



**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

---

**Fakulta strojní  
Ústav letadlové techniky**

**VLIV VLASTNOSTÍ PRACOVNÍ LÁTKY NA VÝKONOVÉ  
PARAMETRY LETADLOVÉHO MOTORU**

Diplomová práce

**2016**

**Jan Bernášek**



**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky - 12122

Technická 4, 166 07 Praha 6

Akademický rok: 2015/2016

## ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

pro: **Bc. Jana BERNÁŠKA**

program: **N 3958 LETECTVÍ A KOSMONAUTIKA**

obor: **3906T008 Letadlová a kosmická technika**

Název tématu: **Vliv modelu pracovní látky na výpočet oběhu turbovrtulového motoru**

Title: **The influence of working fluid model on the turboprop engine cycle computation**

### *Zásady pro vypracování:*

Pro vypracování diplomové práce proveďte:

- rešerši využití turbovrtulových a turbohřídelových motorů v současném letectví
- stručný přehled použitých stavových rovnic plynu
- naprogramování jednotlivých modelů pracovní látky ve vhodném softwaru (např. MS Excel)
- výpočet parametrů modelového tepelného oběhu turbovrtulového motoru za použití různých stavových rovnic (ideální plyn, poloideální plyn, Bachr-Schwier, BWR)
- porovnání dosažených výsledků

**Rozsah grafických prací:** dle pokynů vedoucího DP

**Rozsah průvodní zprávy:** 60 stran

**Seznam odborné literatury:**

Dle doporučení vedoucího DP

**Předměty SZZ:** Aerodynamika a mechanika letu  
Letadlová technika  
Technologie a údržba letadlové techniky

**Vedoucí diplomové práce:** Ing. David Hlaváček

**Konzultant/i:** -

**Datum zadání diplomové práce:** 25. 04. 2016

**Datum odevzdání diplomové práce:** 08. 08. 2016

Neodevzdá-li student/ka diplomovou práci v určeném termínu, tuto skutečnost předem písemně zdůvodnil a omluva byla děkancem uznána, stanoví děkan studentovi náhradní termín odevzdání diplomové práce. Pokud se však student/ka řádně neomluvil/a nebo omluva nebyla děkanem uznána, může si student/ka zapsat diplomovou práci podruhé.

*Posluchač/ka bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.*

Zadání diplomové práce převzal dne: 22. 4. 2016



student/ka



Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
vedoucí Ú 12 122



prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
děkan FS ČVUT v Praze

V Praze dne 04. 04. 2016

# Prohlášení

„Nemám závažný důvod proti užívání tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).“

„Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o etické přípravě vysokoškolských závěrečných prací.“

V Praze dne 5. 8. 2016



---

vlastnoruční podpis autora

## **Poděkování**

Na tomto místě bych rád poděkoval panu Ing. Davidu Hlaváčkovi za vedení mé diplomové práce a za jeho velikou ochotu a vstřícnost, se kterou přistupoval k veškerým našim konzultacím. Dále bych rád poděkoval mé novomanželce za podporu při studiu a při psaní této práce, a v neposlední řadě bych rád poděkoval svým rodičům za jejich morální a materiální podporu, které se mi dostávalo po celou dobu mého studia.

# Obsah

Seznam obrázků .....	8
Seznam tabulek .....	9
Seznam grafů.....	11
Seznam používaných symbolů .....	12
1. Úvod.....	15
2. Turbouvrtulový motor.....	17
3. Přehled turbouvrtulových motorů .....	19
3.1 Europrop International.....	19
3.2 General Electric Aviation Czech .....	20
3.3 Pratt & Whitney Canada.....	20
3.3.1 PT6A .....	21
3.3.2 PW100/150.....	22
3.4 Rolls- Royce .....	23
3.4.1 M250 .....	23
3.4.2 AE2100.....	24
3.5 Honeywell- TPE-331 .....	25
4. Přehled turbohřídelových motorů .....	26
4.1 General Electric .....	26
4.1.1 T700/CT7 .....	26
4.1.2 T64 .....	27
4.2 LHTEC .....	27
5. Modely stavového chování plynů .....	29
5.1 Stavová rovnice ideálního plynu .....	29
5.1.1 Směsi plynů .....	30
5.2 Rovnice poloideálního plynu pro směs vzduchu a spalin.....	31
5.3 Stavová rovnice dle Baehra a Schwiera .....	32
5.4 Rovnice BWR.....	35
5.4.1 Kompresibilitní faktor .....	36
6. Výpočty tepelných oběhů .....	37

6.1	Výpočet tepelného oběhu pro ideální plyn .....	38
6.1.1	Výpočet tepelného oběhu pro ideální plyn číselně pro výšku 0 m.....	40
6.2	Výpočet tepelného oběhu pro polo-ideální plyn.....	44
6.3	Výpočet tepelného oběhu dle Baeha a Schwiera.....	48
6.4	Výpočet tepelného oběhu dle BWR rovnice .....	54
6.5	Srovnání výsledků dosažených výpočtem tepelných oběhů dle jednotlivých stavových rovnic.....	57
6.6	Závislost měrného tepla vzduchu za konstantního tlaku pro jednotlivé stavové rovnice .....	60
6.7	Závislost měrného tepla spalin za konstantního tlaku pro jednotlivé stavové rovnice 62	
7.	Závěr .....	64
	Seznam použité literatury.....	66

## Seznam obrázků

Obrázek 1: Europrop International TP 400-D6. [3] .....	19
Obrázek 2: GEAC H80. [5].....	20
Obrázek 3: P & W Canada PT6A. [8].....	21
Obrázek 4: Motor řady PW 100/150. [13] .....	22
Obrázek 5: Rolls-Royce M250. [14] .....	23
Obrázek 6: Rolls- Royce AE2100. [16] .....	24
Obrázek 7: Honeywell TPE-331. [21].....	25
Obrázek 8: Motor GE T700-401C/701C. [23] .....	26
Obrázek 9: Motor GE T64. [24].....	27
Obrázek 10: LHTEC T800. [26] .....	28



# Seznam tabulek

Tabulka 1: Parametry motoru TP 400-D6. [1], [2] .....	19
Tabulka 2: Parametry motoru H80. [4] [5] .....	20
Tabulka 3: Parametry motoru PT6A. [6] [7] [9] [10] [11] .....	21
Tabulka 4: Parametry motorů z řady PW 100/150. [12] .....	22
Tabulka 5: Parametry motoru M250, uvedené hodnoty pro nejnižší a nejvyšší řadu [14], [15] .....	23
Tabulka 6: Parametry motoru AE2100. [17], [18] .....	24
Tabulka 7: Parametry motoru TPE-331, uvedené hodnoty pro nejnižší a nejvyšší řadu. [19], [20] .....	25
Tabulka 8: Parametry motoru T700/CT7, uvedené hodnoty pro obě řady. [22], [23] .....	26
Tabulka 9: Parametry motoru T64. [24], [25] .....	27
Tabulka 10: Parametry motoru LHTEC T800. [26], [27], [28] .....	28
Tabulka 11: Vliv teploty na plynovou konstantu vzduchu a spalin. [29] .....	32
Tabulka 12: Výchozí hodnoty pro výpočet stavové rovnice dle Baehra a Schwiera. [30] .....	33
Tabulka 13: Generalizované vztahy dle Joffea [31], [32]: .....	35
Tabulka 14: Vstupní hodnoty pro výpočet tepelných oběhů. [29] .....	37
Tabulka 15: Vypočtené hodnoty měrného tepla vzduchu v kompresoru. ....	45
Tabulka 16: Vypočtené hodnoty měrného tepla za stálého tlaku pro generátorovou turbínu..	46
Tabulka 17: Vypočtené hodnoty měrného tepla za stálého tlaku pro volnou turbínu.....	47
Tabulka 18: Výchozí hodnoty pro výpočet stavové rovnice dle Baehra a Schwiera. [30] .....	48
Tabulka 19: Konstanty pro výpočet bezrozměrného tlaku vzduchu. [30] .....	49
Tabulka 20: Konstanty pro výpočet entalpie. [30] .....	50
Tabulka 21: Vypočtené hodnoty entalpií pro všechny teploty a tlaky dle výšky letu a místa v motoru pro stavovou rovnici dle Baehra a Schwiera. ....	53
Tabulka 22: Osm konstant stavové rovnice BWR pro plyny, které jsou uvažovány jako složení spalin turbovrtulového motoru.....	56
Tabulka 23: Vypočtené hodnoty entalpií pro všechny teploty a tlaky dle výšky letu a místa v motoru pro stavovou rovnici BWR. ....	56
Tabulka 24: Srovnání vypočtených hodnot efektivního výkonu v daném rozsahu výše. ....	59
Tabulka 25: Vypočtené hodnoty měrného tepla vzduchu za stálého tlaku pro jednotlivé stavové rovnice v závislosti na teplotě. ....	60

Tabulka 26: Vypočtené hodnoty měrného tepla spalin za stálého tlaku pro jednotlivé stavové rovnice .....	62
--	----

## Seznam grafů

Graf 1: Entropický diagram vzduchu dle stavové rovnice podle Baehra a Schwiera. [30] .....	34
Graf 2: Závislost efektivního výkonu na výšce letu dle modelu pracovní látky vycházející ze stavové rovnice ideálního plynu.....	40
Graf 3: Tepelný oběh turbovrtulového motoru dle stavové rovnice ideálního plynu pro nulovou výšku letu. ....	42
Graf 4: Vypočtené hodnoty tepelných oběhů v daném rozsahu letových výšek.....	43
Graf 5: Závislost efektivního výkonu na výšce letu pro model pracovní látky vycházející z rovnice pro polo-ideální plyn se srovnáním s modelem pracovní látky vycházejícím ze stavové rovnice ideálního plynu.....	48
Graf 6: Závislost efektivního výkonu na výšce letu podle modelu pracovní látky vycházejícího ze stavové rovnice dle Baehra a Schwiera a s porovnáním se stavovými rovnicemi pro ideální a polo-ideální plyn. ....	51
Graf 7: Znázorněný tepelný oběh v entropickém diagramu pro výšku letu 0m. [30] .....	52
Graf 8: Závislost efektivního výkonu na výšce letu dle modelu pracovní látky vycházejícího ze stavové rovnice BWR v porovnání s hodnotami plynoucích z ostatních stavových rovnic.	55
Graf 9: Efektivní výkony ve výšce 0 m.....	58
Graf 10: Efektivní výkony ve výšce 4000 m.....	58
Graf 11: Závislost měrného tepla vzduchu při stálém tlaku na teplotě pro jednotlivé stavové rovnice. ....	61
Graf 12: Závislost měrného tepla spalin při stálém tlaku na teplotě pro jednotlivé stavové rovnice. ....	63

## Seznam používaných symbolů

$c_p$	měrné teplo vzduchu za stálého tlaku [ $J. kg^{-1}. K^{-1}$ ]
$c_{pph}$	měrné teplo produktů hoření paliva za stálého tlaku [ $J. kg^{-1}. K^{-1}$ ]
$c_{pH_2O}$	měrné teplo vodní páry za stálého tlaku [ $J. kg^{-1}. K^{-1}$ ]
$c_{psp}$	měrné teplo spalin za stálého tlaku [ $J. kg^{-1}. K^{-1}$ ]
$c_v$	měrné teplo vzduchu za stálého objemu [ $J. kg^{-1}. K^{-1}$ ]
d	hmotnostní poměr vzduchu a vodní páry
h	entalpie [ $J. kg^{-1}$ ]
$L_K$	užitečná práce kompresoru [ $J. kg^{-1}$ ]
$L_{GT}$	užitečná práce generátorové turbíny [ $J. kg^{-1}$ ]
$L_{VT}$	užitečná práce volné turbíny [ $J. kg^{-1}$ ]
m	hmotnost [ $kg$ ]
$\dot{m}$	hmotnostní průtok [ $kg. s^{-1}$ ]
$M_m$	molární hmotnost [ $kg. mol^{-1}$ ]
$P_e$	efektivní výkon [ $kW$ ]
p	tlak [ $Pa$ ]
$q_p$	hmotnostní poměr vzduchu a spalovaného paliva
R	univerzální plynová konstanta [ $J. mol^{-1}. K^{-1}$ ]
r	specifická plynová konstanta [ $J. kg^{-1}. K^{-1}$ ]
RPM	otáčky za minutu (revolutions per minute)
s	entropie [ $J. kg^{-1}. K^{-1}$ ]
T	termodynamická teplota [ $K$ ]
t	teplota [ $^{\circ}$ ]
V	objem [ $m^3$ ]
v	měrný objem [ $m^3. kg^{-1}$ ]
z	kompresibilitní faktor
$\delta$	bezrozměrová funkce obejmu
$\eta_{GT}$	účinnost generátorové turbíny

$\eta_{K,is}$	účinnost isoentropická kompresoru
$\eta_{SP}$	účinnost spalování
$\eta_{VT}$	účinnost volné turbíny
$\vartheta$	bezrozměrová funkce teploty
$\kappa$	Poissonova konstanta
$\pi$	bezrozměrová funkce tlaku
$\pi_K$	tlakový poměr kompresoru
$\pi_{GT}$	tlakový poměr generátorové turbíny
$\pi_{VT}$	tlakový poměr volné turbíny
$\rho$	hustota [ $kg/m^3$ ]
$\sigma$	redukovaná konstanta
$\sigma_{VS}$	ztráty na vstupu do motoru
$\sigma_{SK}$	ztráty ve spalovací komoře
$\tau$	teplotní poměr

## **Anotace:**

Tato diplomová práce nejprve podává přehled turbovrtulových a turbohřídelových motorů. V další části je uveden teoretický základ jednotlivých stavových rovnic, pomocí kterých je následně vypočítán tepelný oběh a efektivní výkon turbovrtulového motoru. Stavové rovnice, se kterými se v uvedené práci pracuje, jsou: stavová rovnice ideálního plynu, stavová rovnice pro polo- ideální plyn, stavová rovnice dle Baehra a Schwiera a stavová rovnice BWR. V poslední části této práce je provedeno zhodnocení výsledků, které jednotlivé stavové rovnice poskytují pro počítaný turbovrtulový motor.

## **Abstract:**

This master's thesis firstly provides the reader with a general information about turboprop and turboshaft engines. The next chapter of the thesis focuses on theoretical fundamentals of particular Equations of state, due to which a thermodynamic cycle and effective power are calculated. The particular Equations of state that are used in this thesis are: Equation of state for ideal gas, Equation of state for half-ideal gas, Equation of state according to Baehr and Schwier and Equation of state according to BWR (Benedict, Webb, Rubin). The evaluation of results from particular Equations of state for calculated turboprop engine are contained in the last part of this thesis.

# 1. Úvod

Od prvního uskutečněného letu v Severní Karolíně bratry Wrightovými letounem těžším nežli vzduch do prvního letu letounu s proudovým motorem v nacistickém Německu uplynulo 36 let. Pokud se člověk podívá na dochované fotky zmiňovaných dvou letounů, kterými jsou Flyer I. a Heinkel He 178, uvědomí si, jak ohromných věcí jsou lidé schopni a jak snadno lze pokroku zneužít proti samotnému lidstvu. Je všeobecně známé, že vývoj letectví byl, je a bude značně závislý na vývoji leteckých pohonných jednotek. Od prvního letu „vlastovky“ (Messerschmitt Me 262 Schwalbe) s proudovým motorem JUMO 004 zaznamenal vývoj v oblasti letadlových motorů úctyhodný pokrok, který byl vždy ovlivněn aktuálními požadavky společnosti v dané době a očekávaným užitím letadlových motorů, tedy i letadel jako takových. Dnešní doba, počínaje koncem druhé světové války, se odklonila od užívání vrtulových pohonných jednotek jako hlavních možností, a to zejména z důvodu vyšších výkonových požadavků leteckého provozu. Přesto však jsou v současné době stále používané vrtulové pohonné jednotky, které sice kvůli účinnosti vrtule při rychlosti obtékání odpovídající rychlosti zvuku neumožňují dosažení vysokých rychlostí, ale pro provoz menších dopravních letadel za použití turbovrtulových motorů dosahují lepší ekonomičnosti provozu. Vrtulové pohonné jednotky jsou také hojně zastoupeny u malých a sportovních letadel, kde pohonnou jednotku tvoří pístový spalovací motor. Ekonomičnost provozu letadlových motorů patří mezi hlavní cíle současného vývoje, protože vzhledem k nárůstu obyvatel Země a k jejich požadavku na letecké cestování se objem letecké dopravy stále zvyšuje.

První kapitola diplomové práce je věnována stručnému vysvětlení principu turbovrtulového motoru, který bude sloužit jako úvod pro následující dvě kapitoly, které budou zaměřeny na rešerši turbovrtulových a turbohrádelových motorů. V přehledu motorů je snaha o zachycení co nejvíce motorů, ke kterým bude možné získat uspokojivé technické údaje. Rešeršní část diplomové práce slouží k získání přehledu o aktuálně používaných turbovrtulových a turbohrádelových motorech v leteckém provozu.

V přehledu turbovrtulových motorů sice chybí motor M601, který byl vyvinut v Československé socialistické republice ve státním podniku Motorlet v průběhu 60 a 70 let, kdy certifikace a začátek sériové výroby proběhly v roce 1975, ale je zde uveden nástupce tohoto motoru a to motor GE H80. K motoru M601 je v literatuře dostupné uspokojivé množství technických údajů, a tak byly i na doporučení vedoucího diplomové práce zvoleny parametry tohoto motoru jako výchozí pro následné výpočty tepelných oběhů.

Jak již bylo zmíněno výše, v další části diplomové práce budou blíže uváděny výpočty tepelného oběhu turbovrtulového motoru M601 za použití čtyřech rozdílných stavových rovnic. Jakožto výchozí model pracovní látky bude použita stavová rovnice ideálního plynu. Následně budou provedeny výpočty dle modelů pracovní látky, které budou vycházet ze stavové rovnice pro polo-ideální plyn, ze stavové rovnice dle pánů Baehra a Schwiera a ze stavové rovnice BWR.

V závěrečných kapitolách této diplomové práce bude věnována pozornost srovnání jednotlivých modelů pracovní látky z hlediska vlivu zvolené stavové rovnice na vypočtený efektivní výkon, tedy výkon, který v případě zvoleného turbovrtulového motoru předává volná turbína na hřídel reduktoru. Dále bude pozornost věnována samotnému vývoji měrného tepla za stálého tlaku při stoupající teplotě. Všechna srovnání jednotlivých modelů budou názorně ukazována na vložených grafech či tabulkách, aby byly dosažené výsledky jasné patrné.



## 2. Turbovrtulový motor

Turbovrtulový motor je lopatkový stroj, kde turbína pohání kompresor a vrtuli. Z toho tedy plyne, že výkon turbíny odpovídá součtu výkonů vrtule a kompresoru. Tah turbovrtulového motoru je dán převážně tahem vyvozeným vrtulí, ke kterému přispěje tah vzniklý vycházejícími plyny z výstupní soustavy motoru. [21], [24]

Turbovrtulový motor je složen z následujících elementárních částí:

- Vstupní soustava motoru
- Kompresor (axiální, radiální, smíšený)
- Spalovací komora
- Turbína (generátorová, volná)
- Výstupní soustava motoru
- Reduktor a hřídel vrtule

Vstupní ústrojí by mělo být provedeno tak, aby zajišťovalo přivedení potřebného množství vzduchu do kompresoru s minimálními ztrátami celkového tlaku přiváděného vzduchu, s minimálním čelním odporem a se snahou o zabránění vstupu cizím předmětům. [21], [24]

Kompresor slouží ke stlačení vzduchu a dodání vzduchu dále do motoru. Kompresory se dělí dle způsobu práce na axiální (osové) a radiální (odstředivé). Nejdůležitějšími parametry kompresorů jsou stlačení (poměr tlaku na výstupu z kompresoru ke vstupnímu tlaku), hltnost (množství vzduchu, které projde kompresorem za 1s) a účinnost. [21], [24]

Ve spalovací komoře je do oběhu motoru přiváděna tepelná energie v podobě kapalného paliva. Na spalovací komoru jsou kladeny požadavky na stabilitu hoření (zajišťuje spolehlivou práci celého motoru), na vysokou spalovací účinnost (ekonomický provoz a vliv na životní prostředí), na minimální rozměry a hmotnost a na rovnoměrnost teplotního pole. [21], [24]

Turbína je tepelný stroj, ve kterém dochází k přeměně tepelné energie na mechanickou práci. Turbína slouží k pohonu kompresoru a k pohonu vrtule či rotoru vrtulníku. Důležitými parametry turbín jsou účinnost daného stupně (poměr mezi prací turbíny a prací turbíny za ideálních podmínek tedy při adiabatické expanzi) a ztráty (ztráty profilové či ztráty vzniklé přetékáním plynu v radiální mezeře mezi oběžným kolem a tělesem skříně). [21], [24]

Ve výstupním ústrojí se u proudových motorů získává tah, který pohání letoun vpřed, avšak u turbovrtulových motorů je za vznik tahu převážně odpovědná vrtule. Příspěvek tahu od vystupujících plynů je u turbovrtulových motorů cca 10 %. [21], [24]

Reduktory turbovrtulových a turbohřídelových motorů redukují (snižují) otáčky hnací turbíny na otáčky, které jsou vhodné pro práci vrtule. Otáčky hnací turbíny bývají v rozsahu od 6000 až 40000  $\text{min}^{-1}$  a vzhledem k tomu, že ideální otáčky pro práci vrtule jsou v rozmezí 1000 až

$2000 \text{ min}^{-1}$ , tak z uvedeného vyplývá převodový poměr od 6 do 20 (u turbohřídelových motorů může být převodový poměr i vyšší). [21], [24]

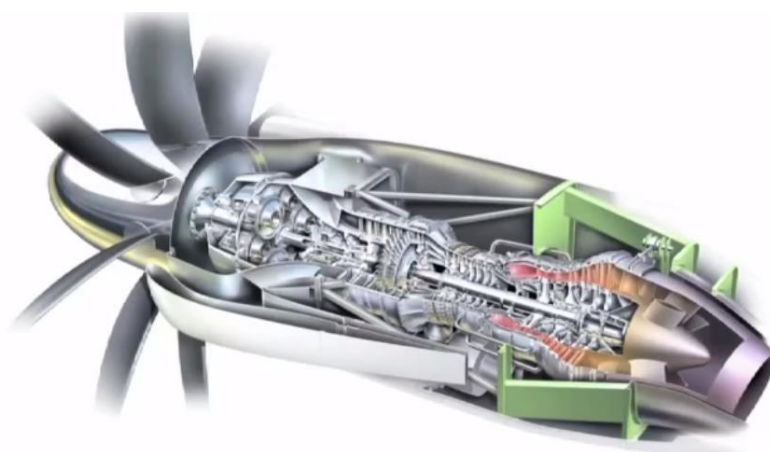
Turbovrtulové motory stále nalézají vysoké uplatnění v letecké spádové dopravě, kde jsou tyto motory stále nejekonomičtější. Turbovrtulové motory jsou nejefektivnější při využívání do rychlosti letu 725 km/h. Ekonomičnost provozu turbovrtulových dopravních letounů typu ATR 72 je patrná ve spotřebě paliva na pasažera vůči velikostně podobným dopravním letounům s proudovými motory, kdy spotřeba paliva u turbovrtulového letounu je cca dvě třetiny spotřeby proudového letounu. Turbohřídelové motory nalézají vysoké uplatnění u vrtulníků. [21], [24]

### 3. Přehled turbovrtulových motorů

V této kapitole je podán rešeršní přehled turbovrtulových motorů, převážně za účelem zjištění parametrů jednotlivých motorů, které by mohly být alespoň orientačně využity v následujících částech této práce. Turbivrtulový motor je v podstatě spojením proudového a vrtulového pohonu. Energie vytvářená proudovým motorem se z valné části využívá pro pohon vrtule, která zajišťuje potřebnou propulzní sílu.

#### 3.1 Europrop International

TP 400-D6 je turbivrtulový tříhřídelový motor vyráběný společností Europrop International GmbH. Vlastníky této společnosti jsou čtyři hlavní výrobci letadlových motorů v Evropě a to MTU Aero Engines, Rolls-Royce, Snecma a Industria de Turbo Propulsores. Společnost vznikla za účelem navrhnutí a výroby motorů pro vojenský transportní letoun Airbus A400M vyráběný společností Airbus Military. Vzhledem k počtu objednaných letounů Airbus A400M se předpokládá výroba více jak 750 motorů TP 400-D6. Motor poprvé běžel v roce 2005, ale certifikován byl až v roce 2011 vzhledem k softwarovým problémům. [1], [2]



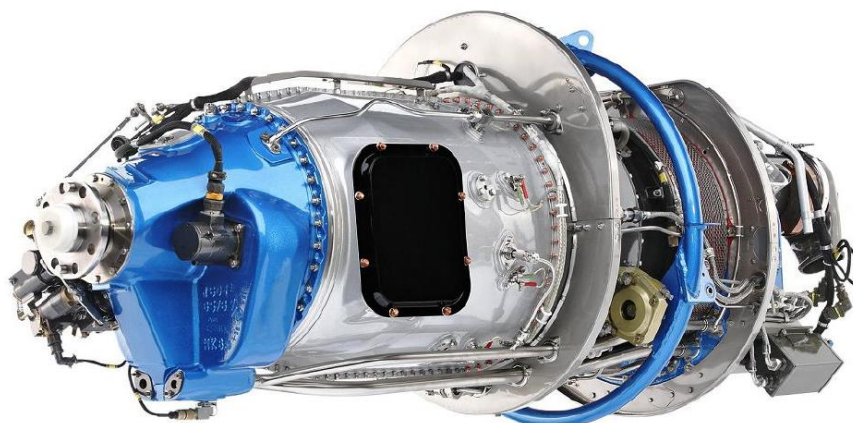
Obrázek 1: Europrop International TP 400-D6. [3]

Tabulka 1: Parametry motoru TP 400-D6. [1], [2]

Výkon	Přibližně 8203 kW u hladiny moře
Délka	3,5 m
Průměr	0,92 m
Hmotnost	1900 kg (suchá)
Kompresor	5 střednětlakých axiálních stupňů a 6 vysokotlakých axiálních stupňů
Tlakový poměr	25
Turbína	1 vysokotlaký stupeň, 1 střednětlaký stupeň a 3 nízkotlaké stupně

## 3.2 General Electric Aviation Czech

H80 je turbovrtulový motor dvouhřídelové konstrukce s reverzním proudem vzduchu a spalin vhodný pro menší a dopravní letouny, zemědělské a další stroje. Motor je vyráběn společností GE Aviation Czech, která sídlí v Praze Letňanech od roku 2008. Motor vychází přímo ze svého předchůdce motoru M601, který byl vyvinut v české společnosti Walter Engines a certifikován byl již v roce 1975. Motor H80 byl prvně spuštěn v roce 2009 a certifikaci od EASA získal v prosinci roku 2011. Motor H80 je instalován například na těchto letounech: Thrush 510, L410. [4]



Obrázek 2: GEAC H80. [5]

Tabulka 2: Parametry motoru H80. [4] [5]

Výkon - Max. vzletový	597 kW
Délka	1675 mm (bez výtokové trysky)
Výška /šířka	650 mm /590mm
Hmotnost	202 kg (suchá hmotnost bez výtokové trysky)
Kompresor	2 axiálních stupně a 1 radiální stupeň
Tlakový poměr	6,7
Turbína	Turbína kompresoru (jednostupňová), Hnací turbína (volná, jednostupňová)

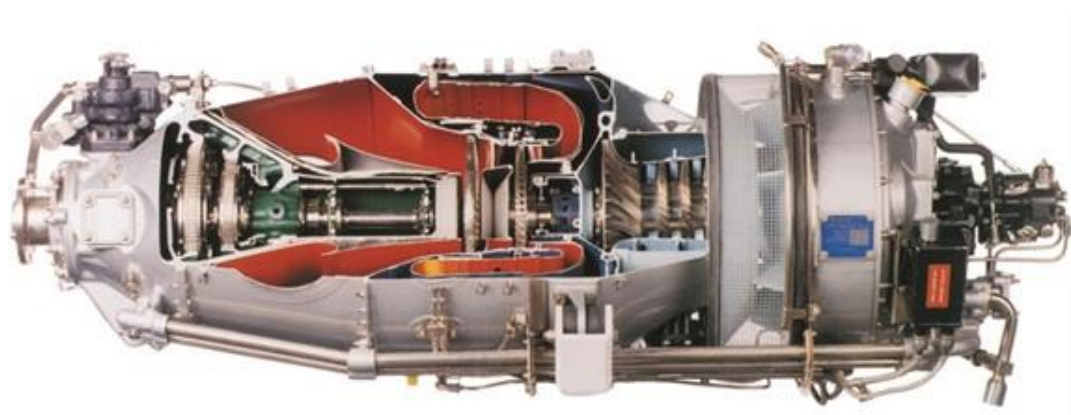
## 3.3 Pratt & Whitney Canada

UTC neboli United Technologies Corporation je americká společnost, která zahrnuje dceřiné společnosti jako například Pratt & Whitney (dále jen P&W), Sikorsky Aircraft či UTC Aerospace Systems. Společnost P&W je rozdělena na jednotlivé divize, dle jejich konkrétního zaměření, například P&W Military Engines, P&W Global Service Partners, P&W Canada či P&W Space Propulsion. Dále je věnována pozornost divizi P&W Canada, která se převážně specializuje na výrobu turbovrtulových či turbohřídelových motorů. Společnost sídlí

v blízkosti města Quebec a zajímavostí je, že i když je společnost součástí P&W stará se o vlastní výzkum, vývoj, prodej, výrobu atd. [6]

### 3.3.1 PT6A

P&W Canada PT6A je jeden z nejpoužívanějších a nejznámějších turbovrtulových motorů ve své třídě. Existuje více než 70 různých variant tohoto motoru s výkony pohybujícími se od 375 kW do 780 kW u standardních variant, avšak existují i varianty pro větší letadla dosahující výkonu 1425 kW. Od šedesátých let minulého století bylo již produkováno na 45000 motorů PT6A. Motor je, stejně jako motor H80, dvouhřídelový s reverzním proudem vzduchu a spalin. [6] [7]



Obrázek 3: P & W Canada PT6A. [8]

Tabulka 3: Parametry motoru PT6A. [6] [7] [9] [10] [11]

	PT6A „Small“ (Varianty A11- A140)	PT6A „Medium“ (Varianty A41-A62)	PT6A „Large“ (Varianty A64-A68)
Výkon - Max. vzletový	375- 675 kW	640-790 kW	525-1275 kW
Výkon- Max. vzletový se započtením tahu ze spalin	450- 800 kW	750- 1050 kW	1050- 1425 kW
Délka	155- 163 cm	168- 183 cm	175- 192 cm
Výška /šířka	(53,5- 63,5) / 55 cm	56 / 50 cm	
Hmotnost	128- 185 kg	190- 206 kg	210- 261 kg
Kompresor	3 axiální a 1 radiální stupeň		4 axiální a 1 radiální stupeň
Tlakový poměr	(6,3 – 10,0) : 1		
Turbína kompresoru	1 stupňová		
Turbína hnací	1 stupňová, volná	2 stupňová, volná	
Výstupní otáčky	1900-2200 RPM	1700- 2000 RPM	

### 3.3.2 PW100/150

PW100/150 je řada turbovrtulových motorů vhodných pro letadla o kapacitě od 30 do 90 pasažerů, jsou výhodnou variantou pro krátké lety do 550 km, kdy je provoz velmi ekonomický. Řada motorů PW100/150 zahrnuje aktuálně 38 modelů majících výkon od 1340 kW do 3725 kW. Motor je tříhřídelový a pouze spalovací komora je v reverzním směru. Motor je například používán u následujících letadel: ATR42/ATR72, Bombardier Dash 8, Embraer EMB 120 a další. [12]



Obrázek 4: Motor řady PW 100/150. [13]

Tabulka 4: Parametry motorů z řady PW 100/150. [12]

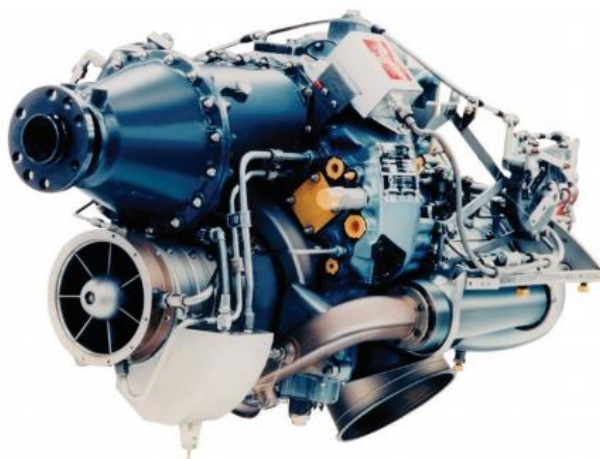
	PW118-PW127	PW150
Výkon - Max. vzletový	1341 - 2050 kW	3725 kW
Výkon- Max. vzletový se započtením tahu ze spalin	1624 – 2384 kW	4619 kW
Délka	206 – 214 cm	241 cm
Výška /šířka	79 – 86 / 63 - 66 cm	112 / 76 cm
Hmotnost	418 – 480 kg	690 kg
Kompresor	2 odstředivé stupně	3 axiální stupně a 1 odstředivý stupeň
Tlakový poměr	13,2-13,9 : 1	18 : 1
Turbína kompresoru	1 nízkotlaká, 1 vysokotlaká	
Turbína hnací	2 stupňová, volná	
Výstupní otáčky	1300 – 1200 RPM	1020 RPM

## 3.4 Rolls- Royce

V roce 1906 pánové Henry Royce a Charles Rolls založili společnost Rolls- Royce Ltd. (dále jen „RR“). Společnost se v počátku zaměřila na výrobu luxusních automobilů, ale již v roce 1914 vyrobila první letadlový pístový motor pod označením Eagle. Před druhou světovou válkou RR vyvinul, dnes již legendární, motor pod označením Merlin, který poháněl letoun Supermarine Spitfire. V nynější době je RR holdingovou společností, která je zaměřená na výrobu pohonných jednotek a výrobou luxusních automobilů se již nezaobírá. RR je druhý největší výrobce letadlových motorů na světě. V průběhu posledních 25 let RR koupil společnosti Allison Engine Company a Vickers Plc..

### 3.4.1 M250

Řada motorů Rolls- Royce pod označením M250 je původně vyvinutá společností Allison Engine Company, a to na začátku šedesátých let minulého století. Rolls- Royce nabízí řady M250 turbovrtulové, ale i turbohřídelové. Motor je s reverzním proudem vzduchu. Vzhledem k charakteru motoru je využit zejména u menších letadel a vrtulníků. U letadel se jedná o letadla o prázdné hmotnosti kolem jedné tuny, např.: Aermacchi M-290 RediGo, Beechcraft Bonanza či Cessna P210. U vrtulníků se jedná většinou o vyšší řady motoru M250, které dosahují vzletového výkonu až 520 kW, jedná se například o tyto typy vrtulníků: Bell 206, 407, 222SP či 230 nebo Eurocopter 480 či AS355F. [14], [15]



Obrázek 5: Rolls-Royce M250. [14]

Tabulka 5: Parametry motoru M250, uvedeno hodnoty pro nejnižší a nejvyšší řadu [14], [15]

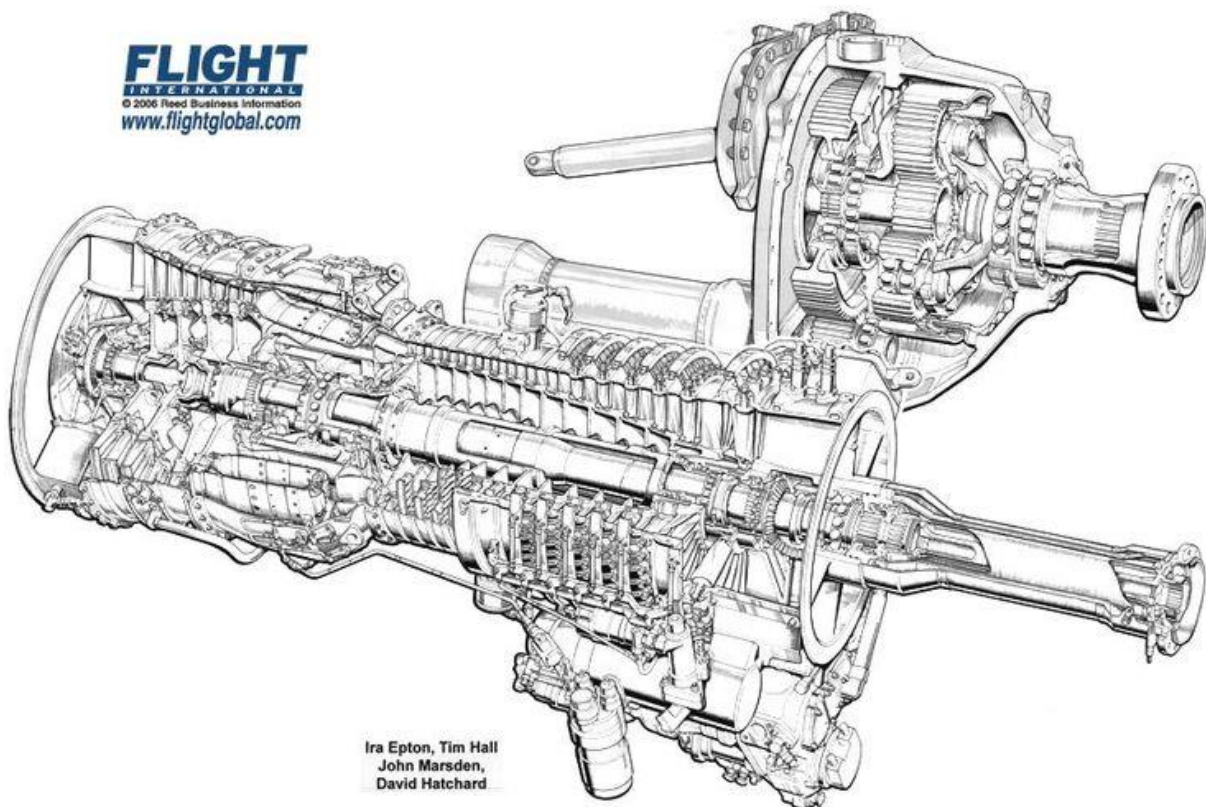
Výkon - Max. vzletový	313- 520 kW
Délka	1029- 1040 mm
Výška /šířka	572-638 mm / 483-555 mm
Hmotnost	62- 110 kg (suchá hmotnost bez výtokové trysky)
Kompresor	4-6 axiálních stupňů a 1 radiální stupeň



Tlakový poměr	Cca (6-9):1 (odvislé od konkrétní řady)
Turbína	Turbína kompresoru (dvoustupňová), Hnací turbína (dvoustupňová)
Výstupní otáčky	2800 RPM

### 3.4.2 AE2100

AE2100 je turbovrtulový motor vyvinutý ve společnosti Allison Engine Company a vycházející z turbohřídelového motoru AE1107. Oba motory mají stejné vysokotlakové jádro. AE2100 je dvouhřídelového uspořádání a je to první motor, na kterém byl nainstalován FADEC, což je samostatné automatické řízení motoru a vrtule. Motor našel uplatnění například na těchto letounech: Lockheed Martin C130J Super Hercules, C27J Spartan nebo SAAB 2000. [17], [18]



Obrázek 6: Rolls-Royce AE2100. [16]

Tabulka 6: Parametry motoru AE2100. [17], [18]

Výkon - Max. vzletový	3458 kW
Délka	3000 mm
Průměr	730
Hmotnost	783 kg (suchá hmotnost)
Kompresor	14 axiálních stupňů



Tlakový poměr	16,6:1
Turbína	Turbína kompresoru (dvoustupňová), Hnací turbína (dvoustupňová)

### 3.5 Honeywell- TPE-331

TPE- 331 je turbovrtulový motor původně vyvinutý a vyráběný společností Garrett AiResearch, který je od roku 1999 vyráběný společností Honeywell Aerospace. Řada motorů TPE-331 zahrnuje 18 modelů s 106 různými konfiguracemi s maximálním výkonem pohybujícím se od 428 kW do 1230 kW. Motor je dvouhřídelového uspořádání. [19], [20]



Obrázek 7: Honeywell TPE-331. [21]

Tabulka 7: Parametry motoru TPE-331, uvedené hodnoty pro nejnižší a nejvyšší řadu. [19], [20]

Výkon - Max. vzletový	428- 1230 kW
Délka	1143- 1346 mm
Výška /šířka	660-864 mm /508-610 mm
Hmotnost	152-285 kg (suchá hmotnost)
Kompresor	2 radiální stupně
Tlakový poměr	Cca 11,4:1
Turbína	Turbína kompresoru (jednostupňová), Hnací turbína (jednostupňová)
Výstupní otáčky	1400- 2000 RPM (dle typové třídy)

## 4. Přehled turbohřídelových motorů

Z hlediska uspořádání jsou motory turbohřídelové podobné motorům turbovrtulovým. Jednou z odlišností je maximální využití expanze na výkonové turbíně. Vzhledem k tomu, že se vrtulníky pohybují nižšími rychlostmi, tak by využití přídavného tahu od spalin bylo minimální. Další odlišností je převodový poměr mezi volnou turbínou a rotorem vrtulníku. Protože rotor vrtulníku má značně větší průměr než vrtule u turbovrtulových motorů, musí být jeho otáčky nižší, aby nedošlo k odtržení proudu na koncích rotorových listů. V následujících podkapitolách bude uveden stručný přehled některých turbohřídelových motorů.

### 4.1 General Electric

#### 4.1.1 T700/CT7

T700/CT7 je turbohřídelový motor dvouhřídelového uspořádání. Motor se vyrábí ve dvou řadách, kde řada T700 je pro vojenské využití a řada CT7 je pro komerční využití. Motory jsou například umístěné na vrtulnicích Boeing AH-64 Apache, Sikorsky UH-60 Black Hawk a Bell AH-1W SuperCobra. Vývoj motoru začal v roce 1967 a motor poprvé běžel na zkušebnách v roce 1973. [22], [23]



Obrázek 8: Motor GE T700-401C/701C. [23]

Tabulka 8: Parametry motoru T700/CT7, uvedené hodnoty pro obě řady. [22], [23]

Výkon - Max. vzletový	1145-1967 kW
Délka	1200- 1220 mm
Průměr	640- 660 mm
Hmotnost	180- 244 kg (suchá hmotnost)
Kompresor	5 axialních stupňů a 1 radiální stupeň
Tlakový poměr	Cca 17:1

Turbína	Turbína kompresoru dvoustupňová, Hnací turbína volná dvoustupňová
---------	---

### 4.1.2 T64

T64 je turbohřídelový motor uvedený do provozu v roce 1964. Motor byl navržen, tak aby mohl sloužit jak pro vrtulníky, tak jako turbovrtulový motor pro letouny. Motor může být provozován v náklonu 100° nahoru nebo 45° dolu kvůli možnosti STOL (short take off and landing) vzletu. Motory jsou využité například u vrtulníků Sikorsky CH-53E Super Stallion, MH-53E Sea Dragon či MH-53J/M. [24], [25]



Obrázek 9: Motor GE T64. [24]

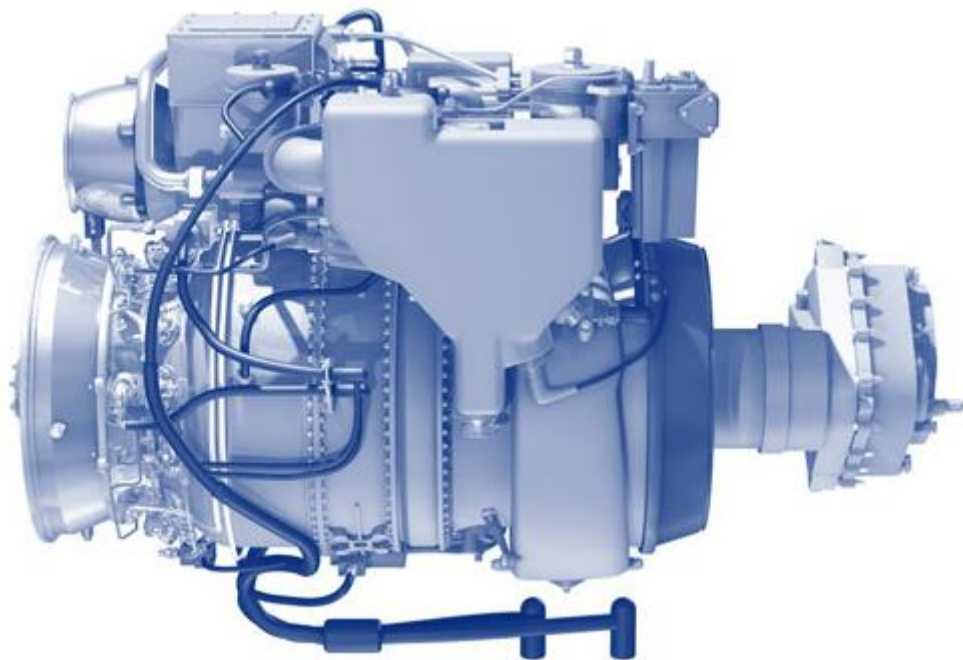
Tabulka 9: Parametry motoru T64. [24], [25]

Výkon - Max. vzletový	Cca 3300 kW
Délka	2007 mm
Průměr	508 mm
Hmotnost	327 kg (suchá hmotnost)
Kompresor	14 axiálních vysokotlakých stupňů
Tlakový poměr	Cca 14,9:1
Turbína	Turbína kompresoru dvoustupňová, Hnací turbína volná dvoustupňová

## 4.2 LHTEC

T800 je turbohřídelový motor vyráběný společností LHTEC (Light Helicopter Turbine Engine Company), což je společnost vlastněná společnostmi Rolls-Royce a Honeywell. Varianta motoru pro veřejnost má označení CTS800. Tento motor byl vyvinut kvůli vrtulníku RAH-66 Comanche, ale nakonec byl program tohoto vrtulníku ze strany USA zrušen, avšak

motor našel jiné využití například u těchto vrtulníků: AgustaWestland Super Lynx 300 či AW159 Wildcat. [26], [27], [28]



Obrázek 10: LHTEC T800. [26]

Tabulka 10: Parametry motoru LHTEC T800. [26], [27], [28]

Výkon - Max. vzletový	1208 kW
Šířka/ Výška	600 mm/ 729 mm
Průměr	508 mm
Hmotnost	185 kg (suchá hmotnost)
Kompresor	2 stupňový radiální
Tlakový poměr	14:1
Turbína	Turbína kompresoru dvoustupňová, Hnací turbína dvoustupňová

## 5. Modely stavového chování plynů

Plyny a páry, s kterými se v termodynamice pracuje, jsou látky nestejných a složitých vlastností. Popsání chování takovýchto látek, v rozsahu různých teplot a tlaků, jednoduchými matematickými vztahy je v podstatě nemožné. Jednoduché vztahy, které byly v termodynamice stanovené, se mohou s adekvátní mírou nepřesnosti aplikovat pouze na ideální plyny. Ve fenomenologické termodynamice založené na pozorování tepelných jevů jsou ideální plyny takové, které se řídí Boyle- Mariotovým a Gay- Lussacovým zákonem. Skutečné plyny se neřídí přesně zákony ideálních plynů a podle své chemické povahy vykazují větší nebo menší odchylky. Primárním zdrojem informací o stavovém chování reálných plynů jsou experimentálně získané údaje, které má stavová rovnice zobrazit ve zhuštěné a matematicky snadno zpracovatelné formě. Moderní výklad reálného chování plynů vychází z existence sil působících mezi molekulami a užívá aparátu statické termodynamiky. [33]

### 5.1 Stavová rovnice ideálního plynu

Aby mohl být plyn považován za ideální, musí se přesně řídit stavovou rovnicí ideálního plynu, která je níže odvozena. Dále musí být vnitřní energie ideálního plynu závislá pouze na teplotě a měrná tepla  $c_p$  a  $c_v$  jsou nezávislá na teplotě i tlaku, tedy jejich rozdíl je konstanta. Ideální plyn je jednoatomový s molekulou tak malých rozměrů, že na sebe jednotlivé molekuly nepůsobí přitažlivými ani odpuzivými silami. Potenciální energie molekul ideálního plynu je nulová, a tedy vnitřní energie plynu nezávisí na objemu. [33]

Pokud se při změně stavu mění všechny tři stavové veličiny ( $p, v, T$ ) současně, tedy ze stavu  $p_1, v_1, T_1$  do stavu  $p_2, v_2, T_2$  již nelze vystačit pouze s Boyle- Mariottovým zákonem nebo Gay- Lussacovým zákonem, protože při těchto změnách se sleduje pouze závislost dvou stavových veličin. [33]

Stavovou rovnici můžeme napsat ve tvaru:

$$\frac{p_1 v_1}{T_1} = \frac{p_2 v_2}{T_2} = konst = R \quad 5-1$$

Konstanta  $r$  je specifická plynová konstanta (podíl univerzální plynové konstanty a molární hmotnosti daného plynu):  $r = \frac{R}{M_m} = \text{pro vzduch} = \frac{8,3143 \cdot 10^3 \text{ [J.kmol}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}]}{28,97 \text{ [kg.kmol}^{-1}]} = 287 \text{ [J.kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}]$ .

Zobecněná stavová rovnice má tvar:

$$pv = RT \quad 5-2$$

Pro objem plynu  $V$  o hmotnosti  $m$  má rovnice tvar:

$$pV = mrT \quad 5-3$$

Stavová rovnice ideálního plynu nepopisuje přesně stavové chování skutečných (reálných plynů) a nelze tuto rovnici považovat za obecně platnou. Představa o molekulách jako o silově se neovlivňujících hmotných bodech je nejjednodušší možnou aproximací, avšak ve skutečnosti lze síly působící mezi molekulami zanedbávat jen při relativně velkých mezimolekulárních vzdálenostech. Z toho vyplývá, že vztah 5-2 bude platit jen při velmi nízkých hustotách, což bylo i experimentálně potvrzeno. [33]

### 5.1.1 Směsi plynů

Jako směs plynů si lze představit vzduch, což je směs složená převážně z dusíku a kyslíku, dále z kysličníku uhličitého, vodíku a vzácných plynů. U tepelných strojů se setkáváme se směsí výfukových plynů, která je směsí dusíku a produktů hoření. [33]

Směsi plynů jsou směsi molekul plynů, a proto jsou analogické roztokům. Každý plyn ve směsi se řídí vlastními rovnicemi stavu. Tlak každého jednotlivého plynu ve směsi o určité teplotě se nazývá parciální tlak. Je to takový tlak, který by plyn měl, když by vyplňoval celý odpovídající prostor sám. Tlak směsi je roven součtu parciálních tlaků jednotlivých složek směsi. [33]

$$p = p_1 + p_2 + \dots + p_x = \sum_1^x p_i \quad 5-4$$

Dále je u směsi třeba určit hmotnostní či objemové zastoupení jednotlivých složek ve směsi.

Hmotnostní podíl složek se určí následně:  $\sigma_i = \frac{m_i}{m}$ , a tedy pro směs platí:

$$\sigma_1 + \sigma_2 + \dots + \sigma_x = \sum_1^x \sigma_i = 1 \quad 5-5$$

A obdobně se určí objemové složení směsi, tedy součtem jednotlivých parciálních objemů:

$$V_1 + V_2 + \dots + V_x = \sum_1^x V_i = V \quad 5-6$$

Podobnými způsoby se také určuje měrný objem a měrná hmotnost směsi. [33]

Stavová rovnice pro směs může vypadat následovně:

$$pV = (p_1 + p_2 + \dots + p_x)V = (m_1r_1 + m_2r_2 + \dots + m_xr_x)T = mrT$$

## 5.2 Rovnice poloideálního plynu pro směs vzduchu a spalin

Mezi hlavní rozdíly reálných plynů od plynů ideálních patří převážně reálné vlastnosti pracovní látky, kdy  $c_p$  a  $R$  jsou variabilní vlivem vysokých teplot. Dalšími aspekty jsou například průtokové ztráty, ztráty třením či změna hmotnostního toku. [29]

### Měrné teplo vzduchu

Jak již bylo uvedeno v předchozí kapitole, je měrné teplo vzduchu značně závislé na termodynamické teplotě. U vzduchu je měrné teplo také závislé na měrném tlaku, ten však v této úvaze autor rovnice zanedbává. Rovnice vyjadřující vliv  $T$  na měrné teplo vzduchu, získaná z empirických závislostí respektujících i teplotní disociaci, má tvar [29]:

$$c_{pv} = \left[ a_0 + a_1 \left( \frac{T}{1000} \right) + a_2 \left( \frac{T}{1000} \right)^2 + a_3 \left( \frac{T}{1000} \right)^3 + a_4 \left( \frac{T}{1000} \right)^4 \right] \cdot 1000 \quad 5-7$$

Jednotlivé parametry  $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4$  jsou získány empiricky a jejich hodnoty jsou přiřazeny třem různým teplotním intervalům a) 200- 650 K b) 650- 1500 K a c) 1500- 2500 K. [29]

### Měrné teplo spalin

Měrné teplo spalin/ plynu za stálého tlaku je dáno rovnicí:

$$c_{psp} = \frac{c_{pv}(T) + q_p \cdot c_{pph}(T) + d \cdot c_{pH_2O}(T)}{1 + q_p + d} \quad 5-8$$

kde  $q_p$  je hmotnostní poměr spalovaného paliva a vzduchu,  $d$  je hmotnostní poměr vodní páry a vzduchu při spalování ( $H_2O$  obsažené v palivu). Dále ve vzorci figuruje měrné teplo vodní páry  $c_{pH_2O} = \left[ \left[ c_0 + c_1 \left( \frac{T}{1000} \right) + \dots + c_4 \left( \frac{T}{1000} \right)^4 \right] \cdot 1000 \right]$  a měrné teplo produktů hoření kapalného uhlovodíkového paliva kerosinu v čistém vzduchu  $c_{pph} = \left[ \left[ b_0 + b_1 \left( \frac{T}{1000} \right) + \dots + b_4 \left( \frac{T}{1000} \right)^4 \right] \cdot 1000 \right]$ . Jednotlivé parametry  $b_0 - b_4$  a  $c_0 - c_4$  jsou také získány empiricky a jejich hodnoty jsou přiřazeny třem různým teplotním intervalům a) 200- 650 K b) 650- 1500 K a c) 1500- 2500 K. [29]

### Plynová konstanta

Plynová konstanta vzduchu  $R_v$  a spalin  $R_{sp}$  se se zvyšující se termodynamickou teplotou mění poměrně slabě, jak je možno vidět v následující tabulce:

Tabulka 11: Vliv teploty na plynovou konstantu vzduchu a spalin. [29]

Interval	Rozdíly $R_v$	Rozdíly $R_{sp}$	$q_p$	d
$\langle 0; 1800 \rangle K$	0,05 %	0,1 %	$\langle 0; 0,1 \rangle$	$\langle 0; 0,05 \rangle$
$\langle 1800; 2500 \rangle K$	0,25 %	0,5 %		

### 5.3 Stavová rovnice dle Baehra a Schwiera

Jedním ze zjednodušujících předpokladů u ideálního plynu je zanedbávání skutečných vlastností pracovní látky při aplikaci zákona o zachování energie a II. věty termodynamické. Zjednodušování spočívá v tom, že se předpokládá ideální plyn s konstantním měrným teplem. Avšak tento předpoklad platí (s odchylkou 1 %) pro vzduch v rozmezí 200 – 400 K, což je často dostačující pro výpočty kompresorů. Zmíněné zjednodušující předpoklady se při přibližných výpočtech tepelných oběhů relativně kompenzují tím, že proměnlivost měrného tepla s teplotou a přírůstkem hmotnostního toku turbínou je do jisté míry kompenzována zanedbáním úniku vzduchu vlivem netěsnosti a zanedbáním odběru vzduchu pro chlazení turbíny. [30]

Z různých měření (Schule, Stodola, Justi, Henning, Keenan a Kay) vyplývá, že při teplotách vyšších jak 400 K se měrné teplo v závislosti na teplotě rapidně mění. Byly stanoveny empirické rovnice, pro výpočet měrného tepla v různých rozmezích. [30]

$$T = 200 \text{ až } 633 \text{ K} \rightarrow c_p = 1023,48 - 0,1666218 \cdot T + 3,7406 \cdot 10^{-4} \cdot T^2 \text{ [J.kg}^{-1}\text{K}^{-1}\text{]}$$

$$T = 633 \text{ až } 3056 \text{ K} \rightarrow c_p = 1010,08 + 4,55688 \cdot \sqrt{1,8 \cdot T - 976} \text{ [J.kg}^{-1}\text{K}^{-1}\text{]}$$

Představa, že měrné teplo při konstantním tlaku, závisí pouze na teplotě, vede k poměrně dobré aproximaci. Avšak tlak musí ležet v oblasti zhruba  $0 < p < 1 \text{ MPa}$ , pokud tlak vzroste nad uvedenou hranici, již měrné teplo závisí jak na absolutní teplotě, tak na měrném tlaku. [30]

$$c_p = f(T, p) \tag{5-9}$$

Stavová rovnice dle Baehra a Schwiera je založená na fyzikálních měřeních a byla zpracována do tvaru empirických funkcí v publikaci „Die Thermodynamischen Eigenschaften der Luft“ již v roce 1961 pro oblast teplot od  $-210 \text{ }^\circ\text{C}$  do  $1250 \text{ }^\circ\text{C}$  a tlaků do 450 MPa. Stavová rovnice vzduchu jako reálného plynu dle Baehra a Schwiera má tvar [30]:

$$\pi(\delta, \vartheta) = \sum_{i=0}^{i=8} \left( k_{1i} \vartheta + k_{2i} + \frac{k_{3i}}{\vartheta} - \frac{k_{4i}}{\vartheta^2} \right) \delta^i \tag{5-10}$$

V uvedené stavové rovnici značí  $\pi$  bezrozměrný tlak, který se určí, jako podíl vypočteného tlaku a tlaku kritického. Dále v uvedené rovnici  $\vartheta$  a  $\delta$  značí bezrozměrové funkce teploty a objemu, které se vypočítají stejným způsobem jako bezrozměrová funkce tlaku. [30]

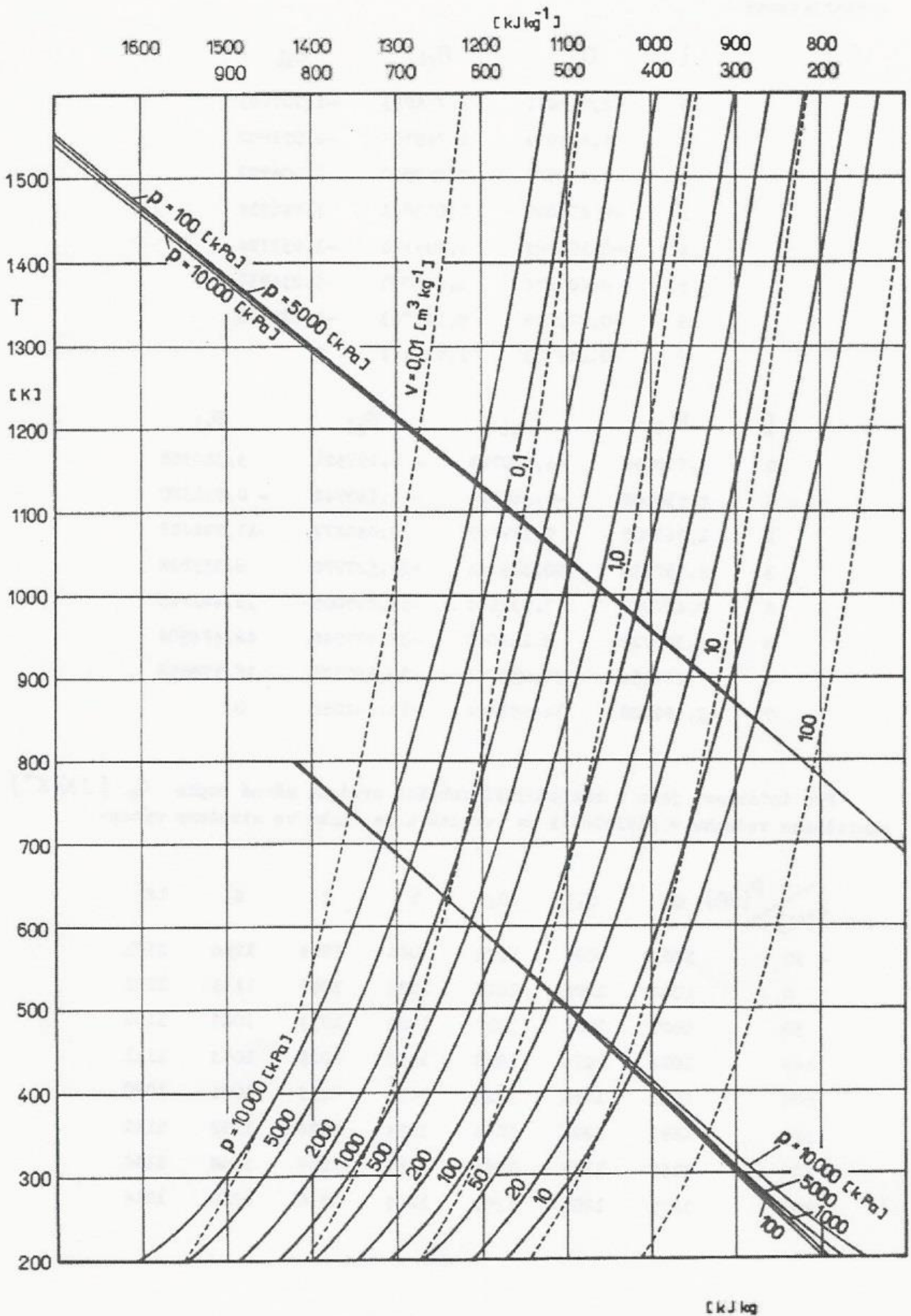


Autoři rovnice vycházeli z hodnot, které jsou uvedeny v následující tabulce. Pro entalpii, entropii a měrné teplo při konstantním objemu a tlaku jsou rovnice podobné a jsou uvedené v příloze této diplomové práce.

**Tabulka 12: Výchozí hodnoty pro výpočet stavové rovnice dle Baehra a Schwiera. [30]**

Molární (Molekulová) hmotnost $M_m$	$28,96 \text{ kg} \cdot \text{mol}^{-1}$
Plynová konstanta $r$	$287,22 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
Kritický tlak $p_k$	$3766 \text{ kPa}$
Kritická teplota $T_k$	$132,52 \text{ K}$
Kritický měrný objem $v_k$	$3,19 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3 \cdot \text{kg}^{-1}$
Redukovaná konstanta $\sigma$	$\frac{r \cdot T_k}{p_k \cdot v_k} = 3,16829$

Jednotlivé vztahy získané Baehrem a Schwierem byly použity k výpočtu entropického diagramu vzduchu, který byl vydán ústavem letadlové techniky FS ČVUT. Pro informaci je diagram uveden ve zmenšené formě na následující straně.



Graf 1: Entropický diagram vzduchu dle stavové rovnice podle Baehra a Schwiera. [30]

## 5.4 Rovnice BWR

Rovnice pojmenovaná po jejích autorech: Manson Benedict, G. B. Webb a L. C. Rubin vychází z Beattieovy-Brigemanovy rovnice. BWR rovnice je stavová rovnice s osmi konstantami, a to se sedmi lineárními konstantami a jednou nelineární. Při dostatečném počtu experimentálních dat lze konstanty určovat metodou nejmenších čtverců. BWR rovnice je formulována takto:

$$z = \frac{pv}{RT} = 1 + \frac{B}{v} + \frac{C}{v^2} + \frac{\alpha a}{RTv^5} + \frac{c \left(1 + \frac{\gamma}{v^2}\right) e^{-\frac{\gamma}{v^2}}}{RT^3 v^2} \quad 5-11$$

kde:  $B = B_0 - \frac{A_0}{RT} - \frac{C_0}{RT^3}$  a  $C = b - \frac{a}{RT}$

a kde  $z$  je kompresibilitní faktor a  $A_0, B_0, C_0, a, b, c, \alpha$  jsou lineární konstanty a  $\gamma$  je nelineární konstanta. [31], [32]

BWR rovnice byla původně získána na základě rozboru stavového chování uhlovodíků, v poslední době se používá i běžně pro anorganické látky. Výsledky získané z této rovnice jsou velmi dobré, v oblasti od redukované hustoty  $d_r = 1$  nepřesahují odchylky od experimentálních dat obvykle 0,2 % a v oblasti do  $d_r = 2$  se přesnost sníží v průměru na 0,5%. Někdy se mohou vyskytovat i větší odchylky. [31], [32]

Sady konstant BWR rovnice se získávají redukcí dat stavového chování vždy v určité omezené oblasti teplot a tlaků. Při ověřování konstant v těchto oblastech se obvykle získá shoda ve vypočtených a literárních datech, která je srovnatelná s nepřesnostmi plynoucími ze srovnání datových souborů různých autorů. Konstanty této rovnice jsou známy pro omezený počet látek, ale existuje řada vztahů, které umožňují jejich odhad na základě  $T, p, v$  a  $\omega$ . Například podle Joffea je možno použít k tomuto účelu generalizované vztahy ( $v'_k = \frac{RT_k}{p_k}$ ):

**Tabulka 13: Generalizované vztahy dle Joffea [31], [32]:**

$A_0 = 0,31315 (v'_k)^2 p_k$	$B_0 = 0,13464 v'_k$	$C_0 = 0,1692 (v'_k)^2 (T_k)^2 p_k$
$a = 0,05975 (v'_k)^3 p_k$	$b = 0,04307 (v'_k)^2$	$c = 0,05942 (v'_k)^3 (T_k)^2 p_k$
$\alpha a = 0,0000961 (v'_k)^6 p_k$	$\gamma = 0,042113 (v'_k)^2$	

Konstanty stavové rovnice se ověřují podle shody experimentálních vypočtených hodnot termodynamických veličin prostřednictvím stavové rovnice na mezní křivce a v kritickém bodě pro čisté látky. Pokud by nás zajímalo chování směsí, museli bychom zkombinovat jednotlivé čisté látky ve směsi obsažené, protože k testování směsí nejsou dostupná data. [31], [32]

### 5.4.1 Kompresibilitní faktor

Kompresibilitní faktor slouží pro vyjádření odchylek od stavové rovnice ideálního plynu. Je to tedy opravný faktor pro chování reálných plynů a lze jej vyjádřit vztahem [31], [32]:

$$z = \frac{pV}{mRT} \quad 5-12$$

Kde  $z$  je kompresibilitní faktor,  $p$  je tlak plynu,  $V$  je objem plynu,  $n$  je látkové množství,  $R$  je univerzální plynová konstanta a  $T$  je termodynamická teplota. Tento výraz se samozřejmě může přepsat za použití měrného objemu a měrné plynové konstanty do následující podoby:

$$z = \frac{pv}{RT} \quad 5-13$$

Pro ideální plyn má kompresibilitní faktor hodnotu  $z=1$ . Ostatní plyny mají tím větší odchylky od ideálního chování, čím více se faktor  $z$  liší od jedné. [31], [32]

## 6. Výpočty tepelných oběhů

Následující kapitola je věnována výpočtům tepelných oběhů vycházejících z jednotlivých modelů stavového chování plynu. Výpočty jsou provedeny pro rozsah výšek 0 až 4000 m po 500 metrových krocích. Tlak a teplota v daných výškách jsou určeny dle vztahů vycházejících z modelu standardní atmosféry.

$$T = T_0 - 0,0065 \cdot h [m] \quad 6-1$$

$$p = p_0 \cdot \left(1 - \frac{0,0065 \cdot h [m]}{288}\right) \quad 6-2$$

Hodnoty teploty a tlaku v nulové výšce jsou:  $T_0 = 288,15 \text{ K}$  a  $p_0 = 101325 \text{ Pa}$

V následující tabulce jsou uvedeny vstupní hodnoty pro výpočet tepelných oběhů. Uvedené hodnoty plynou z rešeršní části této diplomové práce a z použité literatury.

Ztráty na vstupu do motoru	$\sigma_{VS}$	0,99	
Hmotnostní tok před kompresorem	$\dot{m}_v$	3,6	$kg \cdot s^{-1}$
Isoentropická účinnost kompresoru	$\eta_{K,is}$	0,82	
Tlakový poměr kompresoru	$\pi_K$	6,65	
Odběr vzduchu za kompresorem	$\dot{m}_{odběr}$	0,62	$kg/s$
Teplotní poměr	$\tau$	4	
Ztráty ve spalovací komoře	$\sigma_{SK}$	0,995	
Účinnost spalování	$\eta_{sp}$	0,995	
Výhřevnost paliva	$H_u$	42	$MJ \cdot kg^{-1}$
Hmotnostní tok paliva hodinový	$\dot{m}_{ph}$	230	$kg \cdot h^{-1}$
Hmotnostní tok paliva sekundový	$\dot{m}_{ps}$	0,063889	$kg \cdot s^{-1}$
Směšovací poměr	$q$	0,017747	
Hmotnostní poměr vodní páry a vzduchu	$d$	0,01	
Účinnost generátorové turbíny	$\eta_{GT}$	0,88	
Účinnost volné turbíny	$\eta_{VT}$	0,88	
Hmotnostní tok spalin v turbíně	$\dot{m}_{sp}$	3,043889	$kg \cdot s^{-1}$

Tabulka 14: Vstupní hodnoty pro výpočet tepelných oběhů. [29]

## 6.1 Výpočet tepelného oběhu pro ideální plyn

Na vstupu do motoru jsou uvažovány ztráty  $\sigma_{VS} = 0,99$ , tedy tlak na vstupu vypočteme z následujícího vztahu:

$$p_1 = p \cdot \sigma_{VS} \quad 6-3$$

Teplota na vstupu je uvažována jako teplota atmosférická, tedy  $T_1 = T$ . Tlakový poměr kompresoru je  $\pi_K = 6,65$  a isoentropická účinnost kompresoru je  $\eta_{Kis} = 0,82$ . Pomocí těchto vztahů již lze stanovit teplotní a tlakové podmínky za kompresorem ze vztahů:

$$p_2 = \pi_K \cdot p_1 \quad 6-4$$

$$T_{2is} = T_1 \cdot \pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad 6-5$$

$$T_2 = T_1 + \frac{T_{2is} - T_1}{\eta_{Kis}} \quad 6-6$$

Ze znalosti teploty před a za kompresorem je určena užitečná práce kompresoru.

$$L_K = c_p \cdot (T_2 - T_1) \quad 6-7$$

K výpočtu parametrů ve spalovací komoře je nutno zavést teplotní poměr  $\tau$ , který byl na základě rešerše zvolen 4. Ve spalovací komoře jsou uvažovány tlakové ztráty  $\sigma_{SK} = 0,995$ .

$$T_3 = T_1 \cdot \tau \quad 6-8$$

$$p_3 = p_2 \cdot \sigma_{SK} \quad 6-9$$

Stavové veličiny na generátorové turbíně jsou určeny ze vztahů uvedených níže, kde získání uvedeného tlakového poměru na generátorové turbíně bude objasněno dále. Účinnost generátorové turbíny je uvažována  $\eta_{GT} = 0,88$

$$p_4 = \frac{p_3}{\pi_{GT}} \quad 6-10$$

$$T_{4is} = T_3 \cdot \left( \frac{1}{\pi_{GT}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad 6-11$$

$$T_4 = T_3 - (T_3 - T_{4is}) \cdot \eta_{GT} \quad 6-12$$

Práce generátorové turbíny se určí ze vztahu:

$$L_{GT} = c_p \cdot (T_3 - T_4) \quad 6-13$$

Aby bylo dosaženo rovnovážného chodu motoru, musí odpovídat užitečná práce kompresoru užitečné práci generátorové turbíny.

$$L_K = c_p \cdot (T_2 - T_1) = c_p \cdot (T_3 - T_4) = L_{GT} \quad 6-14$$

Pomocí této podmínky byl stanoven tlakový poměr na generátorové turbíně pomocí funkce Řešitel v programu MS Excel, tak aby bylo dosaženo rovnovážného chodu.

Před výpočtem stavových veličin na volné turbíně je nutno stejně jako v případě generátorové turbíny určit tlakový poměr na této turbíně. Vzhledem k tomu, že efektivní výkon motoru se určí z následujícího vztahu:

$$P_e = \dot{m}_{SP} \cdot c_p \cdot (T_4 - T_5) \cdot \eta_{me} , \quad 6-15$$

kde  $\dot{m}_{SP}$  značí hmotnostní průtok horkých plynů protékajících turbínou a  $\eta_{me}$  značí mechanickou účinnost zahrnující ztráty třením v ložiskách, která je v tomto případě uvažována  $\eta_{me} \cong 1$ . K určení tlakového poměru na volné turbíně, tedy budeme potřebovat znát vztažnou hodnotu výkonu v nulové výšce MSA. Hodnota výkonu byla zvolena jako  $P_e = 500kW$ , což je tedy kalibrační výkon. Pomocí zvoleného výkonu je možno znovu pomocí funkce Řešitel iteračně určit hodnotu tlakového poměru, který odpovídá danému výkonu. A nyní již lze určit stavové veličiny na volné turbíně, kde účinnost volné turbíny je uvažována  $\eta_{VT} = 0,88$ .

$$p_5 = \frac{p_4}{\pi_{VT}} \quad 6-16$$

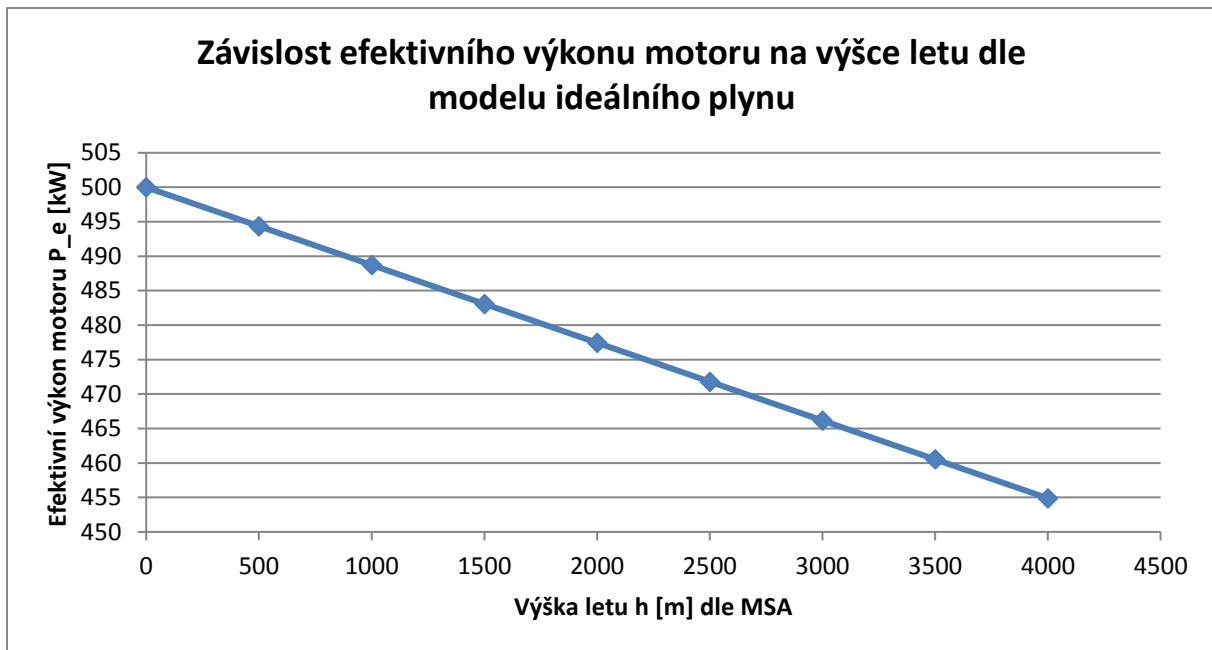
$$T_{5is} = T_4 \cdot \left( \frac{1}{\pi_{VT}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad 6-17$$

$$T_5 = T_4 - (T_4 - T_{5is}) \cdot \eta_{VT} \quad 6-18$$

Dále je možné určit práci volné turbíny například z následujícího vztahu:

$$L_{VT} = c_p \cdot (T_4 - T_5) \quad 6-19$$

V následujícím grafu je uváděna závislost výkonu na výšce letu:



Graf 2: Závislost efektivního výkonu na výšce letu dle modelu pracovní látky vycházející ze stavové rovnice ideálního plynu.

### 6.1.1 Výpočet tepelného oběhu pro ideální plyn číselně pro výšku 0 m

Pro názornost výpočtu tepelného oběhu je dále uveden postup výpočtu pro výšku letu 0 m. Nejprve určíme tlak na vstupu do kompresoru, který odpovídá tlaku atmosférickému sníženému o ztráty ve vstupním ústrojí.

$$p_1 = p \cdot \sigma_{VS} = 101325 \cdot 0,99 = 100312 \text{ Pa} \quad 6-20$$

Teplota na vstupu do kompresoru je uvažována jako teplota atmosférická, tedy:

$$T_1 = 288,15 \text{ K} \quad 6-21$$

Nyní již lze ze znalosti tlakového poměru a isoentropické účinnosti kompresoru určit teplotu a tlak za kompresorem z následujících vztahů:

$$p_2 = \pi_K \cdot p_1 = 6,65 \cdot 100312 = 667073 \text{ Pa} \quad 6-22$$

$$T_{2is} = T_1 \cdot \pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 288,15 \cdot 6,65^{\frac{1,4-1}{1,4}} = 495,12 \text{ K} \quad 6-23$$

$$T_2 = T_1 + \frac{T_{2is} - T_1}{\eta_{Kis}} = 288,15 + \frac{495,12 - 288,15}{0,82} = 540,55 \text{ K} \quad 6-24$$

Ze znalosti teploty před a za kompresorem lze určit užitečnou práci kompresoru následovně:

$$L_K = c_p \cdot (T_2 - T_1) = 1004,85 \cdot (540,55 - 288,15) = 253627 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad 6-25$$



Dále lze již určit teplotu spalovací komory ze zadaného teplotního poměru a ze zadaného součinitele tlakových ztrát můžeme určit tlak ve spalovací komoře.

$$T_3 = T_1 \cdot \tau = 288,15 \cdot 4 = 1152,60 \text{ K} \quad 6-26$$

$$p_3 = p_2 \cdot \sigma_{SK} = 667073 \cdot 0,995 = 663738 \text{ Pa} \quad 6-27$$

Stavové veličiny na generátorové turbíně jsou určeny ze vztahů uvedených níže, přičemž tlakový poměr na generátorové turbíně byl určen pomocí funkce Řešitel v programu MS Excel.

$$p_4 = \frac{p_3}{\pi_{GT}} = \frac{663738}{2,72} = 243807 \text{ Pa} \quad 6-28$$

$$T_{4is} = T_3 \cdot \left(\frac{1}{\pi_{GT}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 1152,60 \cdot \left(\frac{1}{2,72}\right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} = 865,78 \text{ K} \quad 6-29$$

$$T_4 = T_3 - (T_3 - T_{4is}) \cdot \eta_{GT} = 1152,60 - (1152,60 - 865,78) \cdot 0,88 = 900,20 \text{ K} \quad 6-30$$

Práce generátorové turbíny se určí ze vztahu:

$$L_{GT} = c_p \cdot (T_3 - T_4) = 1004,85 \cdot (1152,60 - 900,20) = 253627 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad 6-31$$

Podmínka rovnovážného chodu je dodržena, jak je možné vidět z vypočtené hodnoty užitečné práce kompresoru a generátorové turbíny a z následujícího vztahu:

$$L_K = c_p \cdot (T_2 - T_1) = c_p \cdot (T_3 - T_4) = L_{GT} \quad 6-32$$

$$L_K - L_{GT} = 253627 - 253627 = 0$$

Ze znalosti tlakového poměru na volné turbíně, který je určen iteračně z dané hodnoty efektivního výkonu ve výšce 0 m pomocí funkce Řešitel v programu MS Excel, lze určit teplotu a tlak na volné turbíně:

$$p_5 = \frac{p_4}{\pi_{VT}} = \frac{243807}{2,25} = 108576 \text{ Pa} \quad 6-33$$

$$T_{5is} = T_4 \cdot \left(\frac{1}{\pi_{VT}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 900,20 \cdot \left(\frac{1}{2,25}\right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} = 714,43 \text{ K} \quad 6-34$$

$$T_5 = T_4 - (T_4 - T_{5is}) \cdot \eta_{VT} = 900,20 - (900,20 - 714,43) \cdot 0,88 = 736,73 \text{ K} \quad 6-35$$

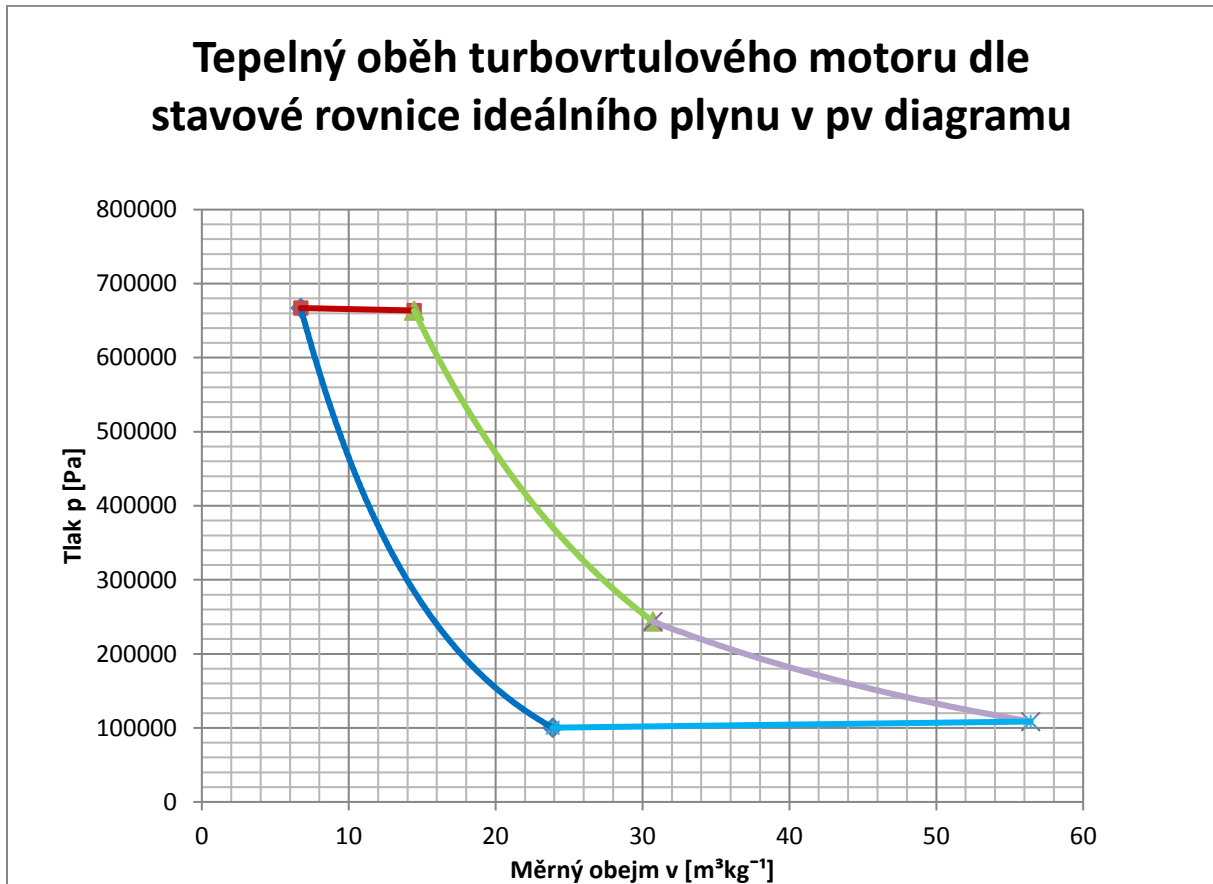
Pro iterační výpočet byl použit efektivní výkon, který obdržíme z následujícího vztahu:

$$P_e = \dot{m}_{SP} \cdot c_p \cdot (T_4 - T_5) \cdot \eta_{me} = 3,04 \cdot 1004,85 \cdot (900,20 - 736,73) \cdot 1 \cong 500 \text{ kW} \quad 6-36$$

Dále je možné určit práci volné turbíny z následujícího vztahu:

$$L_{VT} = c_p \cdot (T_4 - T_5) = 1004,85 \cdot (900,20 - 736,73) = 164264 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad 6-37$$

Daný tepelný oběh dle stavové rovnice ideálního plynu pro nulovou výšku letu je níže zakreslen do pv diagramu.



Graf 3: Tepelný oběh turbovrtulového motoru dle stavové rovnice ideálního plynu pro nulovou výšku letu.

V grafu uvedeném výše značí modrá křivka isoentropickou kompresi, červená křivka vyznačuje přívod tepla ve spalovací komoře, zelená křivka znázorňuje isoentropickou expanzi na generátorové turbíně a světle fialová křivka značí isoentropickou expanzi na volné turbíně. Ve zmíněném výpočtu tepelného oběhu turbovrtulového motoru není zaveden výpočet výstupního ústrojí v podobě trysky, protože pro zjištění efektivního výkonu motoru není důležitá znalost stavových veličin ve výstupním ústrojí.

Na následující stráně je uvedena tabulka s vypočtenými hodnotami tepelných oběh pro celý rozsah počítaných výšek letu.

Model ideálního plynu																
MSA			Vstup do kompresoru		Výstup z kompresoru			Spalovací komora		Generátorová turbína			Volná turbína			Efektivní výkon
$H$	$p_0$	$T_0$	$p_1$	$T_1$	$p_2$	$T_{2,is}$	$T_2$	$p_3$	$T_3$	$p_4$	$T_{4,is}$	$T_4$	$p_5$	$T_{5,is}$	$T_5$	$P_e$
[m]	[Pa]	[K]	[Pa]	[K]	[Pa]	[K]	[K]	[Pa]	[K]	[Pa]	[K]	[K]	[Pa]	[K]	[K]	[kW]
0	101325	288,15	100312	288,15	667073	495,12	540,55	663738	1152,60	243807	865,78	900,20	108576	714,44	736,73	500,00
500	95462	284,90	94508	284,90	628476	489,54	534,46	625333	1139,60	229700	856,01	890,04	102294	706,38	728,42	494,36
1000	89878	281,65	88979	281,65	591712	483,95	528,36	588753	1126,60	216263	846,25	879,89	96310	698,32	720,11	488,72
1500	84562	278,40	83717	278,40	556715	478,37	522,26	553931	1113,60	203472	836,48	869,74	90613	690,26	711,80	483,08
2000	79504	275,15	78709	275,15	523418	472,78	516,17	520801	1100,60	191303	826,72	859,58	85194	682,20	703,49	477,44
2500	74695	271,90	73948	271,90	491756	467,20	510,07	489298	1087,60	179731	816,95	849,43	80041	674,15	695,18	471,80
3000	70125	268,65	69424	268,65	461668	461,61	503,97	459360	1074,60	168734	807,19	839,28	75143	666,09	686,87	466,16
3500	65785	265,40	65127	265,40	433093	456,03	497,87	430927	1061,60	158290	797,42	829,13	70492	658,03	678,56	460,52
4000	61665	262,15	61048	262,15	405970	450,44	491,78	403940	1048,60	148377	787,66	818,97	66078	649,97	670,25	454,88

Graf 4: Vypočtené hodnoty tepelných oběhů v daném rozsahu letových výšek.

## 6.2 Výpočet tepelného oběhu pro polo-ideální plyn

Reálné vlastnosti pracovní látky v tomto případě určuje měrné teplo za konstantního tlaku  $c_p$ . U vzduchu je měrné teplo převážně závislé na termodynamické teplotě. Pro vyjádření vlivu teploty na měrné teplo za konstantního tlaku budou použity níže uvedené vztahy z [29], které užívají různých empirických závislostí:

$$c_p(T) = \left[ a_0 + a_1 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right) + a_2 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^2 + a_3 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^3 + a_4 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^4 \right] \cdot 1000 \quad 6-38$$

Měrné teplo spalín za stálého tlaku se určí z následujícího vztahu:

$$c_{psp} = \frac{c_p(T) + q_p \cdot c_{pph}(T) + d \cdot c_{pH_2O}(T)}{1 + q_p + d}, \quad 6-39$$

Hmotnostní poměr spalovaného paliva a vzduchu je označen  $q_p$  a hmotnostní poměr vodní páry (z  $H_2O$  obsažené v palivu) a vzduchu při spalování je označen  $d$ . Symboly  $c_{pph}$  a  $c_{pH_2O}$  vyjadřují měrné teplo produktů hoření kapalného uhlovodíkového paliva kerosinu v čistém vzduchu a měrné teplo vodní páry a určí se z následujících vztahů:

$$c_{pph} = \left[ b_0 + b_1 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right) + b_2 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^2 + b_3 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^3 + b_4 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^4 \right] \cdot 1000 \quad 6-40$$

$$c_{pH_2O} = \left[ c_0 + c_1 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right) + c_2 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^2 + c_3 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^3 + c_4 \cdot \left( \frac{T}{1000} \right)^4 \right] \cdot 1000 \quad 6-41$$

Při výpočtu měrného tepla v kompresoru při stlačování vzduchu budou použity konstanty určené pro teplotní rozsah  $T = 200 \div 650 \text{ K}$  [29]:

$a_0 = 1,014915$	$b_0 = 0,253617$	$c_0 = 1,988571$
$a_1 = 0,001978$	$b_1 = 9,407600$	$c_1 = -0,725174$
$a_2 = -0,505647$	$b_2 = -16,263210$	$c_2 = 2,191401$
$a_3 = 1,693876$	$b_3 = 14,819800$	$c_3 = -1,228665$
$a_4 = -1,147466$	$b_4 = -5,033770$	$c_4 = 0,076198$

Při výpočtu měrného tepla za konstantního tlaku v kompresoru je nejprve určeno měrné teplo pro teplotu  $T_1$ , tedy teplotu atmosférickou a následně je určena teplota  $T_2$ , tedy teplota za kompresorem. Vypočtené hodnoty měrných tepel za konstantního tlaku jsou následně zprůměrovány a výsledná hodnota je použita pro výpočet užitečné práce kompresoru. Pro výpočet měrného tepla v kompresoru je samozřejmě použita pouze sada konstant  $a_0$  až  $a_4$ , poněvadž v kompresoru je pracovní látkou pouze vzduch. Pro názornost je níže uvedena tabulka s vypočtenými hodnotami měrných tepel.

Tabulka 15: Vypočtené hodnoty měrného tepla vzduchu v kompresoru.

$H$ [m]	$T_1$ [K]	$T_2$ [K]	$c_{p_{T_1}}$ [J/kg K]	$c_{p_{T_2}}$ [J/kg K]	$c_{p_{stř}}$ [J/kg K]
0	288,15	540,553	1006,117	1037,810	1021,963
500	284,90	534,456	1006,047	1036,507	1021,277
1000	281,65	528,359	1005,985	1035,222	1020,603
1500	278,40	522,262	1005,932	1033,956	1019,944
2000	275,15	516,165	1005,886	1032,710	1019,298
2500	271,90	510,068	1005,848	1031,485	1018,666
3000	268,65	503,972	1005,818	1030,282	1018,050
3500	265,40	497,875	1005,796	1029,101	1017,449
4000	262,15	491,778	1005,781	1027,945	1016,863

Hodnoty veličin odpovídajících dané atmosférické výšce jsou shodné s teplotami používanými v předchozím výpočtovém modelu ideálního plynu. Stavové veličiny  $T_2$  a  $p_2$  jsou také shodné s hodnotami z předešlého modelu a tedy výpočet užitečné práce kompresoru je dán vztahem:

$$L_K = c_{p_{stř}} \cdot (T_2 - T_1), \quad 6-42$$

kde  $c_{p_{stř}}$  značí mnou vypočtenou střední hodnotu měrného tepla za konstantního tlaku pro odpovídající teploty.

Při výpočtu měrného tepla za konstantního tlaku v turbínové části motoru je nejprve proveden výpočet měrného tepla spalín na generátorové turbíně a následně na volné turbíně. Vzhledem k rozsahu teplot je možné pro oba výpočty použít stejné konstanty, které jsou určeny pro rozsah  $T = 650 \div 1500 \text{ K}$  [29]:

$$\begin{array}{lll}
 a_0 = 1,124388 & b_0 = 1,768233 & c_0 = 1,766046 \\
 a_1 = -0,792043 & b_1 = 0,952294 & c_1 = 0,060413 \\
 a_2 = 1,785985 & b_2 = 1,367748 & c_2 = 0,894903 \\
 a_3 = -1,317025 & b_3 = -1,373526 & c_3 = -0,590896 \\
 a_4 = 0,339787 & b_4 = 0,428613 & c_4 = 0,159165
 \end{array}$$

Výpočet měrného tepla na generátorové turbíně provedeme podle vztahu pro měrné teplo spalín. K tomuto výpočtu vycházíme ze znalosti teploty ve spalovací komoře  $T_3$  a ze znalosti teploty na generátorové turbíně  $T_4$ . Do vzorce pro měrné teplo spalín je dosazena střední hodnota měrných tepel. Pro názornost je níže uvedena tabulka s vypočtenými hodnotami měrných tepel ve zvoleném rozsahu výšek.

Tabulka 16: Vypočtené hodnoty měrného tepla za stálého tlaku pro generátorovou turbínu.

$H$	$T_3$	$T_4$	$c_{pT_3}$	$c_{pT_4}$	$c_{pH_2O_{T_3}}$	$c_{pH_2O_{T_4}}$	$c_{pph_{T_3}}$	$c_{pph_{T_4}}$
[m]	[K]	[K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]
0	1152,6	900,197	1167,172	1121,062	2400,663	2219,092	3336,169	3013,348
500	1139,6	890,044	1165,118	1118,886	2391,022	2211,997	3319,842	2999,855
1000	1126,6	879,891	1163,040	1116,686	2381,419	2204,918	3303,519	2986,308
1500	1113,6	869,738	1160,936	1114,463	2371,853	2197,854	3287,192	2972,706
2000	1100,6	859,585	1158,804	1112,218	2362,323	2190,805	3270,855	2959,048
2500	1087,6	849,431	1156,639	1109,951	2352,827	2183,772	3254,500	2945,333
3000	1074,6	839,278	1154,442	1107,664	2343,363	2176,756	3238,121	2931,562
3500	1061,6	829,125	1152,208	1105,357	2333,931	2169,755	3221,711	2917,733
4000	1048,6	818,972	1149,937	1103,033	2324,529	2162,772	3205,265	2903,846
			$c_{p_{stř}}$		$c_{pH_2O_{stř}}$		$c_{pph_{stř}}$	$c_{psp}$
			[J/kg K]		[J/kg K]		[J/kg K]	[J/kg K]
			1144,117		2309,878		3174,759	<b>1194,865</b>
			1142,002		2301,510		3159,849	<b>1192,441</b>
			1139,863		2293,168		3144,913	<b>1189,993</b>
			1137,700		2284,853		3129,949	<b>1187,522</b>
			1135,511		2276,564		3114,951	<b>1185,025</b>
			1133,295		2268,299		3099,917	<b>1182,502</b>
			1131,053		2260,059		3084,841	<b>1179,952</b>
			1128,783		2251,843		3069,722	<b>1177,374</b>
			1126,485		2243,651		3054,555	<b>1174,769</b>

Ze znalosti střední hodnoty měrného tepla, teploty ve spalovací komoře a teploty na generátorové turbíně již lze určit užitečnou práci generátorové turbíny ze vztahu:

$$L_{GT} = c_{psp} \cdot (T_3 - T_4), \quad 6-43$$

Pro výpočet měrného tepla na volné turbíně je vycházeno ze stejného postupu jako při výpočtu na generátorové turbíně. Vypočtené hodnoty měrných tepel pro dané teploty na generátorové turbíně a na volné turbíně jsou pro představu uvedeny v následující tabulce.

Tabulka 17: Vypočtené hodnoty měrného tepla za stálého tlaku pro volnou turbínu.

$H$	$T_4$	$T_5$	$c_{pT_4}$	$c_{pT_5}$	$c_{pH_2O_{T_4}}$	$c_{pH_2O_{T_5}}$	$c_{pph_{T_4}}$	$c_{pph_{T_5}}$
[m]	[K]	[K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]
0	900,197	792,174	1121,062	1083,701	2219,092	2106,884	3013,348	2789,216
500	890,044	783,239	1118,886	1081,719	2211,997	2101,313	2999,855	2777,425
1000	879,891	774,304	1116,686	1079,734	2204,918	2095,756	2986,308	2765,598
1500	869,738	765,369	1114,463	1077,750	2197,854	2090,215	2972,706	2753,734
2000	859,585	756,435	1112,218	1075,766	2190,805	2084,691	2959,048	2741,833
2500	849,431	747,500	1109,951	1073,785	2183,772	2079,182	2945,333	2729,897
3000	839,278	738,565	1107,664	1071,807	2176,756	2073,692	2931,562	2717,926
3500	829,125	729,630	1105,357	1069,833	2169,755	2068,218	2917,733	2705,920
4000	818,972	720,695	1103,033	1067,866	2162,772	2062,763	2903,846	2693,881
			$c_{p_{stř}}$	$c_{pH_2O_{stř}}$	$c_{pph_{stř}}$	$c_{psp}$		
			[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]	[J/kg K]		
			1102,382	2162,988	2901,282	<b>1147,609</b>		
			1100,302	2156,655	2888,640	<b>1145,283</b>		
			1098,210	2150,337	2875,953	<b>1142,944</b>		
			1096,106	2144,034	2863,220	<b>1140,593</b>		
			1093,992	2137,748	2850,441	<b>1138,231</b>		
			1091,868	2131,477	2837,615	<b>1135,859</b>		
			1089,735	2125,224	2824,744	<b>1133,478</b>		
			1087,595	2118,987	2811,827	<b>1131,089</b>		
			1085,449	2112,768	2798,864	<b>1128,693</b>		

Ze znalosti střední hodnoty měrného tepla, teploty na generátorové turbíně a teploty na volné turbíně již lze určit užitečnou práci volné turbíny ze vztahu:

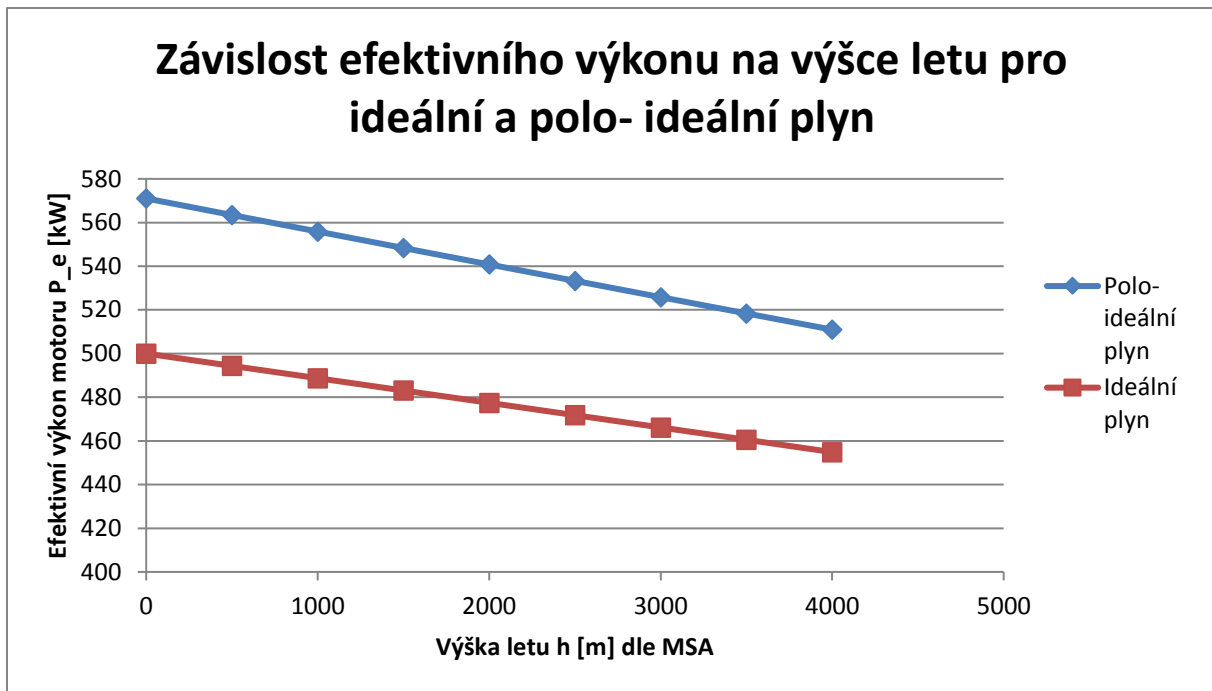
$$L_{VT} = c_{psp} \cdot (T_4 - T_5), \quad 6-44$$

Dále můžeme určit hodnotu efektivního výkonu daného tepelného oběhu pro zvolený model stavového chování plynu ze vztahu:

$$P_e = \dot{m} \cdot c_p \cdot (T_4 - T_5) \cdot \eta_{me}, \quad 6-45$$

kde  $\dot{m}$  značí hmotnostní průtok horkých plynů protékajících turbínou a  $\eta_{me}$  značí mechanickou účinnost zahrnující ztrátu třením v ložiskách, která bude v tomto případě uvažována  $\eta_{me} \cong 1$ .

V následujícím grafu je uvedena závislost efektivního výkonu pro polo-ideální plyn v závislosti na výšce letu. Pro větší názornost je do grafu přidána závislost pro ideální model plynu.



Graf 5: Závislost efektivního výkonu na výšce letu pro model pracovní látky vycházející z rovnice pro polo-ideální plyn se srovnáním s modelem pracovní látky vycházejícím ze stavové rovnice ideálního plynu.

### 6.3 Výpočet tepelného oběhu dle Baeha a Schwiera

Reálné vlastnosti plynu v tomto případě jsou dány empirickými funkcemi pro stavovou rovnici vzduchu, entalpii, entropii, měrné teplo za konstantního objemu a měrné teplo za konstantního tlaku, které byly zpracovány pány Baehrem a Schwierem do podoby, ze které bude vycházet následující výpočet.

Výpočet tepelného oběhu dle daného modelu vychází z kritických hodnot pro vzduch, které jsou pro přehlednost znovu uvedeny v tabulce níže.

Tabulka 18: Výchozí hodnoty pro výpočet stavové rovnice dle Baehra a Schwiera. [30]

Molární (Molekulová) hmotnost $M_m$	$28,96 \text{ kg} \cdot \text{mol}^{-1}$
Plynová konstanta $r$	$287,22 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
Kritický tlak $p_k$	$3766 \text{ kPa}$
Kritická teplota $T_k$	$132,52 \text{ K}$
Kritický měrný objem $v_k$	$3,19 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3 \cdot \text{kg}^{-1}$
Redukovaná konstanta $\sigma$	$\frac{r \cdot T_k}{p_k \cdot v_k} = 3,16829$

K uvedeným kritickým hodnotám se vztahují bezrozměrové funkce tlaku, teploty a objemu, které jsou definovány následujícími vztahy [30]:



$$\pi = \frac{p}{p_{kr}} \quad \vartheta = \frac{T}{T_{kr}} \quad \delta = \frac{V}{V_{kr}} \quad 6-46$$

Při výpočtu je vycházeno z teplot a tlaků vypočtených pro ideální model plynu. Pro jednotlivé teploty a tlaky bude zjištěna entalpie. Práce kompresoru, generátorové turbíny a volné turbíny budou určeny z rozdílu entalpií.

Pro konkrétní výpočet entalpie pro danou teplotu a tlak byl využit program MS Excel, kde byl uvážěn jako vstupní parametr tlak, teplota a kritické hodnoty pro vzduch. Ze znalosti tlaku a teploty byly snadno určeny bezrozměrové funkce ze zmíněných vztahů. Dále byla v programu znovu určena bezrozměrová funkce tlaku, která je funkcí bezrozměrové teploty a bezrozměrového objemu, jak je patrné z následujícího vztahu. [30]

$$\pi(\delta, \vartheta) = \sum_{i=0}^{i=8} \left( k_{1i} \vartheta + k_{2i} + \frac{k_{3i}}{\vartheta} - \frac{k_{4i}}{\vartheta^2} \right) \vartheta^i \quad 6-47$$

Pro přehlednost je níže uvedena tabulka s konstantami pro výpočet bezrozměrného tlaku:

**Tabulka 19: Konstanty pro výpočet bezrozměrného tlaku vzduchu. [30]**

i	$k_{1i}$	$k_{2i}$	$k_{3i}$	$k_{4i}$
0	0	0	0	0
1	3,163226	0	0	0
2	1,403675	-3,700568	1,011764	-2,642319
3	1,218723	-0,342901	-7,837830	11,810243
4	-4,638103	14,949391	-3,400622	-16,508303
5	8,471869	-30,578323	19,839518	16,329113
6	-6,921086	26,394743	-20,516638	-9,896072
7	2,738986	-10,874051	9,748745	2,425508
8	-0,435251	1,824133	-1,930506	0

Jak je ze znalosti tlaku a teploty a ze vzorce pro bezrozměrový tlak patrné je potřeba zjistit hodnotu bezrozměrového objemu, aby mohl být vypočítán bezrozměrový tlak dle uvedeného vzorce 6-47. K tomuto výpočtu je použita funkce Řešitel v programu MS Excel pomocí, které je určena hodnota bezrozměrového objemu iteračně. Funkce hledá nejpřesnější hodnotu bezrozměrového objemu tak, aby se vypočtený bezrozměrový tlak ze vztahu 6-47 rovnal bezrozměrovému tlaku vypočtenému ze vztahu 6-46.

Nyní je již známa hodnota všech bezrozměrových funkcí pro dané vstupní hodnoty tlaku a teploty, a tedy lze vypočtené hodnoty dosadit do vztahu pro výpočet entalpie [30]:

$$h = (r T_{kr}) \left[ \frac{\pi}{\sigma \cdot \delta} + \sum_{i=0}^{i=9} q_i \vartheta^i + \sum_{i=0}^{i=7} \left( M_{1i} - \frac{M_{2i}}{\vartheta} - \frac{M_{3i}}{\vartheta^2} \right) (\delta - 1)^i \right] \quad 6-48$$

Pro přehlednost je níže uvedena tabulka s konstantami pro výpočet entalpie:

**Tabulka 20: Konstanty pro výpočet entalpie. [30]**

i	$q_i$	$M_{1i}$	$M_{2i}$	$M_{3i}$
0	0,05544316	-0,887155	-1,160292	0,253554
1	2,32888242	-0,735823	-1,950900	1,439831
2	0,16858981	-0,004042	-0,008341	0,153749
3	-0,09069995	0,021536	0,326242	-0,835323
4	0,02689491	0,216772	-0,529476	0,237077
5	-0,00440738	-0,038791	-0,092374	0,423264
6	0,00043749	0,003728	-0,193293	0,383392
7	-0,00002646	0,082381	-0,174370	0,000000
8	0,00000090			
9	-0,00000001			

Vztahy pro entropii a měrná tepla jsou podobná vztahu pro výpočet entalpie a jsou k nalezení v [30].

Při výpočtu tepelného objemu jsou tedy postupně zjištěny všechny hodnoty entalpií pro daný rozsah výšek na vstupu do motoru, za kompresorem, ve spalovací komoře, na generátorové turbíně a na volné turbíně. Užitečná práce kompresoru je určena z rozdílu entalpií, tedy z následujícího vztahu:

$$L_K = h_2 - h_1 \quad 6-49$$

Užitečná práce generátorové a volné turbíny je určena z následujících vztahů:

$$L_{GT} = h_4 - h_3 \quad 6-50$$

$$L_{VT} = h_5 - h_4 \quad 6-51$$

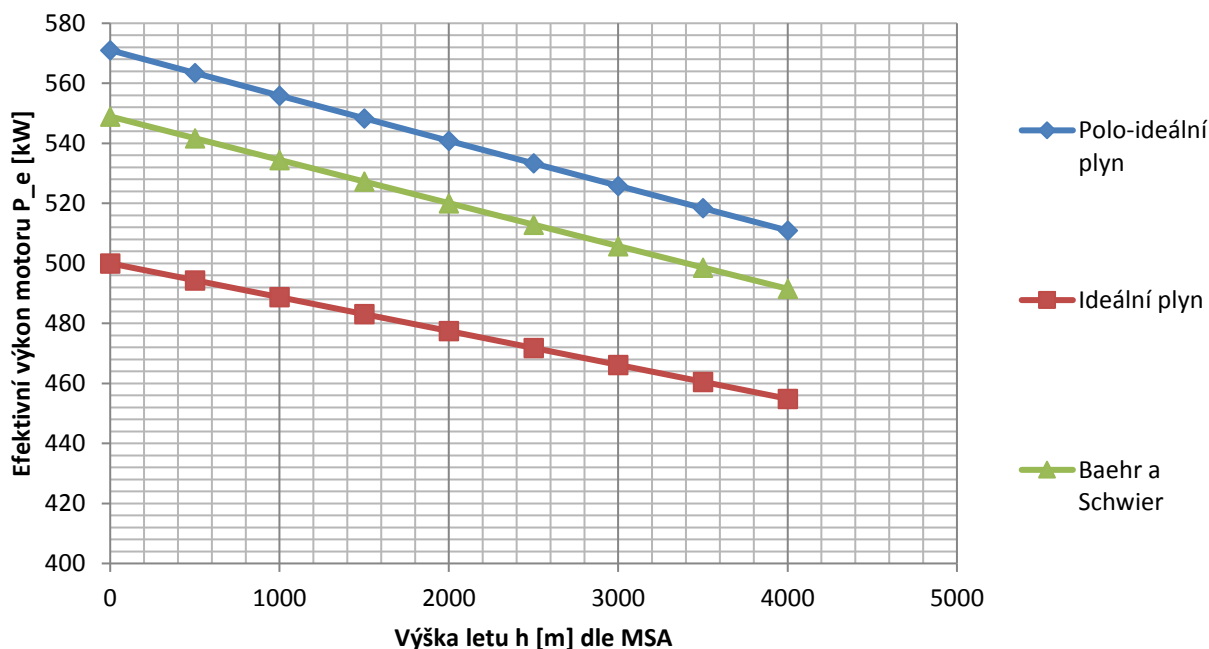
Efektivní výkon tepelného oběhu je určen z následujícího vztahu:

$$P_e = \dot{m} \cdot (h_5 - h_4) \cdot \eta_{me} = \dot{m} \cdot L_{VT} \cdot \eta_{me} \quad 6-52$$

, kde  $\eta_{me}$  značí mechanickou účinnost, kterou uvažujeme  $\eta_{me} \cong 1$ .

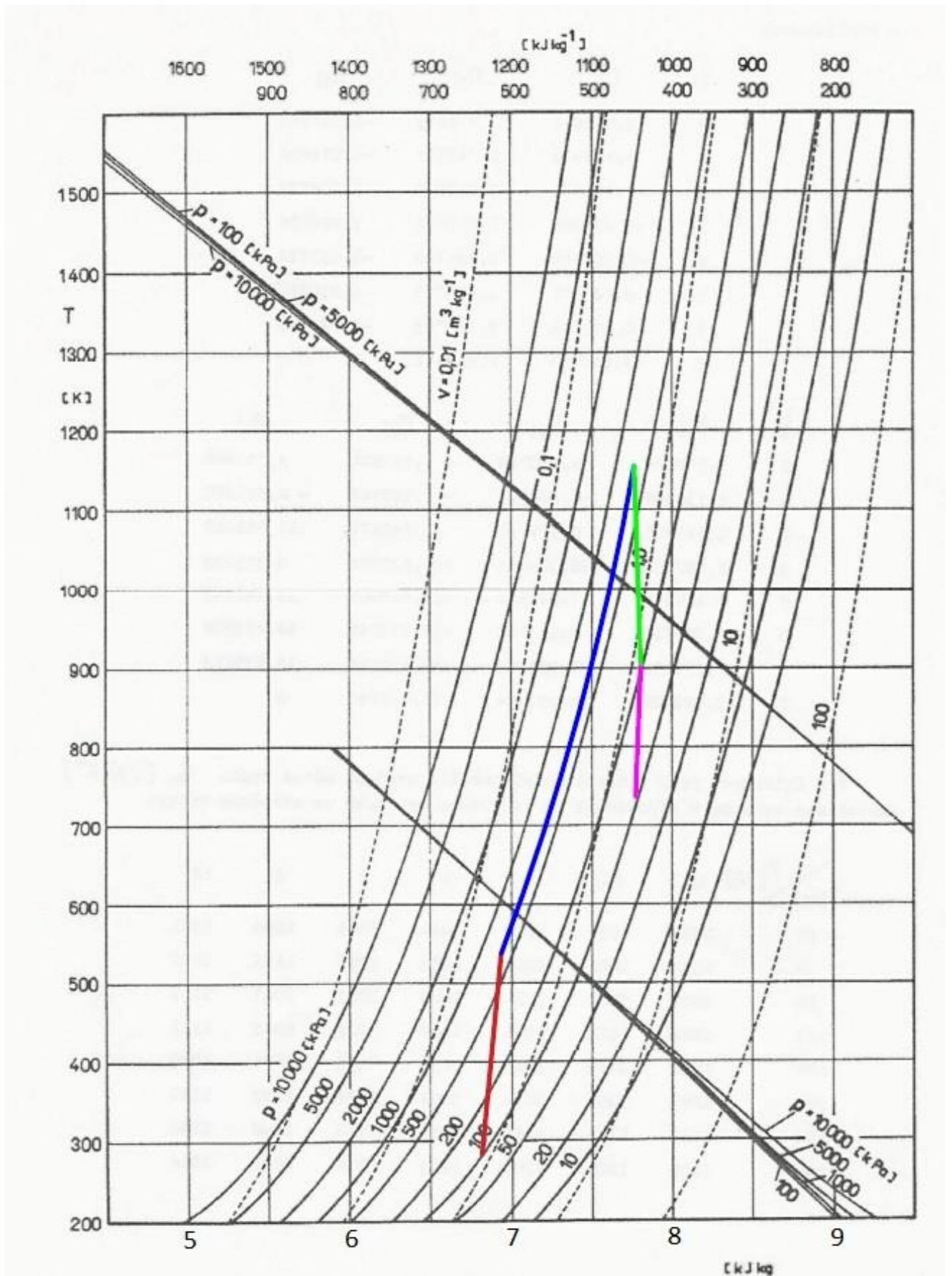
Závislost efektivního výkonu na výšce letu pro daný model pracovní látky je uveden v grafu níže, kde jsou pro názornost uvedeny již zjištěné závislosti pro ideální a polo-ideální plyn.

## Závislost efektivního výkonu na výšce letu dle stavové rovnice dle Baehra a Schwiera v porovnání se stavovými rovnicemi pro ideální a polo-ideální plyn



**Graf 6:** Závislost efektivního výkonu na výšce letu podle modelu pracovní látky vycházejícího ze stavové rovnice dle Baehra a Schwiera a s porovnáním se stavovými rovnicemi pro ideální a polo-ideální plyn.

Pro názornost je v grafu č. 7, což je entropický diagram ve zmenšeném měřítku vydaný Ústavem letadlové techniky FS ČVUT, vynesena tepelný oběh při nulové výšce letu. Červená křivka vyznačuje stlačování vzduchu v kompresoru, modrá křivka značí přívod tepla ve spalovací komoře, zelená křivka popisuje expanzi plynů na generátorové turbíně a fialová křivka znázorňuje expanzi plynů na volné turbíně. Ve zmíněném entropickém diagramu nebyly z nějakého důvodu viditelné popisky dolní vodorovné osy, proto byly do diagramu dodatečně vepsány. V následující tabulce č. 21 jsou uvedeny vypočtené hodnoty entalpií pomocí stavové rovnice dle Baehra a Schwiera pro celý rozsah počítaných letových výšek. [30]



Graf 7: Znázorněný tepelný oběh v entropickém diagramu pro výšku letu 0m. [30]

$H$	$T_1$	$p_1$	$h_1$	$T_2$	$p_2$	$h_2$	$T_3$	$p_3$	$h_3$	$T_4$	$p_4$	$h_4$	$T_5$	$p_5$	$h_5$
[m]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]
0	288,15	100312	288366,1	540,5525	667073,1	545123,7	1152,6	663737,8	1223174	900,1974	243806,8	933747	736,7266	108575,9	753406
500	284,90	94508	285109,7	534,4557	628475,5	538800,6	1139,6	625333,1	1207980	890,0442	229699,9	922368	728,4172	102293,6	744407
1000	281,65	88979	281854,1	528,3589	591712	532485,8	1126,6	588753,4	1192815	879,891	216263,3	911012	720,1078	96309,81	735425
1500	278,40	83717	278598,7	522,2621	556714,8	526179,4	1113,6	553931,2	1177679	869,7379	203472,2	899678	711,7984	90613,49	726459
2000	275,15	78709	275343,5	516,1653	523417,7	519881	1100,6	520800,6	1162572	859,5847	191302,6	888368	703,4889	85193,9	717510
2500	271,90	73948	272088,5	510,0685	491756,4	513590,7	1087,6	489297,6	1147495	849,4315	179730,8	877082	695,1795	80040,56	708578
3000	268,65	69424	268833,5	503,9717	461668,3	507308,2	1074,6	459360	1132449	839,2783	168734	865818	686,8701	75143,29	699663
3500	265,40	65127	265578,7	497,8748	433092,6	501033,3	1061,6	430927,2	1117432	829,1251	158289,9	854579	678,5607	70492,17	690764
4000	262,15	61048	262324	491,778	405970	494766	1048,6	403940,2	1102447	818,9719	148376,9	843363	670,2512	66077,58	681882

Tabulka 21: Vypočtené hodnoty entalpií pro všechny teploty a tlaky dle výšky letu a místa v motoru pro stavovou rovnici dle Baehra a Schwiera.

## 6.4 Výpočet tepelného oběhu dle BWR rovnice

Výpočet tepelného oběhu dle stavové rovnice BWR byl proveden v programu MS Excel, který je v elektronické příloze (CD) této diplomové práce a který byl autorovi poskytnut vedoucím této diplomové práce. Stavová rovnice BWR vychází, jak již bylo zmíněno dříve z viriálního tvaru [31], [32]:

$$z = \frac{pv}{RT} = 1 + \frac{B}{v} + \frac{C}{v^2} + \frac{\alpha a}{RTv^5} + \frac{c \left(1 + \frac{\gamma}{v^2}\right) e^{-\frac{\gamma}{v^2}}}{RT^3 v^2} \quad 6-53$$

Výše uvedená rovnice je osmi konstantová, jak je možno vidět v kapitole 5.4. Výpočet tepelného oběhu dle stavové rovnice BWR vychází z následujícího vztahu pro tlak, ze kterého se iteračně vypočte hledaná hodnota měrného objemu. [31], [32]

$$p = \frac{RT}{v} + \frac{B_0 RT - A_0 - \frac{C_0}{T^2}}{v^2} + \frac{bRT - a}{v^3} + \frac{\alpha a}{v^6} + \frac{c}{T^2 v^3} \left(1 + \frac{\gamma}{v^2}\right) e^{-\frac{\gamma}{v^2}} \quad 6-54$$

Do uvedené rovnice pro tlak dosadíme známé hodnoty teploty a tlaku pro dané místo v motoru. Dále do rovnice dosadíme patřičné konstanty, které jsou uvedeny v tabulce níže. Při znalosti vypočteného měrného objemu již lze přejít k výpočtu entalpie dle následujícího vztahu odvozeného podle Benedictovy- Webbovy- Rubinovy rovnice [31], [32]:

$$h = h^0 + \frac{B_0 RT - 2A_0 - \frac{4C_0}{T^2}}{v} + \frac{2bRT - 3a}{2v^2} + \frac{6\alpha a}{5v^5} + c \left[ 3 \frac{1 - e^{-\frac{\gamma}{v^2}}}{\gamma} v^2 + \left(\frac{\gamma}{v^2} - \frac{1}{2}\right) e^{-\frac{\gamma}{v^2}} \right] / (T^2 v^2)$$

6-55

Podle uvedeného postupu se postupně určí hodnoty entalpie pro teplotu a tlak na vstupu do kompresoru, za kompresorem, ve spalovací komoře, na generátorové turbíně a nakonec na volné turbíně. Vypočtené hodnoty entalpií jsou přehledně znázorněné v tabulce níže.

Ze znalosti entalpií  $h_1$  a  $h_2$  můžeme z následujícího vztahu snadno určit užitečnou práci kompresoru:

$$L_K = h_2 - h_1 \quad 6-56$$

Užitečnou práci generátorové a volné turbíny určíme z následujících vztahů:

$$L_{GT} = h_4 - h_3 \quad 6-57$$

$$L_{VT} = h_5 - h_4 \quad 6-58$$

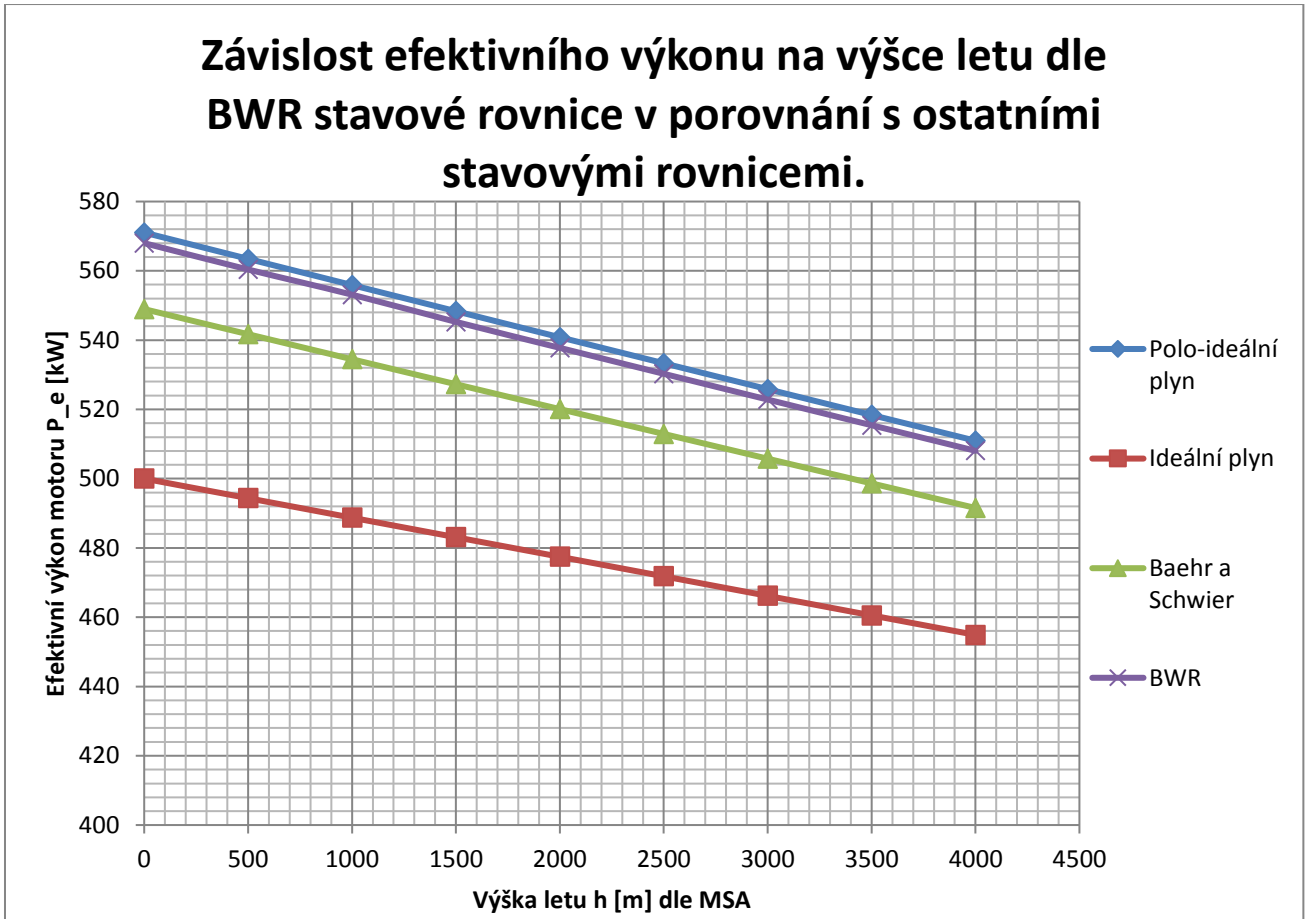
Efektivní výkon tepelného oběhu lze určit z následujícího vztahu:

$$P_e = \dot{m} \cdot (h_5 - h_4) \cdot \eta_{me} = \dot{m} \cdot L_{VT} \cdot \eta_{me}$$

6-59

Symbol  $\eta_{me}$  značí mechanickou účinnost, kterou uvažujeme  $\eta_{me} \cong 1$ .

Závislost efektivního výkonu na výšce letu dle stavové rovnice BWR je patrná z níže uvedeného grafu, kde jsou pro porovnání uvedené i závislosti vypočtené pro předchozí stavové rovnice.



Graf 8: Závislost efektivního výkonu na výšce letu dle modelu pracovní látky vycházejícího ze stavové rovnice BWR v porovnání s hodnotami plynoucích z ostatních stavových rovnic.

Tabulka 22: Osm konstant stavové rovnice BWR pro plyny, které jsou uvažovány jako složení spalín turbovrtulového motoru.

Plyn	Hmotnostní podíl [%]	$A_0$	$B_0$	$C_0$	$A$	$B$	$C$	$\alpha$	$\gamma$
Vodní pára	6	3,1249800	0,0185880	1148870,00	0,1385700	0,00219940	84951,000	0,0037157000	0,00355200
Dusík	76	0,8720860	0,0281066	7813,75	0,0312319	0,00323510	547,364	0,0000709320	0,00450000
Kyslík	14	1,4988500	0,0465240	3861,70	-0,0405074	-0,00027964	-203,760	0,0000086400	0,00359000
O.uhlicity	3	2,7634000	0,0456280	113330,00	0,0516890	0,00308190	7067,200	0,0001127100	0,00494000
Argon	1	0,8234170	0,0222826	13141,25	0,0288358	0,02158290	798,244	0,0000355889	0,00233827

Tabulka 23: Vypočtené hodnoty entalpií pro všechny teploty a tlaky dle výšky letu a místa v motoru pro stavovou rovnici BWR.

$H$	$T_1$	$p_1$	$h_1$	$T_2$	$p_2$	$h_2$	$T_3$	$p_3$	$h_3$	$T_4$	$p_4$	$h_4$	$T_5$	$p_5$	$h_5$
[m]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]	[K]	[Pa]	[J.kg <sup>-1</sup> ]
0	288,15	100312	-5556,29	540,5525	667073,1	261874,3	1152,6	663737,8	963494	900,1974	243806,8	660619	736,7266	108575,9	474019
500	284,90	94508	-8903,77	534,4557	628475,5	255262,3	1139,6	625333,1	947424	890,0442	229699,9	648820	728,4172	102293,6	464720
1000	281,65	88979	-12249,5	528,3589	591712	248658,7	1126,6	588753,4	931407	879,891	216263,3	637050	720,1078	96309,81	455338
1500	278,40	83717	-15593,6	522,2621	556714,8	242063,5	1113,6	553931,2	915442	869,7379	203472,2	625308	711,7984	90613,49	446175
2000	275,15	78709	-18935,9	516,1653	523417,7	235476,7	1100,6	520800,6	899531	859,5847	191302,6	613595	703,4889	85193,9	436928
2500	271,90	73948	-22276,5	510,0685	491756,4	228898,3	1087,6	489297,6	883671	849,4315	179730,8	601908	695,1795	80040,56	427699
3000	268,65	69424	-25615,4	503,9717	461668,3	222328,1	1074,6	459360	867863	839,2783	168734	590250	686,8701	75143,29	418486
3500	265,40	65127	-28952,6	497,8748	433092,6	215766,2	1061,6	430927,2	852106	829,1251	158289,9	578620	678,5607	70492,17	409291
4000	262,15	61048	-32288,1	491,778	405970	209212,4	1048,6	403940,2	836400	818,9719	148376,9	567017	670,2512	66077,58	400111



## 6.5 Srovnání výsledků dosažených výpočtem tepelných oběhů dle jednotlivých stavových rovnic

Jak je patrné z výsledného grafu č 8, kde jsou uvedeny závislosti efektivního výkonu turbovrtulového motoru na výšce pro stavovou rovnici ideálního plynu, pro stavovou rovnici polo- ideálního plynu, pro stavovou rovnici dle Baehra a Schwiera a pro stavovou rovnici BWR, jsou výsledné hodnoty výkonu značně odlišné.

Stavová rovnice ideálního plynu poskytuje hodnoty efektivního výkonu, které výkon daného motoru při reálném provozu značně podhodnocují, to ale ve výsledku znamená držení se na straně bezpečnosti. Což tedy znamená, že pro případ navrhování letounu s patřičným motorem, ke kterému se udává výkon vypočtený dle stavové rovnice ideálního plynu lze předpokládat, že skutečný výkon motoru bude v provozu vyšší.

Pro názornost jsou v Tabulka 24 uvedeny vypočtené hodnoty efektivního výkonu pro všechny počítané stavové rovnice. Zároveň jsou v tabulce uvedené procentuální hodnoty navýšení efektivního výkonu vzhledem k efektivnímu výkonu vypočtenému pomocí stavové rovnice ideálního plynu, který tedy uvažujeme za referenční. Z uvedených tabulek a z uvedeného grafu je patrné, že se stoupající výškou letu klesá vypočtené navýšení efektivního výkonu dle stavových rovnic, které porovnáváme se stavovou rovnicí ideálního plynu.

Navýšení efektivního výkonu dle stavové rovnice pro polo-ideální plyn klesne při změně výšky letu z 0 m na 4000m o 1,91 %, dle stavové rovnice Baehra a Schwiera klesne při stejné změně výšky letu o 1,73 % a dle stavové rovnice BWR klesne o 1,88%. Tento vliv je způsoben vlivem snížení teploty okolí při stoupající výšce letu.

Při použití stavové rovnice pro polo-ideální plyn pro výpočet tepelného oběhu turbovrtulového motoru dojde k navýšení vypočteného efektivního výkonu při nulové výšce o 14,21%, při výšce 2000 m o 13,27 % a při výšce 4000 m o 12,32 % vůči efektivnímu výkonu vypočtenému za použití stavové rovnice ideálního plynu.

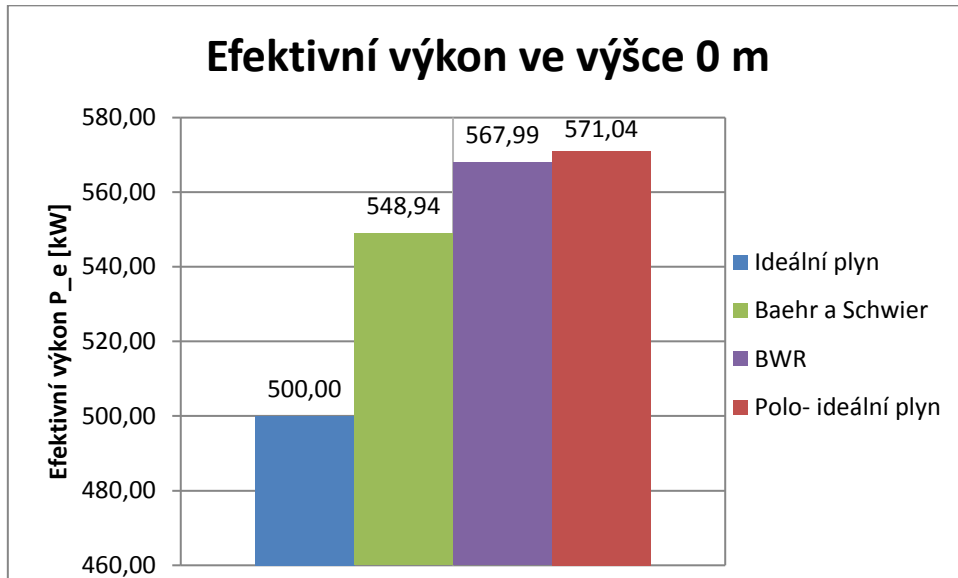
Pokud použijeme pro výpočet tepelného oběhu turbovrtulového motoru stavovou rovnici dle Baehra a Schwiera dojde k navýšení vypočteného efektivního výkonu při nulové výšce o 9,79%, při výšce 2000 m o 8,93 % a při výšce 4000 m o 8,06 % vůči efektivnímu výkonu vypočtenému za použití stavové rovnice ideálního plynu.

Za použití stavové rovnice BWR pro výpočet tepelného oběhu turbovrtulového motoru dojde k navýšení vypočteného efektivního výkonu při nulové výšce o 13,60 %, při výšce 2000 m o 12,63 % a při výšce 4000 m o 11,69 % vůči efektivnímu výkonu vypočtenému za použití stavové rovnice ideálního plynu.

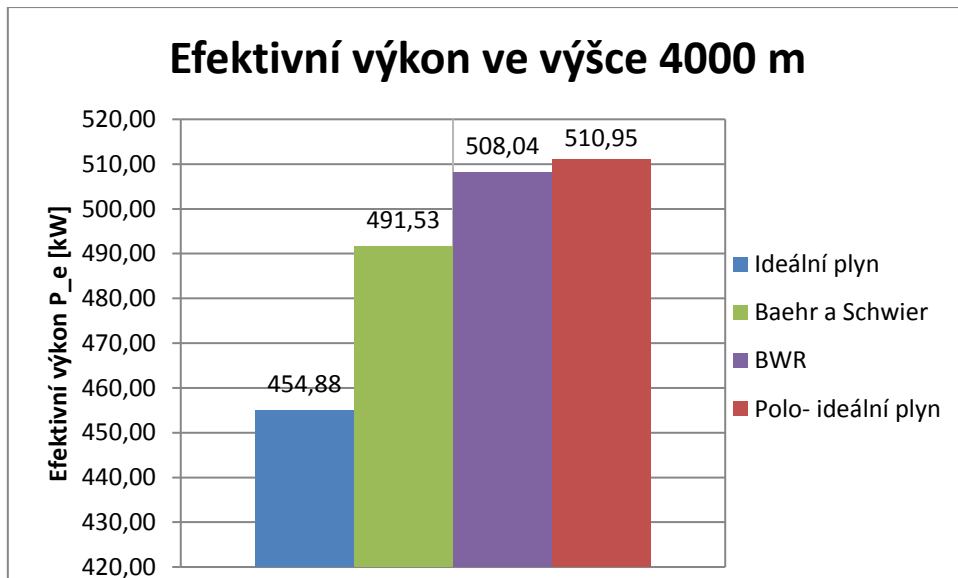
Z výsledků tedy plyne, že při výpočtu tepelného oběhu turbovrtulového motoru, který se bude provozovat ve výškách do čtyř kilometrů, dostaneme za použití stavové rovnice pro polo-ideální plyn a za použití stavové rovnice BWR velmi podobné výsledky, které se budou v průměru mezi sebou lišit cca o 3 kW. Pokud bychom uvedené výsledky efektivních výkonů porovnali se stavovou rovnicí ideálního plynu, tak se budou výsledky v průměru v daném

rozsahu výšek lišit o cca 63 kW při použití stavové rovnice pro polo-ideální plyn a o 60 kW při použití stavové rovnice BWR. Z efektivních výkonů zjištěných pro daný rozsah výšek ze stavové rovnice dle Baehra a Schwiera dostaneme v průměru o cca 43 kW vyšší výkon nežli při použití stavové rovnice ideálního plynu.

Pro ještě větší názornost jsou níže uvedené sloupcové grafy efektivního výkonu dle jednotlivých stavových rovnic pro nulovou výšku a pro výšku 4000 metrů.



Graf 9: Efektivní výkony ve výšce 0 m.



Graf 10: Efektivní výkony ve výšce 4000 m.

	Výška letu [m]	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000
Stavová rovnice ideálního plynu	$P_e$ [kW]	500,00	494,36	488,72	483,08	477,44	471,80	466,16	460,52	454,88
Stavová rovnice pro polo-ideální plyn	$P_e$ [kW]	571,04	563,45	555,89	548,34	540,82	533,32	525,84	518,38	510,95
Navýšení efektivního výkonu od výkonu vypočteného dle ideálního plynu		14,21%	13,98%	13,74%	13,51%	13,27%	13,04%	12,80%	12,56%	12,32%
Stavová rovnice dle Baehra a Schwiera	$P_e$ [kW]	548,94	541,69	534,47	527,26	520,07	512,91	505,76	498,63	491,53
Navýšení efektivního výkonu od výkonu vypočteného dle ideálního plynu		9,79%	9,57%	9,36%	9,14%	8,93%	8,71%	8,49%	8,28%	8,06%
Stavová rovnice BWR	$P_e$ [kW]	567,99	560,38	553,11	545,26	537,75	530,27	522,83	515,42	508,04
Navýšení efektivního výkonu od výkonu vypočteného dle ideálního plynu		13,60%	13,35%	13,18%	12,87%	12,63%	12,39%	12,16%	11,92%	11,69%

**Tabulka 24: Srovnání vypočtených hodnot efektivního výkonu v daném rozsahu výše.**

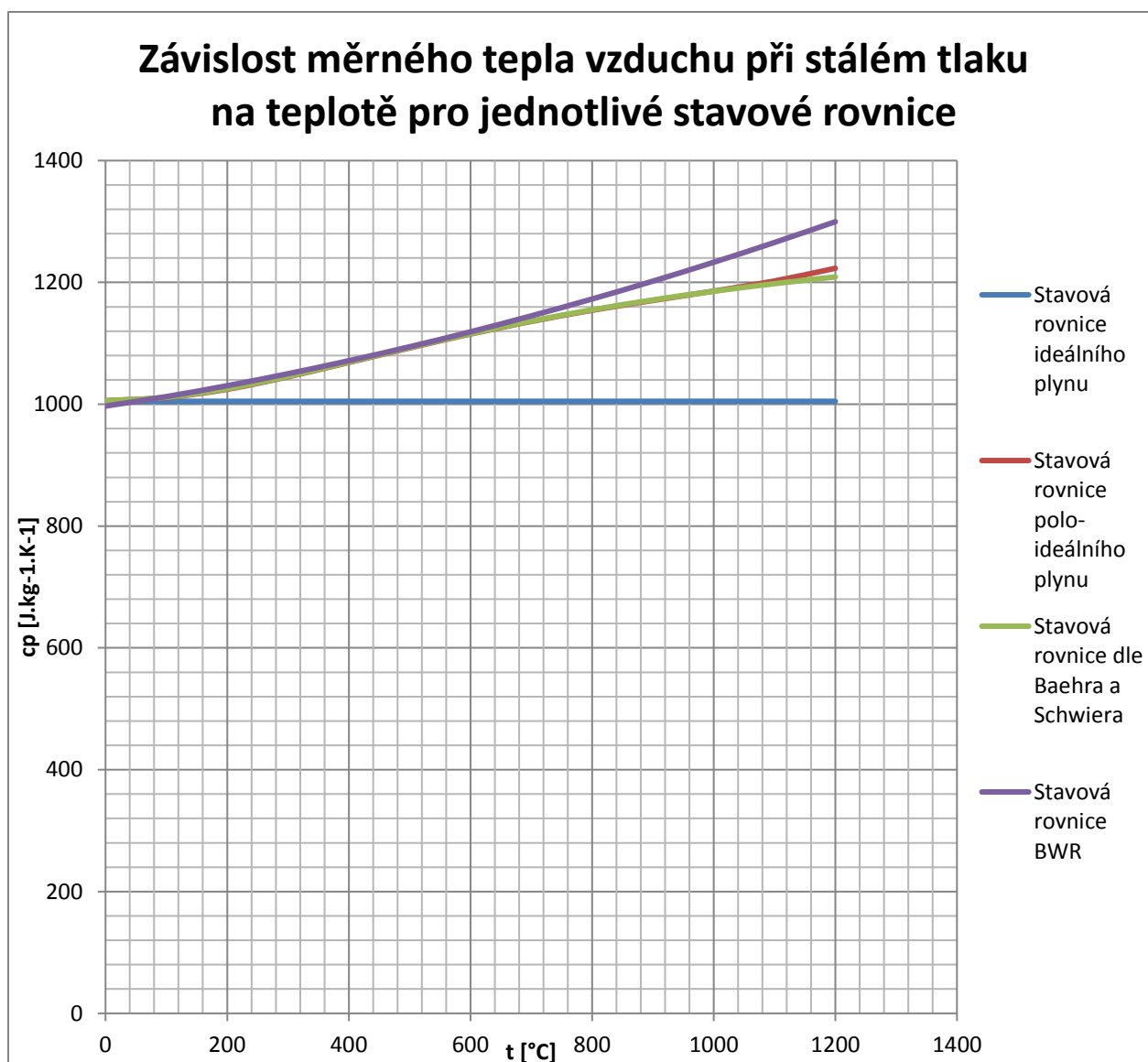
## 6.6 Závislost měrného tepla vzduchu za konstantního tlaku pro jednotlivé stavové rovnice

Měrné teplo za konstantního tlaku je při vyšších teplotách převážně závislé na teplotě. V tabulce uvedené níže jsou vypočtené hodnoty měrného tepla vzduchu za konstantního tlaku pro jednotlivé stavové rovnice.

**Tabulka 25:** Vypočtené hodnoty měrného tepla vzduchu za stálého tlaku pro jednotlivé stavové rovnice v závislosti na teplotě.

Vzduch				
	Stavová rovnice ideálního plynu	Stavová rovnice polo-ideálního plynu	Stavová rovnice dle Baehra a Schwiera	Stavová rovnice BWR
$t$ [°C]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]
0	1004,85	1005,86	1005,49	997,00
100	1004,85	1011,01	1011,47	1012,60
200	1004,85	1024,57	1025,49	1030,50
300	1004,85	1045,04	1045,71	1050,10
400	1004,85	1068,55	1069,10	1071,50
500	1004,85	1092,35	1093,01	1094,40
600	1004,85	1115,21	1115,76	1118,90
700	1004,85	1135,95	1136,51	1145,10
800	1004,85	1154,19	1155,00	1172,80
900	1004,85	1170,38	1171,25	1202,10
1000	1004,85	1185,77	1185,46	1233,10
1100	1004,85	1202,43	1197,94	1265,60
1200	1004,85	1223,25	1209,04	1299,70

Jak je z uvedené tabulky patrné hodnota  $c_p$  se u jednotlivých stavových rovnic značně liší se zvyšující se teplotou. Z výsledků je patrné, že měrné teplo za konstantního tlaku, které u ideálního plynu uvažujeme za konstantní, tak při vyšších teplotách značně podhodnocuje výsledky. Podhodnocené výsledky v tomto případě ovlivní výslednou vypočtenou hodnotu výkonu daného motoru, což je z hlediska bezpečnosti pozitivní, poněvadž motor bude mít ve skutečnosti vyšší maximální výkon. Pro představu ještě uvádím graf, ve kterém je přehledně viditelná závislost měrného tepla vzduchu za konstantního tlaku pro jednotlivé stavové rovnice.



**Graf 11:** Závislost měrného tepla vzduchu při stálém tlaku na teplotě pro jednotlivé stavové rovnice.

Z grafické závislosti je jasně patrné, jak se měrné teplo vzduchu za konstantního tlaku ve vyšších hodnotách liší od ideálního plynu. Z grafu je také patrné, že stavová rovnice polo-ideálního plynu a stavová rovnice dle Baehra a Schwiera poskytují velmi podobné výsledky až do teploty 1100 °C. Při teplotě 500 °C je navýšení měrného tepla vzduchu za konstantního tlaku cca 8,7 % od ideálního plynu u všech počítaných stavových rovnic. Při teplotě 1000 °C je navýšení měrného tepla vzduchu za konstantního tlaku od ideálního plynu od 18 % do 22,7 % v závislosti na použité stavové rovnici. A při teplotě 1200 °C se měrné teplo vzduchu za konstantního tlaku liší od ideálního plynu o 20,32 % v případě stavové rovnice dle Baehra a Schwiera, o 21,73 % v případě stavové rovnice pro polo-ideální plyn a o 29,34 % za použití stavové rovnice BWR.

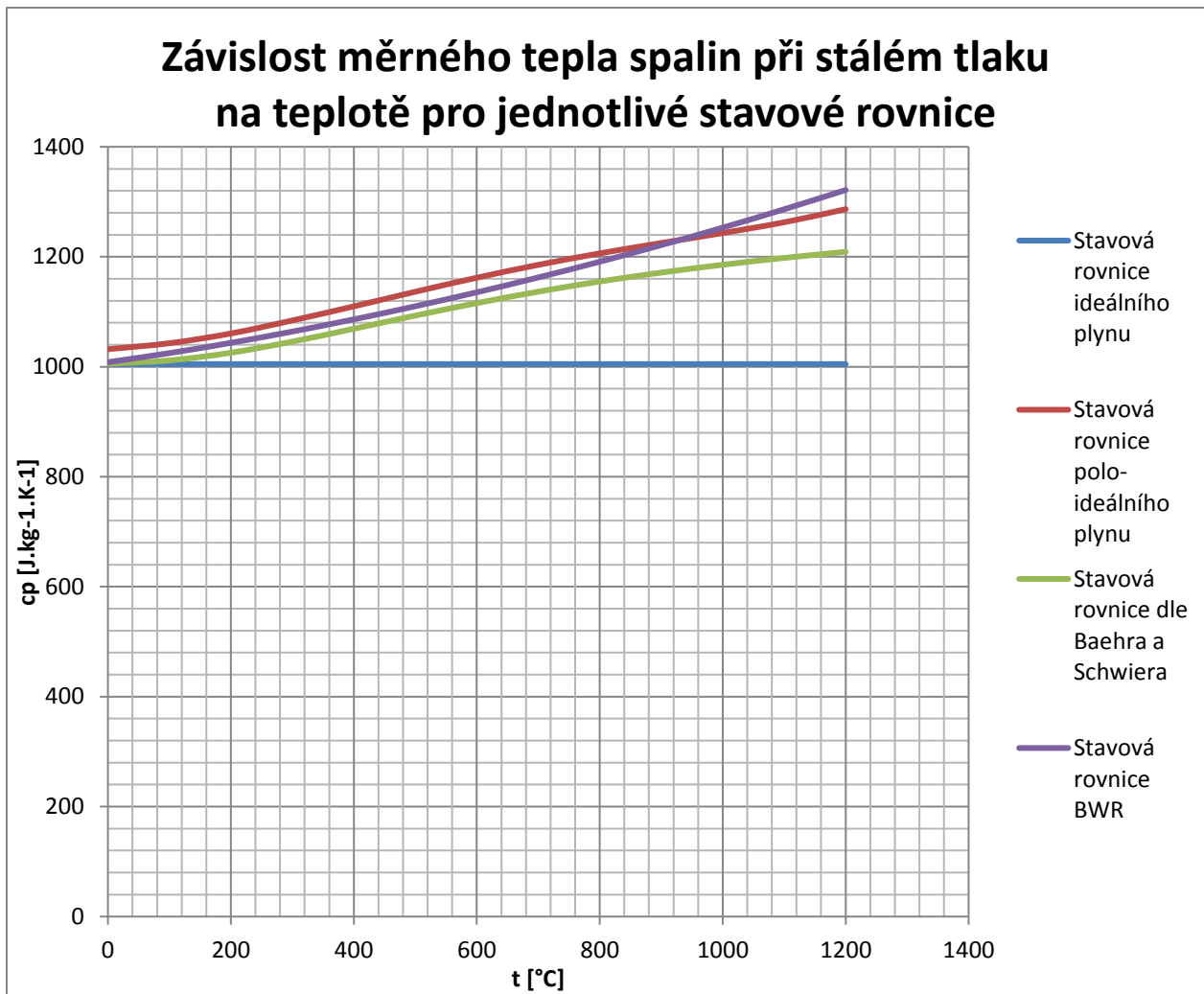
## 6.7 Závislost měrného tepla spalin za konstantního tlaku pro jednotlivé stavové rovnice

Měrné teplo za konstantního tlaku je u některých stavových rovnic závislé na složení daného plynu a tedy je vhodné uvést, jak tento aspekt ovlivní výsledky měrného tepla při daných teplotách. Vypočtené hodnoty měrných tepel jsou uvedené v následující tabulce.

Tabulka 26: Vypočtené hodnoty měrného tepla spalin za stálého tlaku pro jednotlivé stavové rovnice.

Spaliny- 76% N <sub>2</sub> ; 14% O <sub>2</sub> ; 6% H <sub>2</sub> O; 3% CO <sub>2</sub> ; 1% Ar				
	Stavová rovnice ideálního plynu	Stavová rovnice polo-ideálního plynu	Stavová rovnice dle Baehra a Schwiera	Stavová rovnice BWR
$t$ [°C]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]	$c_p$ [J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]
0	1004,85	1031,877291	1005,487	1008,3
100	1004,85	1042,772807	1011,470892	1024,8
200	1004,85	1060,477394	1025,48838	1043,5
300	1004,85	1084,214377	1045,71355	1064
400	1004,85	1109,863715	1069,099197	1086,2
500	1004,85	1136,38159	1093,012154	1110
600	1004,85	1161,903634	1115,760443	1135,4
700	1004,85	1185,275539	1136,513043	1162,4
800	1004,85	1206,158418	1155,001292	1191
900	1004,85	1225,028802	1171,25185	1221,2
1000	1004,85	1243,178643	1185,456887	1253
1100	1004,85	1262,715311	1197,941631	1286,4
1200	1004,85	1286,561598	1209,043515	1321,4

Z uvedené tabulky a z předešlého textu je zřejmé, že v případě výpočtu měrného tepla za konstantního tlaku dle stavové rovnice ideálního plynu a dle stavové rovnice dle Baehra a Schwiera jsou vypočtené hodnoty měrného tepla spalin totžné s vypočtenými hodnotami měrného tepla vzduchu, vzhledem k tomu, že tyto stavové rovnice neuvažují složení plynu. V případě stavové rovnice polo-ideálního plynu se již hodnoty měrného tepla spalin liší od hodnot měrného tepla vzduchu, avšak v tomto případě výpočet vychází z experimentálně zjištěných hodnot, aniž by bylo možné zavést konkrétní složení spalin. V případě stavové rovnice BWR je možné měrné teplo spalin určit v závislosti na daném složení spalin, což vede k nejpřesnějšímu definování daného plynu. Pro názornost níže uvádím grafickou závislost měrného tepla spalin za konstantního tlaku pro jednotlivé stavové rovnice.



**Graf 12:** Závislost měrného tepla spalin při stálém tlaku na teplotě pro jednotlivé stavové rovnice.

Z grafu je patrný totožný trend křivek jako v případě výpočtu měrného tepla vzduchu za konstantního tlaku. V grafu je názorně vidět, jak se v případě výpočtu měrného tepla spalin za konstantního tlaku dle stavové rovnice pro polo-ideální plyn patříčná křivka posune do vyšších hodnot a tedy hodnoty již nejsou podobné s výsledky, které podává stavová rovnice dle Baehra a Schwiera, která nezohledňuje složení plynu.

Při teplotě 500 °C je navýšení měrného tepla spalin za konstantního tlaku od 8,7 % do 13,1 % vůči ideálnímu plynu u všech počítaných stavových rovnic. Při teplotě 1000 °C je navýšení měrného tepla spalin za konstantního tlaku od ideálního plynu od 18 % do 24,7 % v závislosti na použité stavové rovnici. A při teplotě 1200 °C se měrné teplo vzduchu za konstantního tlaku liší od ideálního plynu o 20,32 % v případě stavové rovnice dle Baehra a Schwiera, o 28,04 % v případě stavové rovnice pro polo-ideální plyn a o 31,50 % za použití stavové rovnice BWR.

## 7. Závěr

V úvodní části diplomové práce byl velmi stručně popsán turbovrtulový motor, kterému byla věnována pozornost v průběhu celé diplomové práce. V rámci rešeršní části diplomové práce byly uvedeny příklady turbovrtulových a turbohřídelových motorů. U obou typů motorů byla snaha poukázat na nejznámější a nejpoužívanější motory z různých výkonových skupin. Do diplomové práce byly uvedeny pouze motory, ke kterým bylo možné získat alespoň základní technické údaje, což byl mnohdy úkol velmi nelehký. Technické údaje o motorech byly získány převážně z internetových zdrojů, kde často stačilo navštívit stránky výrobce, avšak mnohdy bylo hledání komplikovanější vzhledem k tomu, že byla vyvinuta snaha o ověření nalezených údajů z více zdrojů, aby v této práci nebyly uváděny nepřesné hodnoty. Autor se domnívá, že podal výstižný přehled turbovrtulových a turbohřídelových motorů, které jsou v současnosti používány v letecké dopravě a doufá, že bude uvedený přehled nějakému budoucímu čtenáři nápomocen. Bohužel již do uvedeného přehledu turbovrtulových motorů nebylo možno z časových důvodů zařadit nově vyvinutý motor od společnosti GE Aviation, který je pojmenovaný GE 93 a řadí se do rodiny ATP (Advanced Turboprop), a který se pravděpodobně bude vyrábět či minimálně montovat v rámci GE Aviation Czech v Praze v Letňanech v areálu Letov. První testy tohoto motoru jsou plánovány na rok 2017 a v roce 2020 by měla proběhnout certifikace.

Další kapitola byla věnována teoretickému popisu stavové rovnice ideálního plynu, stavové rovnice polo-ideálního plynu, stavové rovnice dle Baehra a Schwiera a stavové rovnice BWR. V této kapitole byly uvedeny základní principy jednotlivých teorií spolu s uvedením jednotlivých výchozích matematických vztahů.

Následující kapitol byly věnovány již samotnému výpočtu tepelného oběhu daného motoru. Jak bylo již v diplomové práci uvedeno, tak byl přibližně počítán tepelný oběh turbovrtulového motoru M601, ke kterému autor za pomoci jeho vedoucího diplomové práce získal dostatek vstupních dat. Výpočet tepelného oběhu byl proveden pro rozsah výšek 0 až 4000 m s 500 m intervalem. Nejprve byl nastaven model pracovní látky pro stavovou rovnici ideálního plynu, který byl použit jako referenční model pro výpočet dalších modelů pracovní látky. Dalším modelem, který byl počítán, byl model za využití stavové rovnice polo-ideálního plynu, kde odlišení od stavové rovnice ideálního plynu vycházelo ze změny měrného tepla za stálého tlaku se zvyšující se teplotou. V dalším modelu pracovní látky autor vycházel ze stavové rovnice Baehra a Schwiera, kde bylo ze známého vztahu pro bezrozměrný tlak možno pro jednotlivé teploty a tlaky určit entalpii, z níž se již snadno určil efektivní výkon. Na závěr byl proveden výpočet dle stavové rovnice BWR, kde bylo na základě znalosti teploty a tlaku v daném místě motoru možno také určit entalpii a následně bylo možné určit efektivní výkon. U BWR rovnice autor v oblasti kompresoru počítal s plynem v podobě vzduchu a v oblasti spalovací komory a u turbíny již počítal se spaliny o konkrétním složení.

Závěr této práce byl věnován pouze srovnávání jednotlivých modelů pracovní látky, z čehož plynulo, že model pracovní látky založený na stavové rovnici ideálního plynu nejvíce



podhodnocuje reálné výkony motoru, a tedy je tento model více na straně bezpečnosti provozu tohoto motoru. Nejvyšší hodnoty výkonu plynou ze stavové rovnice polo-ideálního plynu a jen o málo menší hodnoty plynou ze stavové rovnice BWR, která by vzhledem k zavedení přesného složení spalín měla poskytovat nejpřesnější údaje. Z posledního modelu pracovní látky také plynou hodnoty výkonu motoru, které jsou vyšší nežli výkony, které poskytuje stavová rovnice ideálního plynu. V rámci závěrečného porovnávání jednotlivých stavových rovnic byl ještě pro zajímavost proveden výpočet měrného tepla za stálého tlaku pro vzduch a pro spaliny v závislosti na teplotě.

## Seznam použité literatury

- [1] TP400-D6 Turboprop. EPI Europrop International GmbH. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z <http://www.europrop-int.com/the-tp-400-d-6/>
- [2] Europrop TP400. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Europrop\\_TP400&oldid=729524816](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Europrop_TP400&oldid=729524816)
- [3] TURBOPROPULSEUR TP400. YouTube. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=WYso2yj2SYk>
- [4] Motory. Letecké motory. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/motory/h80/>
- [5] Motory. GE Aviation cz. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <https://www.geaviation.cz/motory>
- [6] Engines PT6A. Pratt and Whitney Canada. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a>
- [7] Pratt & Whitney Canada PT6. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Pratt\\_%26\\_Whitney\\_Canada\\_PT6&oldid=731629649](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Pratt_%26_Whitney_Canada_PT6&oldid=731629649)
- [8] Engine PT6A-27. Ilmuterbang.com. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/pemeliharaan-pesawat-dan-kelaikan-udara-mainmenu-35/613-engine-pt6a-27>
- [9] E.078 (IM) Pratt and Whitney Canada PT6A-41 series engines. EASA.EUROPE. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [http://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.078\\_%28IM%29\\_Pratt\\_and\\_Whitney\\_Canada\\_PT6A-41\\_series\\_engines-01-31082007.pdf](http://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.078_%28IM%29_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A-41_series_engines-01-31082007.pdf)

- [10] PT6A EASA TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET. EASA.EUROPE. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [http://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.008\\_%28IM%29\\_Pratt\\_and\\_Whitney\\_Canada\\_PT6A-67\\_series\\_engines-04-20122007.pdf](http://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.008_%28IM%29_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A-67_series_engines-04-20122007.pdf)
- [11] PT6 Engine Models. iascanada.com. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.iascanada.com/engmodels.html>
- [12] PW 100/PW 150. Pratt and Whitney Canada. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.pwc.ca/en/engines/PW100%20%7C%20PW150>
- [13] PRATT & WHITNEY CANADA PW100 TURBOPROP ENGINE. GANDOZA.COM. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.gandoza.com/3d-industrial/pratt-whitney-canada-pw100-turboprop-engine.html>
- [14] M250 turboprop. ROLLS ROYCE. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/products/small-aircraft-engines/m250-turboprop.aspx>
- [15] Allison Model 250. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Allison\\_Model\\_250&oldid=728243470](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Allison_Model_250&oldid=728243470)
- [16] Allison AE 2100 D3 Cutaway Drawing. Flightglobal. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.flightglobalimages.com/allison-ae-2100-d3-cutaway-drawing/print/4490777.html>
- [17] AE 2100. ROLLS ROYCE. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/products/small-aircraft-engines/ae-2100.aspx>
- [18] Rolls-Royce AE 2100. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Rolls-Royce\\_AE\\_2100&oldid=689475200](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Rolls-Royce_AE_2100&oldid=689475200)
- [19] Garrett TPE331. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Garrett\\_TPE331&oldid=732634314](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Garrett_TPE331&oldid=732634314)

- [20] TPE331. Honeywell Aerospace. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <https://aerospace.honeywell.com/en/products/engines/tpe331-turboprop-engine>
- [21] IS AN ENGINE MAINTENANCE PLAN FOR YOU?. Flightlevelsonline.com. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.flightlevelsonline.com/issues/summer12/article/pi-engine-maint.html>
- [22] General Electric T700. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=General\\_Electric\\_T700&oldid=730670514](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=General_Electric_T700&oldid=730670514)
- [23] T700-401C/-701C. GE Aviation. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.geaviation.com/engines/docs/military/datasheet-T700-401C-701C.pdf>
- [24] T64. GE Aviation. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.geaviation.com/engines/docs/military/datasheet-T64.pdf>
- [25] General Electric T64. Wikipedia, The Free Encyclopedia. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=General\\_Electric\\_T64&oldid=711850250](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=General_Electric_T64&oldid=711850250)
- [26] CTS 800. ROLLS ROYCE. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <http://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence-aerospace/products/uav/cts800.aspx#engine-specifications>
- [27] CTS 800. Honeywell Aerospace. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: <https://aerospace.honeywell.com/en/products/engines/cts800-turboshaft-engine>
- [28] TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET CTS800. EASA.EUROPE. [online]. 8.8.2016 [cit. 2016-08-08]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.232\\_\(IM\)\\_Light\\_Helicopter\\_Turbine\\_Engine\\_Company\\_\(LHTEC\)\\_series\\_engines-01-04082008.pdf](https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-E.232_(IM)_Light_Helicopter_Turbine_Engine_Company_(LHTEC)_series_engines-01-04082008.pdf)
- [29] ŘÍHA BOHUSLAV, *Pohon letadel- příkladová část*, Ediční středisko ČVUT Praha, České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní
- [30] JERIE JAN, *Teorie motorů (Teorie propulze a vnitřní aerodynamika turbínových motorů)*, Ediční středisko ČVUT Praha 1981, České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní
- [31] NOVÁK JOSEF, MALIJEVSKÝ ANATOL, ŠOBR JOSEF A MATOUŠ JAROSLAV, *Plyny a plynné směsi (stavové chování plynů- Termodynamické vlastnosti plynů)*, Academia Praha 1972

- [32] KOLEKTIV AUTORŮ, *Termofyzikální vlastnosti plynů a jejich směsí*, Dům techniky ČSVTS Praha 1986
- [33] KALČÍK JOSEF A SÝKORA KAREL, *Technická Termomechanika*, Academia Praha 1973
- [34] ADAMEC JOSEF A JINDŘICH KOCÁB, *Letadlové motory*, Corona, 2008. ISBN 978-80-86116-54-9.
- [35] HANUS DANIEL, *Pohon letadel*, České vysoké učení technické, 2008. ISBN 978-80-01-04104-8.
- [36] RŮŽEK JOSEF A KMOCH PETR, *Teorie leteckých motorů část I*, VA AZ (Vojenská akademie Antonína Zápotockého) 1979
- [37] RŮŽEK JOSEF A KMOCH PETR, *Teorie leteckých motorů část II*, VA AZ 1983