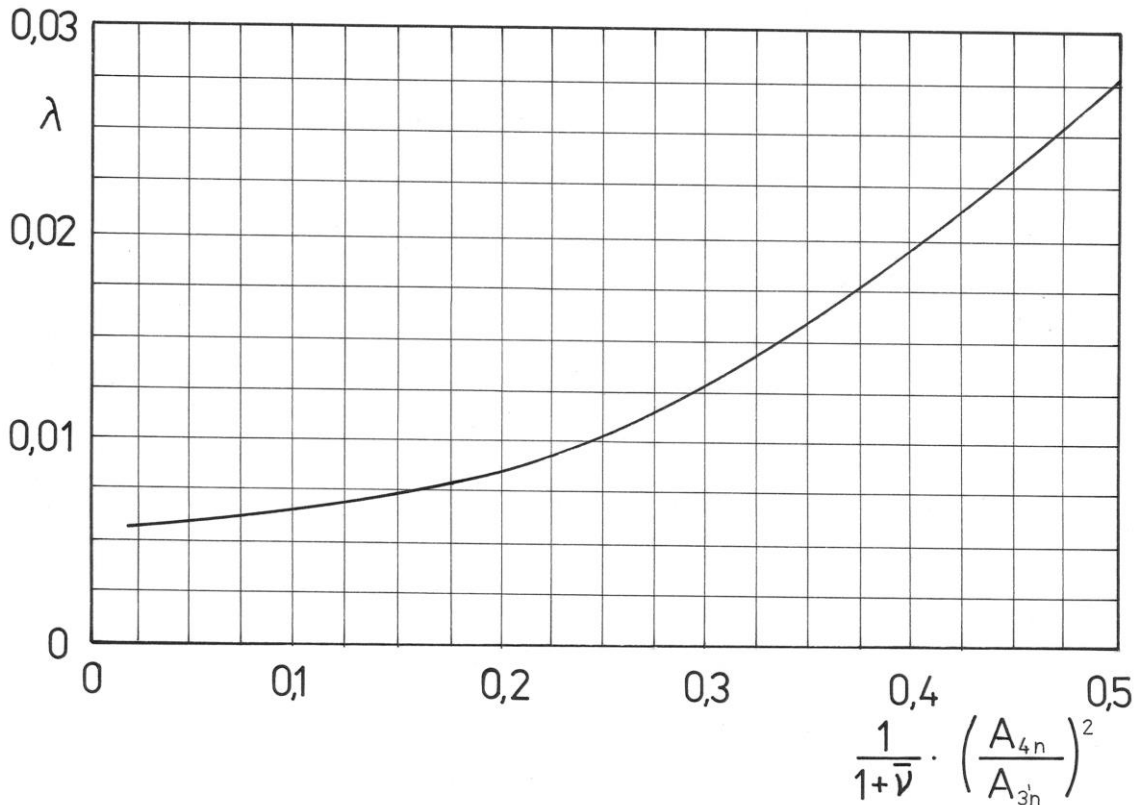
D_{4i} – výstupní vnitřní průměr rotoru plynové turbíny LTKM [m]

D_{4e} – výstupní vnější průměr rotoru plynové turbíny LTKM [m]

\bar{D}_i – poměrný vnitřní průměr rotoru plynové turbíny LTKM [1]

\bar{D}_e – poměrný vnější průměr rotoru plynové turbíny LTKM [1]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 23 Stanovení součinitele indukovaných ztrát λ

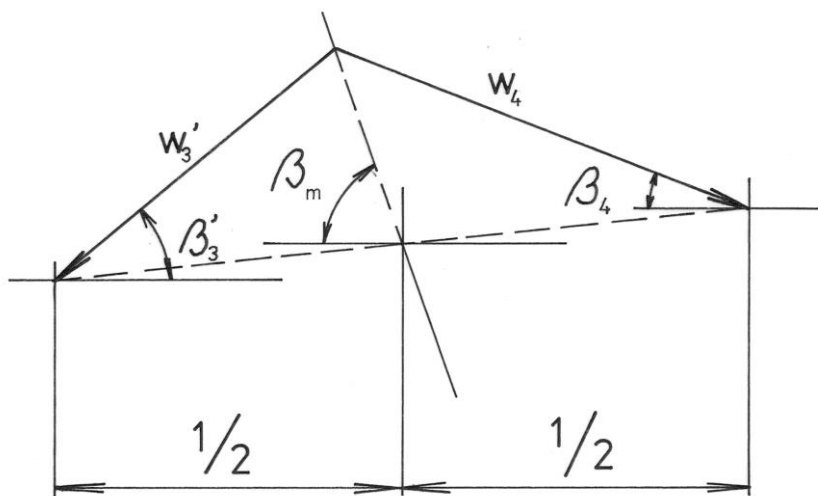
Z obr. 23 se určí součinitel indukovaných ztrát λ .

$$\lambda = f \left[\left(\frac{A_{4n}}{A_{3h}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1+\bar{\nu}} \right]$$

Stanovení teoretického součinitele vztlaku $c_{y,t}$.

$$c_{y,t} = 2 \cdot \frac{t}{b} \cdot \sin \beta_m \cdot (\cot g \beta_3 + \cot g \beta_4)$$

Úhel β_m může být stanoven graficky.



Obr. 24 Grafické stanovení úhlu β_m

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

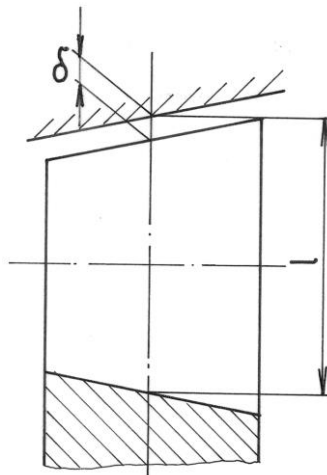
Indukované ztráty:

$$\xi_i = \lambda \cdot \left(\frac{c_{y,t}}{t/b} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_4}{\sin^3 \beta_m}$$

Kde:

- ξ_i – indukované ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM [1]
- $c_{y,t}$ – teoretický součinitel vztlaku [1]
- λ – součinitel indukovaných ztrát v rotoru plynové turbíny LTKM [1]
- β_3 – úhel sklonu vstupní relativní rychlosti plynu do rotoru plynové turbíny LTKM w_3 [°]
- β_4 – úhel sklonu výstupní relativní rychlosti plynu rotoru plynové turbíny w_4 LTKM [°]
- β_m – střední úhel vstupní a výstupní relativní rychlosti v rotoru plynové turbíny [°]
- c – maximální tloušťka profilu lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]
- b – délka tětiny lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]

47. Stanovení ztrát radiální vůle v rotoru plynové turbíny LTKM



Obr. 25 Radiální vůle rotorové lopatky plynové turbíny LTKM δ

- Odhad hodnoty vůle δ tak, aby poměr $\frac{\delta}{D_{str.}} \cong 0,002$,
- za předpokladu znalosti teoretického součinitele vztlaku $c_{y,t}$ z indukovaných ztrát a za předpokladu znalosti lopatky ve tvaru z obr. 19 (bez bandáže) se přímo určí ztráty způsobené radiální vůlí.

$$\xi_m = \frac{\delta}{2l} \cdot \left(\frac{c_{y,t}}{t/b} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_4}{\sin^3 \beta_m}$$

$$l = \frac{l_3 + l_4}{2} [m]$$

Kde:

- ξ_m – ztráty způsobené radiální vůlí v rotoru plynové turbíny LTKM [1]
- δ – radiální vůle rotoru plynové turbíny LTKM [m]
- $c_{y,t}$ – teoretický součinitel vztlaku [1]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

- l – střední délka rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]
 l_3' – vstupní délka rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]
 l_4 – výstupní délka rotorové lopatky plynové turbíny LTKM [m]
 t – rozestup lopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM [m]
 b – délka těživy lopatky rotoru plynové turbíny LTKM [m]
 β_4 – úhel sklonu výstupní relativní rychlosti plynu rotoru plynové turbíny w_4 LTKM [°]
 β_m – střední úhel vstupní a výstupní relativní rychlosti v rotoru plynové turbíny [°]

48. Celkové ztráty v lopatkové mříži rotoru plynové turbíny LTKM

$$\xi_l = \xi_p + \xi_i + \xi_m$$

Kde:

- ξ_l – celkové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM [1]
 ξ_i – indukované ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM [1]
 ξ_p – profilové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM [1]
 ξ_m – ztráty způsobené radiální vůlí v rotoru plynové turbíny LTKM [1]

49. Stanovení součinitele ztráty rychlosti v rotoru plynové turbíny

$$\psi \cong \sqrt{\frac{1}{1 + \xi_l}} [1]$$

Kde:

- Ψ – součinitel ztráty rychlosti v rotoru plynové turbíny [1]
 ξ_l – celkové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM [1]

Porovnat vypočítanou a navrhovanou hodnotu součinitele ztráty rychlosti Ψ .

IV. NÁVRH LOPATKOVÁNÍ ROTORU PLYNOVÉ TURBÍNY LTKM

A. Lopatkování podle volného víru

50. Podmínky lopatkování

$$c_{3'a} = \text{konst.}$$

$$c_{4a} = \text{konst.}$$

$$c_{3'u,r} = \text{konst.}$$

$$c_{4u,r} = \text{konst.}$$

$$W_{e,st.} = \text{konst.}$$

Kde:

$c_{3'a}$ – osová složka absolutní rychlosti na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [$m.s^{-1}$]

c_{4a} – osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [$m.s^{-1}$]

$c_{3'u}$ – obvodová složka absolutní rychlosti na vstupu do rotoru plynové turbíny [$m.s^{-1}$]

r – poloměr rotoru plynové turbíny LTKM [1]

c_{4u} – obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny [$m.s^{-1}$]

$W_{e,st.}$ – práce stupně plynové turbíny [$J.kg^{-1}$]

51. Výpočet rychlosti na vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM

$$u_{3'e} = u_{3's} \cdot \frac{D_{3'e}}{D_{3's}} [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'u,e} = c_{3'u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'e}} [m.s^{-1}]$$

$$c_{4u,e} = c_{4u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'e}} [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'a,s} = c_{3'a,e} [m.s^{-1}]$$

$$c_{4a,s} = c_{4a,e} [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'e} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + c_{3'u,e}^2} [m.s^{-1}]$$

$$c_{4e} = \sqrt{c_{4a,e}^2 + c_{4u,e}^2} [m.s^{-1}]$$

$$w_{3'e} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + (u_e - c_{3'u,e})^2}$$

$$w_{4e} = \sqrt{c_{4a,s}^2 + (u_e - c_{4u,e})^2} [m.s^{-1}]$$

Kde:

$u_{3'e}$ – vstupní obvodová rychlost na vnějším průměru rotoru plynové turbíny [$m.s^{-1}$]

$u_{3's}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny [$m.s^{-1}$]

$c_{4u,e}$ – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM [$m.s^{-1}$]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

- $c_{4u,s}$ – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{3'u,e}$ – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{3'a,s}$ – osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{4a,s}$ – osová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹],
 $c_{4a,e}$ – osová složka výstupní absolutní rychlosti na vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{3'e}$ – vstupní absolutní rychlost na vnějším průměru do rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 c_{4e} – výstupní absolutní rychlost na vnějším průměru z rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 $w_{3'e}$ – vstupní relativní rychlost na vnějším průměru do rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 w_{4e} – výstupní relativní rychlost na vnějším průměru z rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 u_e – obvodová rychlost na vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $D_{3'e}$ – vnější vstupní průměr rotoru plynové turbíny [m]
 $D_{3's}$ – střední vstupní průměr rotoru plynové turbíny [m]

52. Výpočet rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM

$$\begin{aligned}
 u_{3'i} &= u_{3's} \cdot \frac{D_{3'i}}{D_{3's}} [m.s^{-1}] \\
 c_{3'u,i} &= c_{3'u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'i}} [m.s^{-1}] \\
 c_{4u,i} &= c_{4u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'i}} [m.s^{-1}] \\
 c_{3'a,s} &= c_{3'a,i} [m.s^{-1}] \\
 c_{4a,s} &= c_{4a,i} [m.s^{-1}] \\
 c_{3'i} &= \sqrt{c_{3'a,s}^2 + c_{3'u,i}^2} [m.s^{-1}] \\
 c_{4i} &= \sqrt{c_{4a,e}^2 + c_{4u,i}^2} [m.s^{-1}] \\
 w_{3'i} &= \sqrt{c_{3'a,s}^2 + (u_i - c_{3'u,i})^2} \\
 w_{4i} &= \sqrt{c_{4a,s}^2 + (u_i - c_{4u,i})^2} [m.s^{-1}]
 \end{aligned}$$

Kde:

- $u_{3'i}$ – vstupní obvodová rychlost na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 $u_{3's}$ – vstupní obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 $c_{4u,i}$ – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{4u,s}$ – obvodová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{3'u,i}$ – obvodová složka vstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

- $c_{3'a,s}$ – osová složka vstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{4a,s}$ – osová složka výstupní absolutní rychlosti na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{4a,i}$ – osová složka výstupní absolutní rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $c_{3'i}$ – vstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 c_{4i} – výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru z rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 $w_{3'i}$ – vstupní relativní rychlost na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 w_{4i} – výstupní relativní rychlost na vnitřním průměru z rotoru plynové turbíny [m.s⁻¹]
 u_i – obvodová rychlost na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [m.s⁻¹]
 $D_{3'i}$ – vnitřní vstupní průměr rotoru plynové turbíny [m]
 $D_{3's}$ – střední vstupní průměr rotoru plynové turbíny [m]

53. Stanovení stupně reakce stupně plynové turbíny LTKM

$$\bar{\rho} = \cos^2 \alpha_{3'i} \cdot \left[1 - \left(\frac{D_{3'i}}{D_{3'e}} \right)^2 \right]$$

$$\rho_e = \rho_i - \bar{\rho} \cdot [1 - \rho_i]$$

$$\rho_i \rightarrow \text{volené}$$

Kde:

$\bar{\rho}$ – relativní stupeň reakce stupně [1]

$\alpha_{3'i}$ – úhel vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny LTKM na vnitřním průměru [°]

$D_{3'i}$ – vnitřní vstupní průměr rotoru plynové turbíny [m]

$D_{3'e}$ – vnější vstupní průměr rotoru plynové turbíny [m]

ρ_e – stupeň reakce stupně na vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM [1]

ρ_i – stupeň reakce stupně na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM [1]

54. Stanovení Machova čísla relativního a absolutního proudu na rotoru plynové turbíny LTKM

$$M_{c,3'e} = \frac{c_{3'e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'e}}} [1]$$

$$M_{c,3's} = \frac{c_{3's}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3's}}} [1]$$

$$M_{c,3'i} = \frac{c_{3'i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'i}}} [1]$$

$$M_{c,4e} = \frac{c_{4e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4e}}} [1]$$

$$M_{c,4s} = \frac{c_{4s}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4s}}} [1]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$M_{c,4i} = \frac{c_{4i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4i}}} [1]$$

$$M_{w,3'e} = \frac{w_{3'e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'e}}} [1]$$

$$M_{w,3's} = \frac{w_{3's}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3's}}} [1]$$

$$M_{w,3'i} = \frac{w_{3'i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'i}}} [1]$$

$$M_{w,4e} = \frac{w_{4e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4e}}} [1]$$

$$M_{w,4s} = \frac{w_{4s}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4s}}} [1]$$

$$M_{w,4i} = \frac{w_{2i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4i}}} [1]$$

55. Konstrukce rychlostních trojúhelníků na vnitřním a vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM

Na základě vypočítaných hodnot jednotlivých rychlostí je potřebné sestavit ve vhodném měřítku příslušné rychlostní trojúhelníky.

B. LOPATKOVÁNÍ S KONSTANTNÍM VÝSTUPNÍM ÚHLEM PROUDU ZE STATORU PLYNOVÉ TURBÍNY

56. Podmínky lopatkování

$$c_{3'a} \cdot r^{\varphi^2 \cdot \cos^2 \cdot \alpha_{3'}} = konst.$$

$$c_{3'u} \cdot r^{\varphi^2 \cdot \cos^2 \cdot \alpha_{3'}} = konst.$$

57. Základní rovnice

Předpoklad:

Práce je po délce lopatky konstantní.

$$W_{e,st.} = konst.$$

Potom

$$c_{4u} = \frac{W_{e,st.}}{u} - c_{3'us} \cdot \left(\frac{D_{3's}}{D} \right)^{\cos^2 \cdot \alpha_1 \cdot \varphi^2} [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{4a} = \sqrt{c_{4,as}^2 - \frac{A}{(r - r_s)^{1 + \varphi^2 \cdot \cos^2 \cdot \alpha_{3'}}} - \frac{B}{2 \cdot \varphi^2 \cdot \cos^2 \cdot \alpha_{3'} \cdot (r - r_s)^{2 \cdot \varphi^2 \cdot \cos^2 \cdot \alpha_{3'}}}} [m \cdot s^{-1}]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$c_{3'u,i} = c_{3'u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'i}} [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$A = 2 \cdot \frac{W_{e,st.}}{u_s} \cdot r_s \cdot c_{3'us} \cdot r_s^{\varphi^2 \cdot \cos^2 \alpha_3}$$

$$B = 2 \cdot (1 - \varphi^2 \cdot \cos^2 \alpha_3) \cdot (c_{3'us} \cdot r_s^{\varphi^2 \cos^2 \alpha_3})^2$$

58. Výpočet rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny

$$u_{3'i} = u_{3's} \cdot \frac{D_{3'i}}{D_{3's}} [m.s^{-1}]$$

$$c_{4u,i} = c_{4u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'i}} [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'a,s} = c_{3'a,i} [m.s^{-1}]$$

$$c_{4a,s} = c_{4a,i} [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'i} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + c_{3'u,i}^2} [m.s^{-1}]$$

$$c_{4i} = \sqrt{c_{4a,e}^2 + c_{4u,i}^2} [m.s^{-1}]$$

$$w_{3'i} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + (u_i - c_{3'u,i})^2}$$

$$w_{4i} = \sqrt{c_{4a,s}^2 + (u_i - c_{4u,i})^2} [m.s^{-1}]$$

59. Stanovení stupně reakce stupně plynové turbíny LTKM

$$\bar{\rho} = \cos^2 \alpha_{3'i} \cdot \left[1 - \left(\frac{D_{3'i}}{D_{3'e}} \right)^2 \right]$$

$$\rho_e = \rho_i - \bar{\rho}_e \cdot [1 - \rho_i]$$

$$\rho_i \rightarrow \text{volené}$$

60. Stanovení Machova čísla relativního a absolutního proudu v rotoru plynové turbíny LTKM

$$M_{c,3'e} = \frac{c_{3'e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'e}}} [1]$$

$$M_{c,3's} = \frac{c_{3's}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3's}}} [1]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$M_{c,3'i} = \frac{c_{3'i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'i}}} [1]$$

$$M_{c,4e} = \frac{c_{4e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4e}}} [1]$$

$$M_{c,4s} = \frac{c_{4s}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4s}}} [1]$$

$$M_{c,4i} = \frac{c_{4i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4i}}} [1]$$

$$M_{w,3'e} = \frac{w_{3'e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'e}}} [1]$$

$$M_{w,3's} = \frac{w_{3's}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3's}}} [1]$$

$$M_{w,3'i} = \frac{w_{3'i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'i}}} [1]$$

$$M_{w,4e} = \frac{w_{4e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4e}}} [1]$$

$$M_{w,4s} = \frac{w_{4s}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4s}}} [1]$$

$$M_{w,4i} = \frac{w_{4i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4i}}} [1]$$

Kde:

$M_{c3'e}$ – Machovo číslo absolutní rychlosti na vnějším průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [1]

$M_{c3's}$ – Machovo číslo absolutní rychlosti na středním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [1]

$M_{c3'i}$ – Machovo číslo absolutní rychlosti na vnitřním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [1]

M_{c4e} – Machovo číslo absolutní rychlosti na vnějším průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [1]

M_{c4s} – Machovo číslo absolutní rychlosti na středním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [1]

M_{c4i} – Machovo číslo absolutní rychlosti na vnitřním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [1]

$M_{w3'e}$ – Machovo číslo relativní rychlosti na vnějším průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [1]

$M_{w3's}$ – Machovo číslo relativní rychlosti na středním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [1]

$M_{w3'i}$ – Machovo číslo relativní rychlosti na vnitřním průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM [1]

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

- M_{w4e} – Machovo číslo relativní rychlosti na vnějším průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [1]
 M_{w4s} – Machovo číslo relativní rychlosti na středním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [1]
 M_{w4i} – Machovo číslo relativní rychlosti na vnitřním průměru na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM [1]
 $c_{3'e}$ – vstupní absolutní rychlost na vnějším průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 $c_{3's}$ – vstupní absolutní rychlost na středním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 $c_{3'i}$ – vstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 c_{4e} – výstupní absolutní rychlost na vnějším průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 c_{4s} – výstupní absolutní rychlost na středním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 c_{4i} – výstupní absolutní rychlost na vnitřním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 $w_{3'e}$ – vstupní relativní rychlost na vnějším průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 $w_{3's}$ – vstupní relativní rychlost na středním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 $w_{3'i}$ – vstupní relativní rychlost na vnitřním průměru do rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 w_{4e} – výstupní relativní rychlost na vnějším průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 w_{4s} – výstupní relativní rychlost na středním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 w_{4i} – výstupní relativní rychlost na vnitřním průměru z rotoru plynové turbíny [$m \cdot s^{-1}$]
 $T_{3'e}$ – vstupní statická absolutní teplota plynu na vnějším průměru rotoru plynové turbíny [K]
 $T_{3's}$ – vstupní statická absolutní teplota plynu na středním průměru rotoru plynové turbíny [K]
 $T_{3'i}$ – vstupní statická absolutní teplota plynu na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [K]
 T_{4e} – výstupní statická absolutní teplota plynu na vnějším průměru rotoru plynové turbíny [K]
 T_{4s} – výstupní statická absolutní teplota plynu na středním průměru rotoru plynové turbíny [K]
 T_{4i} – výstupní statická absolutní teplota plynu na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny [K]
 κ' – Poissonova konstanta plynu $\kappa' = 1,33$
 r – plynová konstanta $r = 287,4 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$

61. Konstrukce rychlostních trojúhelníků na vnitřním a vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM

Na základě vypočítaných hodnot jednotlivých rychlostí je potřebné sestrojít ve vhodném měřítku rychlostní trojúhelníky.

62. Závěr

V závěru vykonejte celkové zhodnocení výpočtu. Dosažené výsledky zpracujte do přehledné tabulky. Procentuálně vyjádřete a porovnejte základní vypočítané a zadané parametry jednostupňové plynové turbíny.

PŘÍKLAD č. 4

Zadání

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru M-701c-400, která bude spojena s jednostupňovým jednostranným odstředivým kompresorem pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 16,4 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení odstředivého kompresoru $\pi_{Kc} = 4,34$
- celková účinnost odstředivého kompresoru $\eta_{Kc} = 0,792$
- celková účinnost plynové turbíny $\eta_{Tc} = 0,874$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 15\,400 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_1 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za odstředivým kompresorem $p_{2c} = 0,4396 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,4089 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1133 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 961,8 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_3} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_3 = 30,4^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$

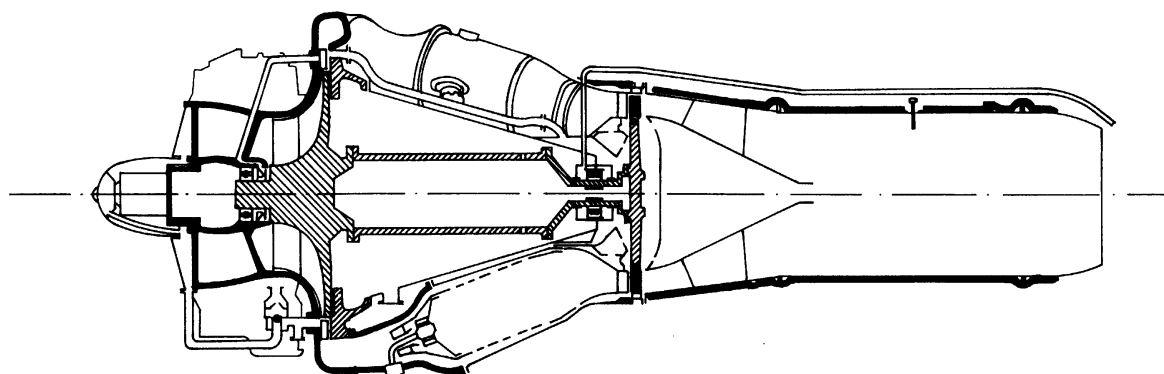
Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ÚVOD

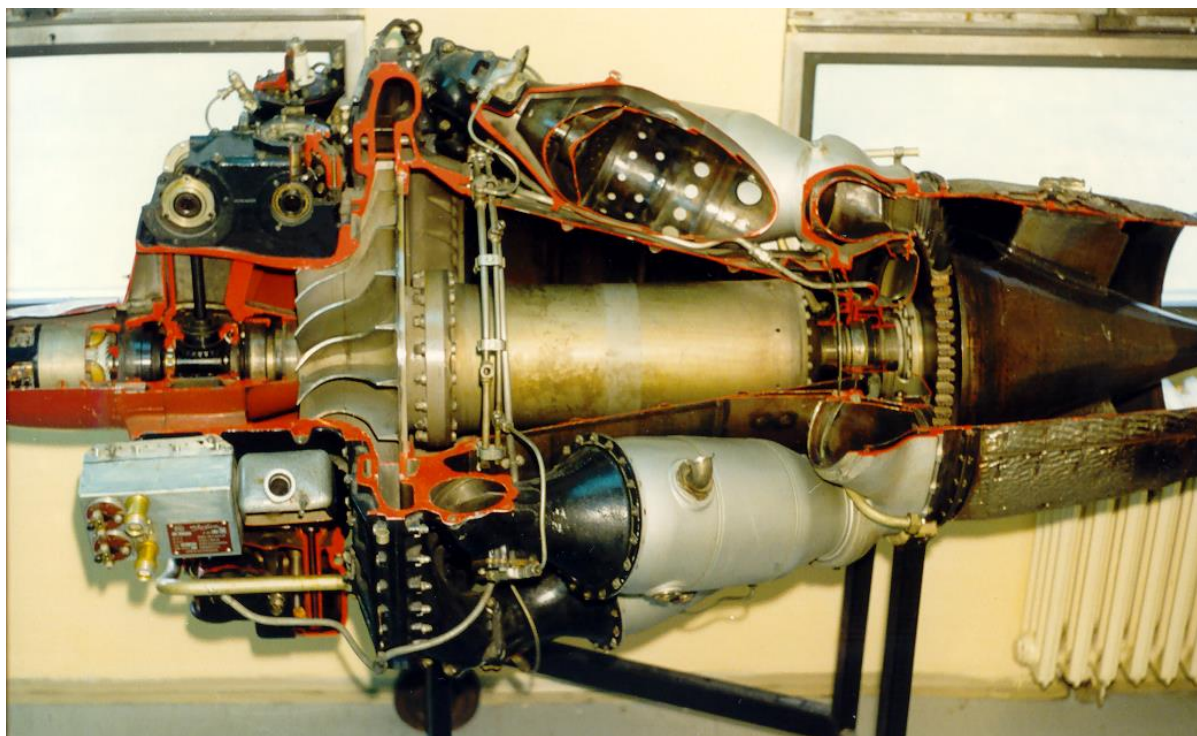
1. Charakteristika motoru M-701c-400

Letecký turbokompresorový proudový motor M-701c-400 je jednoproudový, jednohřídelový motor s jednostupňovým radiálním kompresorem s jednostranným vstupem, sedmi přímoproudovými trubkovými spalovacími komorami, jednostupňovou, nechlazenou plynovou turbínou reakčního typu a výstupní soustavou s pevnou výstupní tryskou.

Různé varianty leteckého turbokompresorového proudového motoru M-701c-400 byly použity pro pohon letadel L-29 Delfin, L-29A Akrobat a L-29R (v kódu NATO „MAYA“).



Obr. 26 Principiální schéma motoru M-701



Obr. 27 Řez motoru M-701c-400



Obr. 28 Cvičné proudové letadlo L-29 Delfín poháněné motorem M-701

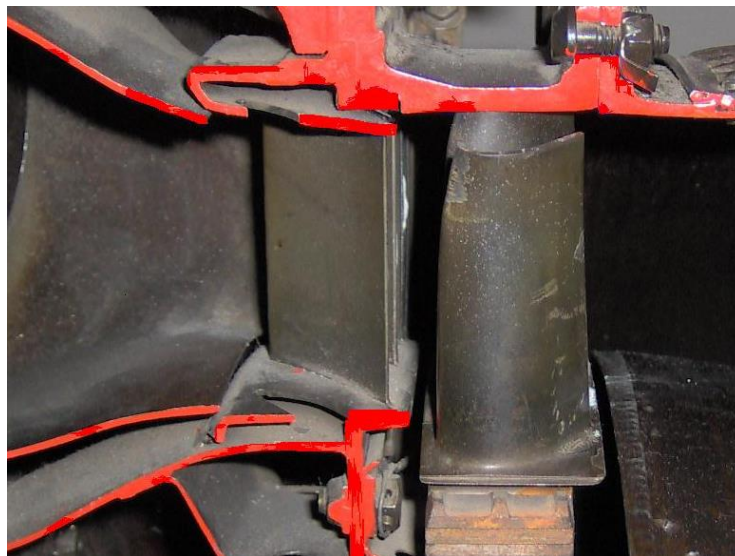
3. Plynová turbína

Plynová turbína motoru M-701 je axiální, jednostupňová, nechlazená, reakčního typu.

Stator plynové turbíny se skládá ze sběrače plynů, usměrňovacích lopatek s vnějším a vnitřním prstencem a vnějšího pláště. Sběrač plynu zabezpečuje plynulý přechod plynu z jednotlivých trubkových spalovacích komor do mezikruhového průřezu před vstupem do plynové turbíny. Usměrňovací lopatky plynové turbíny jsou plné, nechlazené, vyrobené ze žáruvzdorných slitin. V místě vyústění plamenců spalovací komory jsou usměrňovací lopatky vyrobené z kvalitnější žáruvzdorné ocele.

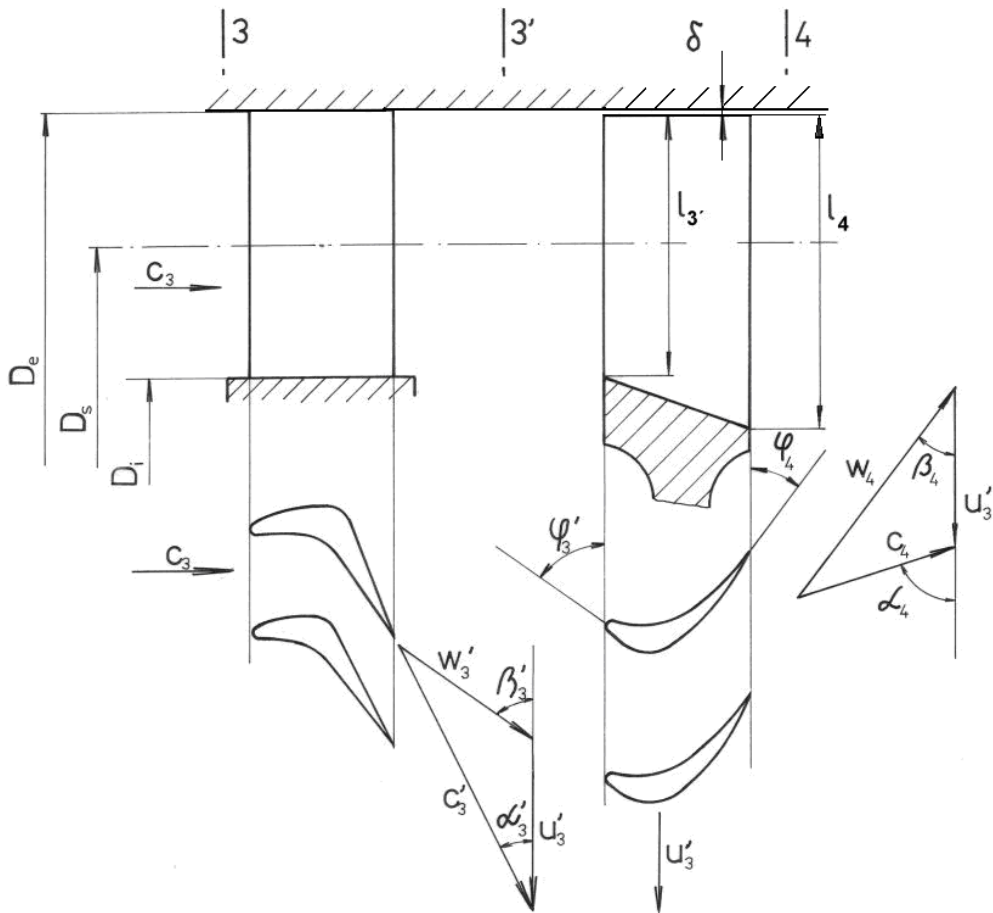
Usměrňovací ústrojí plynové turbíny má 47 usměrňovacích lopatek.

Rotor plynové turbíny je diskové konstrukce. Skládá se z disku s nechlazenými rotorovými lopatkami a společného hřídele plynové turbíny a kompresoru. 61 rotorových lopatek, vyrobených ze žáruvzdorné ocele, se upevňuje pomocí stomečkového zámku do korunové části disku a zajišťuje se plechovými pojistkami. Disk plynové turbíny je ke společnému hřídeli kompresoru a plynové turbíny upevněn pomocí spojovací příruby šrouby. Rotor plynové turbíny je uložený spolu s kompresorem na předním kuličkovém ložisku a zadním válečkovém ložisku.

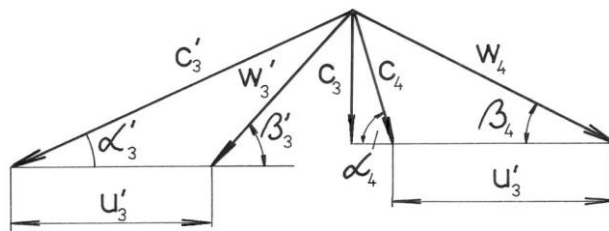


Obr. 29 Stupeň plynové turbíny motoru M-701

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

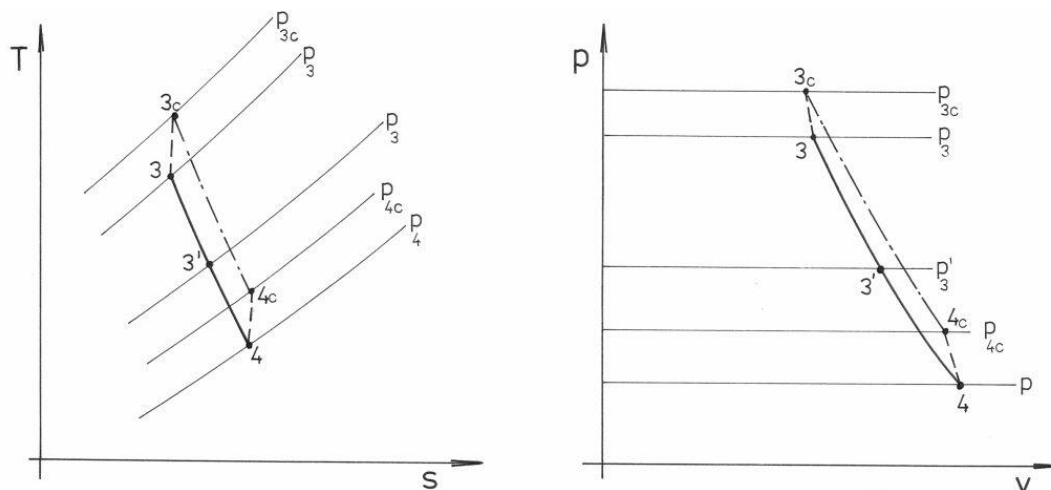


Obr. 30 Schéma stupně plynové turbíny



Obr. 31 Rychlostní trojúhelníky

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 32 Průběh expanze v plynové turbíně znázorněná v „p - v“ a „T - s“ diagramu

I. VÝPOČET PARAMETRŮ PROUDU PLYNU NA STŘEDNÍM PRŮMĚRU STUPNĚ OSOVÉ PLYNOVÉ TURBÍNY LTKM

1. Stanovení efektivní práce plynové turbíny LTKM

$$W_{ad,Kc} = c_p \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) [J.kg^{-1}]$$

$$W_{ad,Kc} = 1\,005.288,15 \cdot \left(4,34^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right) = 150\,887,64 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{e,K} = \frac{W_{ad,Kc}}{\eta_{Kc}} [J.kg^{-1}]$$

$$W_{e,K} = \frac{150\,887,64}{0,792} = 190\,514,7 \text{ J.kg}^{-1}$$

$$W_{e,T} = \frac{W_{e,K}}{\eta_m} [J.kg^{-1}]$$

Mechanická účinnost plynové turbíny se volí v rozsahu $\eta_m = 0,97 - 0,98$.

Kde:

$$\eta_m = 0,97$$

$$W_{e,T} = \frac{190\,514,7}{0,97} = 196\,406,9 \text{ J.kg}^{-1}$$

Jestliže pro efektivní práci plynové turbíny LTKM platí $W_{e,T} > 300\,000$, plynová turbína bude mít více než jeden stupeň.

$196\,406,9 < 300\,000 \rightarrow$ jednostupňová plynová turbína.

2. Obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny LTKM

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$u_{3's} = \sqrt{\frac{W_{e,st}}{\mu}} \quad [m.s^{-1}]$$

Pro jednostupňovou plynovou turbínu LTKM platí:

$$W_{e,st} = W_{e,T} \quad [J.kg^{-1}]$$

$$W_{e,st} = \mathbf{196\,406,9\ J.kg^{-1}}$$

Koeficient zatížení μ bývá u plynových turbín leteckých turbokompresorových motorů v širokém rozsahu $\mu = 1,2 - 1,8$. Vyšší hodnoty platí pro reakční plynové turbíny.

Kde:

$$\mu = 1,682$$

$$u_{3's} = \sqrt{\frac{196406,9}{1,682}} = \mathbf{341,72\ m.s^{-1}}$$

Při výpočtu jednostupňové plynové turbíny LTKM se požaduje, aby výstup plynu z rotoru plynové turbíny byl přibližně v osovém směru, tj. $\alpha_4 = 90 \pm 10[^\circ]$, a tak i c_{4u} je malé nebo rovné nule. Koeficient zatížení μ je potom možné přibližně stanovit z následujícího vztahu:

$$\mu = \frac{c_{4u}}{u_4} + \frac{c_{3'u}}{u_{3'}} [1].$$

Pro $c_{4u} = 0$, $c_{3'u} = c_{3'} \cdot \cos \alpha_{3'}$ platí:

$$\mu = \frac{\cos \alpha_{3'}}{\frac{u}{c_{3'}}$$

U reakčních plynových turbín LTKM bývá úhel $\alpha_{3'} = 22 - 30[^\circ]$ a poměr $\frac{u}{c_{3'}}$ s ohledem

na maximální účinnost rovný $\frac{u}{c_{3'}} = 0,55 - 0,7$. Volená hodnota $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$

Kde:

$$\alpha_{3'} = 27,3^\circ$$

$$\frac{u}{c_{3'}} = 0,55$$

$$\mu = \frac{\cos 27,3^\circ}{0,55} = \mathbf{1,62 \approx 1,682} \rightarrow \text{vypočítaná hodnota je přibližně shodná s navrhnutou hodno-}$$

tu. Odchylka od navrhnuté hodnoty $\Delta\mu = -3,68\%$.

3. Stanovení středního průměru na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$D_{3's} = \frac{u_{3's} \cdot 60}{\pi \cdot n} \quad [m]$$

Kde:

$$n_K = n_T = n \quad [\text{min}^{-1}]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$n = 15\,400 \text{ min}^{-1}$$

$$D_{3's} = \frac{341,72 \cdot 60}{\pi \cdot 15400} = 0,424 \text{ m}$$

Skutečný a vypočítaný střední průměr na vstupu do plynové turbíny motoru M-701c-400 je shodný 0,424 m = 0,424 m.

4. Stanovení vstupní absolutní rychlosti $c_{3's}$ do rotoru plynové turbíny LTKM

Poměr obvodové rychlosti na středním průměru $u_{3's}$ a absolutní rychlosti $c_{3's}$ na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM se obvykle pohybuje v rozmezí $\frac{u_{3's}}{c_{3's}} = 0,55 - 0,65$.

$$c_{3's} = \frac{u_{3's}}{\frac{u_{3's}}{c_{3's}}} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

Kde:

$$\frac{u_{3's}}{c_{3's}} = 0,55$$

$$c_{3's} = \frac{341,72}{0,55} = 621,354 \text{ m} \cdot s^{-1}$$

5. Lavalovo číslo $\lambda_{3'}$ na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

Předpoklad:

Ve statoru plynové turbíny LTKM se neodvádí ani nepřivádí žádné teplo ΔQ , tedy $\Delta Q = 0$ (adiabatická expanze) a platí:

$$T_{3'c} = T_{3c} [K]$$

$$T_{3'c} = 1\,133,15 \text{ K}$$

$$\lambda_{3'} = \frac{c_{3's}}{a_{kr,3'}} \quad [1]$$

$$a_{kr,3'} = \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa'}{\kappa' + 1} \cdot r \cdot T_{3'c}} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

$$a_{kr,3'} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,33}{1,33 + 1} \cdot 287,4 \cdot 1\,133,15} = 609,75 \text{ m} \cdot s^{-1}$$

$$\lambda_{3'} = \frac{621,31}{609,75} = 1,019$$

Kde:

$$\kappa' = 1,33$$

$$r = 287,4 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

6. Ideální rychlost na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

Volí se součinitel ztráty rychlosti ve statoru plynové turbíny φ , jehož hodnota se pohybuje v rozsahu $\varphi = 0,95 - 0,98$. Stanovení ideální rychlosti ze statoru plynové turbíny $c_{3',id}$ podle následovného vztahu:

$$c_{3',id} = \frac{c_{3's}}{\varphi} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$\varphi = 0,975$$

$$c_{3',id} = \frac{621,31}{0,975} = \mathbf{637,24 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$\lambda_{3',id} = \frac{\lambda_{3'}}{\varphi} [1]$$

$$\lambda_{3',id} = \frac{1,019}{0,975} = \mathbf{1,045}$$

7. Stavové veličiny na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

7.1 Statický tlak plynu na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

$$p_{3'} = p_{3c} \left[1 - \frac{\kappa' - 1}{\kappa' + 1} \cdot \lambda_{3',id}^2 \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}} [Pa]$$

$$p_{3'} = 408\,900 \cdot \left[1 - \frac{1,33 - 1}{1,33 + 1} \cdot 1,045^2 \right]^{\frac{1,33}{1,33 - 1}} = \mathbf{207\,703,5 \text{ Pa}}$$

$$p_{3'c} = \frac{p_{3'}}{\left(1 - \frac{\kappa' - 1}{\kappa' + 1} \cdot \lambda_{3'}^2 \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}}} [Pa]$$

$$p_{3'c} = \frac{207\,703,5}{\left(1 - \frac{1,33 - 1}{1,33 + 1} \cdot 1,019^2 \right)^{\frac{1,33}{1,33 - 1}}} = \mathbf{394\,340,6 \text{ Pa}}$$

7.2 Statická teplota plynu na výstupu ze statoru plynové turbíny LTKM

$$T_{3'} = T_{3'c} - \frac{c_{3's}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

Kde:

$$c_p = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

$$T_{3'} = 1\,133,15 - \frac{621,31^2}{2 \cdot 1\,158} = \mathbf{966,47 \text{ K}}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

7.3 Hustota plynu na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$\rho_{3'} = \frac{p_{3'}}{r \cdot T_{3'}} \left[\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \right]$$

$$\rho_{3'} = \frac{207\,703,5}{287,4 \cdot 966,47} = \mathbf{0,7478 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}}$$

8. Průtoková plocha na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$A_{3'} = \frac{Q_{pl}}{\rho_{3'} \cdot c_{3'} \cdot \sin \alpha_{3'}} \left[\text{m}^2 \right]$$

$$Q_{pl} = Q_v \left[\text{kg} \cdot \text{s}^{-1} \right]$$

$$Q_{pl} = \mathbf{16,68 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}}$$

Úhel výstupní absolutní rychlosti ze statoru plynové turbíny $\alpha_{3'}$ je volený v rozsahu $\alpha_{3'} = 20 - 32 [^\circ]$.

Kde:

$$\alpha_{3'} = 27,3^\circ$$

$$A_{3'} = \frac{16,68}{0,7478 \cdot 621,31 \cdot \sin 27,3^\circ} = \mathbf{0,0782 \text{ m}^2}$$

Poznámka:

Předpokládá se válcový průtokový průřez ve statoru plynové turbíny $A_3 = A_{3'} [m^2]$. Výstupní průřez statoru plynové turbíny je shodný se vstupním průřezem rotoru plynové turbíny motoru M-701c-400.

$$A_3 = \mathbf{0,0782 \text{ m}^2}$$

9. Stanovení délky lopatky statoru plynové turbíny LTKM

$$l_{3'} = \frac{A_{3'}}{\pi \cdot D_{3's}} \left[\text{m} \right]$$

$$l_{3'} = \frac{0,0782}{\pi \cdot 0,424} = \mathbf{0,0587 \text{ m}}$$

Vykonává se kontrola poměru $\frac{l_{3'}}{D_{3's}}$, který se má pohybovat v rozsahu $\frac{l_{3'}}{D_{3's}} = 0,1 - 0,34$.

$\frac{l_{3'}}{D_{3's}} = 0,1373$ - vyhovuje, není potřebné měnit žádnou z navržených hodnot. Vypočítaná délka usměrňovací lopatky plynové turbíny motoru M-701c-400 zodpovídá naměřené hodnotě, která je 0,059 m.

10. Vnitřní průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$D_{3'i} = D_{3's} - l_{3'} \left[\text{m} \right]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Předpoklad:

Ve výpočtu se předpokládá, že výstupní délka statorové lopatky plynové turbíny LTKM je shodná se vstupní délkou rotorové lopatky plynové turbíny LTKM.

$$D_{3'i} = 0,424 - 0,0587 = \mathbf{0,36527 \text{ m}}$$

Naměřená hodnota vnitřního průměru disku rotoru plynové turbíny je 0,366 m a zodpovídá vypočítané hodnotě.

11. Vnější průměr na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$D_{3'e} = D_{3's} + l_{3'} \quad [m]$$

$$D_{3'e} = 0,424 + 0,0587 = \mathbf{0,4827 \text{ m}}$$

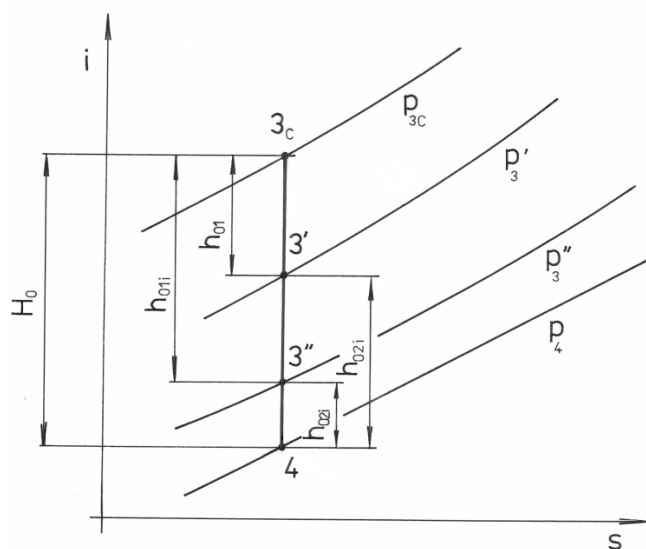
12. Relativní rychlost na vstupu do rotoru plynové turbíny LTKM

$$w_{3'} = c_{3'} \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{u_{3's}}{c_{3'}}\right)^2 - 2 \cdot \frac{u_{3's}}{c_{3'}} \cdot \cos \alpha_{3'}} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

$$w_{3'} = 621,31 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{341,72}{621,31}\right)^2 - 2 \cdot \frac{341,72}{621,31} \cdot \cos 27,3^\circ} = \mathbf{354,21 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

13. Volba lopatkování stupně plynové turbíny LTKM

Vychází se ze zavedených vztahů pro reakci ρ . Současně se předpokládá, že statický tlak na výstupu z rotoru p_4 je po délce rotorové lopatky konstantní. Tento předpoklad je možné ve výpočtu použít tehdy, jestliže pro výstupní úhel α_4 absolutní rychlosti c_4 platí $\alpha_4 = 90 \pm 10 [^\circ]$.



Obr. 33 „i - s“ diagram práce a stupně plynové turbíny LTKM

$$\rho = \frac{h_{02}}{H_0} [1]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$\rho_i = \frac{h_{02i}}{H_0} [1]$$

$$\bar{\rho} = \frac{h_{02} - h_{02i}}{h_{01i}} [1]$$

Volená hodnota: $\rho_i = 0,09$

14. Lopatkování plynové turbíny LTKM podle volného víru

14.1 Podmínky lopatkování:

- osová složka vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3'a} = konst.$
- osová složka výstupní absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny LTKM $c_{4a} = konst.$
- součin obvodové složky vstupní absolutní rychlosti do rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3'u}$ a poloměru r rotoru plynové turbíny LTKM $c_{3'u} \cdot r = konst.$
- součin obvodové složky výstupní absolutní rychlosti z rotoru plynové turbíny LTKM c_{4u} a poloměru r rotoru plynové turbíny LTKM $c_{4u} \cdot r = konst.$
- $W_{e,st} = konst.$

14.2 Stanovení úhlu $\alpha_{3'i}$:

$$\alpha_{3'} = konst.$$

$$tg \alpha_{3'i} = \frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \cdot tg \alpha_{3'}$$

$$\alpha_{3'i} = arctg \left(\frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \cdot tg \alpha_{3'} \right) [^\circ]$$

$$\alpha_{3'i} = arctg \left(\frac{0,36527}{0,424} \cdot tg 27,3^\circ \right) = 23,97^\circ$$

15. Relativní reakce stupně plynové turbíny LTKM pro volný vír

$$\bar{\rho} = \cos^2 \alpha_{3'i} \cdot \left[1 - \left(\frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \right)^2 \right] [1]$$

$$\bar{\rho} = \cos^2 23,97^\circ \cdot \left[1 - \left(\frac{0,36527}{0,424} \right)^2 \right] = 0,215$$

16. Reakce na středním průměru stupně plynové turbíny LTKM

Reakce na středním průměru ρ se pohybuje v rozsahu $\rho = 0,25 - 0,35$. Porovnává se vypočítaná hodnota ρ se stanoveným rozsahem.

$$\rho = \rho_i + \bar{\rho} \cdot [1 - \rho_i] [1]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Kde:

$$\rho_i = 0,09$$

$$\rho = 0,09 + 0,215 \cdot [1 - 0,09] = \mathbf{0,286}$$

$\rho = \mathbf{0,286}$ → vypočítaná hodnota se pohybuje ve stanoveném rozsahu

17. Stanovení adiabatického spádu na rotoru plynové turbíny LTKM

$$h_{02} = \frac{c_{3's}^2}{2 \cdot \varphi^2} \cdot \frac{\rho}{1 - \rho} \quad [J \cdot kg^{-1}]$$

Kde:

$$\varphi = 0,975$$

$$h_{02} = \frac{621,31^2}{2 \cdot 0,975^2} \cdot \frac{0,286}{1 - 0,286} = \mathbf{81328,97 J \cdot kg^{-1}}$$

18. Relativní rychlost na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$w_4 = \psi \cdot \sqrt{w_{3'}^2 + 2 \cdot h_{02}} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

Součinitel ztráty relativní rychlosti v rotoru plynové turbíny LTKM ψ je v rozsahu

$$\psi = 0,88 - 0,94.$$

Kde:

$$\psi = 0,9$$

$$w_4 = 0,9 \cdot \sqrt{354,21^2 + 2 \cdot 81328,97} = \mathbf{483,1 m \cdot s^{-1}}$$

19. Obvodová složka relativní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$w_{4u} = \frac{W_{e,st}}{u_{3's}} - (c_{3'} \cdot \cos \alpha_{3'} - u_{3's}) [m \cdot s^{-1}]$$

Kde:

$$u_{4s} = \frac{\pi \cdot D_{4s} \cdot n}{60} [m \cdot s^{-1}]$$

$$u_{4s} = \frac{\pi \cdot (D_{4e} - l_4) \cdot n}{60} [m \cdot s^{-1}]$$

$$u_{4s} = \frac{\pi \cdot (0,4828 - 0,0598) \cdot 15\,400}{60} = \mathbf{340,91 m \cdot s^{-1}}$$

$$w_{4u} = \frac{196\,406,9}{341,72} - (621,31 \cdot \cos 27,3^\circ - 341,72) = \mathbf{364,37 m \cdot s^{-1}}$$

20. Obvodová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$c_{4u} = w_{4u} - u_{4s} [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{4u} = 364,37 - 340,91 = \mathbf{23,46 m \cdot s^{-1}}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

21. Osová složka absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$c_{4a} = w_{4a} = \sqrt{w_4^2 - w_{4u}^2} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{4a} = w_{4a} = \sqrt{483,1^2 - 364,37^2} = \mathbf{317,21 \text{ m.s}^{-1}}$$

22. Úhel absolutní rychlosti na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

Jestliže se jedná o poslední stupeň plynové turbíny LTKM, potom se hodnota úhlu α_4 pohybuje v rozmezí $80 < \alpha_4 < 100 [^\circ]$.

$$\operatorname{tg} \alpha_4 = \frac{c_{4a}}{c_{4u}}$$

$$\alpha_4 = \operatorname{arctg} \frac{c_{4a}}{c_{4u}} \left[^\circ \right]$$

$\alpha_4 = \operatorname{arctg} \frac{317,21}{23,46} = \mathbf{85,8^\circ} \rightarrow$ hodnota úhlu se pohybuje ve stanoveném rozmezí, zodpovídá poslednímu stupni plynové turbíny

23. Absolutní rychlost na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$c_4 = \frac{c_{4a}}{\sin \alpha_4} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_4 = \frac{317,21}{\sin 85,8^\circ} = \mathbf{318,06 \text{ m.s}^{-1}}$$

24. Stavové veličiny na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{W_{e,st}}{c_p} [K]$$

$$T_{4c} = 1133,15 - \frac{196406,9}{1158} = \mathbf{963,54 \text{ K}}$$

$$T_4 = T_{4c} - \frac{c_4^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_4 = 963,54 - \frac{318,06^2}{2 \cdot 1158} = \mathbf{919,86 \text{ K}}$$

$$p_4 = p_{3'} \cdot \left(1 - \frac{h_{02}}{c_p \cdot T_{3'}} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} [Pa]$$

Kde:

$$c_p = 1158 \text{ J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

$$p_4 = 207\,703,5 \cdot \left(1 - \frac{81\,328,97}{1\,158 \cdot 966,45} \right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = \mathbf{153\,245,41 \text{ Pa}}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$\rho_4 = \frac{p_4}{r \cdot T_4} \left[\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \right]$$

$$\rho_4 = \frac{153\,245,41}{287,4 \cdot 919,86} = \mathbf{0,5797 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}}$$

25. Plocha na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$A_4 = \frac{Q_{pl}}{\rho_4 \cdot c_4 \cdot \sin \alpha_4} \quad \left[\text{m}^2 \right]$$

$$A_4 = \frac{16,68}{0,5797 \cdot 318,06 \cdot \sin 85,77^\circ} = \mathbf{0,0907 \text{ m}^2}$$

26. Volba tvaru kanálu rotoru plynové turbíny LTKM

Pro kanál s konstantním vnějším průměrem ($D_e = konst.$) platí následující vztah:

$$D_{3'e} = D_{4e} \left[\text{m} \right]$$

$$D_{4e} = \mathbf{0,4828 \text{ m}}$$

27. Výpočet délky rotorové lopatky plynové turbíny LTKM

$$l_4 = \frac{A_4}{\pi \cdot D_{4e}} \left[\text{m} \right]$$

$$l_4 = \frac{0,0907}{\pi \cdot 0,4828} = \mathbf{0,0598 \text{ m}}$$

$$D_{4s} = D_{4e} - l_4 \left[\text{m} \right]$$

$$D_{4s} = 0,4828 - 0,0598 = \mathbf{0,423 \text{ m}}$$

$$D_{4i} = D_{4s} - l_4 \left[\text{m} \right]$$

$$D_{4i} = 0,423 - 0,0598 = \mathbf{0,3632 \text{ m}}$$

27.1. Kontrola délky lopatky:

$$l_4 \geq l_{3'} \left[\text{m} \right]$$

$$0,0598 \geq 0,0587$$

Podmínka je splněna. Délka lopatky na výstupu z rotoru plynové turbíny zodpovídá naměřené hodnotě.

28. Výpočet šířky rotorové lopatky plynové turbíny LTKM

střední lopatky

$$40 < l < 100 \left[\text{mm} \right]$$

$$\frac{h}{l} = 0,4 - 0,6 \quad \left[\text{l} \right]$$

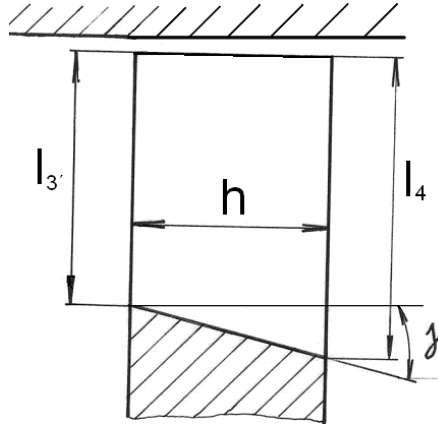
$$h = 0,455 \cdot l$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$h = 0,455 \cdot 0,0598 = \mathbf{0,0272 \text{ m}}$$

Šířka rotorové lopatky zodpovídá skutečné šířce rotorové lopatky plynové turbíny motoru M-701c-400, která má hodnotu $h = 0,027 \text{ m}$.

28.1. Kontrola úhlu rozšíření kanálu rotoru plynové turbíny LTKM:



Obr. 34 Kontrola úhlu rozšíření kanálu γ rotoru plynové turbíny LTKM

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{l_4 - l_3}{h}$$

$$\gamma = \operatorname{arctg} \frac{l_4 - l_3}{h} [^\circ]$$

$$\gamma = \operatorname{arctg} \frac{0,0598 - 0,0587}{0,0272} = 1,16^\circ$$

Kde:

$$\frac{h}{l} = 0,455$$

$$h = 0,0272 \text{ m}$$

$$\gamma = 1,16^\circ$$

29. Celkový tlak na výstupu z rotoru plynové turbíny LTKM

$$p_{4c} = p_4 \cdot \left(\frac{T_{4c}}{T_4} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}} [Pa]$$

$$p_{4c} = 153\,245,41 \cdot \left(\frac{963,54}{919,86} \right)^{\frac{1,33}{1,33 - 1}} = \mathbf{184\,752,4 \text{ Pa}}$$

30. Celková účinnost plynové turbíny LTKM a kontrola její hodnoty

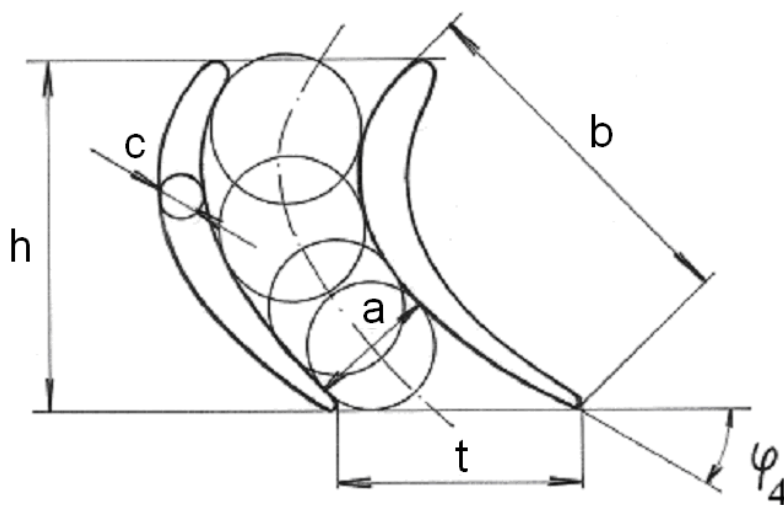
IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$\eta_{Tc} = \frac{1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}}}{1 - \left(\frac{p_{4c}}{p_{3c}}\right)^{\frac{\kappa' - 1}{\kappa'}}} \quad [1]$$

$$\eta_{Tc} = \frac{1 - \frac{963,54}{1133,15}}{1 - \left(\frac{184\,752,4}{408\,900}\right)^{\frac{1,33-1}{1,33}}} = \mathbf{0,837}$$

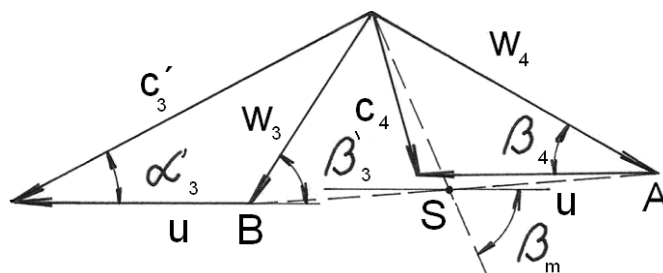
Vypočítaná hodnota celkové účinnosti plynové turbíny motoru M-701c-400 je o 3,6 % nižší, než je celková účinnost plynové turbíny deklarovaná výrobcem motoru ($\eta_{Tc} = 0,874$). Odchylka je dána použitými zjednodušeními v rámci výpočtu a využíváním některých empirických vztahů.

II. NÁVRH ROTOROVÉ LOPATKOVÉ MŘÍŽE NA STŘEDNÍM PRŮMĚRU



Obr. 35 Schéma rotorové lopatkové mříže plynové turbíny LTKM

31. Rychlostní trojúhelník pro rotor na středním řezu a určení středního úhlu β_m



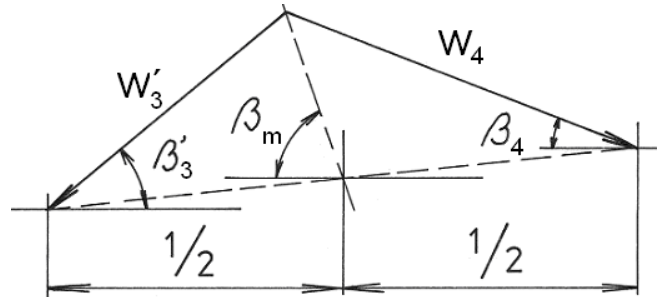
Obr. 36 Rychlostní trojúhelníky pro střední řez rotoru plynové turbíny LTKM

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Poznámka:

Střední úhel β_m je určen pro úseky $\overline{AS} = \overline{SB}$.

32. Určení tětivy profilu z navrhnuté šířky lopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM



Obr. 37 Grafické stanovení úhlu β_m

$$b \cong \frac{h}{\sin \beta_m} \quad [m]$$

Úhel β_m se může stanovit graficky.

$$\beta_m = 76^\circ$$

$$b = \frac{0,0272}{\sin 76^\circ} = \mathbf{0,028 \text{ m}}$$

33. Stanovení rozestupu lopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM

$$t = b \cdot \frac{t}{b} [m]$$

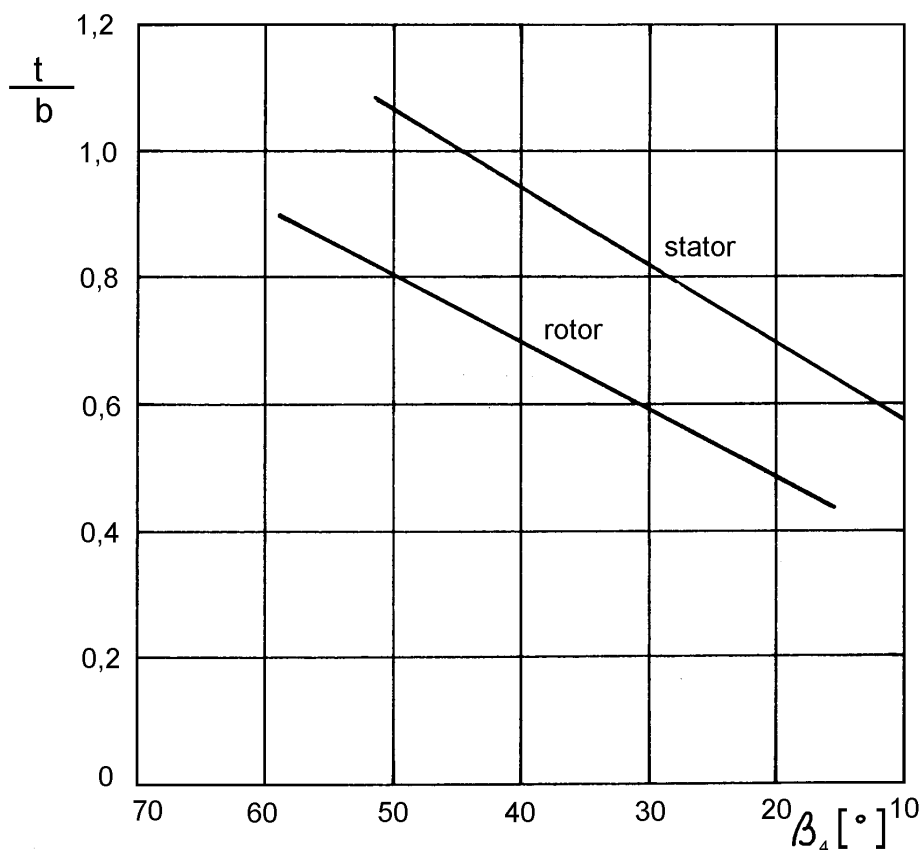
Optimální hodnota relativního rozestupu se stanoví z grafu obr. 33 pro příslušnou hodnotu úhlu β_4 výstupní relativní rychlosti w_4 .

Optimální hodnota relativního rozestupu bývá pro plynové turbíny leteckých turbokompresorových motorů v rozsahu:

$$\frac{t}{b} = 0,8 \div 0,9 \text{ pro stator}$$

$$\frac{t}{b} = 0,75 \div 0,85 \text{ pro rotor}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 38 Závislost relativního rozestupu od úhlu β_4 výstupní relativní rychlosti w_4

Kde:

$$\frac{t}{b} = 0,775$$

$$t = 0,028 \cdot 0,775 = \mathbf{0,0217 \text{ m}}$$

34. Stanovení počtu rotorových lopatek plynové turbíny LTKM

Vypočítaný počet rotorových lopatek plynové turbíny se zaokrouhlí na celé číslo. Následně se opraví rozestup lopatkové mříže rotoru plynové turbíny.

$$z = \frac{\pi \cdot D_{3's}}{t} [1]$$

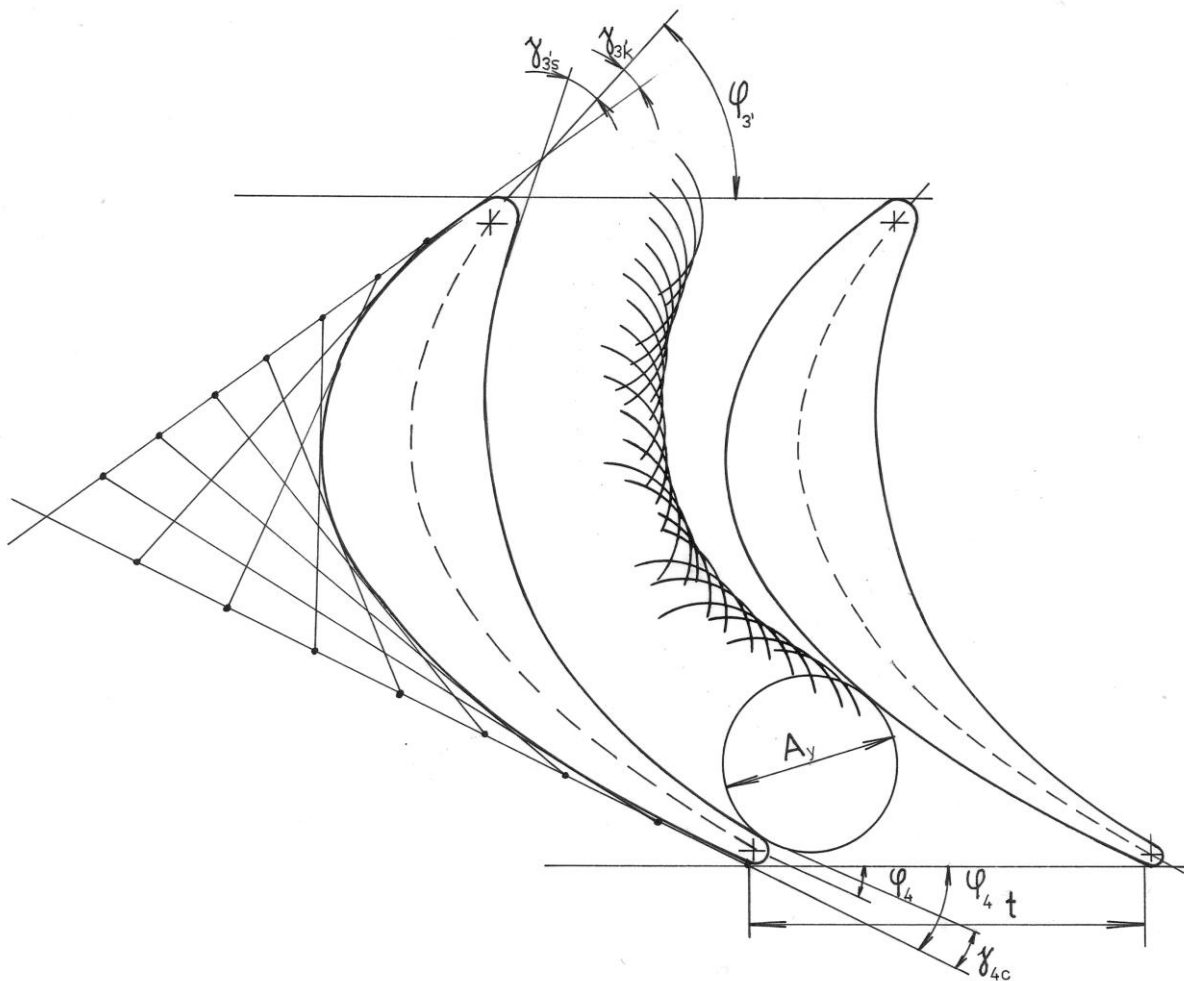
$$z = \frac{\pi \cdot 0,424}{0,021} = \mathbf{61,35 \rightarrow 61 \text{ lopatek}}$$

Vypočítaný počet rotorových lopatek zodpovídá skutečnému počtu rotorových lopatek plynové turbíny motoru M-701c-400 ($z_{\text{skut.}} = 61$ lopatek)

35. Konstrukce profilové mříže rotoru plynové turbíny LTKM

Konstrukci profilů rotorových lopatek plynové turbíny je možné realizovat několika způsoby. Pro konstrukci profilové mříže plynové turbíny motoru M-701c-400 byl zvolen postup naznačený na obr. 39. Profilová mříž je znázorněna v měřítku 5 : 1.

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



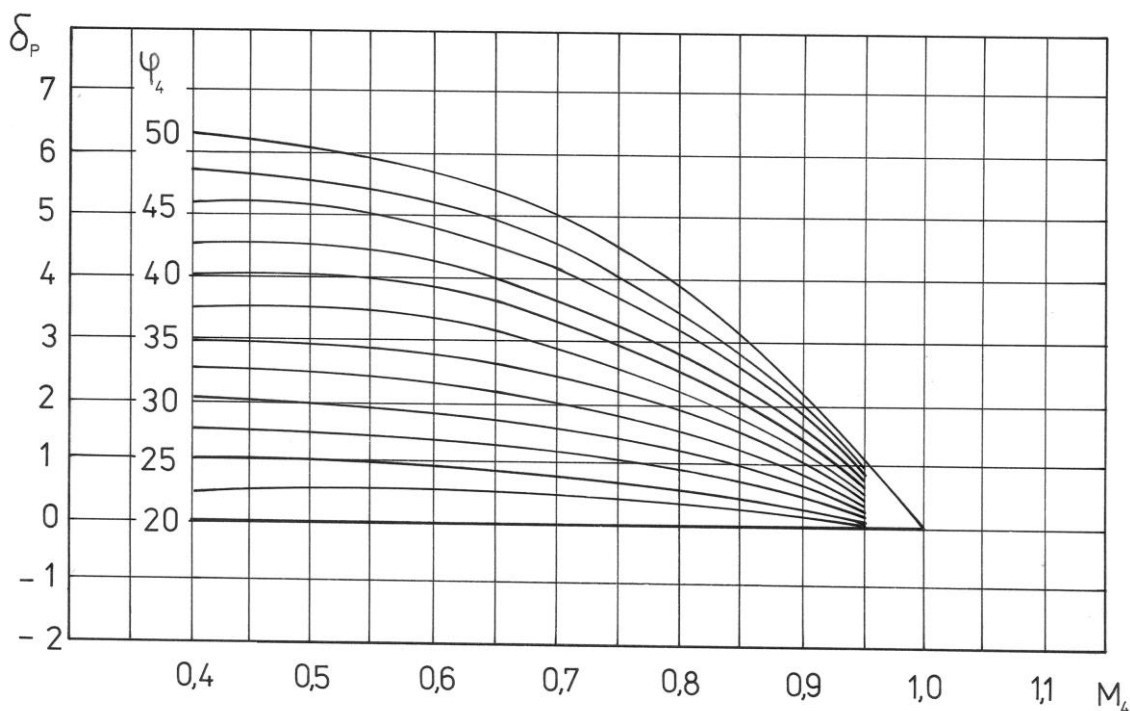
Obr. 39 Geometrická metoda konstrukce rotorové lopatky plynové turbíny LTKM

36. Kontrola vhodnosti profilové mříže rotoru plynové turbíny LTKM

Pro výpočet charakteristik plynové turbíny je potřebné poznat velikost úhlu φ_4 pro každé M_4 . Tuto velikost je možné určit pomocí závislosti uvedené v grafu (obr. 40).

36.1 Stanovení hodnoty výstupního hrdla profilové mříže

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 40 Určení odklonu proudu pro podzvukové proudění δ_p

Z nakresleného výkresu byla stanovena hodnota $A_y = 0,0134$ m.

36.2 Výpočet úhlu φ_4

$$\varphi_4 = \arcsin \frac{A_y}{t} + \delta_p [^\circ],$$

$$M_4 = \frac{c_4}{a_{kr.4}} [1]$$

$$a_{kr.4} = \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa'}{\kappa' + 1} \cdot r \cdot T_{4c}} [1]$$

$$a_{kr.4} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,33}{1,33 + 1}} \cdot 287,4 \cdot 963,54 = \mathbf{562,27 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$M_4 = \frac{318,96}{562,27} = 0,567$$

Určení δ_p pro navrhnuté hodnoty $\varphi_4 = 36,5^\circ$ z grafu (obr. 40).

$$\delta_p = 3$$

$$\varphi_4 = \arcsin \frac{0,0134}{0,0217} + 3 = \mathbf{41,13^\circ}$$

Hodnota úhlu získaná ze základního výpočtu $\varphi_4 = 41,13^\circ$ se od naměřené hodnoty úhlu $\varphi_4 = 42^\circ$ odlišuje velmi málo. Uvedená odchylka je způsobena přesností kreslení rotorové lopatky plynové turbíny.

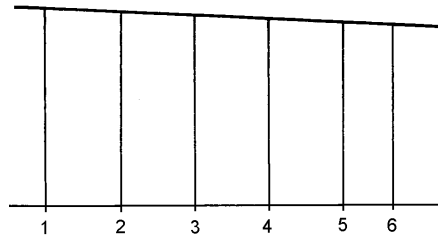
Kde:

$$\delta_p = 3$$

37. Kontrola plynulosti mezilopátkového kanálu rotoru plynové turbíny LTKM

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Po vepsání kružnic do mezilopatkové mříže rotoru plynové turbíny LTKM a rektifikaci křivky spojující středy kružnic vznikl plynule zužující se kanál.

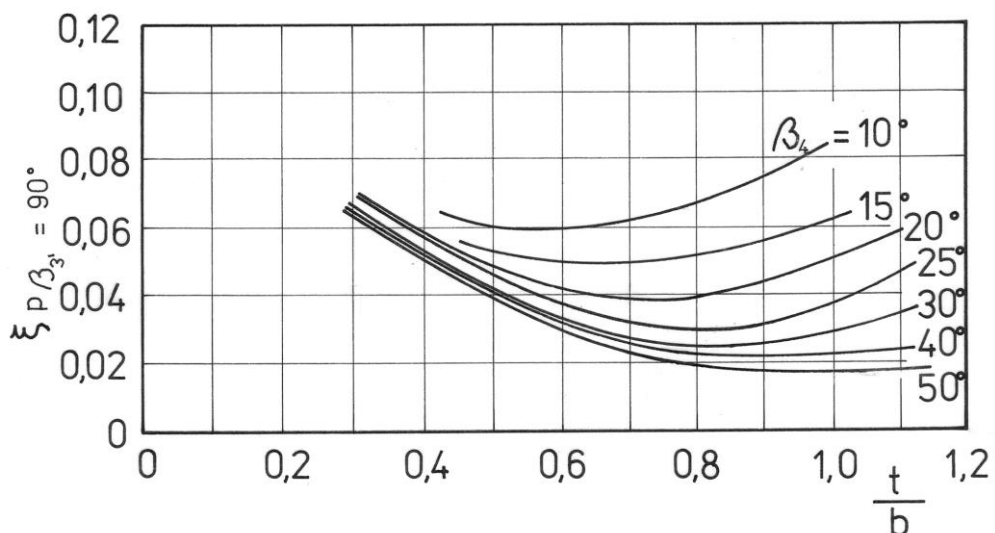


Obr. 41 Obrázek plynulé změny kanálu rotoru plynové turbíny LTKM

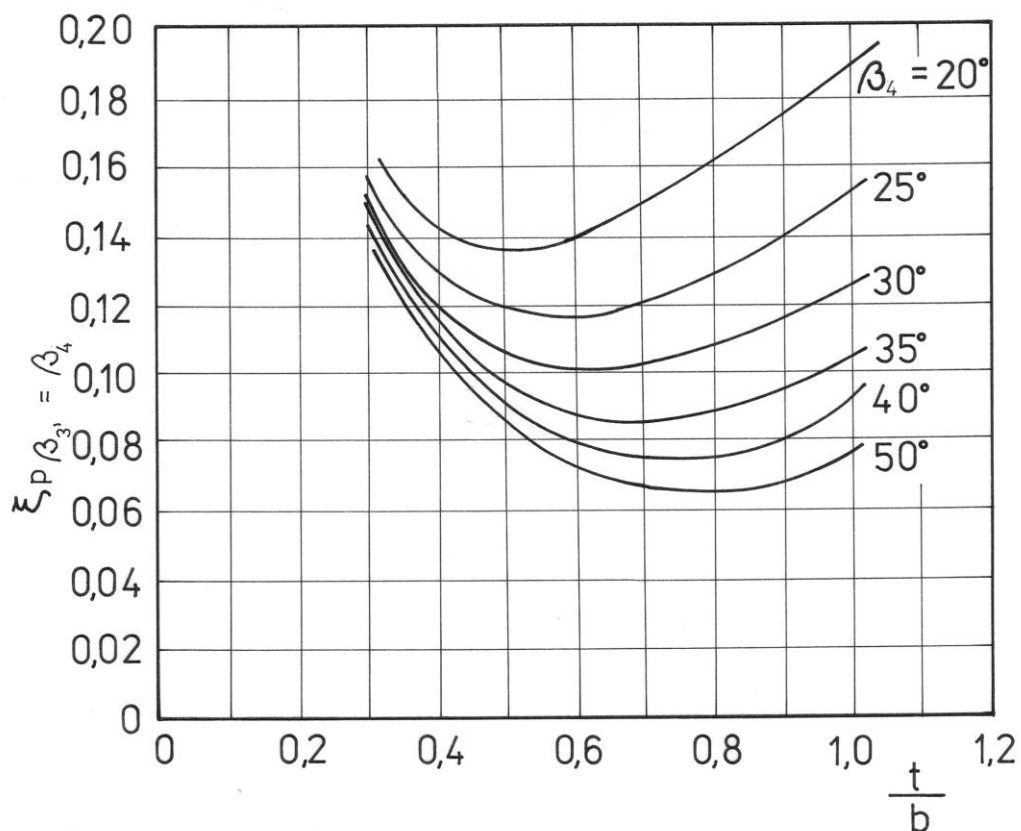
III. KONTROLA SOUČINITELŮ ZTRÁTY RYCHLOSTI VE STATOROVÉ A ROTOROVÉ MŘÍŽI

A. STATOR

38. Profilové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM



Obr. 42 Graf pro stanovení hodnoty profilové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM pro $\beta_{3'} = 90^\circ$



Obr. 43 Graf pro stanovení hodnoty profilové ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM pro $\beta_{3'} = \beta_4$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Určení hodnoty ξ_p pro úhel α_3 (odpovídající v grafu [obr. 43] hodnotě úhlu β_4) a pro poměr $\frac{t}{b}$.

Kde:

$$\alpha_3 = 27,3^\circ \text{ (podle grafu [obr. 43] } \beta_4 = 27,3^\circ)$$

$$\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,775$$

$$(\xi_p)_{\beta_3=\beta_4} = \mathbf{0,105}$$

$$(\xi_p)_{\beta_3=90^\circ} = \mathbf{0,0205}$$

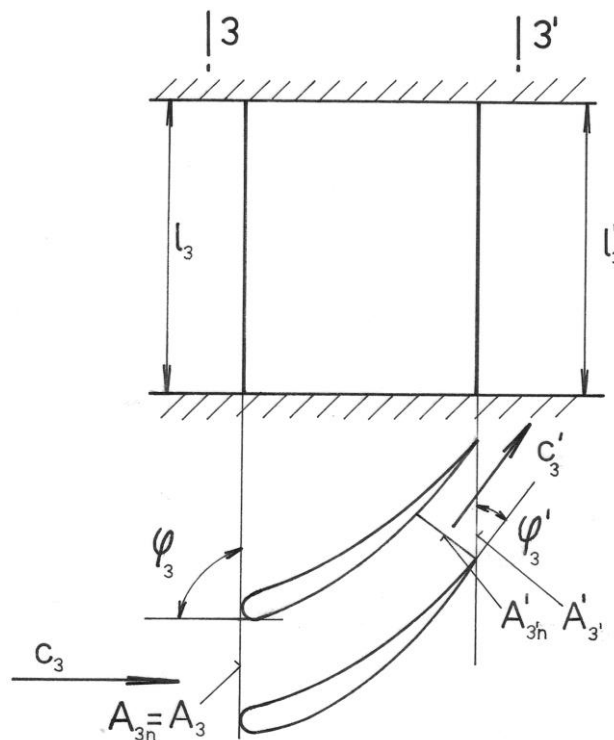
39. Indukované ztráty ve statoru plynové turbíny LTKM

Předpoklad:

Pro válcový stator platí:

$$A_3 = A_{3'} [m^2]$$

$$A_3 = \mathbf{0,0782 m^2}$$



Obr. 44 Stator plynové turbíny LTKM

39.1 Určení plochy $A_{3'n}$ za předpokladu, že $\varphi_{3'} = \alpha_3$

$$A_{3'n} = A_3 [m^2]$$

$$A_{3'n} = \mathbf{0,0782 m^2}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$A_{3'n} = A_{3'} \cdot \sin \varphi_3 [m^2]$$

Kde:

$$\varphi_3 = \alpha_3 = 27,3^\circ$$

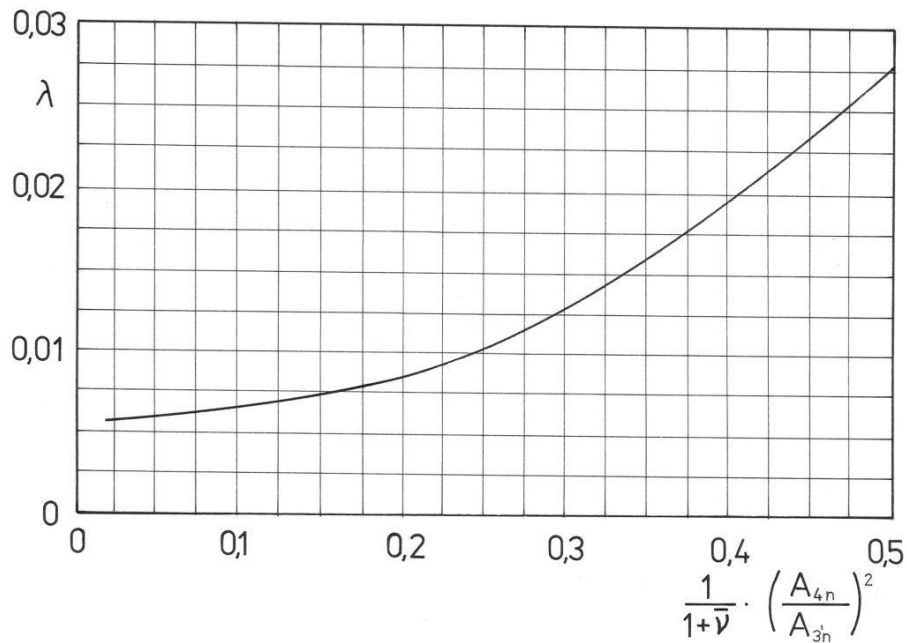
$$A_{3'n} = 0,0782 \cdot \sin 27,3^\circ = \mathbf{0,0359 \text{ m}^2}$$

39.2 Stanovení poměru ploch

$$\left(\frac{A_{3'n}}{A_{3n}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \frac{D_{3'i}}{D_{3'e}}} [1]$$

$$\left(\frac{0,0359}{0,0782} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \frac{0,36527}{0,4827}} = \mathbf{0,11996}$$

39.3 Stanovení součinitele indukovaných ztrát λ



Obr. 45 Stanovení součinitele indukovaných ztrát λ

Pro vypočítaný poměr se stanoví součinitel indukovaných ztrát λ podle grafické závislosti na obr. 45.

$$\lambda = \mathbf{0,0072}$$

39.4 Stanovení teoretického součinitele vztlaku $c_{y,t}$

$$c_{y,t} = 2 \cdot \frac{t}{b} \cdot \sin \alpha_m \cdot (\cot g \alpha_3 + \cot g \alpha_3') [1]$$

$$\cot g \alpha_m = \frac{\cot g \alpha_3'}{2}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Kde:

$$\cot gx = \frac{1}{tgx}$$

$$\frac{1}{tg\alpha_m} = \frac{1}{2 \cdot tg\alpha_3}$$

$$\frac{1}{tg\alpha_m} = \frac{1}{2 \cdot tg\alpha_3}$$

$$tg\alpha_m = 2 \cdot tg\alpha_3$$

$$\alpha_m = \arctg(2 \cdot tg\alpha_3) \text{ [}^\circ\text{]}$$

$$\alpha_m = \arctg(2 \cdot tg27,3^\circ) = 45,91^\circ$$

Kde:

$$\alpha_3 = 90^\circ \rightarrow c_{3a} = c_3$$

$$c_{yt} = 2,0,775 \cdot \sin 45,91^\circ \cdot \left(\cot g90^\circ + \frac{1}{tg27,3^\circ} \right) = 2,157$$

39.5 Stanovení indukovaných ztrát ξ_i

$$\xi_i = \lambda \cdot \left(\frac{c_{yt}}{t} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \alpha_3}{\sin^3 \alpha_m} \text{ [1]}$$

$$\xi_i = 0,0072 \cdot \left(\frac{2,157}{0,775} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 27,3^\circ}{\sin^3 45,91^\circ} = 0,03166$$

40. Ztráty způsobené radiální vůlí ve statoru plynové turbíny LTKM

Ve statoru plynové turbíny bývá vůle mezi statorovou lopatkou a skříní plynové turbíny nulová, tedy platí:

$$\xi_m = 0 \text{ [1]}$$

41. Stanovení celkových ztrát v lopatkové mříži statoru plynové turbíny

$$\xi_l = \xi_p + \xi_i + \xi_m \text{ [1]}$$

$$\xi_l = 0,105 + 0,03166 + 0 = 0,13666$$

42. Stanovení součinitele ztráty rychlosti ve statoru plynové turbíny LTKM

$$\varphi = \sqrt{\frac{1}{1 + \xi_l^2}} \text{ [1]}$$

Poznámka:

Vztah platí přesně jen pro nestlačitelnou tekutinu.

$$\varphi = \sqrt{\frac{1}{1 + 0,13666^2}} = \mathbf{0,99}$$

43. Porovnání vypočítané a navrhované hodnoty součinitele ztráty rychlosti φ ve statoru plynové turbíny LTKM

Porovnání vypočítané hodnoty součinitele ztráty $\varphi_{vyp.}$ s navrženou hodnotou součinitele ztráty rychlosti $\varphi_{navr.}$ a zhodnocení dosaženého výsledku.

$$\varphi_{vyp.} = \mathbf{0,99}$$

$$\varphi_{navr.} = \mathbf{0,975}$$

Rozdíl mezi vypočítanou a navrhovanou hodnotou součinitele ztráty rychlosti je velmi malý a má hodnotu 1,62 %.

B. ROTOR

44. Profilové ztráty v rotoru plynové turbíny LTKM

Z diagramů (obr. 42 a obr. 43) se odčítají pro $t/b = 0,775$ a $\beta_4 = 42^\circ$ (z rychlostního trojúhelníku) hodnoty $(\xi_p)_{\beta_3=90^\circ}$ a $(\xi_p)_{\beta_3=\beta_4}$. Pro relativní tloušťku profilu platí:

$$\bar{c} = \frac{c}{b} = \frac{0,006}{0,028} = 0,214$$

$$(\xi_p)_{\beta_3=90^\circ} = 0,023$$

$$(\xi_p)_{\beta_3=\beta_4} = 0,075$$

45. Určení profilových ztrát v rotoru plynové turbíny LTKM

$$\xi_p = \left\{ (\xi_p)_{\beta_3=90^\circ} + \left(\frac{90 - \beta_3}{90 - \beta_4} \right)^2 \cdot [(\xi_p)_{\beta_3=\beta_4} - (\xi_p)_{\beta_3=90^\circ}] \right\} \cdot \left(\frac{\bar{c}}{0,2} \right)^{\frac{90 - \beta_3}{90 - \beta_4}} \quad [1]$$

Kde:

$$(\xi_p)_{\beta_3=90^\circ} = 0,023$$

$$(\xi_p)_{\beta_3=\beta_4} = 0,075$$

Z navrženého profilu $\frac{c}{b} = 0,214$

$$\beta_3 = 57^\circ$$

$$\beta_4 = 42^\circ$$

$$\xi_p = \left\{ 0,023 + \left(\frac{90 - 57}{90 - 42} \right)^2 \cdot [0,075 - 0,023] \right\} \cdot \left(\frac{0,214}{0,2} \right)^{\frac{90 - 57}{90 - 42}} = \mathbf{0,0498}$$

46. Určení indukovaných ztrát v rotoru plynové turbíny LTKM

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

46.1 Stanovení ploch na vstupu a výstupu z rotoru orientovaných kolmo na směr relativní rychlosti proudu plynu

$$A_{3'n} = A_3 \cdot \sin \varphi_3 [m^2]$$

$$A_{3'n} = 0,0782 \cdot \sin 57^\circ = \mathbf{0,0656 \text{ m}^2}$$

$$A_{4'n} = A_4 \cdot \sin \varphi_4 [m^2]$$

$$A_{4'n} = 0,0907 \cdot \sin 42^\circ = \mathbf{0,061 \text{ m}^2}$$

46.2 Určení poměru \bar{v}

$$\bar{D}_i = \frac{D_{3'i} + D_{4i}}{2} [m]$$

$$\bar{D}_i = \frac{0,36527 + 0,35098}{2} = \mathbf{0,358125 \text{ m}}$$

$$\bar{D}_e = \frac{D_{3'e} + D_{4e}}{2} [m]$$

$$\bar{D}_e = \frac{0,4828 + 0,4828}{2} = \mathbf{0,4828 \text{ m}}$$

$$\bar{v} = \frac{\bar{D}_i}{\bar{D}_e} \quad [1]$$

$$\bar{v} = \frac{0,358125}{0,4828} = \mathbf{0,742}$$

46.3 Stanovení součinitele indukovaných ztrát λ

$$\lambda = f \left[\left(\frac{A_{4'n}}{A_{3'n}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \bar{v}} \right]$$

$$\left(\frac{A_{4'n}}{A_{3'n}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \bar{v}} \quad [1]$$

$$\left(\frac{0,061}{0,0656} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + 0,742} \quad [1] = \mathbf{0,5}$$

Součinitel indukovaných ztrát λ pro vypočítaný poměr podle závislosti (obr. 42).

$$\lambda = \mathbf{0,0277}$$

46.4 Stanovení teoretického součinitele vztlaku $c_{y,t}$

$$c_{y,t} = 2 \cdot \frac{t}{b} \cdot \sin \beta_m \cdot (\cot g \beta_3 + \cot g \beta_4) [1]$$

Kde:

$$\cot gx = \frac{1}{\operatorname{tg} x}$$

$$c_{y,t} = 2 \cdot \frac{t}{b} \cdot \sin \beta_m \cdot \left(\frac{1}{\operatorname{tg} \beta_3} + \frac{1}{\operatorname{tg} \beta_4} \right)$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

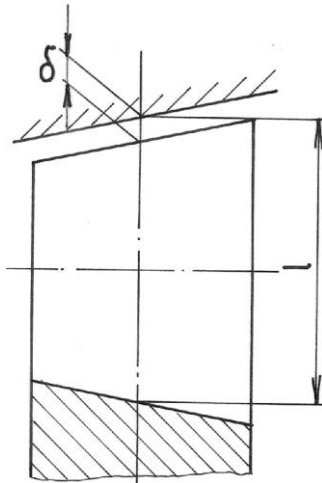
$$c_{y,t} = 2,0,775 \cdot \sin 72^\circ \cdot \left(\frac{1}{\operatorname{tg} 57^\circ} + \frac{1}{\operatorname{tg} 42^\circ} \right) = \mathbf{2,595}$$

46.5 Stanovení indukovaných ztrát ξ_i

$$\xi_i = \lambda \cdot \left(\frac{c_{y,t}}{\frac{t}{b}} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_4}{\sin^3 \beta_m} \quad [1]$$

$$\xi_i = 0,0277 \cdot \left(\frac{2,595}{0,775} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 42^\circ}{\sin^3 72^\circ} = \mathbf{0,162}$$

47. Stanovení ztrát radiální vůle v rotoru plynové turbíny LTKM



Obr. 46 Radiální vůle rotorové lopatky plynové turbíny LTKM δ

47.1 Odhad hodnoty vůle δ

$$\frac{\delta}{D_{str.}} \cong 0,002 \quad [1]$$

Kde:

$$\delta = 0,002 \cdot 0,424 = \mathbf{0,000848 \text{ m}}$$

Poznámka:

Ztráty způsobené radiální vůlí se přímo určí za předpokladu znalosti:

- teoretického součinitele vztlaku $c_{y,t}$ z indukovaných ztrát,
- hodnoty vůle rotorové lopatky plynové turbíny LTKM δ (obr. 46 - ve tvaru bez bandáže).

$$\xi_m = \frac{\delta}{2,l} \cdot \left(\frac{c_{y,t}}{\frac{t}{b}} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_4}{\sin^3 \beta_m} [1]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Kde:

$$l = \frac{l_3 + l_4}{2} \quad [m]$$

$$l = \frac{0,0587 + 0,0598}{2} = \mathbf{0,05925 \text{ m}}$$

$$\xi_m = \frac{0,000848}{2 \cdot 0,05925} \left(\frac{2,595}{0,775} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 42^\circ}{\sin^3 72^\circ} [1]$$

$$\xi_m = \mathbf{0,0418}$$

48. Celkové ztráty v lopátkové mříži rotoru plynové turbíny LTKM

$$\xi_l = \xi_p + \xi_i + \xi_m [1]$$

$$\xi_l = 0,0498 + 0,162 + 0,0418 = \mathbf{0,2536}$$

49. Stanovení součinitele ztráty rychlosti v rotoru plynové turbíny LTKM

$$\psi \cong \sqrt{\frac{1}{1 + \xi_l}}$$

$$\psi \cong \sqrt{\frac{1}{1 + 0,2536}} = \mathbf{0,893}$$

Vypočítaná hodnota součinitele ztráty rychlosti $\psi_{\text{vyp.}} = 0,893$ se odlišuje od navrhnuté hodnoty součinitele ztráty rychlosti $\psi_{\text{navr.}} = 0,9$ o 0,76 %.

**IV. NÁVRH LOPATKOVÁNÍ ROTORU PLYNOVÉ TURBÍNY LTKM
PODLE VOLNÉHO VÍRU**

50. Podmínky lopatkování

$$c_{3'a} = konst. \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{4a} = konst. \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'u} \cdot r = konst. \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{4u} \cdot r = konst. \quad [m.s^{-1}]$$

$$W_{e,st.} = konst. \quad [J.kg^{-1}]$$

51. Výpočet rychlosti na vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM

$$u_{3'e} = u_{3's} \cdot \frac{D_{3'e}}{D_{3's}} \quad [m.s^{-1}]$$

$$u_{3'e} = 341,72 \cdot \frac{0,4828}{0,424} = \mathbf{389,11 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{3'u,e} = c_{3'u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'e}} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$c_{3'u,s} = c_{3'} \cdot \cos \alpha_3 \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'u,s} = 621,31 \cdot \cos 27,3^\circ = \mathbf{552,11 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{3'u,s} = c_{3'u} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'u,e} = 552,11 \cdot \frac{0,424}{0,4828} = \mathbf{484,86 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{4u,e} = c_{4u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'e}} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$c_{4u,s} = c_{4u} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{4u,s} = \mathbf{23,46 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{4u,e} = 23,46 \cdot \frac{0,424}{0,4828} = \mathbf{20,6 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{3'a,s} = \sqrt{w_{3's}^2 - (u_{3's} - c_{3'u,s})^2} \quad [m.s^{-1}]$$

Kde:

$$w_{3's} = w_{3'} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'a,s} = \sqrt{354,21^2 - (341,72 - 552,11)^2} = \mathbf{284,96 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{3'a,e} = c_{3'a,s} \quad [m.s^{-1}]$$

$$c_{3'a,e} = \mathbf{284,96 \text{ m.s}^{-1}}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$c_{4a,s} = c_{4a} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{4a,s} = \mathbf{317,21 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{4a,e} = c_{4a,s} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{4a,e} = \mathbf{317,21 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{3'e} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + c_{3'u,e}^2} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{3'e} = \sqrt{284,96^2 + 484,86^2} = \mathbf{562,4 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{4e} = \sqrt{c_{4a,e}^2 + c_{4u,e}^2} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{4e} = \sqrt{317,21^2 + 20,6^2} = \mathbf{317,88 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{3'e} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + (u_e - c_{3'u,e})^2} \left[m.s^{-1} \right]$$

Kde:

$$u_e = u_{3'e} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$u_e = \mathbf{389,11 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{3'e} = \sqrt{284,96^2 + (389,11 - 484,86)^2} = \mathbf{300,62 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$w_{4e} = \sqrt{c_{4a,s}^2 + (u_e - c_{4u,e})^2} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$w_{4e} = \sqrt{317,21^2 + (389,11 - 20,6)^2} = \mathbf{486,23 \text{ m.s}^{-1}}$$

52. Výpočet rychlosti na vnitřním průměru rotoru plynové turbíny LTKM

$$u_{3'i} = u_{3's} \cdot \frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$u_{3'i} = 341,72 \cdot \frac{0,36527}{0,424} = \mathbf{294,39 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{3'u,i} = c_{3'u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'i}} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{3'u,i} = 552,11 \cdot \frac{0,424}{0,36527} = \mathbf{640,88 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{4u,i} = c_{4u,s} \cdot \frac{D_{3's}}{D_{3'i}} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{4u,i} = 23,46 \cdot \frac{0,424}{0,36527} = \mathbf{27,23 \text{ m.s}^{-1}}$$

$$c_{3'a,i} = c_{3'a,s} \left[m.s^{-1} \right]$$

$$c_{3'a,i} = \mathbf{284,96 \text{ m.s}^{-1}}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$c_{4a,i} = c_{4a,s} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$c_{4a,i} = \mathbf{317,21 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$c_{3'i} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + c_{3'u,i}^2} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$c_{3'i} = \sqrt{284,96^2 + 640,88^2} = \mathbf{701,38 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$c_{4i} = \sqrt{c_{4a,s}^2 + c_{4u,i}^2} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$c_{4i} = \sqrt{317,21^2 + 27,23^2} = \mathbf{318,38 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$w_{3'i} = \sqrt{c_{3'a,s}^2 + (u_i - c_{3'u,i})^2} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

Kde:

$$u_i = u_{3'i} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$u_i = \mathbf{294,39 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$w_{3'i} = \sqrt{284,96^2 + (294,39 - 640,88)^2} = \mathbf{448,62 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$w_{4i} = \sqrt{c_{4a,s}^2 + (u_i - c_{4u,i})^2} \left[m \cdot s^{-1} \right]$$

$$w_{4i} = \sqrt{317,21^2 + (294,39 - 27,23)^2} = \mathbf{414,73 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

53. Stanovení stupně reakce stupně plynové turbíny LTKM

$$\bar{\rho}_e = \cos^2 \alpha_{3'i} \left[1 - \left(\frac{D_{3'i}}{D_{3'e}} \right)^2 \right] \quad [1]$$

$$\bar{\rho}_e = \cos^2 27,3^\circ \cdot \left[1 - \left(\frac{0,36527}{0,4828} \right)^2 \right] \quad [1]$$

$$\bar{\rho}_e = \mathbf{0,338}$$

$$\rho_e = \rho_i + \bar{\rho}_e \cdot [1 - \rho_i] \quad [1]$$

Kde:

$$\rho_i = 0,09$$

$$\rho_e = 0,09 + 0,338 \cdot [1 - 0,09] = \mathbf{0,397}$$

54. Stanovení Machova čísla relativního a absolutního proudu na rotoru plynové turbíny LTKM

$$M_{c,3'e} = \frac{c_{3'e}}{\sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_{3'e}}} \quad [1]$$

Kde:

$$T_{3'e} = T_{3'c} - \frac{c_{3'e}^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$T_{3'e} = 1\,133,15 - \frac{562,4^2}{2 \cdot 1\,158} = \mathbf{996,58 \text{ K}}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$M_{c,3'e} = \frac{562,4}{\sqrt{1,33.287,4.996,58}} = \mathbf{0,911}$$

$$M_{c,3's} = \frac{c_{3's}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3's}}} \quad [1]$$

Kde:

$$T_{3's} = T_{3'c} - \frac{c_{3's}^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$T_{3's} = 1\,133,15 - \frac{621,31^2}{2 \cdot 1\,158} = \mathbf{966,47 \text{ K}}$$

$$c_{3's} = c_{3'} \quad [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{3's} = \mathbf{621,31 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

$$M_{c,3's} = \frac{621,31}{\sqrt{1,33.287,4.966,47}} = \mathbf{1,022}$$

$$M_{c,3'i} = \frac{c_{3'i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'i}}} \quad [1]$$

Kde:

$$T_{3'i} = T_{3'c} - \frac{c_{3'i}^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$T_{3'i} = 1\,133,15 - \frac{701,38^2}{2 \cdot 1\,158} = \mathbf{920,74 \text{ K}}$$

$$M_{c,3'i} = \frac{701,38}{\sqrt{1,33.287,4.920,74}} = \mathbf{1,182}$$

$$M_{c,4e} = \frac{c_{4e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4e}}} \quad [1]$$

Kde:

$$T_{4e} = T_{4c} - \frac{c_{4e}^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$T_{4e} = 963,54 - \frac{317,88^2}{2 \cdot 1\,158} = \mathbf{919,91 \text{ K}}$$

$$M_{c,4e} = \frac{317,88}{\sqrt{1,33.287,4.919,91}} = \mathbf{0,536}$$

$$M_{c,4s} = \frac{c_{4s}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4s}}} \quad [1]$$

Kde:

$$T_{4s} = T_{4c} - \frac{c_{4s}^2}{2 \cdot c_p} \quad [K]$$

$$c_{4s} = c_4 \quad [m \cdot s^{-1}]$$

$$c_{4s} = \mathbf{318,96 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$$T_{4s} = 963,54 - \frac{318,96^2}{2 \cdot 1158} = \mathbf{919,61 \text{ K}}$$

$$M_{c,4s} = \frac{318,96}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 919,61}} = \mathbf{0,538}$$

$$M_{c,4i} = \frac{c_{4i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4i}}} [1]$$

Kde:

$$T_{4i} = T_{4c} - \frac{c_{4i}^2}{2 \cdot c_p} [K]$$

$$T_{4i} = 963,54 - \frac{318,38^2}{2 \cdot 1158} = \mathbf{919,77 \text{ K}}$$

$$M_{c,4i} = \frac{318,38}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 919,77}} = \mathbf{0,537}$$

$$M_{w,3'e} = \frac{w_{3'e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'e}}} [1]$$

$$M_{w,3'e} = \frac{300,62}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 996,58}} = \mathbf{0,487}$$

$$M_{w,3's} = \frac{w_{3's}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3's}}} [1]$$

Kde:

$$w_{3's} = w_{3'} = 354,21 [m \cdot s^{-1}]$$

$$M_{w,3's} = \frac{354,21}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 966,58}} = \mathbf{0,583}$$

$$M_{w,3'i} = \frac{w_{3'i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{3'i}}} [1]$$

$$M_{w,3'i} = \frac{448,62}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 920,74}} = \mathbf{0,756}$$

$$M_{w,4e} = \frac{w_{4e}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4e}}} [1]$$

$$M_{w,4e} = \frac{486,23}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 919,73}} = \mathbf{0,82}$$

$$M_{w,4s} = \frac{w_{4s}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4s}}} [1]$$

Kde:

$$w_{4s} = w_4 = 483,1 [m \cdot s^{-1}]$$

$$M_{w,4s} = \frac{483,1}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 919,61}} = \mathbf{0,815}$$

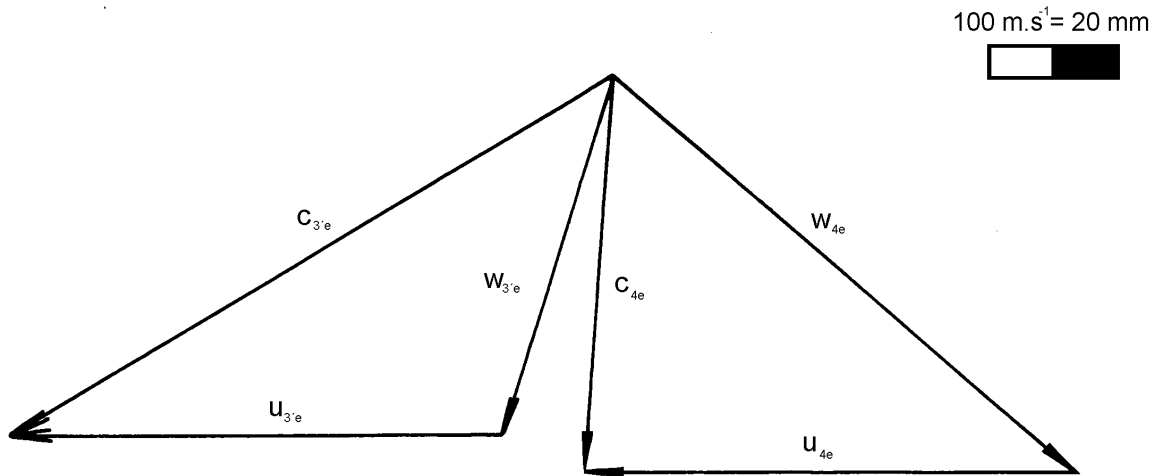
$$M_{w,4i} = \frac{w_{4i}}{\sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_{4i}}} [1]$$

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

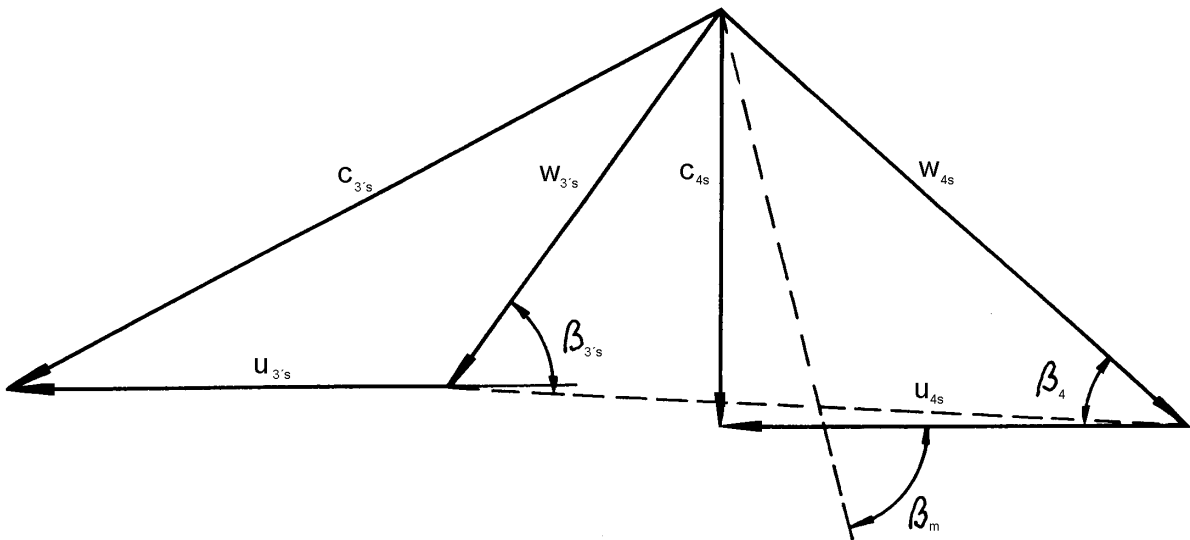
$$M_{w,4i} = \frac{414,73}{\sqrt{1,33 \cdot 287,4 \cdot 919,45}} = 0,7$$

55. Konstrukce rychlostních trojúhelníků na vnitřním a vnějším průměru rotoru plynové turbíny LTKM

Na základě vypočítaných hodnot jednotlivých rychlostí jsou ve vhodném měřítku nakresleny příslušné rychlostní trojúhelníky.

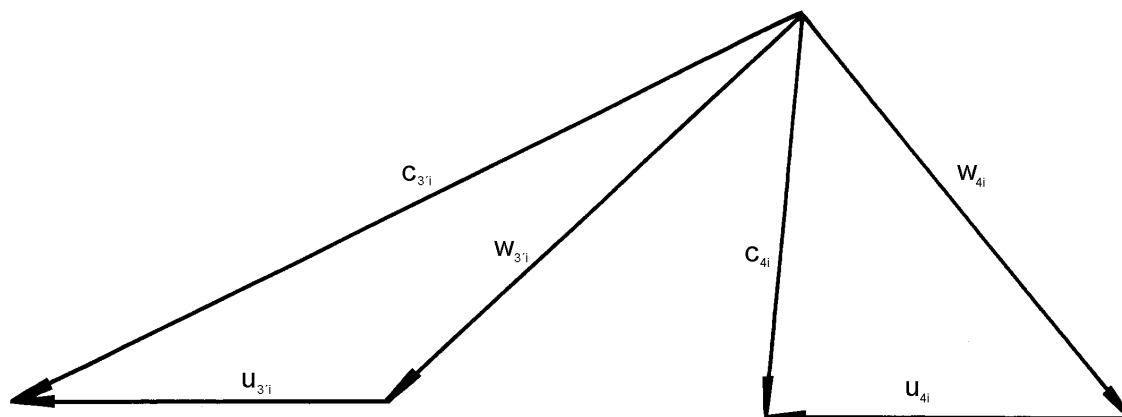


Obr. 47 Rychlostní trojúhelník na vnějším průměru



Obr. 48 Rychlostní trojúhelník na středním průměru

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY



Obr. 49 Rychlostní trojúhelník na vnitřním průměru

ZÁVĚR

Uvedený výpočet byl vykonán pro jisté volené střední hodnoty parametrů. Dává představu o rozdělení jednotlivých rychlostí, stavových veličin a rozměrových parametrech osové turbíny LTKM.

Uvedené závislosti zjištěné výpočtem jsou v souladu s předpoklady, které uvádí teorie osových turbín LTKM.

Odchytky vypočítaných hodnot od skutečných parametrů plynové turbíny motoru M-701c-400 se pohybují v rozsahu do 3 %.

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Tabulka č. 1 TABULKA VÝSLEDKŮ

VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
$W_{e,T}$	196 406,9	J.kg ⁻¹
$W_{e,st}$	196 406,9	J.kg ⁻¹
$u_{3's}$	341,72	m.s ⁻¹
$D_{3's}$	0,424	m
$c_{3'} = c_{3's}$	621,31	m.s ⁻¹
$a_{kr,3'}$	609,75	m.s ⁻¹
$\lambda_{3'}$	1,019	1
$c_{3',id}$	637,24	m.s ⁻¹
$\lambda_{3',id}$	1,045	1
$p_{3'}$	207 703,5	Pa
$p_{3'c}$	394 340,6	Pa
$T_{3'}$	966,47	K
$\rho_{3'}$	0,7478	kg.m ⁻³
$A_{3'}$	0,0782	m ²
$l_{3'}$	0,0587	m
$D_{3',i}$	0,36527	m
$D_{3',e}$	0,4828	m
$w_{3'} = w_{3's}$	354,21	m.s ⁻¹
$\alpha_{3'i}$	23,97	°
$\bar{\rho}$	0,215	1
ρ	0,286	1
h_{02}	81 328,97	J.kg ⁻¹
$w_4 = w_{4s}$	483,1	m.s ⁻¹
w_{4u}	364,37	m.s ⁻¹
c_{4u}	23,46	m.s ⁻¹
$c_{4a} = w_{4a}$	317,21	m.s ⁻¹
α_4	85,77	°
c_4	318,06	m.s ⁻¹
T_{4c}	963,54	K
T_4	919,86	K
p_4	153 245,41	Pa
ρ_4	0,5797	kg.m ⁻³

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
A_4	0,0907	m^2
l_4	0,0598	m
D_{4e}	0,4828	m
D_{4i}	0,35098	m
γ	1,16	°
p_{4c}	184 752,5	Pa
η_{Tc}	0,837	1
b	0,028	m
t	0,0217	m
z	61	1
β_4	42	°
A_y	0,0134	m
$A_3 = A_{3n}$	0,0782	m^2
$A_{3'n,s}$	0,0359	m^2
α_m	45,91	°
$c_{y,t}$	2,157	1
ξ_i	0,03166	1
ξ_l	0,13666	1
φ	0,99	1
ξ_p	0,0498	1
$A_{3'n,r}$	0,0656	m^2
A_{4n}	0,061	m^2
\overline{D}_i	0,358125	m
\overline{D}_e	0,4828	m
$\overline{\nu}$	0,742	1
$c_{y,t}$	2,595	1
ξ_i	0,162	1
ξ_m	0,0418	1
ξ_l	0,2536	1
ψ	0.893	1

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

VELIČINA	HODNOTA	JEDNOTKA
$u_{3'e}$	389,11	$m.s^{-1}$
$C_{3'u,e}$	484,86	$m.s^{-1}$
$C_{4u,e}$	20,6	$m.s^{-1}$
$C_{3'a,e} = C_{3'a,s} = C_{3'a,i}$	284,96	$m.s^{-1}$
$C_{4a,e} = C_{4a,s} = C_{4a,i}$	317,21	$m.s^{-1}$
$C_{3'e}$	562,4	$m.s^{-1}$
C_{4e}	317,88	$m.s^{-1}$
$W_{3'e}$	300,62	$m.s^{-1}$
W_{4e}	486,23	$m.s^{-1}$
$u_{3'i}$	294,39	$m.s^{-1}$
$C_{3'u,i}$	640,88	$m.s^{-1}$
$C_{4u,i}$	27,23	$m.s^{-1}$
$C_{3'i}$	701,38	$m.s^{-1}$
C_{4i}	318,38	$m.s^{-1}$
$W_{3'i}$	448,62	$m.s^{-1}$
W_{4i}	414,73	$m.s^{-1}$
$\bar{\rho}_e$	0,338	1
ρ_e	0,3976	1
$T_{3'e}$	996,58	K
$M_{c,3'e}$	0,911	1
$T_{3's}$	966,47	K
$M_{c,3's}$	1,022	1
$T_{3'i}$	920,74	K
$M_{c,3'i}$	1,182	1
T_{4e}	919,91	K
$M_{c,4e}$	0,536	1
T_{4s}	919,61	K
$M_{c,4s}$	0,538	1
T_{4i}	919,77	K
$M_{c,4i}$	0,537	1
$M_{w,3'e}$	0,487	1
$M_{w,3's}$	0,583	1
$M_{w,3'i}$	0,756	1
$M_{w,4e}$	0,82	1

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

$M_{w,4s}$	0,815	1
$M_{w,4i}$	0,7	1

IV PŘIBLIŽNÝ VÝPOČET PLYNOVÉ TURBÍNY

Tabulka č. 2 Tabulka odchylek vypočítaných a zadaných hodnot

VELIČINA	VYPOČÍTANÁ HODNOTA	SKUTEČNÁ HODNOTA	ODCHYLKA
η_{Tc}	0,844	0,874 → dané	0,03 → -3,4 %
μ	1,69	1,699 → dané	0,009 → +0,533 %
$D_{3's}$	0,424	0,424 → naměřené	0,00 → 0,0 %
$D_{3'i}$	0,3653	0,365 → naměřené	0,0003 → +0,08 %
$D_{3'e}$	0,4828	0,483 → naměřené	0,0002 → +0,04 %
z	61	61 → naměřené	0 → 0 %
l_3	0,0587	0,059 → naměřené	0,0003 → -0,508 %
φ	0,99	0,975 → navrhované	0,015 → +1,54 %
ψ	0,916	0,9 → navrhované	0,016 → +0,76 %

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 1

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru RU-19A-300, která je spojena se sedmistupňovým osovým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 16,04 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 4,6$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 16\,500 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,466095 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,4288074 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1150 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 957,7 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{stator}} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{rotor}} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s přiloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresy a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 2

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru BMW-003, která je spojena se sedmistupňovým osovým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 19 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,1$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 9\,500 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,314107 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,288978 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1038 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 903 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{stator}} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{rotor}} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s přiloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 3

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru RD-10, která je spojena s osmistupňovým osovým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 22 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 2,95$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 8\,700 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,298909 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,274996$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,073,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 883,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s přiloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsáního postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 4

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru RD-500, která je spojena s oboustranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 28,5 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,9$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 14\,700 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,3951714 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,363557 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,133,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 953,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{stator}} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{rotor}} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 5

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru RD-45F, která je spojena s oboustranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0$ m
- rychlost letu 0 m.s⁻¹
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 40,4$ kg.s⁻¹
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 4,0$
- $W_{ek} = 192,47$ kJ.kg⁻¹
- $n_K = n_T = 12\,300$ min⁻¹
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,4053$ MPa
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,372876$ MPa
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,148,15$ K
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 1\,013,15$ K
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8$ mm
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0$ m.s⁻¹ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158$ J.kg⁻¹.K⁻¹
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4$ J.kg⁻¹.K⁻¹

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 6

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru VK-1, která je spojena s oboustranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 48,2 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 4,42$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 11\,560 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,44786 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,412032 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,148,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 993,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 7

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru VK-1F, která je spojena s oboustranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 48,2 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 4,42$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 11\,560 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,44786 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,412032 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,148,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 993,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{stator}} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{rotor}} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 8

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru ASV-8, která je spojena se sedmistupňovým osovým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 14,52 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 4,1$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 13 \text{ 100 min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,4154366 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,382201 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1 \text{ 098,15 K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 943,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{stator}} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{rotor}} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1 \text{ 158 J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresy a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 9

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru JUMO-004B, která je spojena s osmistupňovým osovým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0$ m
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 19,5 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,1$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 8\,700 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,3141075 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,2889789$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,073,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 883,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_3} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresy a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 10

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny motoru TG-16, která je spojena s jednostranným jednostupňovým odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 22 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 2,9$
- $W_{ek} = 192,47 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 31\,863 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,2938454 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,270337$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,273,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 1\,173,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,97$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 11

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny leteckého turbokompresorového motoru, která je spojena s jednostupňovým jednostranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 12 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 4,2$
- $W_{ek} = 185,7 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 15\,500 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,41693 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,4$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,173,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 883,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,98$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 12

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny leteckého turbokompresorového motoru, která je spojena s jednostupňovým jednostranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 6 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,2$
- $W_{ek} = 142,625 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 18\,245,2 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,324243 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,298303$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,173,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 883,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,98$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 13

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny leteckého turbokompresorového motoru, která je spojena s osmistupňovým osovým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 8 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,48$
- $W_{ek} = 147,3 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 11\,800 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_{3'} = 29^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,352688 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,328 \text{ MPa}$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 3,03$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,150,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 895,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,55$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 29^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,975$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,95$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 14

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny leteckého turbokompresorového motoru, která je spojena s jednostupňovým jednostranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 6 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,2$
- $W_{ek} = 142,625 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 18\,245,2 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,324243 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,298303$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,173,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 883,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,98$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 15

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny leteckého turbokompresorového motoru Goblin 4, která je spojena s jednostupňovým jednostranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 18,4 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,9$
- $W_{ek} = 142,625 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 16\,600 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,3951714 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,3714612$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,133,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 883,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{stator}} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{\text{rotor}} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,98$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 16

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny leteckého turbokompresorového motoru Rolls-Royce Nene, která je spojena s jednostupňovým oboustranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 28,5 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 3,9$
- $W_{ek} = 142,625 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 14\,700 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,3951714 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,3714611$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,15$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,133,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 883,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,98$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s příloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsaného postupu.

ZADÁNÍ č. 4

Příklad č. 17

Vykonejte přibližný výpočet jednostupňové plynové turbíny leteckého turbokompresorového motoru, která je spojena s jednostupňovým oboustranným odstředivým kompresorem, pro níže uvedené hodnoty.

Zadané parametry

- výška letu $H = 0 \text{ m}$
- rychlost letu 0 m.s^{-1}
- průtokové množství vzduchu $Q_v = 50,7 \text{ kg.s}^{-1}$
- celkový stupeň stlačení osového kompresoru $\pi_{Kc} = 4,3$
- $W_{ek} = 142,625 \text{ kJ.kg}^{-1}$
- $n_K = n_T = 14\,700 \text{ min}^{-1}$
- úhel $\alpha_3 = 22^\circ$
- $\mu = 1,6$
- tlak za osovým kompresorem $p_{2c} = 0,4357018 \text{ MPa}$
- celkový tlak před plynovou turbínou $p_{3c} = 0,418237$
- celkový stupeň expanze plynu na plynové turbíně $\pi_{Tc} = 2,14$
- celková absolutní teplota plynu před plynovou turbínou $T_{3c} = 1\,125,15 \text{ K}$
- celková absolutní teplota plynu za plynovou turbínou $T_{4c} = 800,15 \text{ K}$
- poměr rychlostí $\frac{u}{c_{3'}} = 0,57$
- lopatkování s $\alpha_{3'} = 22^\circ$
- $\rho_i = 0,09$
- poměr $\frac{h}{l} = 0,44$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{stator} = 0,75$
- poměr $\left(\frac{t}{b}\right)_{rotor} = 0,75$
- mechanická účinnost $\eta_m = 0,98$
- $\varphi = 0,975$
- $\psi = 0,9$
- $\delta = 0,8 \text{ mm}$
- obvodová složka vstupní absolutní rychlosti vzduchu $c_{3u} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ (vstup bez rozvíření)
- $\sigma_{sk} = 0,93$
- $c_{p,pl.} = 1\,158 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- $\kappa' = 1,33$
- $r = 287,4 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$

Výpočet realizujte v souladu s přiloženým postupem. Výpočet doplňte příslušnými schematickými nákresey a rychlostními trojúhelníky. Konstrukci profilů lopatkové mříže plynové turbíny vykonejte podle popsáního postupu.

Seznam použité literatury

Balous, M.: Jak-23. Monografie. L+K 1981, str. 791.

Hocko, M.: Letecké turbokompresorové motory použité u československých vojenských letadel, Prešov 2000.

Kmoch, P.: Výpočtová cvičení z teorie leteckých motorů, Část I., VA AZ Brno, 1972.

Kulagin, I. I.: Theorie letadlových proudových motorů, SNTL, Praha 1954.

Inozemcev, N. V., Zujev, V. S.: Spalovací turbíny pro letadla, Průmyslové vydavatelství, Praha 1952.

Letadlový motor M-701bc-150 – Technický popis, ZJŠ, MNO-TS PO VSL.

Růžek, J.: Teorie leteckých motorů, Část I., VA AZ Brno, 1979.

Technický popis motoru M-701c-500, Praha.

