

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ



**Studie hybridního pohonného systému
s turbínovým motorem**

**Study of a Hybrid Propulsion System
with Turbine Engine**

2019

Marek Janout

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Janout** Jméno: **Marek** Osobní číslo: **397222**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Studie hybridního pohonného systému s turbínovým motorem

Název diplomové práce anglicky:

Study of a Hybrid Propulsion System with Turbine Engine

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerši hybridních pohonných systémů
- 2) Návrh hybridního pohonu s turbohřídelovým motorem
- 3) Tepelný oběh turbohřídelového motoru
- 4) Předběžný návrh turbohřídelového motoru
- 5) Porovnání s motorem Rotax 912ULS

Seznam doporučené literatury:

Podklady a doporučená literatura dle doporučení vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2019**

Termín odevzdání diplomové práce: **02.08.2019**

Platnost zadání diplomové práce:



Ing. Jan Klesa, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce



Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry



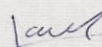
prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant 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.

30.4.2019

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

Anotační list

Jméno autora: Marek JANOUT
Název diplomové práce: Studie hybridního pohonného systému s turbínovým motorem
Study of a Hybrid Propulsion System with Turbine Engine
Zadavatel: ČVUT v Praze
Rok: 2019
Obor studia: LETECTVÍ A KOSMONAUTIKA
Ústav: Ústav letadlové techniky
Vedoucí diplomové práce: Ing. Jan Klesa, Ph.D.

Bibliografické údaje:

Počet stran	86
Počet obrázků	63
Počet tabulek	38
Počet příloh	0

Klíčová slova:

Hybridní pohon, turbohřídelový motor, elektromotor, akumulátory, tepelný oběh, radiální kompresor, turbína, spalovací komora

Anotace:

Diplomová práce řeší návrh sériového hybridního pohonného systému s turbohřídelovým motorem pro kategorii ultralehkých letounů. V práci je uveden přehled základních hybridních technologií, možná uspořádání a jejich výhody a nevýhody. Součástí je přehled realizovaných projektů hybridních a elektrických ultralehkých letounů. Samotný návrh hybridního systému zahrnuje výběr vhodného elektromotoru, akumulátorů, invertoru a dalších komponent. Podstatnou částí práce je předběžný návrh turbohřídelového motoru, včetně výpočtu tepelného oběhu a předběžného návrhu všech hlavních komponent, to je vstupního ústrojí, kompresoru, spalovací komory, turbíny a výstupního ústrojí. V závěru je porovnání navrženého hybridního pohonu s nejběžnějším spalovacím motorem Rotax.

Keywords:

Hybrid engine, turboshaft engine, electric motor, batteries, cycle of a thermal engine, centrifugal compressor, turbine, Combustion chamber

Abstract:

The diploma thesis solves a serial hybrid propulsion system with a turboshaft engine for category of ultralight aircrafts. The thesis gives an overview of basic hybrid technologies, possible arrangements and their advantages and disadvantages. It also includes an overview of implemented projects of hybrid and electric ultralight aircrafts. The design of the hybrid system itself includes the selection of a suitable electric motor, accumulators, inverter and the other components. An essential part of the thesis is a preliminary design of a turboshaft engine, including the calculation of cycle of a thermal engine and a preliminary design of all the main components, i.e. the input, compressor, combustion chamber, turbine and output. In conclusion there is a comparison of the proposed hybrid engine with the most common combustion engine Rotax.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma „Studie hybridního pohonného systému s turbínovým motorem“ vypracoval samostatně a použil jsem pouze literární prameny uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu ustanovení § 60 zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon), ve znění pozdějších předpisů.

V Praze dne

.....

Marek Janout

Poděkování

Rád bych tímto poděkoval vedoucímu diplomové práce Ing. Janu Klesovi, Ph.D. za vstřícný přístup, odbornou pomoc při zpracování a v neposlední řadě za možnost řešit z mého pohledu zajímavé téma diplomové práce, které navrhl. Rovněž děkuji dalším pedagogům Ústavu letadlové techniky Českého vysokého učení technického za jejich výuku, poskytnutí cenných informací a za předání zkušeností, díky kterým jsem mohl zpracovat tuto diplomovou práci.

Obsah

Obsah	6
Seznam použitých symbolů.....	8
Seznam použitých zkratk10	10
Seznam použitých programů	10
Seznam tabulek	11
Seznam obrázků	12
1 Úvod.....	14
2 Hybridní pohonné systémy	16
2.1 Rozdělení hybridních pohonů	17
2.1.1 Sériový hybridní pohon	17
2.1.2 Paralelní hybridní pohon	18
2.1.3 Kombinovaný hybridní pohon.....	19
2.2 Letouny s hybridním/elektro pohonem	20
2.2.1 PIPISTREL - Hypstair.....	20
2.2.2 Evektor Sportstar EPOS	21
2.2.3 Extra 330EL - Electric plane.....	22
2.2.4 DA36 E – Star 2.....	22
2.3 Předpisy	23
3 Návrh hybridního pohonu s turbohřídelovým motorem.....	24
3.1 Elektromotor	25
3.1.1 Použitý elektromotor – EMRAX 268.....	26
3.2 Invertor (DC/DC měnič)	27
3.2.1 Použitý invertor – RMS	27
3.3 Akumulátory – energetický systém.....	28
3.3.1 Použitý akumulátor – SolidEnergy	29
3.4 Generátor elektrické energie	31
3.4.1 Použitý generátor – E&A	31
3.5 Turbohřídelový motor	33
3.6 Ostatní komponenty pohonu.....	33
3.7 Energetické hospodaření navrženého hybridního motoru	34

4	Tepelný oběh turbohřídelového motoru.....	35
4.1	Stlačení kompresoru.....	36
4.2	Výpočet tepelného oběhu THM.....	37
4.2.1	Charakteristické řezy oběhu	37
4.2.2	Souhrn vypočtených hodnot tepelného oběhu	43
5	Předběžný návrh turbohřídelového motor	45
5.1	Vstupní ústrojí	46
5.2	Návrh kompresoru	47
5.2.1	Oběžné kolo odstředivého kompresoru.....	48
5.2.2	Bezlopatkový difuzor	53
5.2.3	Lopatkový difuzor.....	55
5.2.4	Výstupní soustava kompresoru.....	57
5.2.5	Celková účinnost a stlačení odstředivého kompresoru	59
5.3	Návrh spalovací komory	60
5.3.1	Parametry spalovací komory	61
5.4	Návrh turbíny	62
5.4.1	První stupeň turbíny.....	63
5.4.2	Lopatkování plynové turbíny dle zákona volného víru	66
5.4.3	Návrh statorové a rotorové mříže.....	69
5.4.4	Ztráty v turbínové mříži	71
5.4.6	Druhý stupeň turbíny	74
5.4.7	Celková expanze a účinnost turbíny.....	75
5.5	Výstupní ústrojí	76
5.6	Vypočtené parametry THM	77
6	Porovnání s motorem ROTAX 912 ULS	78
6.1	Spotřeba a emise.....	78
6.2	Hmotnost	81
6.3	Výkon	82
7	Závěr	84
	Bibliografie	85

Seznam použitých symbolů

a	... Rychlost zvuku	$[m \cdot s^{-1}]$
a_{kr}	... Kritická rychlost zvuku	$[m \cdot s^{-1}]$
A	... Plocha	$[m^2]$
b	... Šířka kanálu	$[m]$
c	... Absolutní rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$
c_a	... Osová složka absolutní rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$
c_u	... Obvodová složka absolutní rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$
c_r	... Radiální složka absolutní rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$
$c_{p,vz.}$... Měrná plynová konstanta vzduchu	$[kg \cdot N^{-1} \cdot h^{-1}]$
$c_{p,pl.}$... Měrná plynová konstanta plynu	$[kg \cdot N^{-1} \cdot h^{-1}]$
c_e	... Ekvivalentní spotřeba	$[kg \cdot kW^{-1} \cdot h^{-1}]$
c_h	... Hodinová spotřeba	$[kg \cdot kW^{-1} \cdot h^{-1}]$
$c_{p,pl}$... Měrná plynová konstanta plynu	$[kg \cdot N^{-1} \cdot h^{-1}]$
$c_{y,t}$... Součinitel indukovaných ztrát	[1]
C	... Kapacita	$[Ah]$
D, d	... Průměr	$[m]$
e_f	... Emisivita paliva	$[g_{CO_2}/g_{pal.}]$
E_s	... Specifická energie	$[Wh \cdot kg^{-1}]$
$E_{spal.}$... Energie uvolňovaná spalováním paliva	$[W]$
h	... Šířka lopatky	$[m]$
h_{02}	... Tlakový spád	$[Pa]$
H_u	... Výhřevnost paliva	$[J \cdot kg^{-1}]$
I	... Proud	$[A]$
l	... Délka	$[m]$
M_a	... Machovo číslo	[1]
M_k	... Kroutící moment	$[N \cdot m]$
m	... Hmotnost	$[kg]$
n	... Otáčky	$[min^{-1}]$
n_K	... Otáčky kompresoru	$[min^{-1}]$
n_T	... Otáčky turbíny	$[min^{-1}]$
n_i	... Polytropický exponent	[1]
p	... tlak	$[Pa]$
P	... Výkon	$[W]$
P_e	... Efektivní výkon	$[W]$

p_p	... počet pól párů	[1]
q	... Měrné teplo	$[J \cdot kg^{-1}]$
$Q_{vz.}$... Hmotnostní průtok vzduchu	$[kg \cdot s^{-1}]$
$Q_{pal.}$... Hmotnostní průtok paliva	$[kg \cdot s^{-1}]$
$Q_{pl.}$... Hmotnostní průtok plynů	$[kg \cdot s^{-1}]$
r	... Poloměr	[m]
r	... Plynová konstanta vzduchu	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$
r'	... Plynová konstanta spalin	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$
s	... Entropie	$[J \cdot K^{-1}]$
T	... Termodynamická teplota	[K]
t	... Teplota	[°C]
t	... Rozteč	[m]
u	... Obvodová rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$
U	... Napětí	[V]
$U_{nominal}$... Pracovní napětí	[V]
v	... Výška součásti	[m]
V	... Objem	$[m^{-3}]$
V_{SK}	... Objem spalovací komory	$[m^{-3}]$
\bar{v}	... Součinitel indukovaných ztrát	[1]
W	... Měrná práce	[W]
w	... relativní rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$
x	... Délka	[m]
z	... Počet stupňů, lopatek	[1]
α	... Úhel absolutní rychlosti	[°]
α_{Sk}	... Součinitel přebytku vzduchu ve spalovací komoře	[1]
β	... Úhel relativní rychlosti	[°]
δ	... Mezera	[m]
φ	... Úhel	[°]
γ	... Úhel rozšíření kanálu	[°]
κ	... Adiabatický exponent	[1]
ψ	... Rychlostní součinitel	[1]
λ	... Lavalovo číslo	[1]
μ	... Koeficient zatížení	[1]

ρ	... Hustota	$[kg \cdot m^{-1}]$
ρ	... Reakce stupně	[1]
$\bar{\rho}$... Relativní reakce stupně	[1]
π	... Komprese, expanzní tlakový spád	[1]
σ	... Součinitel zachování celkového tlaku	[1]
σ_{vs}	... Ztráty ve vstupním ústrojí	[1]
$\sigma_{V\dot{y}st.}$... Ztráty ve výstupním ústrojí	[1]
ω	... Úhlová rychlost	$[s^{-1}]$
ξ	... Součinitel ztrát	[1]
ξ_i	... Indukované ztráty	[1]
ξ_r	... ztráty radiální vůlí	[1]
ξ_p	... Profilové ztráty	[1]
η	... Účinnost	[1]

Seznam použitých zkratk

THM	... Turbohřídelový motor
LD	... Lopatkový difuzor
BLD	... Bezlopatkový difuzor
VÚ	... Výstupní ústrojí
VSÚ	... Vstupní ústrojí
SK	... Spalovací komora
HP	... Hybridní pohon

Seznam použitých programů

SW 2016	... SolidWorks
ACAD 2018	... AutoCAD Mechanical
SE TS9	... SolidEdge
MS Excel 2019	... Microsoft Excel
MS Word 2019	... Microsoft Word

Seznam tabulek

Tabulka 1 Předpisové požadavky na cyklus motoru (5)	23
Tabulka 2 Dostupné elektromotory na trhu	25
Tabulka 3 Parametry elektromotoru EMRAX 268	26
Tabulka 4 Parametry invertoru společnosti RMS	27
Tabulka 5 Základní typy akumulátorů (6)	28
Tabulka 6 Uvažované akumulátory	28
Tabulka 7 Baterie LMP063767	29
Tabulka 8 Specifikace bloku akumulátorů	30
Tabulka 9 Dopočtené vybíjecí časy	30
Tabulka 10 dostupné generátory na trhu	31
Tabulka 11 Parametry generátoru firmy E&A	31
Tabulka 12 Optimální pracovní bod generátoru	32
Tabulka 13 Požadované parametry THM	33
Tabulka 14 Hmotnost ostatních komponentů	33
Tabulka 15 Vstupní data pro výpočet tepelného oběhu THM	35
Tabulka 16 Parametry vzduchu a spalin	37
Tabulka 17 Souhrn vypočtených hodnot tepelného oběhu THM	43
Tabulka 18 Vstupní navržené parametry pro návrh THM	45
Tabulka 19 Parametry vzduchu dle MSA	46
Tabulka 20 Vstupní parametry pro výpočet odstředivého kompresoru	47
Tabulka 21 Souhrn vypočtených parametrů odstředivého kompresoru	59
Tabulka 22 Vstupní parametry pro výpočet SK	60
Tabulka 23 Parametry paliva a vzduchu	61
Tabulka 24 Vstupní parametry pro návrh turbíny	62
Tabulka 25 Hodnoty rychlostního trojúhelníku	70
Tabulka 26 Parametry lopatek prvního stupně turbíny	70
Tabulka 27 Souhrn hodnot druhého stupně turbíny	74
Tabulka 28 Souhrn vypočtených hodnot THM	77
Tabulka 29 spotřeba navrženého hybridního pohonu	78
Tabulka 30 Spotřeba motoru Rotax 912 ULS	79
Tabulka 31 Porovnání ekvivalentní spotřeby	79
Tabulka 32 Porovnání hodinové spotřeby	79
Tabulka 33 Hodnoty pohonných hmot motoru Rotax 912 ULS	80
Tabulka 34 Hodnoty pohonných hmot hybridního pohonu	80
Tabulka 35 Množství vyprodukovaných emisí pohonů	80
Tabulka 36 Hmotnostní porovnání	81
Tabulka 37 Hodnoty výkonu a kroutícího momentu navrženého hybridního pohonu	82
Tabulka 38 Hodnoty výkonu a kroutícího momentu pro motor Rotax 912 ULS	82

Seznam obrázků

Obrázek 1 Model navrženého sériového hybridního pohonného systému	16
Obrázek 2 Princip sériového hybridního pohonu	17
Obrázek 3 Princip paralelního hybridního pohonu	18
Obrázek 4 Princip kombinovaného hybridního pohonu	19
Obrázek 5 Letoun HYPSTAIR (1)	20
Obrázek 6 Hybridní pohon letounu HYPSTAIR (1)	20
Obrázek 7 Letoun Sportstar EPOS (2)	21
Obrázek 8 Zabudovaný elektromotor od Rotex Electric (2)	21
Obrázek 9 Letoun Extra 330EL (3)	22
Obrázek 10 Pohonná jednotka letounu Extra 330EL (3)	22
Obrázek 11 Letoun DA36 E-Star 2 (4)	22
Obrázek 12 Pohonná jednotka letounu DA36 E (4)	22
Obrázek 13 Princip navrženého hybridního pohonu	24
Obrázek 14 Porovnání kroutících momentů motorů	25
Obrázek 15 Model elektromotoru Emrax 268 – přední část	26
Obrázek 16 Model elektromotoru Emrax 268 – zadní část	26
Obrázek 17 Invertor PM100DX od firmy RMS	27
Obrázek 18 Model invertoru	27
Obrázek 19 Model akumulátoru	29
Obrázek 20 Napětí akumulátoru v závislosti na vybíjení (7)	29
Obrázek 21 Set akumulátorů o kapacitě 21Ah	30
Obrázek 22 Energie pro práci elektromotoru	32
Obrázek 23 Výkon generátoru v závislosti na otáčkách	32
Obrázek 24 Model generátoru E&A – ALKA	32
Obrázek 25 Profil letu	34
Obrázek 26 Schéma turbohřídelového motoru	35
Obrázek 27 Účinnost THM v závislosti na stlačení kompresoru	36
Obrázek 28 „p-V“ diagram při $H=0\text{m}$, $v_L=0\text{ m/s}$	38
Obrázek 29 "T-s" diagram vstupního ústrojí	38
Obrázek 30 Expanze ve dvoustupňové turbíně	41
Obrázek 31 "p-V" diagram THM	44
Obrázek 32 "T-s diagram THM	44
Obrázek 33 Model navrženého THM	45
Obrázek 34 Model vstupního ústrojí do motoru	46
Obrázek 35 Model odstředivého kompresoru	47
Obrázek 36 Výkres odstředivého kompresoru - řezy	47
Obrázek 37 Model odstředivého kola kompresoru	52
Obrázek 38 Rozložení rychlostí na výstupu z kola - řez	52
Obrázek 39 Detail bezlopatkového difuzoru	54
Obrázek 40 Model lopatkového difuzoru a výstupní soustavy	58
Obrázek 41 Detail lopatkového difuzoru	58
Obrázek 42 Průběh teplot a tlaků v odstředivém kompresoru	59

Obrázek 43 Model plamence SK	60
Obrázek 44 Výkres plamence SK	60
Obrázek 45 Schéma turbíny s vyznačenými řezy	62
Obrázek 46 Schéma statoru prvního stupně turbíny	65
Obrázek 47 Model rotorové lopatky prvního stupně	69
Obrázek 48 Model rotorového disku prvního stupně	69
Obrázek 49 Rychlostní trojúhelník na středním průměru prvního stupně turbíny	69
Obrázek 50 Rotorová lopatka - řez profilu	70
Obrázek 51 Závislost rozestupu na úhlu (9)	70
Obrázek 52 Závislost profilových ztrát na poměru t/b (9)	71
Obrázek 53 Závislost součinitele indukovaných ztrát (9)	71
Obrázek 54 Profilové ztráty pro $\beta_{3'} = 90^\circ$ k poměru t/b (9)	72
Obrázek 55 Radiální vůle rotoru prvního stupně	73
Obrázek 56 Model řezu turbínou	75
Obrázek 57 Lopatkování stupňů turbíny	75
Obrázek 58 Model výstupního ústrojí THM	76
Obrázek 59 Ekvivalentní spotřeba v závislosti na výšce letu	78
Obrázek 60 Model motoru Rotax 912 ULS bez příslušenství	81
Obrázek 61 Model navrženého hybridního pohonu	81
Obrázek 62 Porovnání výkonů	82
Obrázek 63 porovnání kroutícího momentu	83

1 Úvod

V současné době sílí tlak společnosti na ekologický provoz spalovacích motorů a na snížení emisí v letecké dopravě. To přináší vývoj vysoce účinných pohonných systémů, které přispívají ke snížení spotřeby paliva. Jedním z možných řešení je i použití hybridních nebo čistě elektrických pohonů v letectví. Tyto inovativní technologie umožní snížení spotřeby paliva, emisí, hlučnosti, vibrací, zvýšení účinnosti propulze, a v neposlední řadě snížení celkových provozních nákladů. Při stále rostoucím objemu letecké dopravy, který činí ročně až 5 % objemu dopravy nákladů a osob, je přechod na nové technologie nezbytný.

Rozvoj technologií vede u elektromotorů ke zvyšování jednotky výkonu na kilogram a k růstu účinnosti, čímž je jejich použití výhodné i pro samotné letectví. S tímto jde ruku v ruce i vývoj v oblasti uchovávání elektrické energie, kde bateriové články se stále se zvyšující kapacitou začínají ztrácet na váze.

Nové inovativní technologie byla snaha začlenit i do této diplomové práce, která řeší zástavbu hybridního pohonu do ultralehkého letounu na místo dosavadní pohonné jednotky ROTAX 912 ULS, který nahradí v plném rozsahu jeho výkonové i další parametry a povede ke snížení spotřeby paliva.

Přesto, že je v práci řešen hybridní pohon pouze pro ultralehké letouny, v budoucnu se očekává, že tyto systémy více proniknou do podstatně větších dopravních letounů. Na hybridních pohonech pracují dvě velká konsorcia. Jedním z nich je spojení Airbus s firmami Siemens a Rolls-Royce sídlící v Evropě. Ve Spojených státech to jsou Boeing, JetBlue a Zunum Aero spolupracující na projektu podporovaném státem Washington v rámci programu „Clean Energy“.

První část práce je věnována popisu hybridních pohonných systémů, jejich principu, řešením využitelným v letectví, dělení dle jejich konstrukčního uspořádání a jejich výhodám a nevýhodám.

Ve druhé části je řešen návrh hybridního pohonného systému s turbohřídelovým motorem. Jako první je vybrán vhodný elektromotor, který bude nejlépe odpovídat požadovaným parametrům. V návaznosti na to inverter schopný pracovat v celém určeném rozsahu, bateriový systém a dalších komponenty tvořící hybridní pohon. Tato část diplomové práce také zahrnuje návrh základních parametrů turbohřídelového motoru, které jsou nezbytné pro následující výpočet tepelného oběhu a samotný předběžný návrh.

Třetí kapitola se věnuje tepelnému oběhu turbohřídelového motoru, výpočtu teplot a tlaků v hlavních konstrukčních řezech na jejichž základě je vypočtená tepelná účinnost oběhu a hmotnostní průtok vzduchu a paliva. Na závěr kapitoly byly sestaveny „p-V“ diagram a „T-s“ diagram.

Čtvrtá kapitola práce je zaměřená na samotný předběžný konstrukční návrh jednotlivých částí turbohřídelového motoru. Zde jsou využity všechny hodnoty vypočtené a zvolené jak z tepelného oběhu, tak i z předchozího návrhu hybridního pohonu. Je proveden předběžný návrh kompresoru a jeho stlačení, je navrženo řešení spalovací komory, plynové turbíny a výstupního ústrojí.

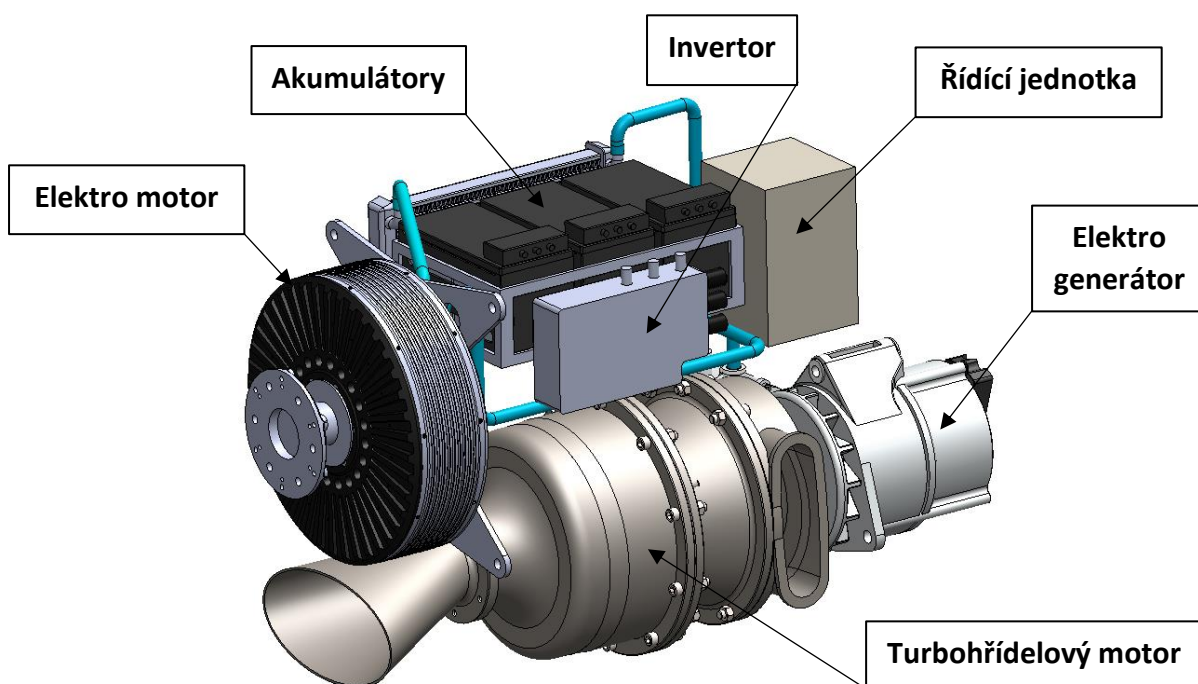
Poslední část práce rozebírá navržené řešení hybridního pohonu s turbohřídelovým motorem a jeho porovnání se spalovacím motorem Rotax 912 ULS v oblasti spotřeby paliva a vyprodukovaných emisí, hmotnosti, výkonu a kroutícího momentu.

2 Hybridní pohonné systémy

Hybridními pohonnými systémy rozumíme kombinaci více druhů pohonů pro pohon jednoho stroje. V současné době má největší zastoupení kombinace spalovacího motoru a elektromotoru v různých konstrukčních uspořádání, z nichž každé má své výhody i nevýhody.

V případě letounů je cílem dosáhnout řešení, které umožní, aby při energeticky náročnějším vzletu, přistání atd. byla elektromotoru dodávána nejen energie z elektrického generátoru, ale čerpána i energie z akumulátorů, která je potřebná k plnému výkonu elektromotoru. Naopak při klidném ustáleném letu budou akumulátory dobíjeny z přebytečné energie generátoru. Díky tomuto řešení pracuje spalovací motor rovnoměrně v navrženém optimálním režimu po celou dobu letu, a tím je dosaženo nejvyšší účinnosti jednotlivých zařízení hybridního pohonu. Další předností je možnost zástavby spalovacího motoru a generátoru do jiné části, než je samotný elektrický motor pro pohon letounu.

Nevýhodou hybridních pohonů je z důvodu použití akumulátorů a invertoru vyšší hmotnost oproti samotnému spalovacímu pohonu a složitost návrhu celého systému. Ovšem s pokračujícím technologickým vývojem se jejich hmotnost stále snižuje a jejich další nevýhody se vytrácejí.



Obrázek 1 Model navrženého sériového hybridního pohonného systému

Využitím hybridního pohonného systému lze získat stroj s nižší spotřebou pohonných hmot, nižšími emisemi, a tedy více ekologický než současné spalovací pohony. Oproti čistě elektrickému pohonu, který má řadu společných předností, řeší hybridní pohon i problém s vytrvalostí, která je slabinou čistě elektrických pohonů.

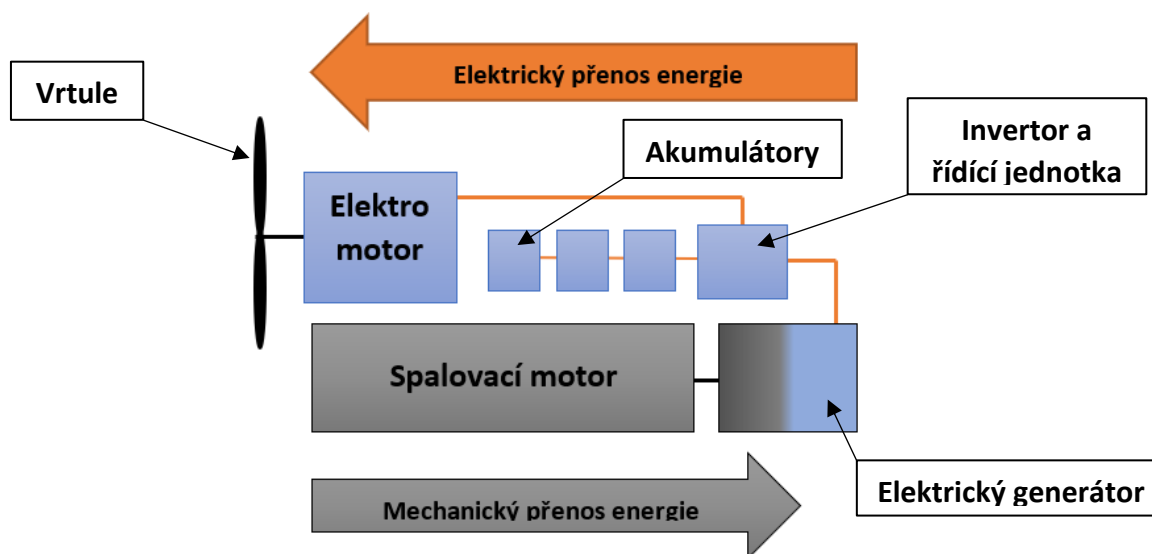
2.1 Rozdělení hybridních pohonů

Hybridní pohony obecně dělíme podle uspořádání a vzájemného propojení spalovacího motoru a elektromotoru na paralelní, sériové nebo kombinované. Vzniká tak celá řada koncepcí hybridních pohonů.

2.1.1 Sériový hybridní pohon

Podstatou sériového hybridního pohonu je zapojení jednotlivých částí pohonu za sebou. Spalovací motor pohání výhradně elektrický generátor, který energii dodává přes inverter do elektromotoru. V praxi tak vlastně spalovací motor funguje pouze v roli zařízení na výrobu elektrického proudu. Pohonem letounu je tak výhradně elektromotor, který pohání vrtuli buď přímo, nebo přes reduktor. Takže zde neexistuje žádná mechanická vazba mezi spalovacím motorem a vrtulí. V praxi je tento koncept již desítky let využíván na železnici pro pohon diesel-elektrických lokomotiv.

Výhodou tohoto uspořádání je možnost umístění spalovacího motoru a generátoru do jiné části letounu, než je umístěný elektromotor. To nabízí více možností pro konstrukční řešení draku letounu. Další výhodou je naladění spalovacího motoru ve velmi úzkém pásmu otáček vedoucí k jeho maximální efektivitě. Předností sériového pohonu je rovněž jednodušší návrh jeho koncepce.



Obrázek 2 Princip sériového hybridního pohonu

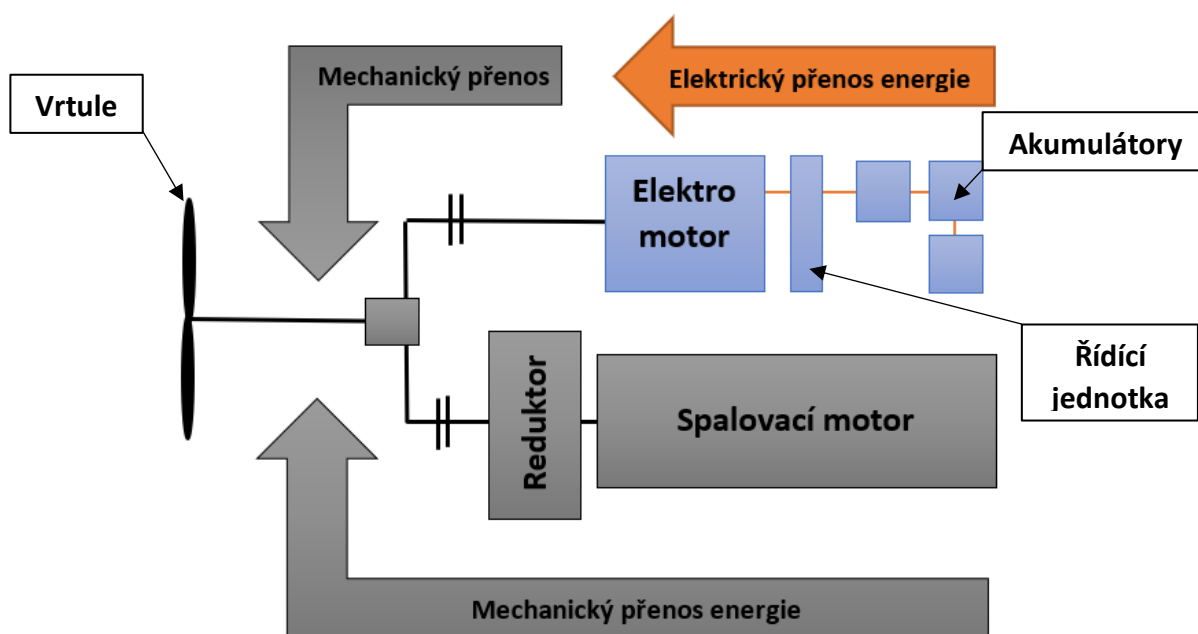
Nevýhodou toho řešení je neexistující záloha pohonu v případě selhání elektromotoru či jiného důležitého prvku pohonu, které vede k selhání celého systému. Každý prvek pohonu tak vnáší do systému určitou míru rizika.

Přesto, že elektromechanický přenos výkonu není tak efektivní jako čistě mechanický přenos, tak v kombinaci s vysokou efektivitou provozu spalovacího motoru dosahuje sériové uspořádání velmi dobrých výsledků. Pokud je potřeba přenášet větší kroutící moment při menší rychlosti nebo při střídavém zatížení, je sériové uspořádání hybridního pohonu vhodnější.

2.1.2 Paralelní hybridní pohon

Alternativou k sériovému hybridu je paralelní hybrid. Hlavním rozdílem je skutečnost, že spalovací motor i elektromotor mohou přímo pohánět vrtuli letounu. Paralelní uspořádání umožňuje práci pohonu v několika režimech. Je možný samostatný pohon vrtule elektromotorem nebo pouze spalovacím motorem a také v případě potřeby vyšších výkonů i současným zapojením spalovacího motoru a elektromotoru, čímž dochází ke zvýšení hnací síly hřídele. V kombinovaném režimu zůstává spalovací motor trvale zapnutý, teprve při potřebě většího výkonu se připojí elektromotor, a tím se zvýší krátkodobě výkon. Tato možnost zvýšení výkonu dává paralelnímu hybridnímu pohonu výkonovou rezervu odpovídající velkoobjemovému spalovacímu motoru. Rovněž při elektrickém provozu může být následným zapnutím spalovacího motoru zlepšena dynamika pohonu.

U paralelního hybridního pohonu tvoří elektromotor a generátor jednu jednotku, což umožňuje režim dobíjení akumulátorů, tedy rekuperaci energie. U sériového jde o dvě různá zařízení.



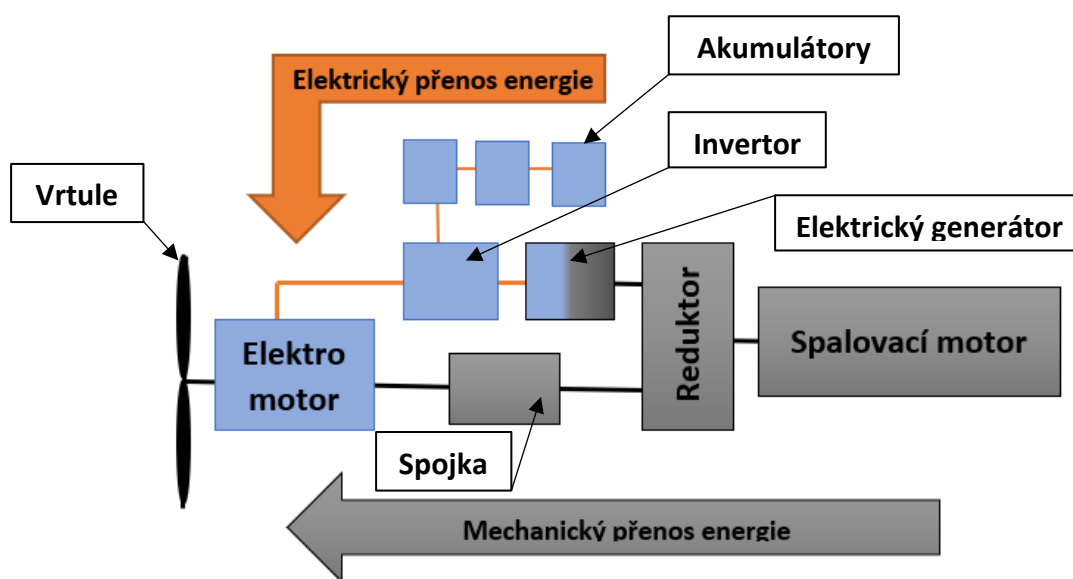
Obrázek 3 Princip paralelního hybridního pohonu

Výhodou paralelního uspořádání je, narozdíl od sériového, to že funkce jednoho z pohonů v paralelním uspořádání přebírá v případě selhání druhý pohon.

Nevýhoda je, že spalovací motor musí být funkční v celém rozsahu potřebných otáček, a tím se snižuje jeho účinnost. Rovněž možnosti zástavby do draku nejsou tak široké, protože zde musí být zachována mechanická vazba mezi spalovacím motorem a hřídelí vrtule.

2.1.3 Kombinovaný hybridní pohon

Kombinované hybridní uspořádání vychází ze spojení sériového a paralelního. Z technického hlediska se jedná o nejkomplicovanější a také nejdražší řešení. Avšak nejvíce těží z myšlenky hybridního pohonu. V tomto případě mohou hnanou hřídel roztáčet jak spalovací motor i elektromotor a také oba dohromady. Neboť hřídel elektromotoru je přes spojku mechanicky propojena se spalovacím motorem. U kombinovaného hybridu se spalovací motor, elektromotor/generátor a elektromotor stýkají v jediném uzlu.



Obrázek 4 Princip kombinovaného hybridního pohonu

Výhodou je dvojitý zabezpečení chodu v případě poruchy elektromotoru či jiného článku elektrické větve a naopak. Úspora paliva při použití kombinovaného hybridního pohonu se pohybuje v rozmezí od 5 % do 9 % oproti samotnému spalovacímu pohonu.

Nevýhodou uspořádání je náročnost návrhu celého pohonu a realizace systému řízení.

2.2 Letouny s hybridním/elektro pohonem

V posledních letech se do letounů různých kategorií provádí zástavba hybridních pohonů a čistě elektrických pohonů. V práci je uvedeno pouze několik zástupců z kategorie ultralehkých letounů, které k vyvození tahu používají hybridní či čistě elektrický pohon.

2.2.1 PIPISTREL - Hypstair

Projekt HYPSTAIR, na kterém se podílí několik evropských univerzit, je zaměřen na zástavbu komponent hybridního pohonu pro malé letouny. Hlavním cílem projektu HYPSTAIR bylo navrhnout a validovat sériové hybridní komponenty pohonu pro použití v ultralehkých letounech a vytvořit rozhraní (HMI) pro zjednodušení provozu hybridního systému.

Výsledkem projektu je ultralehký letoun se sériovým hybridním pohonným systémem. K pohonu vrtule používá elektrický motor o nominálním výkonu 200 kW od společnosti Siemens. Hybridní pohon dále tvoří čtyři invertory pro zálohování systému v případě poruchy, elektrický generátor o výkonu 100 kW pro dobíjení baterií a energetické zásobování elektromotoru. Dále je zde modifikované křídlo pro uložení několika bateriových systémů vážících cca 110 kg o využitelné kapacitě 13 kWh se speciálním intuitivním chladícím systémem. V neposlední řadě navržené rozhraní člověk-stroj umožňující jednoduché fungování komplexního hybridního systému. Hlavními přednostmi letounu je jeho nižší spotřeba paliva, tedy nižší emisivita, a razantní snížení hlučnosti.



Obrázek 5 Letoun HYPSTAIR (1)



Obrázek 6 Hybridní pohon letounu HYPSTAIR (1)

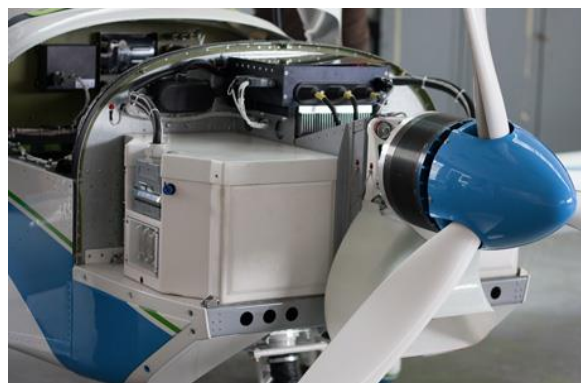
Projekt HYPSTAIR učinil první a důležitý krok ke komercializaci hybridních letadel tím, že zahájil platný certifikační proces pro hybridní pohonné systémy a jejich selektivní uplatnění při návrhu a vývoji součástí. Tento projekt napomohl k vytvoření konkurenčního prostředí v dodavatelském řetězci hybridních pohonných komponent a ke zkrácení doby potřebné k uvedení hybridních pohonných systémů na trh pro ultralehké letouny.

2.2.2 Evekter Sportstar EPOS

Letoun Sportstar EPOS patří mezi letouny s čistě elektrickým pohonem. Jeho konstrukce vychází z celokovového letounu Sportstar vyráběného společností Evekter. Oproti klasickému letounu se Sportstar liší v instalované pohonné jednotce, kterou je elektromotor o výkonu 75 kW o hmotnosti pouhých 20 kg chlazený kapalinou. Motor je vyrobený společností Rotex Electric. Energie motoru je přenášena na trojlistou kompozitovou vrtuli. O maximální využití energie systému a optimální chod motoru se stará elektronická intuitivní řídicí jednotka. Akumulátory lze snadno nabíjet přímo ze standardní zásuvky, případně lze nabíjet i z externí stanice připojené na třífázovou síť o napětí 400 V. Tím dojde ke zkrácení doby nabíjení až o 50 %, proces nabíjení je plně automatický a je optimalizován pro udržení vysoké životnosti akumulátorů.



Obrázek 7 Letoun Sportstar EPOS (2)



Obrázek 8 Zabudovaný elektromotor od Rotex Electric (2)

Letoun díky elektrické pohonné jednotce neprodukuje žádné emise a také hluk při provozu letounu je významně redukován, to vede ke zvýšení komfortu pro posádku letounu a umožňuje využití letišť v blízkosti obydlených oblastí.

Provozní náklady elektrického letounu jsou nesrovnatelně nižší než u letounu se spalovacím motorem. Výrobce uvádí 75% úsporu nákladů na palivo.

Všechny potřebné informace jsou přehledně zobrazovány na digitálním ukazateli na palubní desce, který byl vyvinut na Fakultě informačních technologií VUT v Brně.

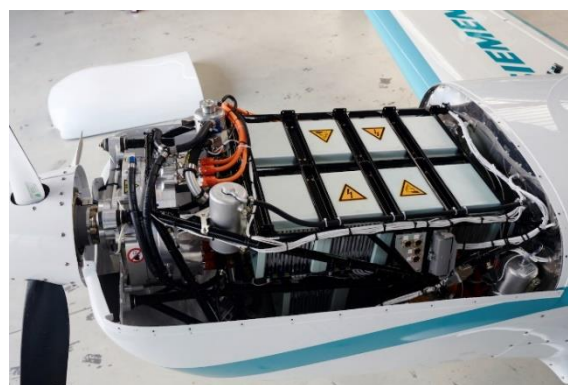
2.2.3 Extra 330EL - Electric plane

Jedná se o letoun s čistě elektrickým pohonem. Pohonnou jednotku tvoří kompaktní a výkonný stejnosměrný elektromotor RE-BB 90-5 o výkonu 75 KW od společnosti Rotex Electric, který přímo pohání třílistou kompozitovou vrtuli vyrobenou Výzkumným a zkušebním leteckým ústavem v Praze.

Výkon motoru je řízen prostřednictvím elektronické řídicí jednotky od společnosti MGM COMPRO, která zajišťuje optimální využití energie uložené v bateriových kontejnerech. Letoun může být osazen dvěma dvojicemi kontejnerů – každý kontejner obsahuje 45 lithium polymerových článků zapojených sériově a umístěných v přední části draku.



Obrázek 9 Letoun Extra 330EL (3)



Obrázek 10 Pohonná jednotka letounu Extra 330EL (3)

2.2.4 DA36 E – Star 2

Tento letoun byl vyvinutý společnostmi Siemens, EADS a Diamond Aircraft za účelem snížení spotřeby pohonných hmot a emisí až o 25 % pomocí sériového hybridního pohonu. Pohonnou jednotku tvoří elektromotor společnosti Siemens dodávající vrtuli výkon až 70 kW (94 k) a dále Wankelův rotační motor a generátor od AustroMotor o výkonu 30 kW.



Obrázek 11 Letoun DA36 E-Star 2 (4)



Obrázek 12 Pohonná jednotka letounu DA36 E (4)

2.3 Předpisy

V současné době neexistují žádné specifické předpisy pro systémy hybridního pohonu v letectví. Tyto předpisy vznikají postupně na základě projektů řešících danou problematiku ve spolupráci s příslušnými úřady.

Nicméně při konstrukci hybridních pohonů je vhodné se řídit normami, které existují pro jednotlivé části pohonu. Například české technické normy zahrnují ve třídě 31 – Letectví a kosmonautika normy zaměřené na různé oblasti letecký, od draků přes motory až po použitý materiál a zařízení. Z pohledu řešení hybridního pohonu je nezbytné věnovat pozornost i dalším normám, například třídě 3502 - Synchronní stroje.

Obecně, v případě motorů pro letouny, včetně ultralehkých, je nutné dodržovat předpis CS – E, který obsahuje specifikace letové způsobilosti. Konkrétně, problematika elektrických motorů je popsána v normě ASTM F2840, tedy v CS – LSA. Kde v hlavě H v CS-LSA.37 najdeme příslušné specifikace pro elektrické pohonné jednotky.

Zkoušky motorů předepsané při typových zkouškách letounů:

Dle předpisu UL-2 zkouškou musí být prověřena spolehlivost motoru, který musí být schopen pracovat při předepsaném pracovním cyklu 25 hodin bez podstatných závad, které následují periodicky za sebou.

spuštění a volnoběh	5 min.
max. výkon	5 min. 2 x opakovat
ochlazení a zastavení	5 min.
spuštění a volnoběh	5 min.
Max. výkon	5 min.
max. trvalý výkon	60 min.
ochlazení a zastavení	5 min.
celková doba jednoho cyklu	1 hod. 45 min.

Tabulka 1 Předpisové požadavky na cyklus motoru (5)

Předpis uvádí následující požadavky na elektrické soustavy:

1. Ukládání baterii

Baterie musí být uloženy tak, aby korozivní kapaliny nebo páry, které mohou unikat z baterie, nezpůsobily škody na okolní nosné konstrukci a na sousedních částech výstroje. Rovněž platí, že výbušné nebo jedovaté plyny, které mohou unikat z baterie při normálním provozu nebo jakékoliv závadě, se nesmějí hromadit v letounu v nebezpečném množství.

2. Elektrické vedení

Každé elektrické vedení letounu musí mít dostatečný průřez stanovený normou a musí být v letounu vhodně vedeno a odstíněno. Každý elektrický přístroj musí mít ochranu proti přetížení a žádné jistící zařízení nesmí být určeno pro více než jeden přístroj.

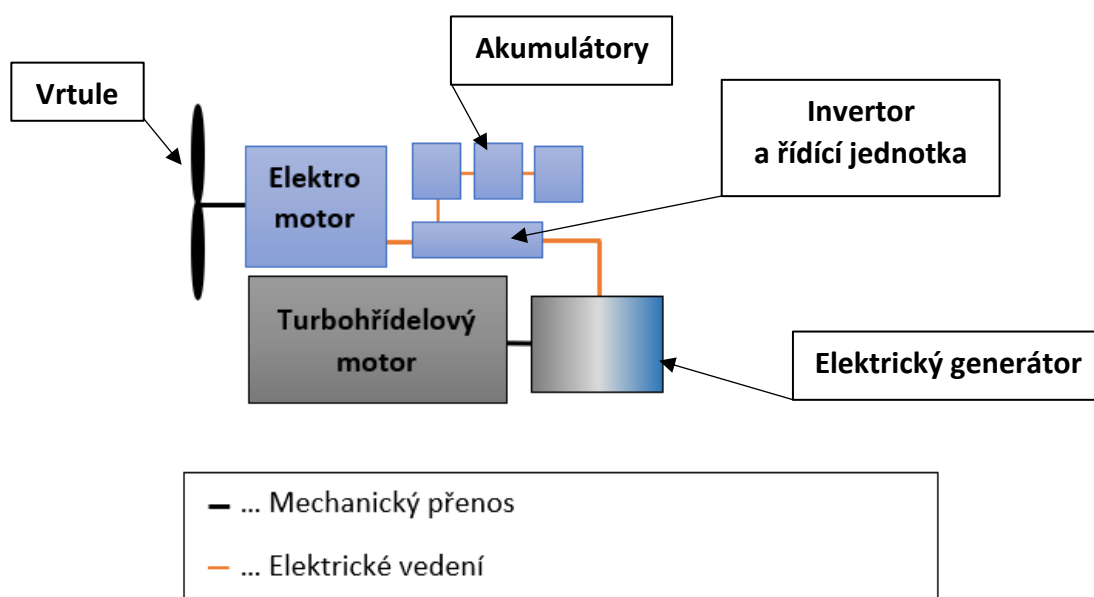
3 Návrh hybridního pohonu s turbohřídelovým motorem

Navrhovanou variantou uspořádání hybridního pohonu pro ultralehký letoun je zvoleno sériové s elektromotorem, jež by měl plně nahradit Rotax 912-ULS v rozsahu všech výkonnostních parametrů. Sériový hybridní pohon bude tvořen elektromotorem, invertorem, sadou akumulátorů, elektrickým generátorem, turbohřídelovým motorem a dalšími komponenty.

Požadavky na hybridní pohon:

1. Nízká spotřeba pohonných hmot
2. Vysoká účinnost celého systému
3. Výkon THM volený v $P_{THM} = 40 \div 60\% P_{HM}$

Hlavním cílem práce je předběžný návrh turbohřídelového motoru. Motor bude díky sériovému uspořádání provozován pouze v jednom optimálním režimu, kde dosahuje nejvyšší účinnosti. Požadovaný výkon bude poměrně nižší, protože o všechny výkonové špičky se postarají akumulátory. Tyto východiska přinášejí možnost návrhu velmi jednoduchého THM o malých rozměrech a nízké hmotnosti. Při stanovení výkonu THM je nezbytné určit míru přerozdělení potřebné energie mezi generátor a akumulátory pro chod elektromotoru v celém letovém rozsahu.



Obrázek 13 Princip navrženého hybridního pohonu

3.1 Elektromotor

Při návrhu hybridního pohonu je nutné nejprve zvolit vhodný elektromotor, který je v současnosti dostupný na trhu a který má dostatečný výkon, kroutící moment na hřídeli a rozsah otáček tak, aby dosahoval podobných parametrů jako spalovací motor Rotax 912-ULS s reduktorem ($i=2,43$).

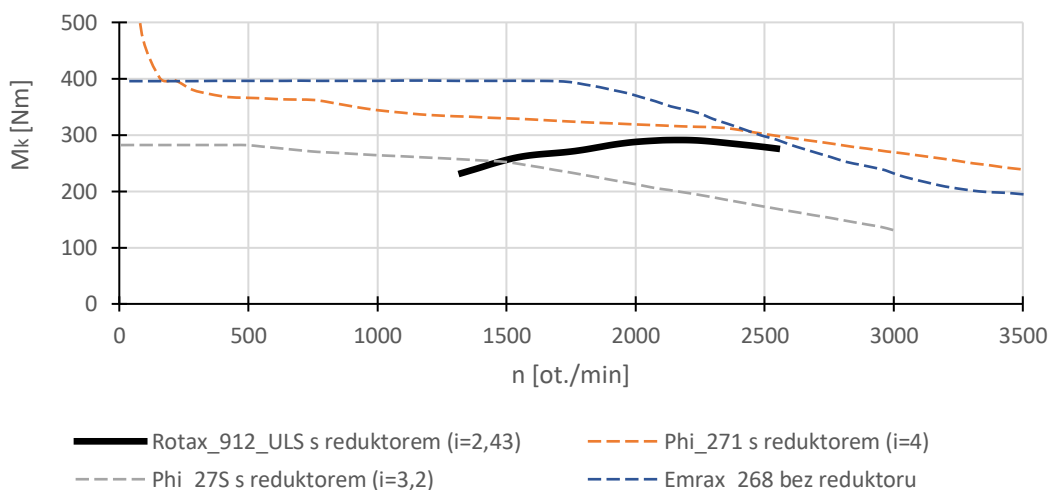
Vybraní výrobci motorů odpovídající výše uvedeným požadavkům na synchronní elektromotor jsou Phi-power, YASA a EMRAX. Pro porovnání jsou uvažovány jak méně výkonnější vysokootáčkové elektromotory s nutným reduktorem, tak i elektromotory s dostatečným výkonem/kroutícím momentem, u kterých není nutnost reduktoru.

Dostupné elektromotory na trhu:

Technické parametry elektromotorů				
Název:	Výkon	Hmotnost	Kroutící moment	Účinnost
	[kW]	[kg]	[N.m]	[1]
Phi – 271	78	20	125	0,98
Phi – 27S	40	12	45	0,97
Emrax 228	80	12	195	0,98
Emrax 268	110	19	500	0,98
YASA 750R	100	37	340	0,96

Tabulka 2 Dostupné elektromotory na trhu

Porovnání elektromotorů s motorem Rotax 912-ULS dle M_k (kroutícího momentu)



Obrázek 14 Porovnání kroutících momentů motorů

3.1.1 Použitý elektromotor – EMRAX 268

Ze skupiny uvažovaných elektromotorů byl vybrán elektromotor Emrax 268. Jedná se o axiální synchronní motor s permanentními magnety vodou chlazený. Motor byl vybrán pro svoji nižší hmotnost a vhodné výkonové parametry při nízkých otáčkách. Výhodou motoru jsou i minimální rozměry, které dávají možnost vhodné zástavby do draku letounu.

EMRAX 268 - Medium Voltage			
Jmenovitý (nominální) výkon	P	100	kW
Jmenovité otáčky	n_{max}	4 000	$ot./min$
Jmenovitý kroutící moment	M_k	310	Nm
Jmenovité napětí	U	400	V_{DC}
Účinnost	η	92 ÷ 98	%
Hmotnost	m	19	kg
Počet pól párů	p	10	
Maximální teplota	t_{max}	120	$^{\circ}C$
Indukce	L_d/L_q	126/118	μH

Tabulka 3 Parametry elektromotoru EMRAX 268

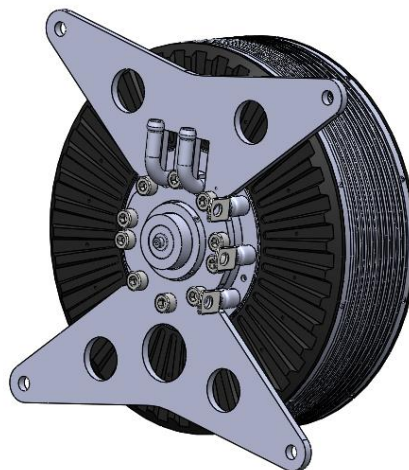
Proud pro maximální výkon při napětí 400 V:

$$P = U \cdot I \quad [W] \quad (1)$$

$$I_{max.} = \frac{P_{nom.}}{U} = \frac{100\,000}{400} = 250\,A \quad (2)$$



Obrázek 15 Model elektromotoru Emrax 268 – přední část



Obrázek 16 Model elektromotoru Emrax 268 – zadní část

3.2 Invertor (DC/DC měnič)

Invertor DC/DC je stejnosměrný měnič určený pro změnu velikosti stejnosměrného napětí nebo proudu mezi různými napájecími soustavami. Pro spínání se používají tranzistory a diody, jako zásobníky energie při převodu se používají cívky a kondenzátory a pro galvanické oddělení se používají pulsní transformátory.

3.2.1 Použitý invertor – RMS

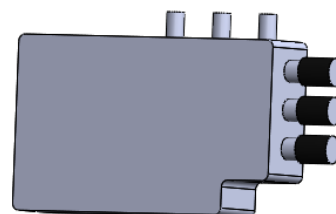
S ohledem na vybraný elektromotor byl zvolen pro návrh hybridního pohonu invertor od firmy Rinehart Motion Systems, která se specializuje na jejich výrobu pro hybridní pohony a podobná zařízení. Tento invertor splňuje veškeré požadavky na rozsahy napětí a je plně kompatibilní se zvoleným elektromotorem.

RMS – PM100DX			
Napětí - pracovní	$U_{DC\,nominal}$	50 ÷ 400	V
Napětí - přepětí	$U_{DC\,overvoltage}$	420	V
Proud - pracovní	I	300	A
Rozměry	$d \times š \times v$	100 × 87 × 214	mm
Hmotnost	$m_{Invertor}$	7,5	kg

Tabulka 4 Parametry invertoru společnosti RMS



Obrázek 17 Invertor PM100DX od firmy RMS



Obrázek 18 Model invertoru

3.3 Akumulátory – energetický systém

Důležitou součástí hybridního pohonu jsou akumulátory, které představují chemický zdroj elektrické energie. Mají poměrně zásadní vliv na celkové užité vlastnosti i na provozní a pořizovací náklady a jsou jednou ze zásadních slabín hybridních technologií.

Na trhu jsou dostupné akumulátory s rozdílnými parametry a rozdílného chemického složení. V posledních letech byly v hybridních pohonech nejrozšířenější NiMH akumulátory, které jsou poměrně zastaralé, ale cenově dostupné. V současnosti dochází k postupnému nahrazování NiMH akumulátorů modernějšími, především Li-Ion a Li-FePO₄, které se technologicky jeví optimálnější.

Porovnání vlastností základních typů akumulátorů:

Chemické složení	Specifická energie [Wh/kg]	Nominální napětí [V]	Pracovní teplota [°C]	Životnost [cyklů]
NiCd	45 ÷ 80	1,25	-40 ÷ 60	1 500
NiMH	60 ÷ 120	1,25	-20 ÷ 60	300
Lead Acid	30 ÷ 50	2	-20 ÷ 60	200
Li-ion	110 ÷ 160	3,6 ÷ 4	-20 ÷ 60	1 000

Tabulka 5 Základní typy akumulátorů (6)

Hlavní faktory výběru akumulátoru:

1. Bezpečnost – jeden z nejdůležitějších aspektů při volbě. Bezpečnostním rizikem je přehřátí akumulátoru. Toto nebezpečí by měly eliminovat správně navržené bezpečnostní obvody s robustními kryty. Akumulátor by měl být bezpečný i při nevhodném používání a postupnému stárnutí.
2. Specifická energie – udává, jakou má akumulátor kapacitu na jednotku váhy.
3. Výkon – odráží stav akumulátoru při provozu, baterie jsou citlivé na chlad a teplo a vyžadují určitou klimatizaci.

Dostupné akumulátory na trhu:

Výrobce	Chemické složení	Napětí [V]	Kapacita [mAh]	Hmotnost [g]	Specifická energie [Wh/kg]
SolidEnergy	Li-Fe	3,8	3 400	29	314,483
Amicell	Li-Po	3,7	21 000	313	248,243
Winston GWL	Li-FePO ₄	3,2	1 100	22	160

Tabulka 6 Uvažované akumulátory

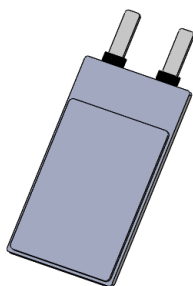
3.3.1 Použitý akumulátor – SolidEnergy

Zvolený akumulátor je od firmy SolidEnergy. Jedná se o akumulátor produktové řady Hermes, která je svými parametry určena primárně pro letectví a kosmonautiku. Hlavní výhodou jsou nízká hmotnost, malé rozměry, vysoké napětí a velká kapacita článků.

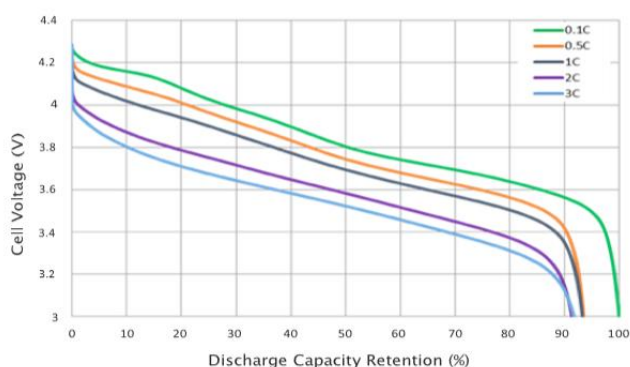
Typ: LMP063767			
Nominální napětí	$U_{nom.}$	3,8	V
Kapacita (25°C)	$C_{typ.}$	3,4	Ah
Nominální energie	$E_{nom.}$	13	Wh
Hmotnost	$m_{článek}$	29	g
Pracovní teplota	t	0 ÷ 45	°C
Vybíjecí proud	$I_{vyb.}$	6,8	A
Vybíjecí čas	$t_{vyb.}$	15	min.

Tabulka 7 Baterie LMP063767

Výše uvedené hodnoty jsou brány pro 93 % zachované kapacity článku.



Obrázek 19 Model akumulátoru



Obrázek 20 Napětí akumulátoru v závislosti na vybití (7)

Výpočty pro vytvoření potřebného systému pro ukládání energie:

$$I = \frac{C - rate}{E} \quad (3)$$

$$P = U \cdot I \quad (4)$$

$$U_{serie} = n \cdot U_{nom.} \quad (5)$$

$$C_{typ.system} = n \cdot C_{typ.} \quad (6)$$

V případě sériového zapojení dvou nebo více článků se zvyšuje napětí a v případě paralelního zapojení se docílí zvýšení proudu.

Navržené zapojená článku do bloku:

Článků v sérii	n_{serie}	55	<i>ks</i>
Článků v sérii paralelně	$n_{paralel}$	12	<i>ks</i>
Celková hmotnost systému	$m_{baterie}$	19,14	<i>kg</i>
Nominální napětí systému	$U_{nom.system}$	209	<i>V</i>
Nominální proud systému	$I_{nom.system}$	81,6	<i>A</i>
Kapacita systému	$C_{typ.system}$	41	<i>Ah</i>
Nominální energie systému	$E_{nom.system}$	8,528	<i>kWh</i>

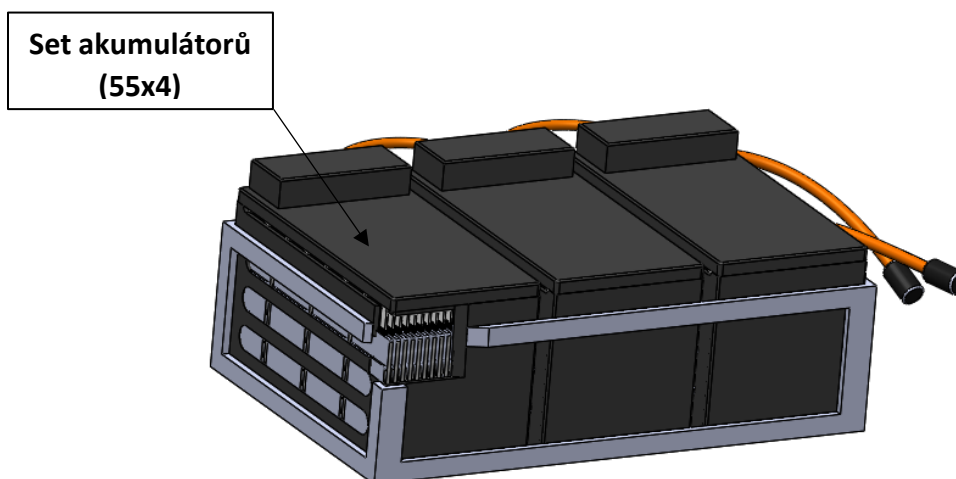
Tabulka 8 Specifikace bloku akumulátorů

$$t_{min_{C/2}} = \frac{C_{typ.system}}{I_{nom.system}} = \frac{41}{81,6} = 0,502 \text{ hod.} \quad (7)$$

Vybíjecí čas pro C-rate	t_C	60	<i>min.</i>
Vybíjecí čas pro C/2-rate	$t_{C/2}$	30	<i>min.</i>
Vybíjecí čas pro C/5-rate	$t_{C/5}$	12	<i>min.</i>

Tabulka 9 Dopočtené vybíjecí časy

Rychlost nabíjení a vybíjení článku se řídí parametrem C-Rate. Mezi rychlostí C-Rate a kapacitou je nepřímá úměra, čím je vyšší rychlost tím se snižuje kapacita článku. Některé vysoce výkonné akumulátory mohou být nabíjeny nad 1C při mírném namáhání. Ztráty při rychlých výbojích zkracují dobu vybíjení a tím ovlivňují také dobu nabíjení.



Obrázek 21 Set akumulátorů o kapacitě 21Ah

Pro ukládání energie jsou navrženy tři paralelně propojené sety akumulátorů. Každý set je tvořen čtyřmi paralelně propojenými bloky s 55 sériově zapojenými články (obrázek 21).

3.4 Generátor elektrické energie

Při volbě generátoru bylo nutné vycházet z požadovaného výkonu elektromotoru a navržené kapacity bloku akumulátorů. Hlavní funkcí generátoru je přeměna mechanické energie z THM na elektrickou energii, kterou je neustále zásobován celý systém hybridního pohonu.

Dostupné generátory na trhu:

Firma	Výstupní napětí/proud [V/A]	Otáčky [ot./min]	Hmotnost [kg]
EundA	max. 400V/150A	35 000 – 75 000	10 - 50
Calnetix	400V/200A	40 000 – 200 000	5 - 30

Tabulka 10 dostupné generátory na trhu

3.4.1 Použitý generátor – E&A

Generátor byl zvolen od výrobce E&A, který poskytl i další potřebná data k výpočtu.

Generátor - mSpW 9/8-4-s3r2 ALKA			
Typ	Synchronní s permanentními magnety		
Jmenovitý výkon	P	44	kW
Maximální	P_{max}	50	kW
Jmenovité otáčky	n	60 000	$ot./min$
Maximální otáčky	n_{max}	63 000	$ot./min$
Jmenovité napětí	U	400	V
Jmenovitý proud	I	110	A
Chlazení	Vodní		
Rozměry	$D \times l$	$\emptyset 225 \times 300$	mm
Předpokládaná hmotnost	m	17,5	kg

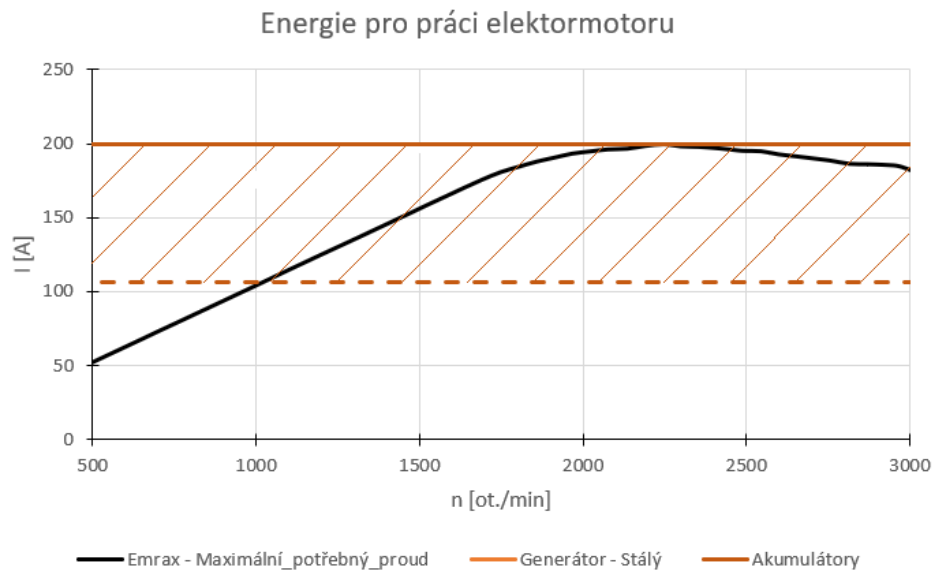
Tabulka 11 Parametry generátoru firmy E&A

Z důvodů chlazení generátoru jsou zvoleny ideální otáčky $\pm 60\,000\,ot./min$, při kterých je možné držet stálou teplotu generátoru pomocí vodního chlazení.

$$P = \omega \cdot M \quad (8)$$

$$M_k = \frac{P}{2 \cdot \pi \cdot n} = \frac{44\,000 \cdot 60}{2 \cdot \pi \cdot 60\,000} = 7,003\, N \cdot m \quad (9)$$

$$I_{generátor} = \frac{P_{generátor}}{U} = \frac{44\,000}{400} = 110\, A \quad (10)$$

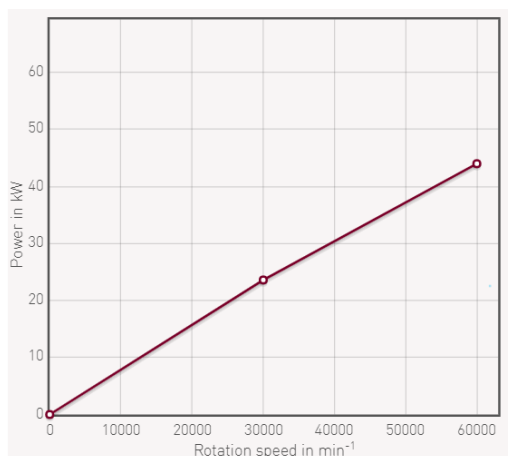


Obrázek 22 Energie pro práci elektromotoru

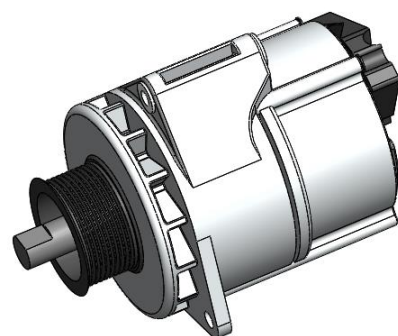
Ze známé kapacity akumulátorů a potřebné maximální energie pro chod motoru je určen pracovní bod generátoru pro dodávku stále elektrické energie pro chod systému.

Pracovní bod generátoru			
Výkon	P_p	42,5	<i>kW</i>
Otáčky	n	60 000	<i>ot./min</i>
Napětí	U	400	<i>V</i>
Proud	I	106,25	<i>A</i>

Tabulka 12 Optimální pracovní bod generátoru



Obrázek 23 Výkon generátoru v závislosti na otáčkách



Obrázek 24 Model generátoru E&A – ALKA

3.5 Turbohřídelový motor

Parametry THM jsou voleny dle požadavků generátoru, aby bylo docíleno dostatečné množství energie pro práci celého hybridního motoru.

Navržený THM			
Otáčky - rozsah	n	59 000 – 61 000	<i>ot./min</i>
Kroutící moment na hřídeli při n_{max}	M_k	7,003	$N \cdot m$

$$P = \omega \cdot M = \frac{2 \cdot \pi \cdot n}{60} \cdot M_k = \frac{2 \cdot \pi \cdot 61\,000}{60} \cdot 7,003 = 44\,434,5 \text{ W} \Rightarrow P_{min.} \quad (11)$$

Minimální výkon	$P_{min.}$	44,5	<i>kW</i>
Efektivní výkon	P_e	45	<i>kW</i>
Požadované optimální otáčky	$n_{opt.}$	60 000	<i>ot./min</i>

Tabulka 13 Požadované parametry THM

3.6 Ostatní komponenty pohonu

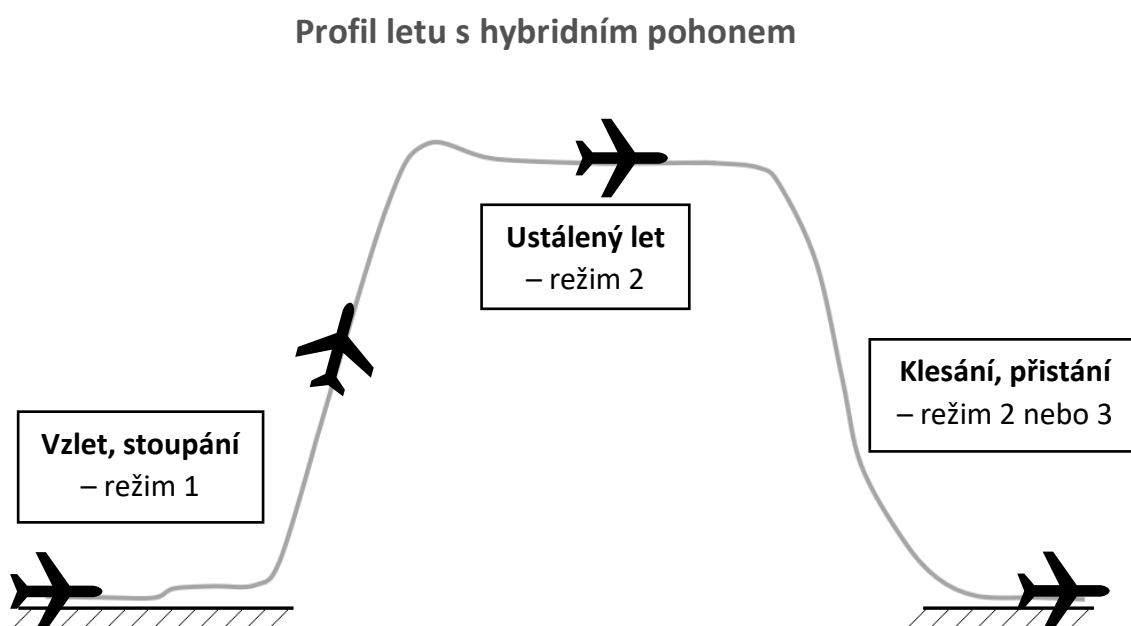
Mezi další komponenty hybridního pohonu patří vodní čerpadlo pro chlazení a rozvodové potrubí, kabeláž, řídicí jednotka celého motoru a jednotlivé upevňovací prvky.

Komponent	Množství	Hmotnost	
Vodní čerpadlo	1 x	3	<i>kg</i>
Elektrické kabely	cca 6m	2,5	<i>kg</i>
Signálové kabely	cca 4m	1	<i>kg</i>
Chladicí potrubí	cca 3m	3	<i>kg</i>
Řídicí jednotka	1 x	1,5	<i>kg</i>
Celkem	-	11	<i>kg</i>

Tabulka 14 Hmotnost ostatních komponentů

3.7 Energetické hospodaření navrženého hybridního motoru

Předností hybridního pohonu je možnost lépe hospodařit s přeměněnou energií. Základní charakteristikou hybridního pohonu je schopnost fungování v několika režimech během jednoho letu, viz obrázek 25. Režimy se odlišují způsobem využívání energie systému. Přeměněnou energii pomocí THM a generátoru můžeme dodávat přímo elektrickému motoru a současně je možné přebytečnou energii ukládat do akumulátorů. Naopak v případě nutnosti vyššího výkonu motoru, například při vzletu, z akumulátorů energii čerpáme, a tím zajistíme dostatečný příkon elektrického motoru. V případě potřeby nižšího výkonu je možné zajistit chod pohonu pouze ze zásoby energie z akumulátorů.



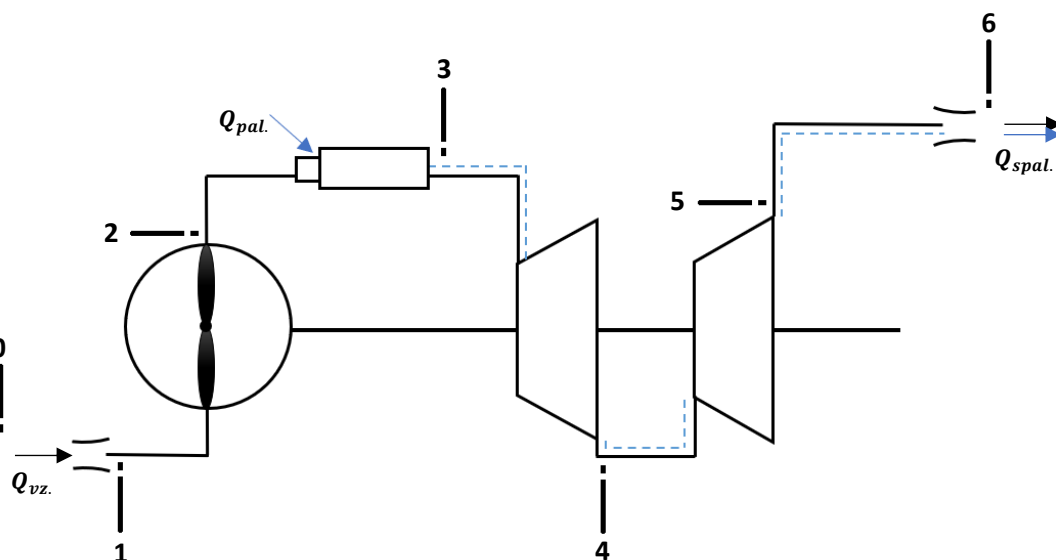
Režimy práce pohonu:

Režim 1	(Baterie + generátor)	Využíváno při vzletu a výkonově náročných manévrech (stoupání atd.).
Režim 2	(Generátor)	Při ustáleném letu, kdy dochází k dobíjení energie baterii.
Režim 3	(Baterie)	Při pohybu letounu na zemi a možnost použití při přistání.

4 Tepelný oběh turbohřídelového motoru

Cílem výpočtu tepelného oběhu je určení základních parametrů motoru. Výběru základních parametrů motoru předchází stanovení výpočtového režimu, kterým se výpočet bude realizovat.

Schéma ukazuje jednotlivé typické výpočetní body „řezy“ motoru a jejich význam v diagramu. Pro schéma jsou použity značení dle zvyklostí, viz literatura (8).



Obrázek 26 Schéma turbohřídelového motoru

Vzduch proudí přes vstupní soustavu mezi řezy 0 a 1 (obrázek 27). Při nízkých rychlostech letu zde dochází pouze k malému náporovému stlačení. K největšímu stlačení vzduchu dochází v kompresoru, mezi řezy 1 a 2. Ve spalovací komoře se stlačený vzduch směšuje s palivem. Spalování této směsi vede ke zvýšení celkové teploty spalin před vstupem do turbíny. V prvním stupni turbíny, znázorněné mezi řezy 3 a 4, dochází k expanzi spalin primárně pro pohon kompresoru. Ve druhém stupni dochází k další expanzi spalin, která zajišťuje dostatečný výkon výstupní hřídele motoru. Ve výstupní soustavě, mezi řezy 5 a 6, nedochází k další expanzi. Slouží pouze k odvodu výstupních spalin a plní funkci výfuku.

Vstupní parametry:

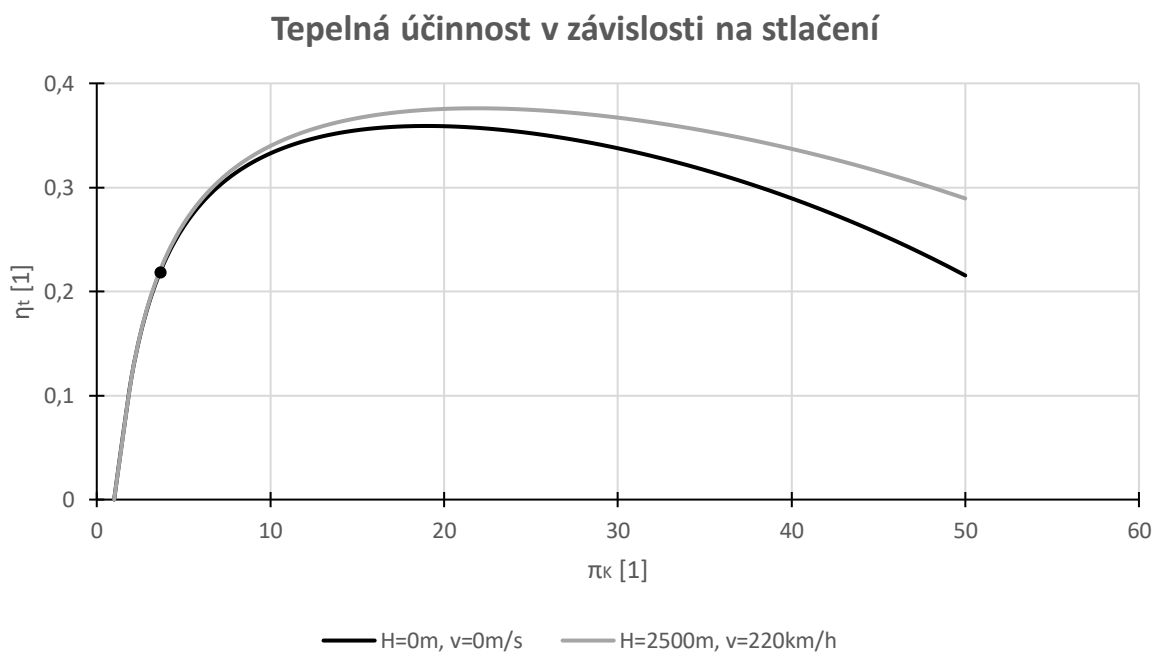
Hustota vzduchu na hladině moře	ρ_0	1,225	kg/m^3
Teplota	t_0	15	$^{\circ}C$
Tlak	p_0	101 325	Pa
Rychlost	v_L	0 ÷ 220	km/h
Operační výška	H	0 ÷ 3 500	m
Efektivní výkon THM	P_e	45	kW
Výhřevnost paliva	H_u	42,9	$J \cdot kg^{-1}$

Tabulka 15 Vstupní data pro výpočet tepelného oběhu THM

4.1 Stlačení kompresoru

Důležitým parametrem je stlačení kompresoru, který dodává dostatek tlaku, aby energie rozpínajících se plynů k vytvoření práce byla co největší a s vyšší účinností. Energie uvolňovaná spalováním je úměrná hmotnostnímu průtoku a tlaku vzduchu.

Jako první je nutné ze získané závislosti určit potřebné stlačení kompresoru pro co nejvyšší možnou termickou účinnost oběhu motoru.



Obrázek 27 Účinnost THM v závislosti na stlačení kompresoru

Z grafu bylo odečteno:

$$\pi_K \quad 5 \quad [1]$$

$$\text{Pro } H = 0 \text{ m}, v_L = 0 \text{ km/h} \quad \Rightarrow \quad \eta_t \quad 0,216 \quad [1]$$

$$\text{Pro } H = 3\,500 \text{ m}, v_L = 220 \text{ km/h} \quad \Rightarrow \quad \eta_t \quad 0,218 \quad [1]$$

4.2 Výpočet tepelného oběhu THM

Samotný výpočet je rozdělen do několika hlavních řezů (obrázek 26). Přibližný výpočet tepelného oběhu je realizován při činnosti motoru s maximálním režimem na zemi, při nulové rychlosti $v_0 = 0$ a nulové výšce $H_0 = 0$ m.

Pro vzduch:		
κ	1,4	[1]
r	287,1	$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$
$c_{p,v}$	1 004,85	$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$

Pro plyn (spaliny):		
κ'	1,33	[1]
r'	287,4	$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$
$c_{p,pl}$	1 158	$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$

Tabulka 16 Parametry vzduchu a spalín

4.2.1 Charakteristické řezy oběhu

0 – Okolní atmosféra

Statický stav v nekonečnu před motorem

$$t_0 = 15 - 0,0065 \cdot H = 15 - 0,0065 \cdot 0 = 15 \text{ } ^\circ\text{C} \quad (12)$$

$$T_0 = t_0 + 273,15 = 15 + 273,15 = 288,15 \text{ K} \quad (13)$$

$$p_0 = 101\,325 \cdot \left(1 - \frac{H}{44\,308}\right)^{5,2553} = 101\,325 \cdot \left(1 - \frac{0}{44\,308}\right)^{5,2553} = 101\,325 \text{ Pa} \quad (14)$$

$$\rho_0 = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H}{44\,308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{0}{44\,308}\right)^{4,2553} = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (15)$$

Celkový stav před motorem

$$M_a = \frac{v_L}{a} = \frac{v_L}{\sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_0}} = \frac{0}{\sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 288,15}} = 0 \quad (16)$$

Pro výpočet celkového tlaku a teploty předpokládáme, že po adiabatickém zabrzdění proudu, na nulovou rychlost, se veškerá kinetická energie přemění na tlakovou a tepelnou energii.

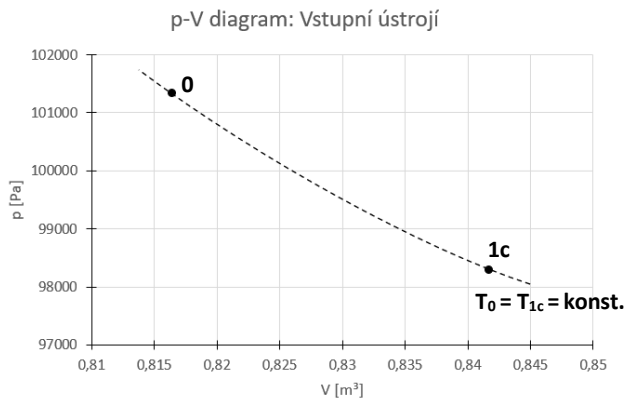
$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 101\,325 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}} = 101\,325 \text{ Pa} \quad (17)$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^1 = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^1 = 288,15 \text{ K} \quad (18)$$

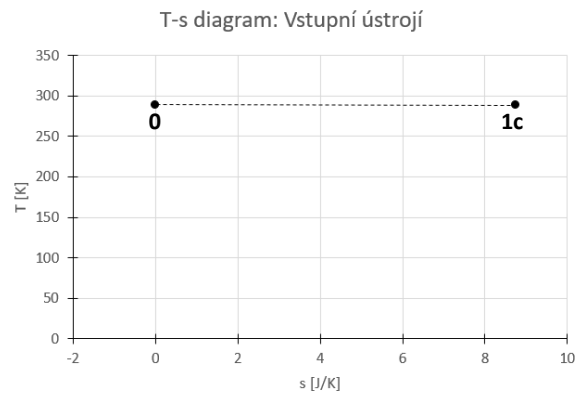
1 – Před kompresorem (ve vstupním ústrojí)

$$T_{1c} = T_0 + \frac{v_L^2}{2 \cdot c_{p,v}} = \frac{0^2}{2 \cdot 1004,85} = 288,15 \text{ K} \quad (19)$$

$$p_{1c} = p_{0c} \cdot \sigma_{vs} = 101\,325 \cdot 0,98 = 98\,285,25 \text{ Pa} \quad (20)$$



Obrázek 28 „p-V“ diagram při $H=0\text{m}$, $v_L=0\text{ m/s}$



Obrázek 29 "T-s" diagram vstupního ústrojí

2 – Za kompresorem (před spalovací komorou)

$$p_{2c} = p_{1c} \cdot \pi_K = 98\,285,25 \cdot 5 = 491\,426,25 \text{ Pa} \quad (21)$$

$$T_{2c} = T_{1c} \cdot \left(1 + \frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_K} \right) = 288,15 \cdot \left(1 + \frac{5^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{0,88} \right) = 479,318 \text{ K} \quad (22)$$

$$T_2 = \eta_K \cdot (T_{2c} - T_{1c}) + T_{1c} = 0,88 \cdot (479,318 - 288,15) + 288,15 = 456,378 \text{ K} \quad (23)$$

Práce kompresoru

Z rovnice zachování energie pro kompresní práci, pro práci předanou vzduchu a účinnost platí

$$W_{K,c} = \frac{c_{p,v} \cdot (T_{2c} - T_{1c})}{\eta_K} = \frac{1\,004,85 \cdot (479,318 - 288,15)}{0,88} = 218\,289,675 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (24)$$

3 – Za spalovací komorou (před turbínou)

$$t_{3c} = 950 \text{ } ^\circ\text{C} \quad (25)$$

$$T_{3c} = t_{3c} + 273,15 = 1\,223,15 \text{ K} \quad (26)$$

$$p_{3c} = p_{2c} \cdot \sigma_{SK} = 491\,426,25 \cdot 0,95 = 466\,854,938 \text{ Pa} \quad (27)$$

Poměrná spotřeba paliva

$$\begin{aligned} q_{pal.} &= \frac{1}{\alpha \cdot l_0} = \frac{c_{p,pl} \cdot T_{3c} - c_{p,v} \cdot T_{2c}}{\eta_{SP} \cdot H_u - c_{p,pl} \cdot T_{3c} + c_{p,v} \cdot T_{2c}} = \dots \\ &= \frac{1\,158 \cdot 1\,223,15 - 1\,004,85 \cdot 479,318}{0,95 \cdot 42,9 \cdot 10^6 - 1\,158 \cdot 1\,223,15 + 1\,004,85 \cdot 479,318} = 0,0235 \end{aligned} \quad (28)$$

4 – Za prvním stupněm turbíny

$$\begin{aligned} T_{4c} &= T_{3c} - \frac{c_{p,v} \cdot (T_{2c} - T_{1c})}{c_{p,pl} \cdot \eta_m} = \dots \\ &= 1\,223,15 - \frac{1\,004,85 \cdot (479,318 - 288,15)}{1\,158 \cdot 0,98} = 1\,053,880 \text{ K} \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} p_{4c} &= p_{3c} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{T1}} \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} = \dots \\ &= 466\,854,938 \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{1\,053,880}{1\,223,15} \right) \cdot \frac{1}{0,87} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 234\,263,297 \text{ Pa} \end{aligned} \quad (30)$$

Expanze plynů v prvním stupni turbíny

$$\pi_{St1} = \frac{p_{3c}}{p_{4c}} = \frac{466\,854,938}{234\,263,297} = 1,993 \quad (31)$$

Práce prvního stupně turbíny

$$W_{St1} = c_{p,pl} \cdot (T_{3c} - T_{4c}) = 1\,158 \cdot (1\,223,15 - 1\,053,880) = 196\,015,218 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (32)$$

Adiabatická práce prvního stupně turbíny

$$\begin{aligned} W_{St1,ad} &= c_{p,pl} \cdot T_{3c} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{St1}^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} \right) = \dots \\ &= 1\,158 \cdot 1\,223,15 \cdot \left(1 - \frac{1}{1,993^{\frac{1,33}{1,33-1}}} \right) = 222\,744,566 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \end{aligned} \quad (33)$$

5 – Za druhým stupněm turbíny (za turbínou)

Předpoklady:

1. Účinnost turbíny bude konstantní po všech stupních $\eta_{T1} = \eta_{T2} = \eta_T$.
2. Celkový tlak je nejprve odhadnut a pak iteračně dopočten.

$$p_{5c_odhad} = 108\,879 \text{ Pa} \quad (34)$$

$$\begin{aligned} T_{5c} &= T_{4c} - \eta_{T2} \cdot \left(T_{4c} - T_{4c} \cdot \left(\frac{p_{5c}}{p_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}} \right) = T_{4c} \cdot \left[1 - \left(1 - \left(\frac{p_{5c}}{p_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}} \right) \cdot \eta_{T2} \right] = \dots \\ &= 1\,053,880 \cdot \left[1 - \left(1 - \left(\frac{108\,879}{234\,263,297} \right)^{\frac{1,33-1}{1,33}} \right) \cdot 0,87 \right] = 893,313 \text{ K} \end{aligned} \quad (35)$$

Expanze plynů ve druhém stupni turbíny

$$\pi_{St2} = \frac{p_{4c}}{p_{5c}} = \frac{234\,263,297}{108\,879} = 2,152 \quad (36)$$

Práce druhého stupně turbíny

$$W_{St2} = c_{p,pl} \cdot (T_{4c} - T_{5c}) = 1\,158 \cdot (1\,053,880 - 893,313) = 185\,935,801 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (37)$$

Adiabatická práce druhého stupně turbíny

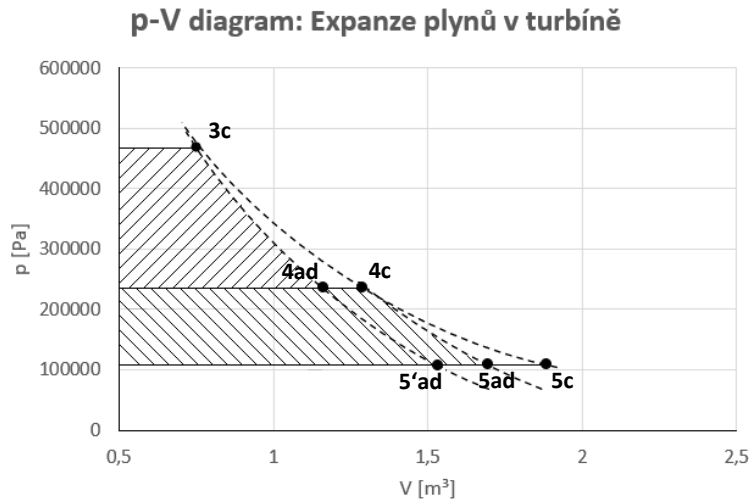
$$\begin{aligned} W_{St2,ad} &= c_{p,pl} \cdot T_{4c} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{St2}^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} \right) = \dots \\ &= 1\,158 \cdot 1\,053,880 \cdot \left(1 - \frac{1}{2,152^{\frac{1,33}{1,33-1}}} \right) = 211\,290,6828 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \end{aligned} \quad (38)$$

Celková expanze plynů v turbíně

$$\pi_{Tc} = \pi_{St1} \cdot \pi_{St2} = \frac{p_{3c}}{p_{5c}} = \frac{466\,854,938}{108\,879} = 4,289 \quad (39)$$

Adiabatická práce turbíny

$$\begin{aligned}
 W_{T,ad} &= c_{p,pl} \cdot T_{3c} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{T_c}^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}} \right) = \dots \\
 &= 1\,158 \cdot 1\,223,15 \cdot \left(1 - \frac{1}{4,289^{\frac{1,33-1}{1,33}}} \right) = 429\,407,507 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}
 \end{aligned}
 \tag{40}$$



Obrázek 30 Expanze ve dvoustupňové turbíně

Z grafu (obrázek 31) je patrné, že adiabatická technická práce celé turbíny musí být menší než součet adiabatické práce jednotlivých stupňů, tedy:

$$\sum_{i=1}^2 W_{St_{i,ad}} > W_{T,ad}
 \tag{41}$$

$$\begin{aligned}
 W_{St_{1,ad}} + W_{St_{2,ad}} &= 196\,015,218 + 211\,290,6828 = 434\,035,249 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \\
 &> \\
 W_{T,ad} &= 429\,407,507 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}
 \end{aligned}
 \tag{42}$$

6 – Na výstupu z motoru (za výstupním ústrojí)

Předpoklady:

1. Celková teplota plynu se ve výstupním ústrojí nebude měnit
2. Výstupní rychlost plynu z výstupní soustavy je v rozsahu $c_6 = 30 \div 60 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$
3. Hodnota vypočteného a odhadnutého celkového tlaku bude menší než 1%

$$T_{5c} = T_{6c} = 893,313 \text{ K} \quad (43)$$

$$T_6 = T_{5c} - \frac{c_6^2}{2 \cdot c_{p,pl}} = 893,313 - \frac{60^2}{2 \cdot 1158} = 891,759 \text{ K} \quad (44)$$

$$p_{6c} = p_0 \cdot \left(\frac{T_{4c}}{T_6}\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} = 101\,325 \cdot \left(\frac{1\,053,880}{891,759}\right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 105\,612,670 \text{ Pa} \quad (45)$$

$$p_{5c_vypoč.} = \frac{p_{6c}}{\sigma_{Vyst.}} = \frac{105\,612,670}{0,97} = 108\,879,072 \text{ Pa} \quad (46)$$

Kontrola celkového tlaku

$$p_{5c_vypoč.} \cong p_{5c_odhad} \Rightarrow 108\,879,072 \cong 108\,879 \quad (47)$$

Celková volná práce turbíny

$$\begin{aligned} W_{VTc} &= W_T \cdot \eta_T - W_K = (W_{St1} + W_{St2}) \cdot \eta_T - W_{Kc} = \dots \\ &= (196\,015,218 + 211\,290,683) \cdot 0,88 - 218\,289,675 = 117\,827,222 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \end{aligned} \quad (48)$$

Tepelná účinnost

$$\eta_t = \frac{T_{4c} - T_{5c}}{T_{3c} - T_{2c}} = \frac{1\,053,880 - 893,313}{1\,223,15 - 479,318} = 0,216 \quad (49)$$

Podmínka chodu

Součin z účinnosti turbíny a kompresoru musí být větší než poměr práce při isoentropické kompresi a expanzi, aby byla uvažovaná turbína schopná chodu.

$$\eta_K \cdot \eta_T > \frac{\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\pi_{Tc}} = \frac{\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\frac{p_{3c}}{p_{5c}}} \Rightarrow 0,88 \cdot 0,87 > \frac{5^{\frac{1,4-1}{1,4}}}{4,827} \Rightarrow 0,7656 > 0,369 \quad (50)$$

Ekvivalentní výkon

$$P_{e,m} = W_{VTc} \cdot \eta_m = 117\,827,222 \cdot 0,99 = 116\,648,950 \text{ W} \quad (51)$$

Hmotnostní průtok vzduchu a paliva

$$Q_{vz.} = \frac{P_e}{P_{e,m}} = \frac{45\,000}{116\,648,950} = 0,382 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \quad (52)$$

$$Q_{vz.} \cong Q_{vz.,SK} \quad (53)$$

$$Q_{pal.} = q_{pal.} \cdot Q_{vz.,SK} = 0,0235 \cdot 0,382 = 0,00861 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \quad (54)$$

Ekvivalentní spotřeba paliva

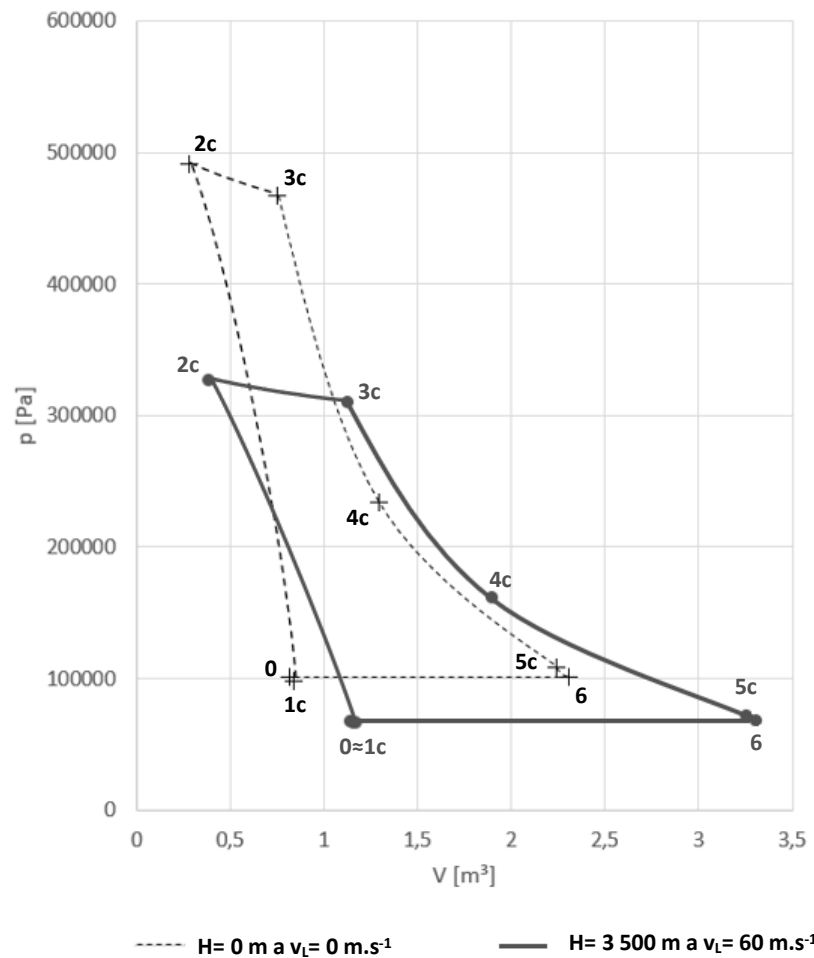
$$c_e = \frac{3\,600}{P_{e,m}} \cdot Q_{pal.} = \frac{3\,600}{116\,648,950} \cdot 0,00861 = 0,000263 \text{ kg} \cdot \text{W}^{-1} \cdot \text{h}^{-1} \quad (55)$$

4.2.2 Souhrn vypočtených hodnot tepelného oběhu

Parametr	Pro $H = 0 \text{ m}$ a $v_L = 0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$		Pro $H = 3\,500 \text{ m}$ a $v_L = 60 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$	
T_{0c}	288,150	[K]	267,249	[K]
T_{1c}	288,150		267,191	
T_{2c}	479,318		446,014	
T_{3c}	1 223,15		1 223,15	
T_{4c}	1 053,880		1 061,253	
$T_{5c} = T_{6c}$	893,313		892,363	
p_{0c}	101 325	[Pa]	67 109,285	[Pa]
p_{1c}	98 285,250		65 431,553	
p_{2c}	491 426,250		327 157,765	
p_{3c}	466 854,938		310 799,877	
p_{4c}	234 263,297		159 811,736	
p_{5c}	108 879		70 795	
p_{6c}	105 612,670		68 671,196	
π_{St1}	1,993		[1]	
π_{St2}	2,152	2,257		
π_{Tc}	4,288	4,390		
$W_{K,c}$	218 289,675	[J.kg ⁻¹]	205 688,326	[J.kg ⁻¹]
W_{St1}	196 015,218		187 476,339	
W_{St2}	185 935,801		195 575,501	
W_{Tc}	381 951,019		383 051,840	
W_{VTc}	116 648,950		129 894,920	
η_t	0,216		[1]	

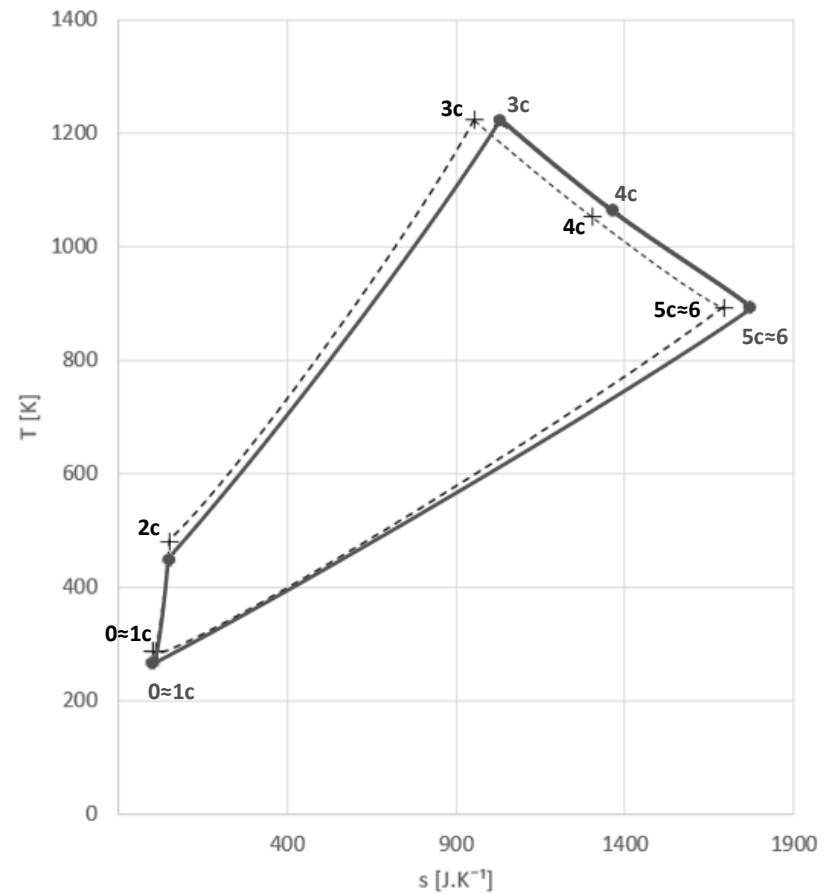
Tabulka 17 Souhrn vypočtených hodnot tepelného oběhu THM

p-V diagram: THM



Obrázek 31 "p-V" diagram THM

T-s diagram: THM



Obrázek 32 "T-s" diagram THM

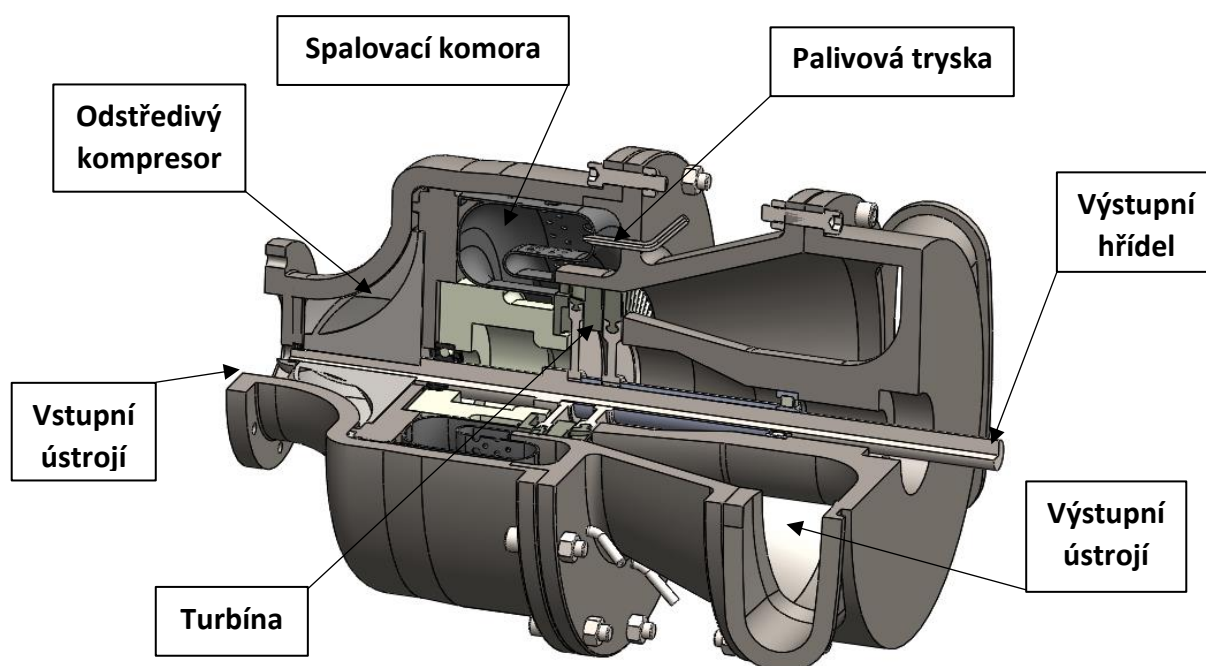
5 Předběžný návrh turbohřídelového motor

Turbohřídelový motor se skládá ze vstupního ústrojí, kompresoru, spalovací komory, plynové turbíny a výstupní soustavy. Motor je počítán na maximální možnou účinnost pro dané optimální otáčky a kroutící moment, ve kterém bude pohon během letu pracovat.

Požadavky:

1. Minimální zástavbové rozměry
2. Nízká hmotnost

Pro jednoduchost konstrukce byla zvolena jednohřídelová varianta s radiálním kompresorem, prstencovou spalovací komorou a turbínou se dvěma stupni.



Obrázek 33 Model navrženého THM

Navržené parametry:

Efektivní výkon	P_e	45	kW
Otáčky hřídele	n_m	60 000	$ot./min$
Kroutící moment	M_k	7	kW
Stlačení kompresoru	P_e	5	[1]
Výška letu	H	0	m
Rychlost letu	v_L	0	$m \cdot s^{-1}$

Tabulka 18 Vstupní navržené parametry pro návrh THM

5.1 Vstupní ústrojí

Předpoklad:

1. Na vstupu do oběžného kola kompresoru se nepřivádí ani neodvádí teplo $\Delta Q_0 = 0$

Teplota pro $H = 0 \text{ m}$ dle MSA	t_0	15	$^{\circ}\text{C}$
Tlak pro $H = 0 \text{ m}$ dle MSA	p_0	101 325	Pa
Hustota pro $H = 0 \text{ m}$ dle MSA	ρ_0	1,225	$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$

Tabulka 19 Parametry vzduchu dle MSA

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 101\,325 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}} = 101\,325 \text{ Pa} \quad (56)$$

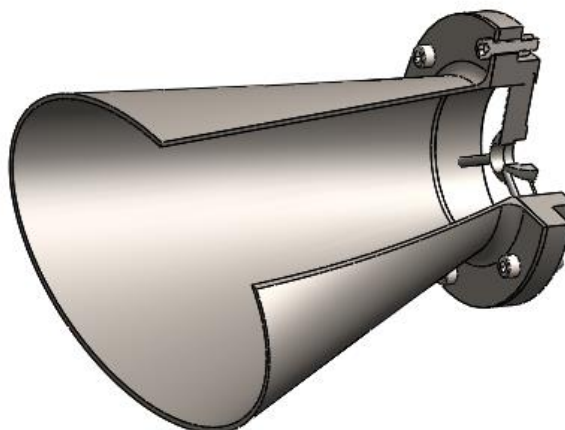
$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^1 = 275,15 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^1 = 288,15 \text{ K} \quad (57)$$

Hodnota součinitele zachování celkového tlaku ve vstupním ústrojí odstředivého kompresoru je zvolena $\sigma_{vs} = 0,98$ pro případ $M_0 = 0$.

$$p_{1c} = p_{0c} \cdot \sigma_{vs} = 101\,325 \cdot 0,98 = 99\,298,5 \text{ Pa} \quad (58)$$

$$T_{1c} = T_{0c} = 288,15 \text{ K} \quad (59)$$

$$\rho_0 = \rho_1 = 1,225 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3} \quad (60)$$

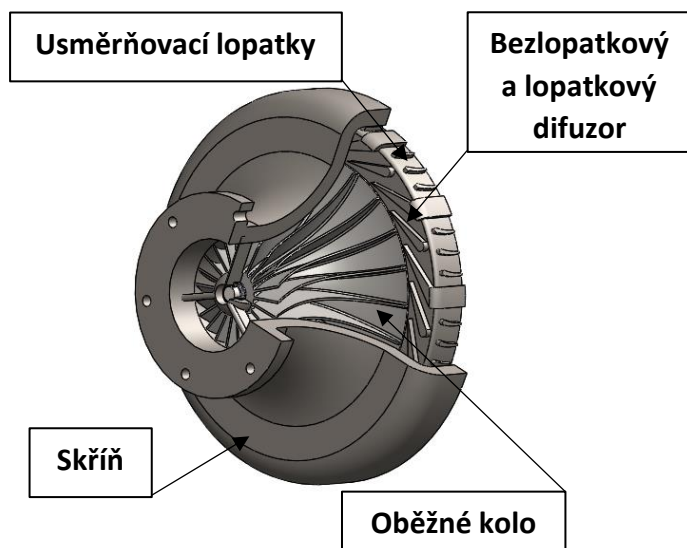


Obrázek 34 Model vstupního ústrojí do motoru

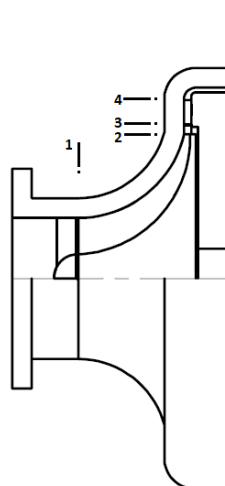
5.2 Návrh kompresoru

Kompresor je řešen jako odstředivý (radiální) jednostupňový s osovým vstupem bezlopatkovým a lopatkovým difuzorem a prstencovým výstupem do spalovací komory.

Kompresory jsou určeny k přeplňování motorů. Mezi hlavní výhody odstředivých kompresorů na rozdíl od axiálních patří větší stlačení v jednom stupni, které v extrémních případech může dosahovat až stlačení 7, jednodušší výroba a také velká spolehlivost kombinovaná s menší náchylností k pumpáži. V dnešní době se rovněž používají vícestupňové radiální kompresory pro vysoká stlačení, a to hlavně u turbohřídelových motorů.



Obrázek 35 Model odstředivého kompresoru



Obrázek 36 Výkres odstředivého kompresoru - řezy

Hlavní a jedinou pohyblivou součástí kompresoru je oběžné kolo, které předává práci a stlačuje vzduch. Vzduch, který vychází z oběžného kola, je dále veden do difuzoru, kde je část zbytkové kinetické energie transformována na tlak. Použití bezlopatkového difuzoru umožňuje snížit až nadzvukovou rychlost na podzvukovou, v důsledku velkého stlačení vzduchu v oběžném kole před vstupem do lopatkového difuzoru.

Předpoklady:

1. Vzduch vstupuje do kompresoru bez rozvíření $c_{1u} = 0$, tedy platí: $c_{1a} = c_1$
2. Volba součinitele skluzu μ_1 , který má hodnotu $\mu = 0,86$ až $0,92$.
3. Volba součinitele třecí práce disku α_2 , který má u odstředivých (radiálních) kompresorů LTKM hodnotu $\alpha = 0,03$ až $0,05$.

Vstupní parametry:

Otáčky kompresoru	n_K	60 000	ot./min
Stlačení	π_K	5	[1]
Hmotnostní průtok vzduchu	Q_v	0,382	kg.s ⁻¹
Celková teplota před odstředivým kolem	T_{1c}	288,15	K

Tabulka 20 Vstupní parametry pro výpočet odstředivého kompresoru

5.2.1 Oběžné kolo odstředivého kompresoru

Předpoklady:

1. Vstup do kompresoru bez rozvíření vzduchu, tedy $c_{1u} = 0$ a $c_{1a} = c_1$
2. Součinitel skluzu má hodnotu v rozsahu $\mu = 0,86 \div 0,92$
3. Volba součinitele třecí práce disku $\alpha = 0,03$ až $0,05$
4. Poměr $v = \frac{D_{1i}}{D_{1e}} = 0,3 \div 0,6$ [1]

Adiabatická práce kompresoru

$$\begin{aligned} W_{ad,c} &= c_{p,vz.} \cdot T_{1c} \cdot \left(\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) = \dots \\ &= 1\,004,85 \cdot 288,15 \cdot \left(5^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right) = 169\,043,524 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \end{aligned} \quad (61)$$

Obvodová rychlost na výstupu z kompresoru

Je určena z Eulerovi rovnice pro lopatkové stroje, pro případ, kdy stroj předává práci proudícímu mediu a dosažením součinitele skluzu, za předpokladu bez rozvíření.

$$u_2 = \sqrt{\frac{W_{ad,c}}{\eta_K \cdot (\mu + \alpha)}} = \sqrt{\frac{169\,043,524}{0,88 \cdot (0,87 + 0,04)}} = 459,449 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (62)$$

Absolutní rychlost na vstupu do oběžného kola

$$c_{2r} = c_{1ax} = u_2 \cdot \varphi = 459,449 \cdot 0,25 = 114,862 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (63)$$

Statická teplota na vstupu do oběžného kola na středním průměru

$$T_1 = T_{1c} - \frac{c_{1s}^2}{2 \cdot c_{p,v}} = 288,15 - \frac{114,862^2}{2 \cdot 1\,004,85} = 281,585 \text{ K} \quad (64)$$

Statický tlak na vstupu do oběžného kola na středním průměru

$$p_1 = p_{1c} \cdot \left(\frac{T_1}{T_{1c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 98\,285,25 \cdot \left(\frac{281,585}{288,15} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 106\,541,618 \text{ Pa} \quad (65)$$

Hustota vzduchu na vstupu do oběžného kola na středním průměru

$$\rho_1 = \frac{p_1}{r \cdot T_1} = \frac{106\,541,618}{287,1 \cdot 281,585} = 1,318 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (66)$$

Výpočet vnějšího průměru na vstupu do oběžného kola

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4 \cdot Q_v}{\pi \cdot c_{1ax} \cdot \rho_1 \cdot (1 - v^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,382}{\pi \cdot 114,862 \cdot 1,318 \cdot (1 - 0,4^2)}} = 0,0618 \text{ m} \quad (67)$$

Výpočet vnitřního průměru na vstupu do oběžného kola

$$D_{1i} = D_{1e} \cdot v = 0,0618 \cdot 0,4 = 0,0247 \text{ m} = 24,736 \text{ mm} \quad (68)$$

Výpočet středního průměru na vstupu do oběžného kola

$$D_{1s} = \frac{D_{1i} + D_{1e}}{2} = \frac{0,0247 + 0,0618}{2} = 0,0433 \text{ m} = 43,288 \text{ mm} \quad (69)$$

Vnější průměr oběžného kola na výstupu v závislosti na potřebných otáčkách

$$n = \frac{60 \cdot u_2}{\pi \cdot D_2} \Rightarrow D_2 = \frac{60 \cdot u_2}{\pi \cdot n} = \frac{60 \cdot 459,449}{\pi \cdot 60\,000} = 0,146 \text{ m} = 146,247 \text{ mm}$$

Vstupní obvodové rychlosti oběžného kola

$$u_{1i} = \frac{n \cdot \pi \cdot D_{1i}}{60} = \frac{60\,000 \cdot \pi \cdot 0,0247}{60} = 77,711 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (70)$$

$$u_{1s} = \frac{n \cdot \pi \cdot D_{1s}}{60} = \frac{60\,000 \cdot \pi \cdot 0,0433}{60} = 135,994 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (71)$$

$$u_{1e} = \frac{n \cdot \pi \cdot D_{1e}}{60} = \frac{60\,000 \cdot \pi \cdot 0,0618}{60} = 194,277 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (72)$$

Vstupní relativní rychlosti oběžného kola

$$w_{1i} = \sqrt{c_{1ax}^2 + u_{1i}^2} = \sqrt{114,862^2 + 77,711^2} = 138,681 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (73)$$

$$w_{1s} = \sqrt{c_{1ax}^2 + u_{1s}^2} = \sqrt{114,862^2 + 135,994^2} = 178,010 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (74)$$

$$w_{1e} = \sqrt{c_{1ax}^2 + u_{1e}^2} = \sqrt{114,862^2 + 194,277^2} = 225,692 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (75)$$

Statická teplota na vstupu do oběžného kola

$$T_{1i} = T_{0c} - \frac{c_{1i}^2}{2 \cdot c_{p,v}} = T_{0c} - \frac{w_{1i}^2 - u_{1i}^2}{2 \cdot c_{p,v}} = 288,15 - \frac{138,681^2 - 77,711^2}{2 \cdot 1\,004,85} = 281,585 \text{ K} \quad (76)$$

$$T_{1i} = T_{1s} = T_{1e} = T_1 \quad (77)$$

Machovo číslo relativního proudu vzduchu na vstupu

$$M_{a1,i,vstupu} = \frac{\omega_{1i}}{\sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1i}}} = \frac{138,681}{\sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 281,585}} = 0,412 \quad (78)$$

$$M_{a1,s,vstupu} = \frac{\omega_{1s}}{\sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1s}}} = \frac{178,010}{\sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 281,585}} = 0,529 \quad (79)$$

$$M_{a1,e,vstupu} = \frac{\omega_{1e}}{\sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{1e}}} = \frac{225,692}{\sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 281,585}} = 0,671 \quad (80)$$

Vstupní úhel α_1 odstředivého kompresoru

$$\tan \alpha_{1i} = \frac{c_{1ax}}{u_{1i}} = \frac{114,862}{77,711} = 1,478 \Rightarrow \alpha_{1i} = 55,919^\circ \quad (81)$$

$$\tan \alpha_{1s} = \frac{c_{1ax}}{u_{1s}} = \frac{114,862}{135,994} = 0,845 \Rightarrow \alpha_{1s} = 40,185^\circ \quad (82)$$

$$\tan \alpha_{1e} = \frac{c_{1ax}}{u_{1e}} = \frac{114,862}{194,277} = 0,591 \Rightarrow \alpha_{1e} = 30,593^\circ \quad (83)$$

Počet lopatek oběžného kola odstředivého kompresoru

Mohou se přibližně zvolit dle rozboru Eckerta:

$$z_K = \frac{2 \cdot \pi \cdot \sin\left(\frac{\alpha_{1s} + \alpha_2}{2}\right)}{k \cdot \ln\left(\frac{D_2}{D_{1e}}\right)} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \sin\left(\frac{40,185^\circ + 90^\circ}{2}\right)}{0,35 \cdot \ln\left(\frac{0,146}{0,0618}\right)} = 22,069 \Rightarrow z_K = 22 \quad (84)$$

Kontrola součinitele skluzu

$$\mu_{vypočeno} = \frac{1}{1 + \frac{2 \cdot \pi}{3 \cdot z_K} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{D_{1s}}{D_2}\right)^2}} = \frac{1}{1 + \frac{2 \cdot \pi}{3 \cdot 22} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{0,0433}{0,149}\right)^2}} = 0,881 \quad (85)$$

$$\mu_{vypočeno} \cong \mu_{voleno} \quad (86)$$

Mezi zvolenou a vypočtenou hodnotou součinitele skluzu je odchylka menší než 2 %, výpočet může pokračovat.

Teplota vzduchu za oběžným kolem

$$\begin{aligned} T_{2c} &= T_{1c} + \frac{W_{ad,c}}{c_{p,v} \cdot \eta_K} = T_{1c} + \frac{1}{c_{p,v}} \cdot [u_2^2 \cdot (\mu + \alpha) - u_{1s} \cdot c_{1us}] = \dots \\ &= 288,15 + \frac{1}{1\,004,85} \cdot [459,449^2 \cdot (0,881 + 0,04) - 135,994 \cdot 0] = 479,318 \text{ K} \end{aligned} \quad (87)$$

Absolutní rychlost na výstupu z oběžného kola

$$\begin{aligned} c_2 &= \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2r}^2} = \sqrt{(\mu \cdot u_2)^2 + c_{2r}^2} = \dots \\ &= \sqrt{(0,881 \cdot 459,449)^2 + 114,862^2} = 415,896 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \end{aligned} \quad (88)$$

Statická teplota vzduchu za oběžným kolem

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2 \cdot c_{p,v}} = 479,318 - \frac{415,896^2}{2 \cdot 1\,004,85} = 393,250 \text{ K} \quad (89)$$

Machovo číslo na výstupu z oběžného kola

$$M_{a2} = \frac{c_2}{\sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_2}} = \frac{415,896}{\sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 393,250}} = 1,046 \quad (90)$$

Ztráty na oběžném kole odstředivého kompresoru

Předpoklady:

1. Součinitel ztrát při průtoku vzduchu záběrníkem $\xi_1 = 0,1 \div 0,3$
2. Součinitel ztrát třením a vířením utrženého proudu vzduchu $\xi_2 = 0,1 \div 0,2$

$$W_{ztr1} = \xi_1 \cdot \frac{w_{1s}^2}{2} = 0,2 \cdot \frac{178,010^2}{2} = 3\,168,772 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (91)$$

$$W_{ztr2} = \xi_2 \cdot \frac{c_{1ax}^2}{2} = 0,15 \cdot \frac{114,862^2}{2} = 989,500 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (92)$$

$$W_{ztr3} = \alpha \cdot u_2^2 = 0,04 \cdot 459,449^2 = 8\,443,733 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (93)$$

$$\begin{aligned} \sum W_{ztr} &= W_{ztr1} + W_{ztr2} + W_{ztr3} = \dots \\ &= 3\,168,772 + 989,500 + 8\,443,733 = 12\,602,004 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \end{aligned} \quad (94)$$

Polytropický exponent stlačení

Vychází z prvního termodynamického zákona.

$$\frac{n_1}{n_1 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{\sum W_{ztr}}{r \cdot (T_2 - T_1)} = \frac{1,4}{1,4 - 1} - \frac{12\,602,004}{287,1 \cdot (393,250 - 281,585)} = 3,107 \quad (95)$$

$$n_1 = 3,009 \cdot (n_1 - 1) \Rightarrow n_1 = -\frac{3,107}{1 - 3,107} = 1,475 \quad (96)$$

Statický tlak na výstupu z oběžného kola

Je určen ze vztahu pro polytropickou změnu.

$$p_2 = p_1 \cdot \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{n_1}{n_1-1}} = 110\,418,924 \cdot \left(\frac{393,250}{281,585}\right)^{\frac{1,475}{1,475-1}} = 300\,749,986 \text{ Pa} \quad (97)$$

Celkový tlak na výstupu z oběžného kola

$$p_{2c} = p_2 \cdot \left(\frac{T_{2c}}{T_2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 300\,749,986 \cdot \left(\frac{479,318}{393,250}\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 601\,237,958 \text{ Pa} \quad (98)$$

Hustota vzduchu na výstupu

Dosažením do stavové rovnice získáme:

$$\rho_2 = \frac{p_2}{r \cdot T_2} = \frac{300\,749,986}{287,1 \cdot 393,250} = 2,664 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (99)$$

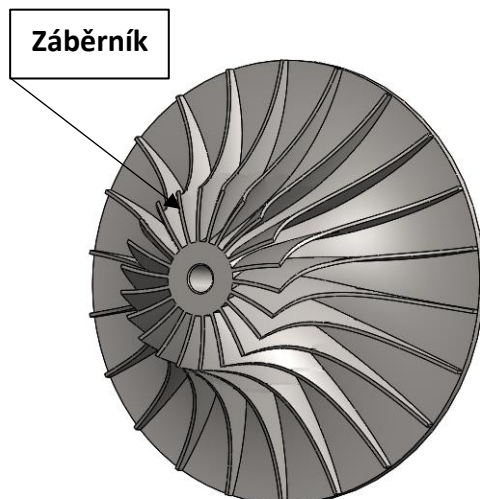
Šířka oběžného kola na výstupu

V případě, že průměr $D_2 < 0,2 \text{ m}$ volíme tloušťku lopatky $t = 1,2 \div 1,5 \text{ mm}$.

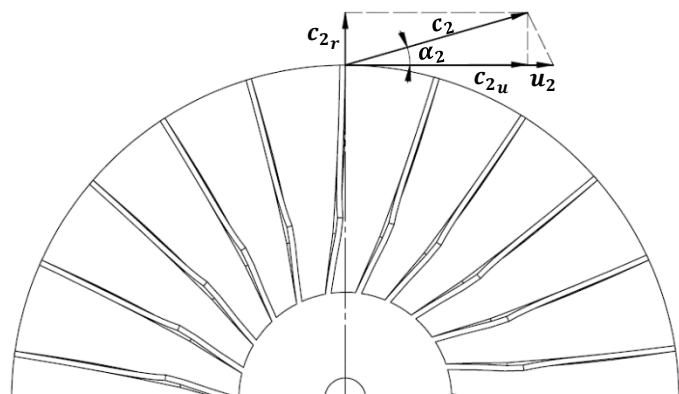
$$\tau_1 = 1 - \frac{z_K \cdot t}{\pi \cdot D_2} = 1 - \frac{22 \cdot 1,2}{\pi \cdot 0,149} = 0,943 \quad (100)$$

Upravením rovnice kontinuity s použitím parametrů proudu vzduchu na výstupu stanovíme:

$$b_2 = \frac{Q_v}{\pi \cdot c_{2r} \cdot \rho_2 \cdot D_2 \cdot \tau_1} = \frac{0,382}{\pi \cdot 114,862 \cdot 2,664 \cdot 0,149 \cdot 0,943} = 0,00388 \text{ m} \quad (101)$$



Obrázek 37 Model odstředivého kola kompresoru



Obrázek 38 Rozložení rychlostí na výstupu z kola - řez

5.2.2 Bezlopatkový difuzor

Předpoklady:

1. Nedochází ke sdílení tepla do atmosféry
2. Celkové teploty jsou konstantní $T_{2c} = T_{3c} = T_{4c} = konst.$
3. Šířka kanálu je konstantní $b_2' = b_3 = b_4$

Vstupní rychlost

Šířka BLD je vzhledem k šířce oběžného kola zvětšena o $0,6 \div 0,8 \text{ mm}$.

$$b_2' = b_2 + 0,6 = 3,882 + 0,6 = 4,482 \text{ mm} \quad (102)$$

Radiální složku rychlosti do difuzoru lze určit z rovnice spojitosti za předpokladu neměnné hustoty vzduchu.

$$c_{2r}' = c_{2r} \cdot \tau_1 \cdot \frac{b_2}{b_2'} = 114,862 \cdot 0,943 \cdot \frac{3,882}{4,482} = 89,609 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (103)$$

$$c_{2u}' = c_{2u} = \mu \cdot u_2 = 0,881 \cdot 459,449 = 404,720 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (104)$$

Střední úhel na vstupu do BLD

Z předpokladu, že nedochází ke změně hybnosti proudu (104) lze určit střední úhel jako

$$\tan \alpha_2' = \frac{c_{2r}'}{c_{2u}'} = \frac{89,609}{404,720} = 0,221 \Rightarrow \alpha_2' = 12,484^\circ \quad (105)$$

Délka BLD

$$\frac{D_3}{D_2} = 1,05 \div 1,15 \Rightarrow D_3 = D_2 \cdot 1,05 = 0,149 \cdot 1,05 = 0,154 \text{ m} = 153,559 \text{ mm} \quad (106)$$

Střední úhel na výstupu

$$\begin{aligned} \tan \alpha_3 &= \tan \alpha_2' + \frac{\xi_{třecí}}{b_2} \cdot (r_3 - r_2) = \dots \\ &= \tan 12,484^\circ + \frac{0,01}{4,482 \cdot 10^{-3}} \cdot \left(\frac{0,154}{2} - \frac{0,149}{2} \right) = 0,232 \Rightarrow \alpha_3 = 13,057^\circ \end{aligned} \quad (107)$$

Statická teplota vzduchu na výstupu

Předpoklad:

1. Machovo číslo na výstupu z difuzoru musí splňovat $M_3 \leq 0,9$.

$$T_3 = \frac{T_{2c}}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_3^2} = \frac{479,318}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0,9^2} = 412,494 \text{ K} \quad (108)$$

Absolutní rychlost na výstupu

$$\frac{\rho_3}{\rho_2} = 1,1 \Rightarrow \rho_3 = 1,1 \cdot \rho_2 = 1,1 \cdot 2,664 = 2,930 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (109)$$

$$c_{3r} = c_{2r}' \cdot \frac{D_2}{D_3} \cdot \frac{\rho_2}{\rho_3} = 89,609 \cdot \frac{0,149}{0,154} \cdot \frac{2,664}{2,930} = 77,584 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (110)$$

$$c_3 = M_3 \cdot \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_3} = 0,9 \cdot \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 412,494} = 366,464 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (111)$$

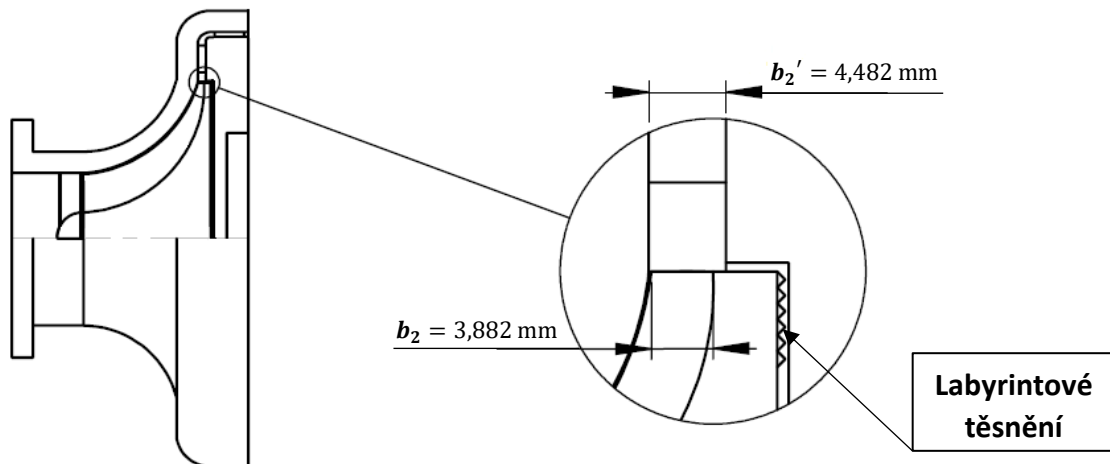
Ztráty v bezlopatkovém difuzoru

$$\alpha_{ztr.} = \frac{\alpha_2' + \alpha_3}{2} = \frac{12,484^\circ + 13,057^\circ}{2} = 12,771^\circ \quad (112)$$

$$\begin{aligned} W_{ztr.dif.} &= \frac{\xi_{ztr.}}{4 \cdot b_3} \cdot \frac{(c_2 + c_3)^2}{\sin \alpha_{ztr.}} \cdot (r_3 - r_2) = \dots \\ &= \frac{0,01}{4 \cdot 4,482 \cdot 10^{-3}} \cdot \frac{(415,896 + 366,464)^2}{\sin 12,771^\circ} \cdot \left(\frac{0,154}{2} - \frac{0,149}{2} \right) = 7\,924,758 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \end{aligned} \quad (113)$$

Machovo číslo na výstupu

$$M_3 = \frac{c_3}{\sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_3}} = \frac{366,464}{\sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 412,494}} = 0,9 \quad (114)$$



Obrázek 39 Detail bezlopatkového difuzoru

5.2.3 Lopatkový difuzor

Předpoklady:

1. Změna úhlu proudu vstupujícího do lopatkového difuzoru musí splňovat $\alpha_4 > \alpha_3$
2. Úhel střední křivky lopatky od obvodového směru na průměru D3 je dán $\alpha_{3k} = \alpha_3 + i$
3. Uvažována konstantní šířka lopatkového difuzoru $b_3 = b_4$

Výstupní úhel proudu vzduchu

$$\alpha_{\text{lopat.}} = 12^\circ \quad (115)$$

$$\alpha_4 = \alpha_3 + \alpha_{\text{lopat.}} = 13,057^\circ + 12^\circ = 25,057^\circ \quad (116)$$

Výstupní úhel lopatky

$$\alpha_{4k} = \alpha_4 + 2^\circ \div 4^\circ = 25,057^\circ + 2^\circ = 27,057^\circ \quad (117)$$

Vnější průměr

$$\frac{D_4}{D_3} = 1,2 \Rightarrow D_4 = 1,2 \cdot D_3 = 1,2 \cdot 0,154 = 0,184 \text{ m} = 184,271 \text{ mm} \quad (118)$$

$$\frac{A_4}{A_3} = \frac{D_4 \cdot \sin \alpha_{4k}}{D_3 \cdot \sin \alpha_3} = \frac{0,184 \cdot \sin 27,057^\circ}{0,154 \cdot \sin 13,057^\circ} = 2,416 \quad (119)$$

Poměr jednotlivých průřezů by měl být v rozmezí hodnot $2,2 \div 2,5$.

Délka střední křivky lopatky

$$l = \frac{r_4^2 - r_3^2}{\sqrt{r_4^2 + r_3^2 - 2 \cdot r_3 \cdot r_4 \cdot \cos(\alpha_3 + \alpha_{4k})}} = \dots \quad (120)$$
$$\frac{\left(\frac{0,184}{2}\right)^2 - \left(\frac{0,154}{2}\right)^2}{\sqrt{\left(\frac{0,184}{2}\right)^2 + \left(\frac{0,154}{2}\right)^2 - 2 \cdot \frac{0,154}{2} \cdot \frac{0,184}{2} \cdot \cos(13,057^\circ + 27,057^\circ)}} = 0,0357 \text{ m}$$

Volba počtu lopatek difuzoru

$$z_{LD} = 24 \quad (121)$$

Rozevření kanálu lopatkového difuzoru

$$d_3 = \sqrt{\frac{4 \cdot D_3 \cdot b_3 \cdot \sin \alpha_3}{z_{LD}}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,154 \cdot 4,482 \cdot 10^{-3} \cdot \sin 13,057^\circ}{24}} = 0,00449 \text{ m} \quad (122)$$

$$d_4 = \sqrt{\frac{4 \cdot D_4 \cdot b_4 \cdot \sin \alpha_{4k}}{z_{LD}}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,184 \cdot 4,482 \cdot 10^{-3} \cdot \sin 27,057^\circ}{24}} = 0,00698 \text{ m} \quad (123)$$

$$\tan\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{d_4 - d_3}{2 \cdot l} = \frac{6,975 - 4,487}{2 \cdot 35,74} = 0,0348 \Rightarrow \theta = 3,987^\circ \quad (124)$$

Výstupní rychlost z lopatkového difuzoru

$$\frac{c_4}{c_3} = 0,35 \Rightarrow c_4 = 0,35 \cdot c_3 = 0,35 \cdot 366,464 = 128,262 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (125)$$

Statická teplota vzduchu na výstupu

$$T_4 = T_{2c} - \frac{c_4^2}{2 \cdot c_{p,v}} = 479,318 - \frac{128,262^2}{2 \cdot 1004,85} = 469,154 \text{ K} \quad (126)$$

Třecí ztráty v LD

$$W_{ztrLD} = \xi_{LD} \cdot \frac{c_3^2 + c_4^2}{2} = 0,16 \cdot \frac{366,464^2 + 128,262^2}{2} = 12\,377,810 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (127)$$

Polytropický exponent stlačení LD

$$\frac{n_3}{n_3 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} - \frac{W_{ztrLD}}{r \cdot (T_4 - T_3)} = \frac{1,4}{1,4 - 1} - \frac{12\,377,810}{287,1 \cdot (469,154 - 412,494)} = 2,739 \quad (128)$$

$$n_3 = 2,739 \cdot (n_3 - 1) \Rightarrow n_3 = -\frac{2,739}{1 - 2,739} = 1,575 \quad (129)$$

Statický tlak na výstupu z oběžného kola

$$p_4 = p_3 \cdot \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{n_3}{n_3 - 1}} = 331\,943,060 \cdot \left(\frac{469,154}{412,494}\right)^{\frac{1,575}{1,575 - 1}} = 472\,250,986 \text{ Pa} \quad (130)$$

Hustota vzduchu na výstupu

$$\rho_4 = \frac{p_4}{r \cdot T_4} = \frac{472\,250,986}{287,1 \cdot 469,154} = 3,665 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (131)$$

Machovo číslo na výstupu

$$M_4 = \frac{c_4}{\sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_4}} = \frac{128,262}{\sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 469,154}} = 0,329 \quad (132)$$

5.2.4 Výstupní soustava kompresoru

Výstupní soustava je počítána pro prstencový výstup, jelikož je za odstředivým kompresorem uvažována prstencová spalovací komora.

Předpoklady:

1. Rovnost momentů hybnosti proudu vzhledem k ose otáčení při přechodu z průměrů
2. Prstencový výstup z kompresoru do SK
3. Výstupní rychlost se volí v rozsahu $c_5 = 90 \div 120 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$
4. Polytropický exponent se z důvodu ztrát volí v rozsahu $n = 1,8 \div 1,9$

Výstupní rychlost vzduchu z lopatkového difuzoru má radiální i obvodovou složku, díky tomu zůstává po ohnutí proudu ve výstupní soustavě stále ještě určitá složka rychlosti v obvodovém směru. Z tohoto důvodu je nutné do koncové části výstupní soustavy umístit usměrňovací lopatky, které zajistí výstup stlačeného vzduchu v osovém směru, který vyžaduje spalovací komora.

Střední průměr na výstupu

$$D_5 \cong D_4 + 2 \cdot b_4 = 0,184 + 2 \cdot 4,482 \cdot 10^{-3} = 0,191 \text{ m} = 191,236 \text{ mm} \quad (133)$$

Obvodová složka absolutní rychlosti

$$c_{5u} = c_{4u} \cdot \frac{D_4}{D_5} = c_4 \cdot \sin \alpha_{4k} \cdot \frac{D_4}{D_5} = 142,921 \cdot \sin 27,057^\circ \cdot \frac{0,184}{0,191} = 62,643 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (134)$$

Výstupní rychlost

$$c_5 = 90 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (135)$$

Statická teplota na výstupu

$$T_5 = T_{2c} - \frac{c_5^2}{2 \cdot c_{p,v}} = 479,318 - \frac{90^2}{2 \cdot 1\,004,85} = 475,287 \text{ K} \quad (136)$$

Polytropický exponent stlačení ve výstupním ústrojí

$$n_4 = 1,8 \quad (137)$$

Statický tlak na výstupu z oběžného kola

$$p_5 = p_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{n_4}{n_4-1}} = 472\,250,986 \cdot \left(\frac{475,287}{469,154} \right)^{\frac{1,8}{1,8-1}} = 486\,256,042 \text{ Pa} \quad (138)$$

Hustota vzduchu na výstupu

$$\rho_5 = \rho_4 \cdot \left(\frac{T_5}{T_4}\right)^{\frac{1}{n_4-1}} = 3,665 \cdot \left(\frac{475,287}{469,154}\right)^{\frac{1}{1,8-1}} = 3,725 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (139)$$

Průtoková plocha na výstupu

$$c_{5a} = \sqrt{c_5^2 - c_{5u}^2} = \sqrt{90^2 - 62,643^2} = 64,621 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (140)$$

$$A_5 = \frac{Q_v}{\rho_5 \cdot c_{5a}} = \frac{0,382}{3,725 \cdot 64,621} = 0,00159 \text{ m}^2 \quad (141)$$

Rozměry výstupní soustavy

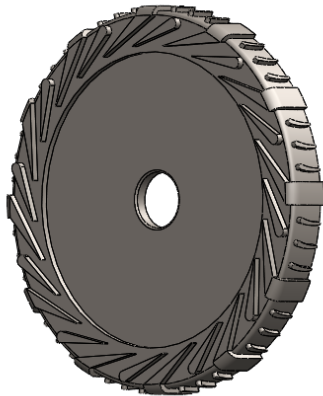
$$D_{5i} = D_5 - \frac{A_5}{\pi \cdot D_5} = 0,191 - \frac{0,00159}{\pi \cdot 0,191} = 0,188 \text{ m} = 188,454 \text{ mm} \quad (142)$$

$$D_{5e} = 2 \cdot D_5 - D_{5i} = 2 \cdot 0,191 - 0,188 = 0,194 \text{ m} = 193,877 \text{ mm} \quad (143)$$

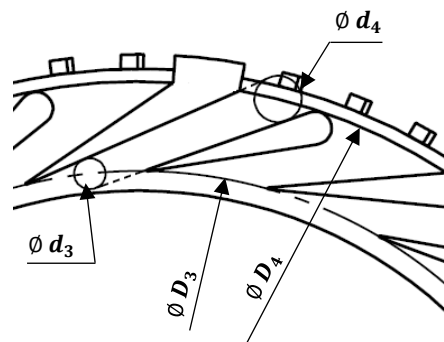
Celkový tlak na výstupu

Je vypočten z výrazu pro adiabatickou změnu.

$$p_{5c} = p_5 \cdot \left(\frac{T_{2c}}{T_5}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 486\,256,042 \cdot \left(\frac{479,318}{475,287}\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 500\,841,809 \text{ Pa} \quad (144)$$



Obrázek 40 Model lopatkového difuzoru a výstupní soustavy



Obrázek 41 Detail lopatkového difuzoru

5.2.5 Celková účinnost a stlačení odstředivého kompresoru

p_{1c}	98 285,25 Pa		T_1	281,585 K
p_{2c}	601 237,958 Pa		T_2	393,250 K
p_{3c}	561 416,330 Pa		T_3	412,494 K
p_{4c}	509 039,827 Pa		T_4	469,154 K
p_{5c}	500 841,809 Pa		T_5	475,287 K

Tabulka 21 Souhrn vypočtených parametrů odstředivého kompresoru

Stlačení odstředivého kompresoru

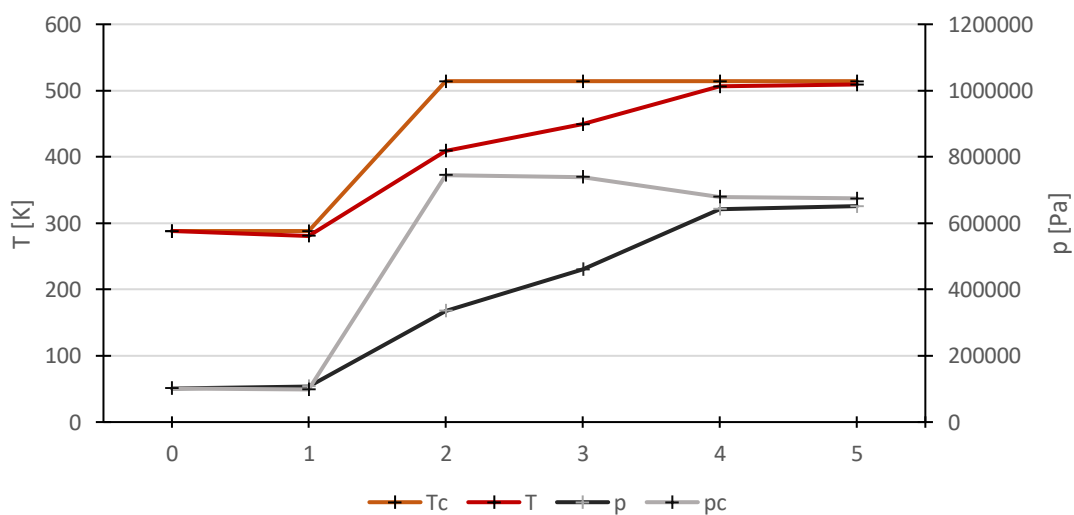
$$\pi_{Kc} = \frac{p_{5c}}{p_{1c}} = \frac{500\,841,809}{99\,298,5} = 5,096 \quad (145)$$

Celková účinnost odstředivého kompresoru

$$\eta_{Kc} = \frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{2c}}{T_{1c}} - 1} = \frac{5,096^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{\frac{479,318}{288,15} - 1} = 0,889 \quad (146)$$

Mezi vypočtenou hodnotou a odhadnutou je rozdíl v případě komprese a účinnosti cca 1 %.

Stav vzduchu při průchodu odstředivým kompresorem



Obrázek 42 Průběh teplot a tlaků v odstředivém kompresoru

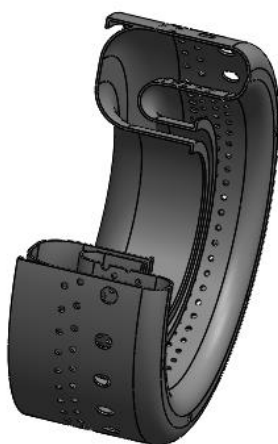
5.3 Návrh spalovací komory

Mezi základní parametry spalovacích komor patří tepelné zatížení objemu spalovací komory a stupeň nerovnoměrnosti teplotního pole. Dokonalost spalování je spojena s hospodárností motoru. Nevýhodou prstencové spalovací komory je složitost jejího návrhu, tj. náročností experimentu.

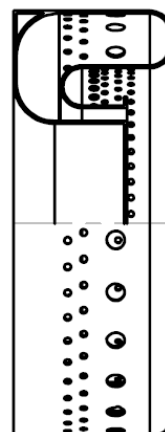
Požadavky na SK:

1. Stabilita hoření zaručující spolehlivou práci celého motoru
2. Vysoká účinnost spalování
3. Minimální rozměry, hmotnost a přiměřenou živostnost

Z těchto a konstrukčních požadavků je zvolena prstencová protiproudá spalovací komora. Proud vzduchu se před i za komorou obrací a ve vlastní komoře proudí v protisměru, díky čemuž je využit celý prostor okolo rotoru.



Obrázek 43 Model plamence SK



Obrázek 44 Výkres plamence SK

Spalovací komora je tvořena vnitřní a vnější stranou plamence a bývá řešena jako nosná část motoru. Jedná se o svařenec ze žáruvzdorného plechu o tloušťce $t_{SK} = 1,2 \div 1,4 \text{ mm}$ perforovaného a vyztuženého.

Vstupní parametry:

Teplota SK	t_3	950	$^{\circ}\text{C}$
Teoretické množství vzduchu	l_0	14,9	$\text{kg}_{\text{pal.}}/\text{kg}_{\text{vz.}}$
Výhřevnost paliva (LHV)	H_u	$42,9 \cdot 10^6$	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$
Účinnost hoření	η_{SK}	0,98	[1]

Tabulka 22 Vstupní parametry pro výpočet SK

Palivo je do komory přiváděno několika tryskami zahnutými do společného plamence zaručující rozprášení paliva.

5.3.1 Parametry spalovací komory

U spalovací komory jsou v práci řešeny pouze základní parametry nutné pro další výpočty či tvorbu samotného modelu.

Hodnoty pro SK získané z předchozích výpočtů:

Hmotnostní tok vzduchu	$Q_{vz.}$	0,382	$kg \cdot s^{-1}$
Hmotnostní tok paliva	$Q_{pal.}$	0,00861	$kg \cdot s^{-1}$
Poměrná spotřeba paliva v SK	$q_{pal.}$	0,0235	[1]

Tabulka 23 Parametry paliva a vzduchu

Hmotnostní tok plynů (spalin)

$$Q_{pl.} = Q_{vz.} + Q_{pal.} = 0,382 + 0,00861 = 0,391 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \quad (147)$$

Součinitel přebytku vzduchu ve spalovací komoře

$$\alpha_{SK} = \frac{1}{q_{pal.} \cdot l_0} = \frac{1}{0,0235 \cdot 14,9} = 2,856 \quad (148)$$

Energie uvolňovaná spalováním paliva

$$E_{spal.} = H_u \cdot Q_{pal.} = 42,9 \cdot 10^6 \cdot 0,00861 = 369\,369 \text{ W} \quad (149)$$

Redukované měrné zatížení

V případě turbínových motorů se volí hodnota $q_{SK,red}^V = 500 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{Pa}^{-1}$.

$$q_{SK}^V = q_{SK,red}^V \cdot p_{3c} = 500 \cdot 466\,854,938 = 233\,427\,469 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \quad (150)$$

Objem spalovací komory

$$V_{SK} = \frac{E_{sp}}{q_{SK}^V} = \frac{16\,773\,900}{233\,427\,469} = 0,00158 \text{ m}^3 = 1\,582\,371 \text{ mm}^3 \quad (151)$$

$$V_{SK,model} \cong 0,00161 \text{ m}^3 = 1\,610\,000 \text{ mm}^3 \quad (152)$$

$V_{SK,model}$... objem spalovací komory odečtený z 3D CAD modelu [m^3]

Tepelné zatížení spalovací komory

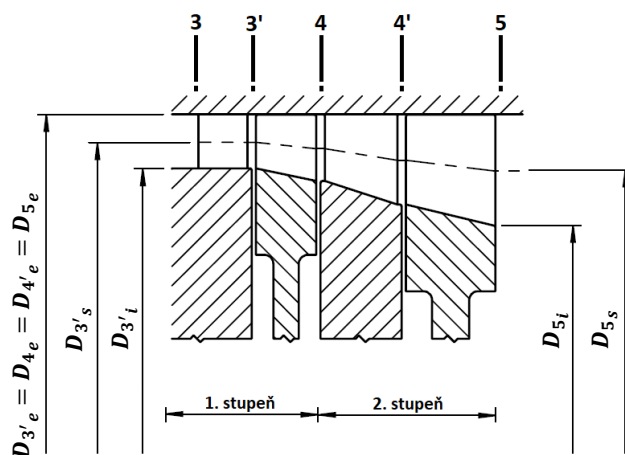
$$q_{zat.} = \frac{Q_{pal.} \cdot H_u \cdot \eta_{SP}}{V_{SK,model} \cdot p_{3c}} = \frac{0,00861 \cdot 42,9 \cdot 10^6 \cdot 0,95}{0,00161 \cdot 466\,854,938} = 466,85 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{Pa}^{-1} \quad (153)$$

5.4 Návrh turbíny

Cílem výpočtu osové plynové turbíny je stanovení středních parametrů proudu plynu ve stupni osové turbíny a výpočet hlavních rozměrů stupně plynové turbíny včetně návrhu profilové mříže plynové turbíny na středním průměru a kontroly ztrát ve statorové a rotorové mříži. Návrh rotorové lopatky je realizován formou výpočtu rychlostí a stupně reakce na vnitřním, středním a vnějším průměru.

Návrh turbíny vychází z parametrů, které byly určeny během návrhu tepelného oběhu motoru. Konkrétně z výpočtového hmotnostního průtoku plynů turbínou, z celkového tlaku a teploty plynů před turbínou a z měrné užitečné práce oběhu. Návrh turbíny rovněž vychází ze známé hodnoty otáček kompresoru a celkové adiabatické práce kompresoru.

U reakční turbíny (přetlakové) dochází k expanzi ve statoru i rotoru. Síla vyvozuující rotaci oběžného kola vzniká změnou směru proudění v lopatkovém kanále. Přeměňuje rozpínající se kinetickou energii plynů na mechanickou práci.



Obrázek 45 Schéma turbíny s vyznačenými řezy

Ve statoru se mění tepelná energie plynu na kinetickou a v rotoru se přemění kinetická energie na mechanickou práci.

V letectví se používají turbíny s proměnou reakcí po délce lopatky.

Vstupní parametry:

Celková teplota na vstupu	T_{3c}	1 223,15	K
Celkový tlak na vstupu	p_{3c}	466 854,938	Pa
Otáčky turbíny	n_T	60 000	$ot./min$
Hmotnostní průtok plynů	$Q_{pl.}$	0,391	$kg \cdot s^{-1}$
Efektivní práce oběhu	$W_{e,T}$	381 951,019	$J \cdot kg^{-1}$

Tabulka 24 Vstupní parametry pro návrh turbíny

5.4.1 První stupeň turbíny

Předpoklady:

1. Mechanická účinnost plynové turbíny se volí v rozsahu $\eta_m = 0,97 \div 0,98$
2. Koeficient zatížení bývá u plynových reakčních turbín leteckých motorů v širokém rozsahu $\mu = 1,2 \div 1,8$
3. Poměr obvodové rychlosti na středním průměru a absolutní rychlosti na vstupu do rotoru plynové turbíny se obvykle pohybuje v rozmezí $\frac{u_{3s}}{c_{3s}} = 0,55 \div 0,65$
4. Úhel výstupní absolutní rychlosti ze statoru je volený v rozsahu $\alpha_{3'} = 20^\circ \div 30^\circ$

Efektivní práce plynové turbíny

$$W_{e,st_1} = 192\,094,914 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (154)$$

Obvodová rychlost na středním průměru rotoru plynové turbíny

$$\mu = \frac{\cos \alpha_{3'}}{\frac{u}{c_{3'}}} = \frac{\cos 22^\circ}{0,55} = 1,686 \quad (155)$$

$$u_{3's} = \sqrt{\frac{W_{e,st}}{\mu}} = \sqrt{\frac{192\,094,914}{1,686}} = 337,564 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (156)$$

Střední průměr na vstupu do rotoru

$$D_{3's} = \frac{u_{3's} \cdot 60}{\pi \cdot n} = \frac{337,564 \cdot 60}{\pi \cdot 60\,000} = 0,107 \text{ m} = 107,450 \text{ mm} \quad (157)$$

$$n_K = n_T = n = 60\,000 \text{ ot./min} \quad (158)$$

Vstupní absolutní rychlost

$$c_{3's} = \frac{u_{3's}}{\frac{u_{3's}}{c_{3s}}} = \frac{337,564}{0,55} = 613,753 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (159)$$

Lavalovo číslo na výstupu ze statoru

$$\lambda_{3'} = \frac{c_{3's}}{\alpha_{3kr}} = \frac{c_{3's}}{\sqrt{2 \cdot \frac{\kappa'}{\kappa' - 1} \cdot r \cdot T_{3c}}} = \frac{613,753}{\sqrt{2 \cdot \frac{1,33}{1,33 - 1} \cdot 287,4 \cdot 1\,223,15}} = 0,969 \quad (160)$$

Ideální rychlost na výstupu ze statoru

$$c_{3',id} = \frac{c_{3's}}{\varphi} = \frac{613,753}{0,95} = 646,056 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (161)$$

Ideální Lavalovo číslo na výstupu

$$\lambda_{3',id} = \frac{\lambda_{3'}}{\varphi} = \frac{0,969}{0,95} = 1,020 \quad (162)$$

Statický tlak plynu na výstupu

$$\begin{aligned} p_{3'} &= p_{3c} \cdot \left(1 - \frac{\kappa' - 1}{\kappa' + 1} \cdot \lambda_{3,id}^2\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}} = \dots \\ &= 466\,854,938 \cdot \left(1 - \frac{1,33 - 1}{1,33 + 1} \cdot 1,020^2\right)^{\frac{1,33}{1,33 - 1}} = 245\,622,254 \text{ Pa} \end{aligned} \quad (163)$$

Celkový tlak plynu na výstupu

$$p_{3'c} = \frac{p_{3'}}{\left(1 - \frac{\kappa' - 1}{\kappa' + 1} \cdot \lambda_{3'}^2\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}}} = \frac{245\,622,254}{\left(1 - \frac{1,33 - 1}{1,33 + 1} \cdot 0,969^2\right)^{\frac{1,33}{1,33 - 1}}} = 436\,462,400 \text{ Pa} \quad (164)$$

Statická teplota plynu na výstupu

$$T_{3'} = T_{3c} - \frac{c_{3's}^2}{2 \cdot c_{p,pl}} = - \frac{613,753^2}{2 \cdot 1\,158} = 1\,060,502 \text{ K} \quad (165)$$

Hustota plynu na vstupu

$$\rho_{3'} = \frac{p_{3'}}{r \cdot T_{3'}} = \frac{436\,462,400}{287,4 \cdot 1\,060,502} = 0,806 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (166)$$

Průtočná plocha na výstupu (vstupu do rotoru)

$$A_{3'} = \frac{Q_{pl}}{\rho_{3'} \cdot c_{3's} \cdot \sin \alpha_{3'}} = \frac{0,391}{0,806 \cdot 613,753 \cdot \sin 22^\circ} = 0,00211 \text{ m}^2 \quad (167)$$

Délka lopatky statoru

$$l_{3'} = \frac{A_{3'}}{\pi \cdot D_{3's}} = \frac{0,00211}{\pi \cdot 0,107} = 0,00624 \text{ m} = 6,244 \text{ mm} \quad (168)$$

Vnitřní a vnější průměr na vstupu do rotoru

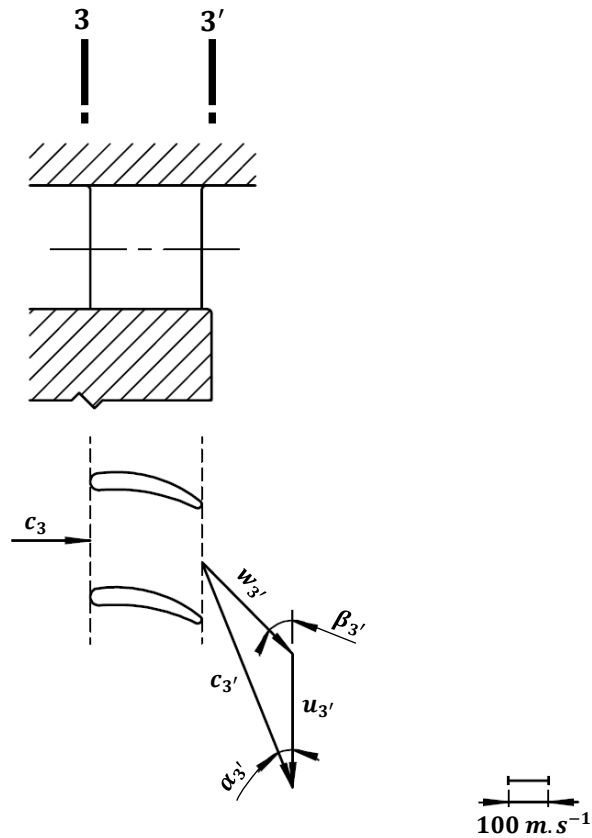
$$D_{3'i} = D_{3's} - l_{3'} = 0,107 - 0,00624 = 0,101 \text{ m} = 101,206 \text{ mm} \quad (169)$$

$$D_{3'e} = D_{3's} + l_{3'} = 0,107 + 0,00624 = 0,114 \text{ m} = 113,694 \text{ mm} \quad (170)$$

Relativní rychlost na vstupu do rotoru

$$w_{3's} = c_{3's} \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{u_{3's}}{c_{3's}}\right)^2 - 2 \cdot \frac{u_{3's}}{c_{3's}} \cdot \cos \alpha_{3'}} = \dots \quad (171)$$

$$= 613,753 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{337,564}{613,753}\right)^2 - 2 \cdot \frac{337,564}{613,753} \cdot \cos 22^\circ} = 326,271 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$



Obrázek 46 Schéma statoru prvního stupně turbíny

5.4.2 Lopatkování plynové turbíny dle zákona volného víru

Pro návrh lopatkování je zvoleno nejčastěji používané lopatkování turbíny s volným vírem, ze kterého vychází konstantní práce stupně na jednotlivých poloměrech po celé lopatce.

$$W_{st} = konst. \quad (172)$$

Předpoklady:

1. Součin osová složky absolutní rychlosti a poloměru je $c_u \cdot r = konst.$
2. Osová složka absolutní rychlosti je $c_a = konst.$
3. Úhel rozšíření kanálu musí z důvodů ztrát splňovat, že $\gamma \leq 15^\circ$
4. Součinitel ztráty relativní rychlosti v rotoru $\Psi = 0,88 \div 0,94$

Vstupní úhel

$$\alpha_{3'} = konst. \quad (173)$$

$$\tan \alpha_{3'i} = \frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \cdot \tan \alpha_{3'} = \frac{0,101}{0,107} \cdot \tan 22^\circ = 0,381 \Rightarrow \alpha_{3'i} = 20,834^\circ \quad (174)$$

Relativní reakce stupně

$$\bar{\rho} = \cos^2 \alpha_{3'i} \cdot \left[1 - \left(\frac{D_{3'i}}{D_{3's}} \right)^2 \right] = \cos^2 22^\circ \cdot \left[1 - \left(\frac{0,101}{0,107} \right)^2 \right] = 0,099 \quad (175)$$

Reakce stupně na středním průměru

$$\rho = \rho_i + \bar{\rho} \cdot (1 - \rho_i) = 0,1 + 0,099 \cdot (1 - 0,1) = 0,189 \quad (176)$$

Adiabatický spád na rotoru

$$h_{34} = \frac{c_{3's}^2}{2 \cdot \varphi^2} \cdot \frac{\rho}{1 - \rho} = \frac{613,753^2}{2 \cdot 0,95^2} \cdot \frac{0,189}{1 - 0,189} = 46\,562,268 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \quad (177)$$

Relativní rychlost na výstupu z rotoru

$$w_4 = \Psi \cdot \sqrt{w_{3'}^2 + 2 \cdot h_{02} \cdot \rho} = 0,9 \cdot \sqrt{326,271^2 + 2 \cdot 46\,562 \cdot 0,189} = 393,132 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (178)$$

Obvodová složka relativní rychlosti

$$\begin{aligned} w_{4u} &= \frac{W_{e,st1}}{u_{3's}} \cdot (c_{3's} \cdot \cos \alpha_{3'} - u_{3's}) = \dots \\ &= \frac{192\,094,914}{337,564} \cdot (613,753 \cdot \cos 22^\circ - 337,564) = 337,564 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \end{aligned} \quad (179)$$

Obvodová složka absolutní rychlosti

Princip výpočtu:

Délka rotorové lopatky l_4 je nejdříve odhadnuta a pak iterační metodou dopočtena.

$$u_{4s} = \frac{\pi \cdot (D_{4e} - l_4) \cdot n}{60} = \frac{\pi \cdot (0,114 - 0,008) \cdot 60\,000}{60} = 332,047 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (180)$$

$$c_{4u} = w_{4u} - u_{4s} = 337,564 - 332,047 = 5,517 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (181)$$

Osová složka absolutní rychlosti

$$c_{4a} = w_{4a} = \sqrt{w_4^2 - w_{4u}^2} = \sqrt{393,132^2 - 337,564^2} = 201,502 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (182)$$

Úhel absolutní rychlosti na výstupu

$$\tan \alpha_4 = \frac{c_{4a}}{c_{4u}} = \frac{201,502}{5,517} = 36,522 \Rightarrow \alpha_4 = 88,432^\circ \quad (183)$$

Absolutní rychlost na výstupu z rotoru

$$c_4 = \frac{c_{4a}}{\sin \alpha_4} = \frac{201,502}{\sin 88,432^\circ} = 201,577 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (184)$$

Celková teplota na výstupu

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{W_{e,st1}}{c_{p,pl}} = 1\,223,15 - \frac{192\,094,914}{1\,158} = 1\,057,265 \text{ K} \quad (185)$$

Statická teplota na výstupu

$$T_4 = T_{4c} - \frac{c_4^2}{2 \cdot c_{p,pl}} = 1\,057,265 - \frac{201,577^2}{2 \cdot 1\,158} = 1\,039,720 \text{ K} \quad (186)$$

Statický tlak na výstupu

$$p_4 = p_{3'} \cdot \left(1 - \frac{h_{02}}{c_{p,pl} \cdot T_{3'}}\right) = 245\,622 \cdot \left(1 - \frac{46\,562,268}{1\,158 \cdot 1\,060,502}\right) = 210\,190,132 \text{ Pa} \quad (187)$$

Hustota plynu na výstupu

$$\rho_4 = \frac{p_4}{r \cdot T_4} = \frac{210\,190,132}{287,4 \cdot 1\,039,720} = 0,703 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (188)$$

Plocha na výstupu

$$A_4 = \frac{Q_{pl}}{\rho_4 \cdot c_4 \cdot \sin \alpha_4} = \frac{0,391}{0,703 \cdot 201,577 \cdot \sin 76,601^\circ} = 0,003 \text{ m}^2 \quad (189)$$

Tvar kanálu rotoru

Pro kanál s konstantním vnějším průměrem ($D_e = konst.$) platí:

$$D_{3'e} = D_{4e} = 0,114 \text{ m} \quad (190)$$

Délka rotorové lopatky na konci kanálu

$$l_4 = \frac{A_4}{\pi \cdot D_{4e}} = \frac{0,003}{\pi \cdot 0,114} = 0,00771 \text{ m} = 7,714 \text{ mm} \quad (191)$$

$$D_{4s} = D_{4e} - l_4 = 0,114 - 0,00771 = 0,106 \text{ m} = 105,980 \text{ mm} \quad (192)$$

$$D_{4i} = D_{4e} - 2 \cdot l_4 = 0,114 - 2 \cdot 0,00771 = 0,098 \text{ m} = 98,266 \text{ mm} \quad (193)$$

Šířka rotorové lopatky

Předpoklad:

1. Pro lopatky v $l < 40 \text{ mm}$ platí, že:

$$\frac{h}{l} = 0,7 \div 0,9 \Rightarrow h = 0,7 \cdot l_4 = 0,9 \cdot 0,00771 = 0,007 \text{ m} = 6,942 \text{ mm} \quad (194)$$

Úhel rozšíření kanálu

$$\tan \gamma = \frac{l_4 - l_{3'}}{h} = \frac{0,00771 - 0,00624}{0,007} = 0,106 \Rightarrow \gamma = 6,044^\circ \quad (195)$$

Celkový tlak na výstupu

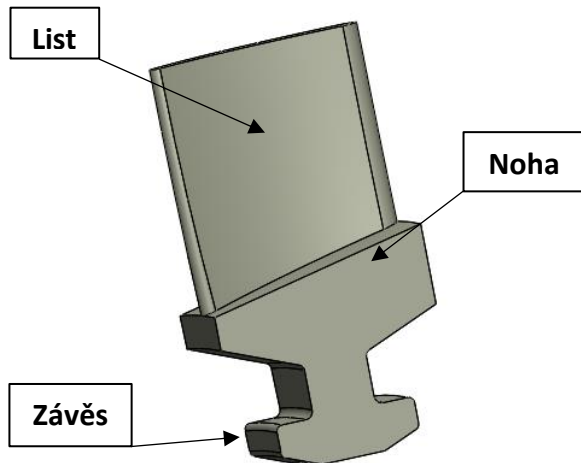
$$p_{4c} = p_4 \cdot \left(\frac{T_{4c}}{T_4}\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} = 223\,286,575 \cdot \left(\frac{1\,057,265}{1\,039,720}\right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 224\,854,588 \text{ Pa} \quad (196)$$

Celková účinnost prvního stupně plynové turbíny

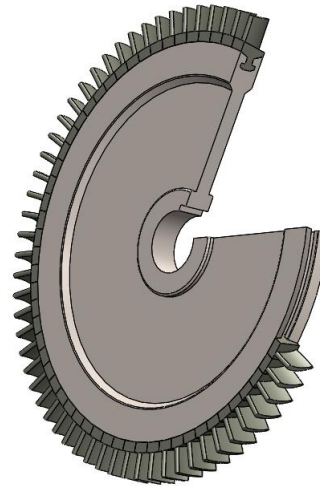
$$\eta_{St1c} = \frac{1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}}}{1 - \left(\frac{p_{4c}}{p_{3c}}\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} = \frac{1 - \frac{1\,057,265}{1\,223,15}}{1 - \left(\frac{224\,854,588}{466\,854,938}\right)^{\frac{1,33}{1,33-1}}} = 0,818 \quad (197)$$

5.4.3 Návrh statorové a rotorové mříže

Účelem statoru je nasměrovat proud spalin na rotorové lopatky v optimálním úhlu. V rotoru se průřez lopatkového kanálu zmenšuje, tedy teplota a tlak spalin klesá, a urychlený plyn proudící rotorem způsobuje reakci, čímž pohání oběžné kolo.



Obrázek 47 Model rotorové lopatky prvního stupně



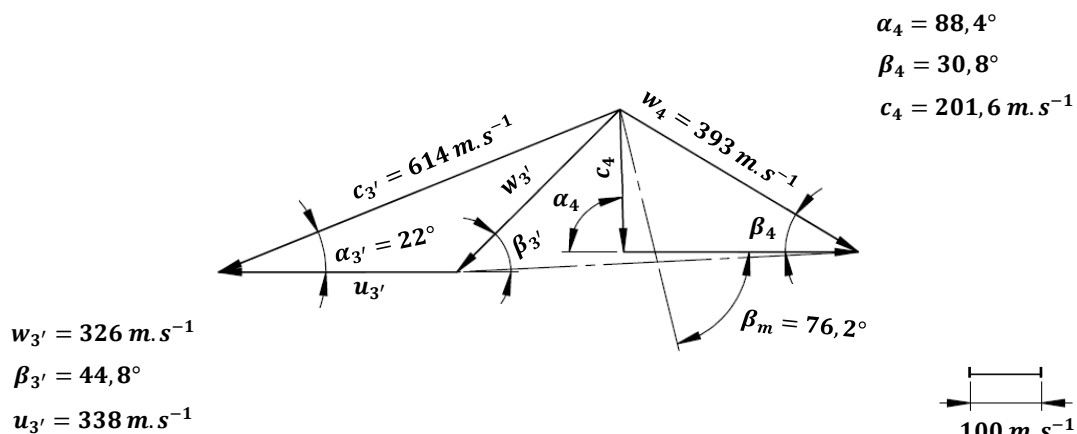
Obrázek 48 Model rotorového disku prvního stupně

Rotorové lopatky

Geometrie lopatek se mění od kořene ke konci, kde je zkroucení největší a díky tomu je práce plynů rovnoměrná po celé délce lopatky. Lopatky jsou uchyceny do rotorového kola pomocí zámku – rybinového závěsu.

Statorové lopatky

Mají obdobný tvar jako rotorové, jsou uchyceny do statorového věnce a přichyceny k plášti.



Obrázek 49 Rychlostní trojúhelník na středním průměru prvního stupně turbíny

Odečtené hodnoty z rychlostního trojúhelníku:

Úhel sklonu vstupní relativní rychlosti	$\beta_{3'}$	44,8	°
Úhel výstupní relativní rychlosti	β_4	30,84	°
Střední mezní úhel	β_m	76,2	°
Vstupní rychlost do statoru	c_3	201,5	$m \cdot s^{-1}$

Tabulka 25 Hodnoty rychlostního trojúhelníku

Těživa profilu

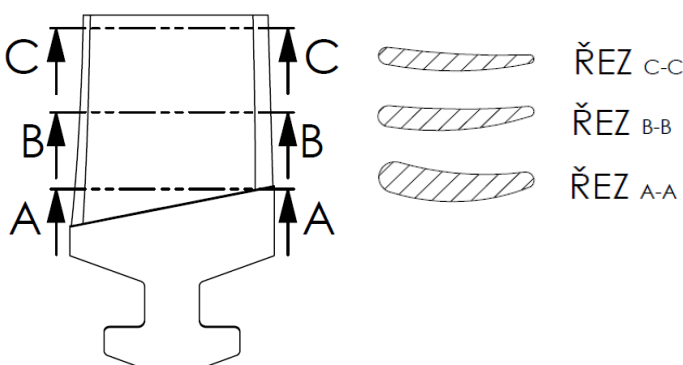
$$b \cong \frac{h}{\sin \beta_m} = \frac{0,007}{\sin 76,2^\circ} = 0,0107 \text{ m} \quad (198)$$

Předběžný rozestup lopatkové mříže

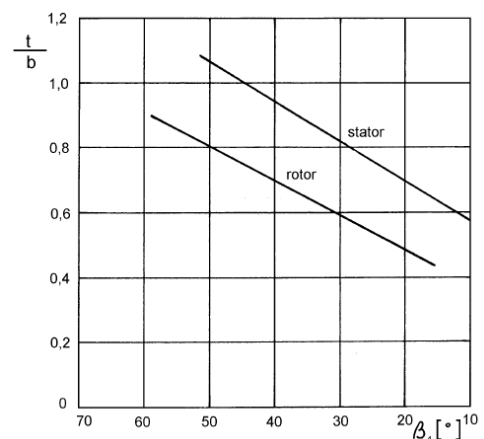
$$t = b \cdot \frac{t}{b} = 0,0107 \cdot 0,6125 = 0,00460 \text{ m} = 4,596 \text{ mm} \quad (199)$$

Stanovení počtu rotorových lopatek

$$z = \frac{\pi \cdot D_{4s}}{t} = \frac{\pi \cdot 0,106}{0,00460} = 72,438 \Rightarrow z = 72 \quad (200)$$



Obrázek 50 Rotorová lopatka - řez profilu



Obrázek 51 Závislost rozestupu na úhlu (9)

Shrnutí vypočtených parametrů lopatek prvního stupně turbíny:

Stator		
$l_{3'}$	6,244	mm
γ	0	[°]
h_s	5,619	mm
t	5,820	mm
z	58	[1]

Rotor		
l_4	7,714	mm
γ	6,044	[°]
h_R	6,942	mm
t	4,442	mm
z	72	[1]

Tabulka 26 Parametry lopatek prvního stupně turbíny

5.4.4 Ztráty v turbínové mříži

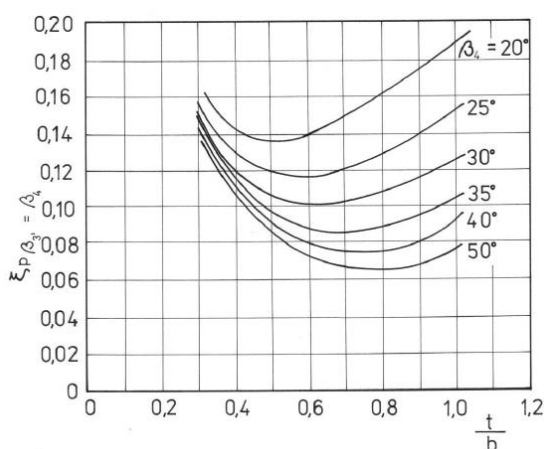
Mezi ztráty zahrnujeme profilové ztráty vznikající při obtékání turbínových mříží, indukované ztráty a poslední jsou ztráty radiální vůlí, které dominantně ovlivňují ztráty v rotorové lopatkové mříži vůlí mezi rotorovými lopatkami a skříňí turbíny.

Stator:

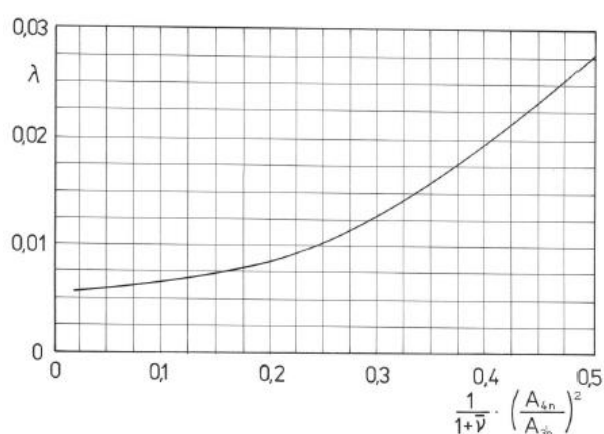
Profilové ztráty

Hodnota profilových ztrát byla odečtena z obrázku 50 pro $\alpha_{3'} = 22^\circ$ a poměr $\frac{t}{b} = 0,82$.

$$\xi_p = 0,152 \quad (201)$$



Obrázek 52 Závislost profilových ztrát na poměru t/b (9)



Obrázek 53 Závislost součinitele indukovaných ztrát (9)

Indukované ztráty

Stanovení součinitele indukovaných ztrát

$$\bar{v} = \frac{D_{3'i}}{D_{3'e}} = \frac{0,101}{0,114} = 0,886 \quad (202)$$

$$\begin{aligned} \lambda &= f \left[\frac{1}{1+\bar{v}} \cdot \left(\frac{A_{3'n}}{A_{3n}}\right)^2 \right] = f \left[\frac{1}{1+\bar{v}} \cdot \left(\frac{A_{3'} \cdot \sin \alpha_{3'}}{A_3 = A_{3'}}\right)^2 \right] = \dots \\ &= f \left[\frac{1}{1+0,886} \cdot \left(\frac{0,00211 \cdot \sin 22^\circ}{0,00211}\right)^2 \right] = f[0,0744] \Rightarrow \lambda = 0,00616 \end{aligned} \quad (203)$$

Teoretický součinitel vztlaku

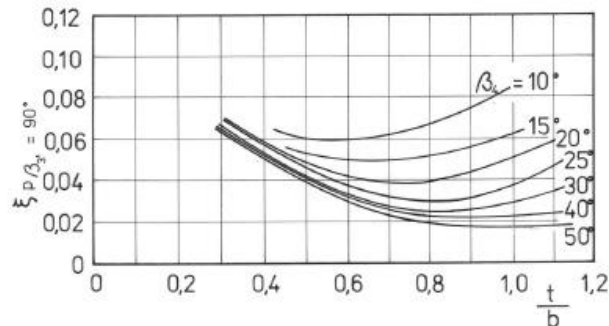
$$\begin{aligned} c_{y,t} &= 2 \cdot \frac{t}{b} \cdot \sin \alpha_m \cdot (\cot \alpha_3 + \cot \alpha_{3'}) = \dots \\ &= 2 \cdot 0,82 \cdot \sin 79,05^\circ \cdot (\cot 90^\circ + \cot 22^\circ) = 3,985 \end{aligned} \quad (204)$$

$$\xi_i = \lambda \cdot \left(\frac{c_{y,t}}{t} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \alpha_{3'}}{\sin^2 \alpha_m} = 0,00616 \cdot \left(\frac{3,985}{0,82} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 22^\circ}{\sin^3 79,05^\circ} = 0,0216 \quad (205)$$

Celkové ztráty

$$\xi_{1S} = \xi_p + \xi_i = 0,152 + 0,0216 = 0,1736 \quad (206)$$

Rotor:



Obrázek 54 Profilové ztráty pro $\beta_{3'} = 90^\circ$ k poměru $\frac{t}{b}$ (9)

Profilové ztráty

Hodnoty pro výpočet profilových ztrát profilu byly odečteny z obrázku 51 a 53 pro hodnotu pro $\beta_{3'} = 44,8^\circ$ a poměr $\frac{t}{b} = 0,612$.

$$\begin{aligned} \xi_p &= \left\{ (\xi_p)_{\beta_{3'}=90^\circ} + \left(\frac{90 - \beta_{3'}}{90 - \beta_4} \right)^2 \cdot \left[(\xi_p)_{\beta_{3'}=\beta_4} - (\xi_p)_{\beta_{3'}=90^\circ} \right] \right\} \cdot \left(\frac{c}{0,2} \right)^{\frac{90 - \beta_{3'}}{90 - \beta_4}} = \dots \\ &= \left\{ 0,030 + \left(\frac{90 - 44,8}{90 - 30,84} \right)^2 \cdot [0,077 - 0,030] \right\} \cdot \left(\frac{0,25}{0,2} \right)^{\frac{90 - 44,8}{90 - 30,84}} = 0,068 \end{aligned} \quad (207)$$

Indukované ztráty

Stanovení součinitele indukovaných ztrát

$$\bar{v} = \frac{\bar{D}_i}{D_e} = \frac{\frac{D_{3'i} + D_{4i}}{2}}{\frac{D_{3'e} + D_{4e}}{2}} = \frac{\frac{0,101 + 0,098}{2}}{\frac{0,114 + 0,114}{2}} = 0,873 \quad (208)$$

$$\lambda = f \left[\left(\frac{A_{4n}}{A_{3'n}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \bar{v}} \right] = f \left[\left(\frac{A_4 \cdot \sin \beta_4}{A_{3'} \cdot \sin \beta_{3'}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \bar{v}} \right] = \dots$$

$$= f \left[\frac{1}{1 + 0,873} \cdot \left(\frac{0,003 \cdot \sin 30,84^\circ}{0,00211 \cdot \sin 44,8^\circ} \right)^2 \right] = f[0,571] \Rightarrow \lambda = 0,031 \quad (209)$$

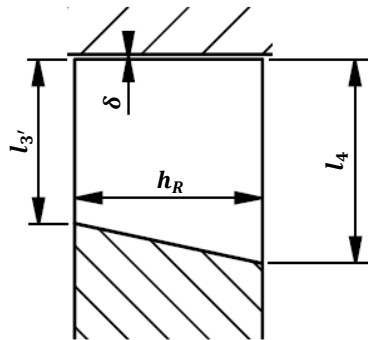
$$\xi_i = \lambda \cdot \left(\frac{c_{y,t}}{\frac{t}{b}} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_4}{\sin^3 \beta_m} = 0,031 \cdot \left(\frac{2,595}{0,612} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 30,84^\circ}{\sin^3 79,05^\circ} = 0,155 \quad (210)$$

Ztráty radiální vůlí

$$\frac{\delta}{D_s} > 0,002 \Rightarrow \delta > 0,002 \cdot D_s = 0,002 \cdot 0,106 = 2,12 \cdot 10^{-4} \text{ m} \Rightarrow \delta = 0,5 \text{ mm} \quad (211)$$

$$\xi_r = \frac{\delta}{l_3 + l_4} \cdot \left(\frac{2,595}{\frac{t}{b}} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_4}{\sin^3 \beta_m} = \dots$$

$$\frac{5 \cdot 10^{-4}}{0,00624 + 0,00771} \cdot \left(\frac{2,595}{0,612} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 30,84^\circ}{\sin^3 79,05^\circ} = 0,0759 \quad (212)$$



Obrázek 55 Radiální vůle rotoru prvního stupně

Celkové ztráty

$$\xi_{1R} = \xi_p + \xi_i + \xi_r = 0,068 + 0,155 + 0,0759 = 0,299 \quad (213)$$

5.4.6 Druhý stupeň turbíny

Výpočty hodnot druhého stupně turbíny jsou analogické jako v případě prvního stupně.

Předpoklady:

1. Konstantní průměr vnějšího kanálu po celé šířce turbíny $D_{3'e} = D_{4e} = D_{4'e} = D_{5e}$
2. Vstupní celkový tlak a teplota do druhého stupně odpovídají stavu plynů na výstupu z prvního stupně turbíny

Shrnutí vypočtených hodnot druhého stupně turbíny:

Efektivní práce stupně	W_{e,st_2}	182 217,085	$J.kg^{-1}$
Koeficient zatížení	μ	1,599	[1]
Stator			
Úhel výstupní absolutní rychlosti ze statoru	$\alpha_{4'}$	25	°
Obvodová rychlost na středním průměru	$u_{4's}$	337,618	$m.s^{-1}$
Výstupní absolutní rychlost	$c_{4's}$	558,046	$m.s^{-1}$
Výstupní relativní rychlost	$w_{4's}$	289,643	$m.s^{-1}$
Lavalovo číslo	$\lambda_{4'}$	0,947	[1]
Statický tlak na výstupu	$p_{4'}$	121 931,236	Pa
Celkový tlak na výstupu	$p_{4'c}$	210 929,779	Pa
Teplota na výstupu	$T_{4'}$	922,802	K
Hustota vzduchu na výstupu	$\rho_{4'}$	0,460	$kg.m^{-3}$
Délka lopatky statoru	$l_{4'}$	10,433	mm
Vnitřní průměr na vstupu do rotoru	$D_{4'i}$	92,828	mm
Rotor			
Reakce stupně	ρ	0,297	[1]
Adiabatický spád	h_{45}	72 749,109	$J.kg^{-1}$
Relativní rychlost	w_5	435,843	$m.s^{-1}$
Relativní rychlost – obvodová složka	w_{5u}	371,570	$m.s^{-1}$
Absolutní rychlost	c_5	234,404	$m.s^{-1}$
Absolutní rychlost – obvodová složka	c_{5u}	45,231	$m.s^{-1}$
Absolutní rychlost – osová složka	c_{5a}	227,804	$m.s^{-1}$
Výstupní úhel	α_5	80,372	°
Statický tlak na výstupu	p_5	91 770,743	Pa
Celkový tlak na výstupu	p_{5c}	102 203,835	Pa
Teplota na výstupu	T_5	876,186	K
Celková teplota na výstupu	T_{5c}	899,910	K
Hustota plynů na výstupu	ρ_5	0,364	$kg.m^{-3}$
Délka lopatky statoru	l_5	12,879	mm
Vnitřní průměr na vstupu do rotoru	D_{5i}	87,935	mm
Úhel rozšíření kanálu	γ_5	6,771	°
Celková účinnost druhého stupně	η_{st2c}	0,836	[1]

Tabulka 27 Souhrn hodnot druhého stupně turbíny

5.4.7 Celková expanze a účinnost turbíny

Celková expanze plynů v turbíně

$$\pi_{T_c} = \pi_{st1} \cdot \pi_{st2} = \frac{p_{3c}}{p_{4c}} \cdot \frac{p_{4c}}{p_{5c}} = \frac{p_{3c}}{p_{5c}} = \frac{466\,854,938}{102\,203,835} = 4,368 \quad (214)$$

Celková účinnost turbíny

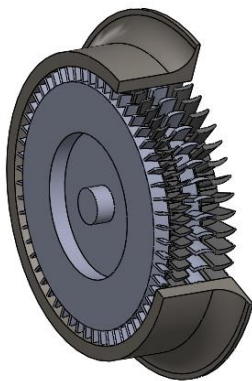
Je definována jako poměr efektivní odvedené práce k technické práci adiabatické získané při expanzi.

$$\eta_{T_c} = \frac{W_{T_c}}{W_{T_c,ad}} = \frac{c_{p,pl} \cdot \left[T_{3c} \cdot \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_{3c}}{p_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}} \right) \cdot \eta_{st1c} + T_{4c} \cdot \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_{4c}}{p_{5c}} \right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}} \right) \cdot \eta_{st2c} \right]}{c_{p,pl} \cdot T_{3c} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{T_c}^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}} \right)} = \dots \quad (215)$$

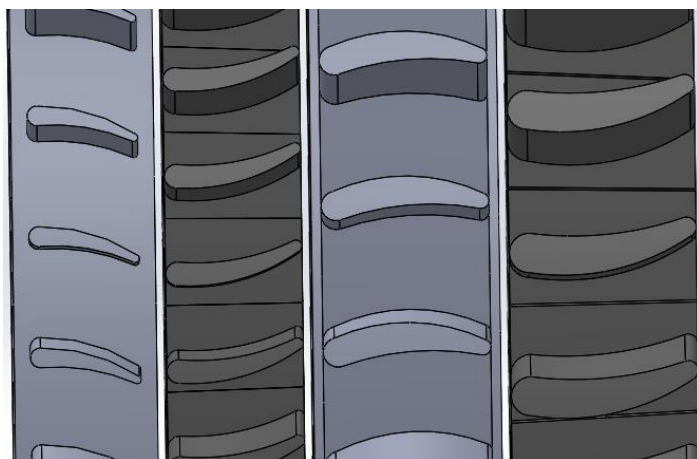
$$= \frac{192\,094,914 \cdot 0,818 + 182\,217,085 \cdot 0,836}{1\,158 \cdot 1\,223,15 \cdot \left(1 - \frac{1}{4,368^{\frac{1,33-1}{1,33}}} \right)} = 0,813$$

Kontrola počtu stupňů turbíny

$$z_T \cong \frac{\ln \frac{p_{3c}}{p_5}}{\ln e^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} = \frac{\ln \frac{p_{3c}}{p_5}}{\ln \left[\left(\frac{\kappa'+1}{2} \right)^2 \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}}} = \frac{\ln \frac{466\,854,938}{91\,770,743}}{\ln(1,357)^{\frac{1,33-1}{1,33}}} = 2,153 \Rightarrow z_T = 2 \quad (216)$$



Obrázek 56 Model řezu turbínou



Obrázek 57 Lopatkování stupňů turbíny

5.5 Výstupní ústrojí

Rychlost výtoku spalin z výstupního ústrojí THM charakterizuje ztracenou kinetickou energii na výstupu z motoru. Z tohoto důvodu je snaha ji snižovat až na nulovou hodnotu. Při velmi nízkých hodnotách výstupní rychlosti neúměrně rostou rozměry výstupního ústrojí motoru.

Předpoklady:

1. Výstupní rychlost plynů volit v rozsahu $c_6 = 30 \div 60 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$
2. Odvedení spalin motoru mimo drak letounu

Statická teplota spalin na výstupu

$$T_6 = T_{5c} - \frac{c_6^2}{2 \cdot c_{p,pl}} = 876,186 - \frac{60^2}{2 \cdot 1158} = 898,356 \text{ K} \quad (217)$$

Celkový tlak spalin na výstupu

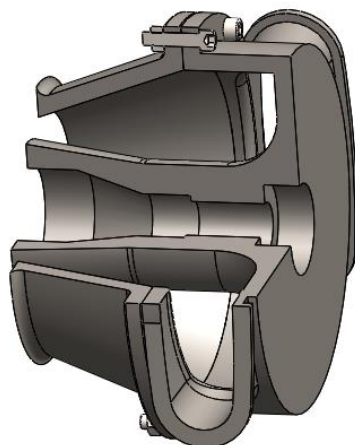
$$p_{6c} = p_0 \cdot \left(\frac{T_{5c}}{T_6}\right)^{\frac{\kappa'}{\kappa'-1}} = 101\,325 \cdot \left(\frac{899,910}{898,356}\right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} = 102\,033,449 \text{ Pa} \quad (218)$$

Hustota spalin na výstupu

$$\rho_6 = \frac{p_0}{r_{pl} \cdot T_6} = \frac{101\,325}{287,4 \cdot 876,186} = 0,304 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (219)$$

Průtočná plocha spalin na výstupu

$$A_6 = \frac{Q_{pl.}}{\rho_6 \cdot c_6} = \frac{0,391}{0,304 \cdot 60} = 0,021 \text{ m}^2 \quad (220)$$



Obrázek 58 Model výstupního ústrojí THM

5.6 Vypočtené parametry THM

Vstupní ústrojí			
Celkový tlak	p_{1c}	99 298,5	Pa
Celková teplota	$T_{1c} = T_{0c}$	288,15	K
Hustota vzduchu	$\rho_0 = \rho_1$	1,225	$kg.m^{-3}$
Radiální Kompresor			
Hmotnostní průtok vzduchu	Q_v	0,382	$kg.s^{-1}$
Výstupní rychlost	c_5	90	$m.s^{-1}$
Celkový tlak na výstupu	p_{2c}	500 841,809	Pa
Celková teplota na výstupu	T_{2c}	479,318	K
Hustota vzduchu na výstupu	ρ_2	3,725	$kg.m^{-3}$
Celkové stlačení	π_{Kc}	5,096	[1]
Celková účinnost	η_{Kc}	0,889	[1]
Spalovací komora			
Hmotnostní tok paliva	$Q_{pal.}$	0,00861	$kg.s^{-1}$
Objem spalovací komory	V_{SK}	0,00158	m^3
Teplota ve spalovací komoře	t_3	950	$^{\circ}C$
Tepelné zatížení spalovací komory	$q_{zat.}$	466,85	$W.m^{-3}.Pa^{-1}$
Turbína			
Hmotnostní průtok plynů	$Q_{pl.}$	0,391	$kg.s^{-1}$
Efektivní práce stupně	W_{e,st_1}	192 094,914	$J.kg^{-1}$
Reakce prvního stupně	ρ	0,189	[1]
Absolutní rychlost	c_4	201,577	$m.s^{-1}$
Celkový tlak na výstupu	p_{4c}	224 854,588	Pa
Hustota plynů na výstupu	ρ_4	0,703	$kg.m^{-3}$
Celková účinnost prvního stupně	η_{st1c}	86,804	[1]
Efektivní práce stupně	W_{e,st_2}	182 217,085	$J.kg^{-1}$
Reakce druhého stupně	ρ	0,297	[1]
Absolutní rychlost	c_5	234,404	$m.s^{-1}$
Celkový tlak na výstupu	p_{5c}	102 203,835	Pa
Hustota plynů na výstupu	ρ_5	0,364	$kg.m^{-3}$
Celková účinnost druhého stupně	η_{st2c}	85,759	[1]
Výstupní ústrojí			
Výstupní rychlost	c_6	60	$m.s^{-1}$
Teplota na výstupu	T_6	898,356	K
Celkový tlak na výstupu	p_{6c}	102 033,449	Pa
Hustota výstupních plynů	ρ_6	0,304	$kg.m^{-3}$

Tabulka 28 Souhrn vypočtených hodnot THM

6 Porovnání s motorem ROTAX 912 ULS

Jako hlavní parametry k porovnání navrženého hybridního pohonu a motoru ROTAX 912-ULS byly zvoleny spotřeba a emise, hmotnost, výkonu a kroutící moment na hřídeli vrtule.

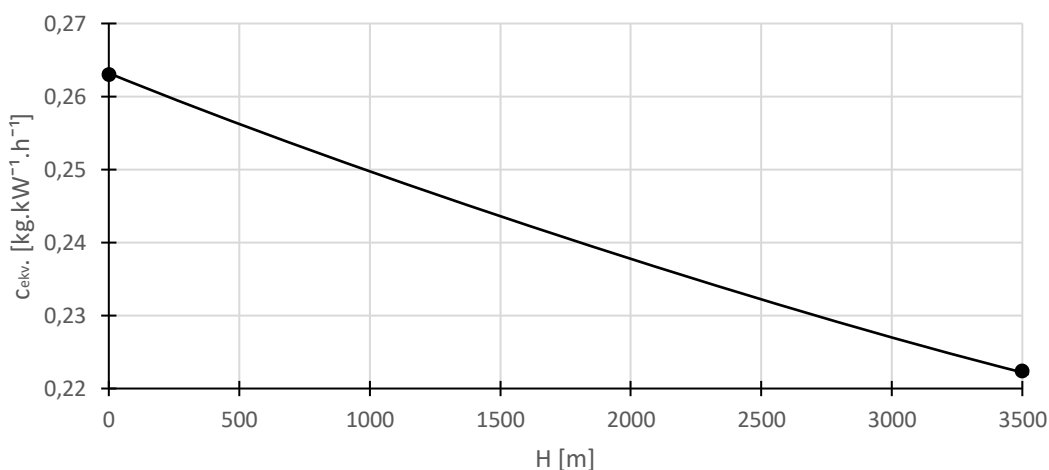
6.1 Spotřeba a emise

Jedním z hlavních porovnávaných parametrů je spotřeba paliva a emise, které jsou úměrné spotřebě. Pro objektivní srovnání je porovnávána ekvivalentní spotřeba jednotlivých pohonů.

Spotřeba:

Pro navržený hybridní pohon byla stanovená ekvivalentní spotřeba v závislosti na výšce.

Spotřeba paliva hybridního pohonu



Obrázek 59 Ekvivalentní spotřeba v závislosti na výšce letu

Hodinová spotřeba paliva navrženého hybridního pohonu vychází z ekvivalentní spotřeby a výkonu THM.

$$c_{h_{H=0\text{ m}}} = c_e \cdot P_e = 0,000263 \cdot 45\,000 = 11,833 \text{ kg} \cdot \text{h}^{-1} \quad (221)$$

Turbohřídelový motor:

Výška letu [m]	Ekvivalentní spotřeba [kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹]	Hodinová spotřeba	
		[kg.h ⁻¹]	[l.h ⁻¹]
0	0,263	11,833	14,791
1 500	0,246	11,051	13,814
2 500	0,234	10,529	13,161
3 500	0,222	10,008	12,510

Tabulka 29 spotřeba navrženého hybridního pohonu

Pro spalovací motor ROTAX 912 ULS/S byla hodinová spotřeba daná od výrobce přepočtena na ekvivalentní:

$$c_e = \frac{\rho_{pal.} \cdot c_{hod.}}{P} [kg \cdot W^{-1} \cdot h^{-1}] \quad (222)$$

Rotax 912 ULS:

Režim	Výkon [kW]	Hodinová spotřeba		Ekvivalentní spotřeba [kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹]
		[l.h ⁻¹]	[kg.h ⁻¹]	
Maximální	73,5	27	20,25	0,272
Trvalý výkon	69	25	18,75	0,270
75% trvalého výkonu	51,75	18,5	13,88	0,268

Tabulka 30 Spotřeba motoru Rotax 912 ULS

Rozdíl ekvivalentní spotřeby motoru Rotax 912 ULS oproti maximální ekvivalentní spotřebě navrženého hybridního pohonu:

$$\frac{c_{eRotax} - c_{eHP}}{c_{eRotax}} \cdot 100 = \frac{0,272 - 0,263}{0,272} \cdot 100 = 3,309 \% \quad (223)$$

Porovnání ekvivalentní spotřeby paliva:

Režim	Rotax 912 ULS	Navržený hybridní pohon	Rozdíl [%]
	Ekvivalentní spotřeba [kg.kW ⁻¹ .h ⁻¹]		
Maximální	0,272	0,263	3,309
Trvalý výkon	0,270	0,263	2,593
75% trvalého výkonu	0,268	0,263	1,866

Tabulka 31 Porovnání ekvivalentní spotřeby

V porovnání ekvivalentní spotřeby vychází u navržené hybridního pohonu v průměru cca o 2 % nižší v závislosti na režimu.

Porovnání hodinové spotřeby paliva:

Režim	Rotax 912 ULS	Navržený hybridní pohon	Rozdíl [%]
	Hodinová spotřeba [kg.h ⁻¹]		
Maximální	20,25	11,833	41,565
Trvalý výkon	18,75	11,833	36,891
75% trvalého výkonu	13,88	11,833	14,748

Tabulka 32 Porovnání hodinové spotřeby

Emise:

Oxid uhličitý (CO₂) je bezbarvý nejedovatý plyn bez zápachu vytvářený spalováním uhlíku. Je označován jako skleníkový plyn. Tvorba emisí je ovlivněna tlakem, teplotou a dobou spalování. Množství emisí je upravováno legislativou.

V případě motoru Rotax 912 ULS jsou uváděné pohonné hmoty:

MOGAS (motorový benzín)			
Norma	Označení	Emisní faktor [g _{CO2} /g _{pal.}]	Hustota [kg·m ⁻³]
Evropská norma	EN 228 Super	3,10	0,775
US norma	ASTM D4814		
AVGAS (letecký benzín)			
US norma	100 LL (ASTM D910)	3,07	0,750

Tabulka 33 Hodnoty pohonných hmot motoru Rotax 912 ULS

Pohonné hmoty pro THM hybridního pohonu:

AVTUR (Letecký petrolej)			
Norma	Označení	Emisní faktor [g _{CO2} /g _{pal.}]	Hustota [kg·m ⁻³]
ASTM D 1655	Jet A-1	3,15	0,820
	Jet B	3,10	0,760

Tabulka 34 Hodnoty pohonných hmot hybridního pohonu

Množství vyprodukovaného CO₂ za jednu hodinu provozu pohonu při dokonalém spálení 99 % směsi paliva:

$$m_{CO_2} = c_{h_{HP}} \cdot e_f \cdot (1 - \eta_{dokon..}) = 11,833 \cdot 3,15 \cdot (1 - 0,99) = 37,274 \text{ kg}_{CO_2}/\text{hod.} \quad (224)$$

Vyprodukované množství emisí			
Pohon	Palivo	Průměrná hodinová spotřeba [kg·h ⁻¹]	Množství CO ₂ [kg _{CO2} /hod.]
Hybridní pohon	Jet A-1	11,833	34,716
	Jet B		35,276
Rotax 912 ULS	EN 228	16,275	49,948
	100 LL	15,12	46,403

Tabulka 35 Množství vyprodukovaných emisí pohonů

Při porovnání spotřeby paliva vychází celková spotřeba paliva nižší u navrženého hybridního pohonu (tabulka 32) pro uvažovaný letový cyklus, a tudíž i emise CO₂ vycházejí o 25% nižší v závislosti na letovém režimu.

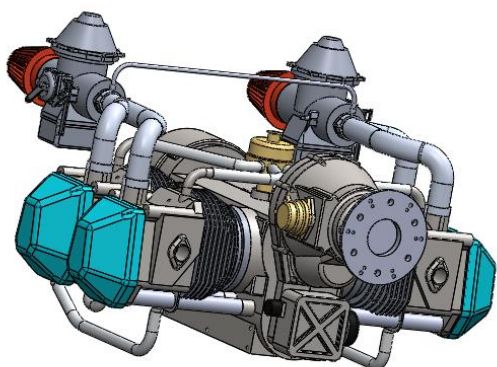
6.2 Hmotnost

Dalším důležitým parametrem pro porovnání je hmotnost pohonu a možnost zástavby do konstrukce draku letounu.

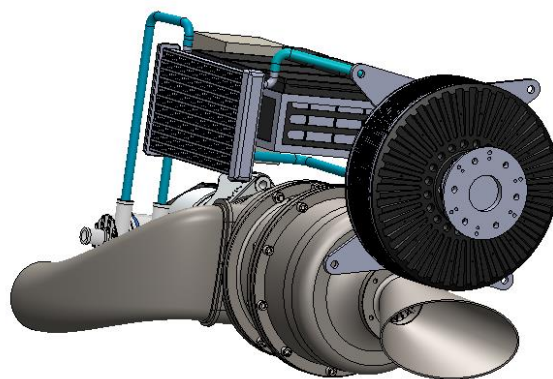
ROTAX 912 ULS/S		Navržený hybridní pohon	
Část	Hmotnost [kg]	Část	Hmotnost [kg]
Motor s reduktorem	56,6	THM	20,0
Prokluzová spojka	1,0	Elektromotor	19,7
Chladič	1,0	Akumulátory	19,1
Palivové čerpadlo	0,2	Generátor	12,0
Baterie	4,5	Invertor	7,5
Další příslušenství	13,5	Další komponenty	11,0
Palivo (70litrů)	52,5	Palivo	40,0
Celkem	127,3	Celkem	128,6

Tabulka 36 Hmotnostní porovnání

Pro porovnání je uvažována i hmotnost paliva odpovídající třem hodinám provozu pohonu u motoru Rotax 912 ULS a u navrženého hybridního pohonu, aby mohlo být hmotnostní srovnání objektivní. V případě hybridního pohonu je neopomenutelná dominantní hmotnost akumulátorů. Při porovnání se zanedbáním paliva by musela být odečtena i hmotnost akumulátorů u hybridního pohonu jako zdroje energie.



Obrázek 60 Model motoru Rotax 912 ULS bez příslušenství

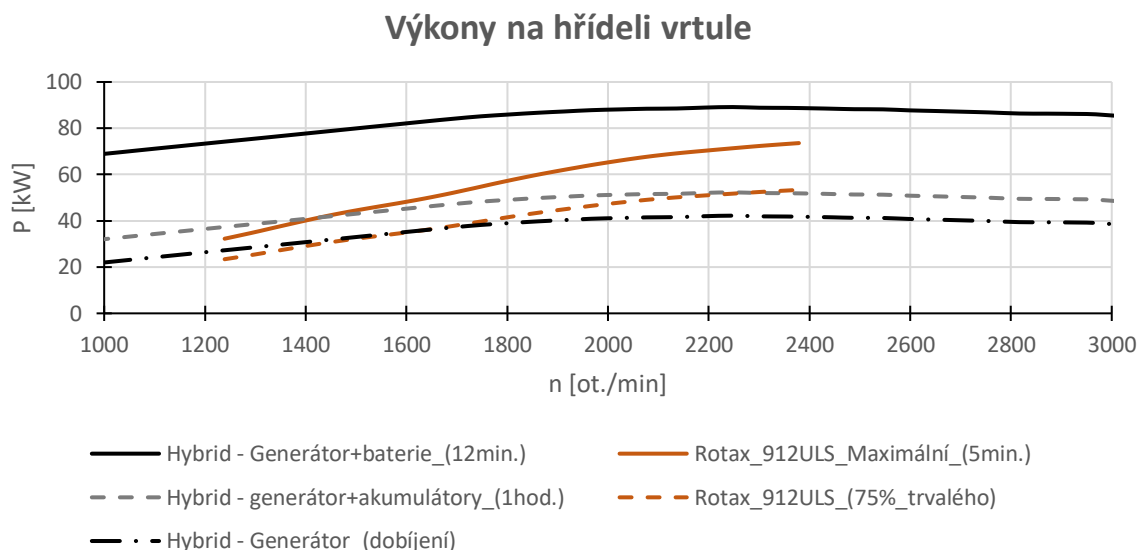


Obrázek 61 Model navrženého hybridního pohonu

Hybridní pohon vyniká oproti motoru Rotax 912 ULS v možnosti zástavby do konstrukce. Rozvržení jednotlivých částí hybridního pohonu jako akumulátorů či řídicí jednotky do draku letounu je možné upravovat dle požadavků návrhu letounu.

6.3 Výkon

Posledním srovnávaným parametrem je výkon jednotlivých motorů, v případě hybridního pohonu je to výkon v návrhu zvoleného elektromotoru Emrax 268.



Obrázek 62 Porovnání výkonů

Navržený hybridní pohon:

Režim práce pohonu		Výkon [kW]	Kroutící moment [N.m]	Otáčky [min ⁻¹]
1	Generátor + baterie (12 min.)	89,164	378,795	2 248
	Generátor + baterie (1 hod.)	52,295	222,164	
	Generátor + baterie (3 hod.)	45,578	191,493	
2	Generátor (Maximální)	42,219	179,358	
	Generátor (Dobíjení)	≤ 40,108	170,390	
3	Akumulátory (12 min.)	46,945	298,861 ÷ 179,317	1 500 ÷ 2 500
	Akumulátory (30 min.)	20,152	128,292 ÷ 76,975	

Tabulka 37 Hodnoty výkonu a kroutícího momentu navrženého hybridního pohonu

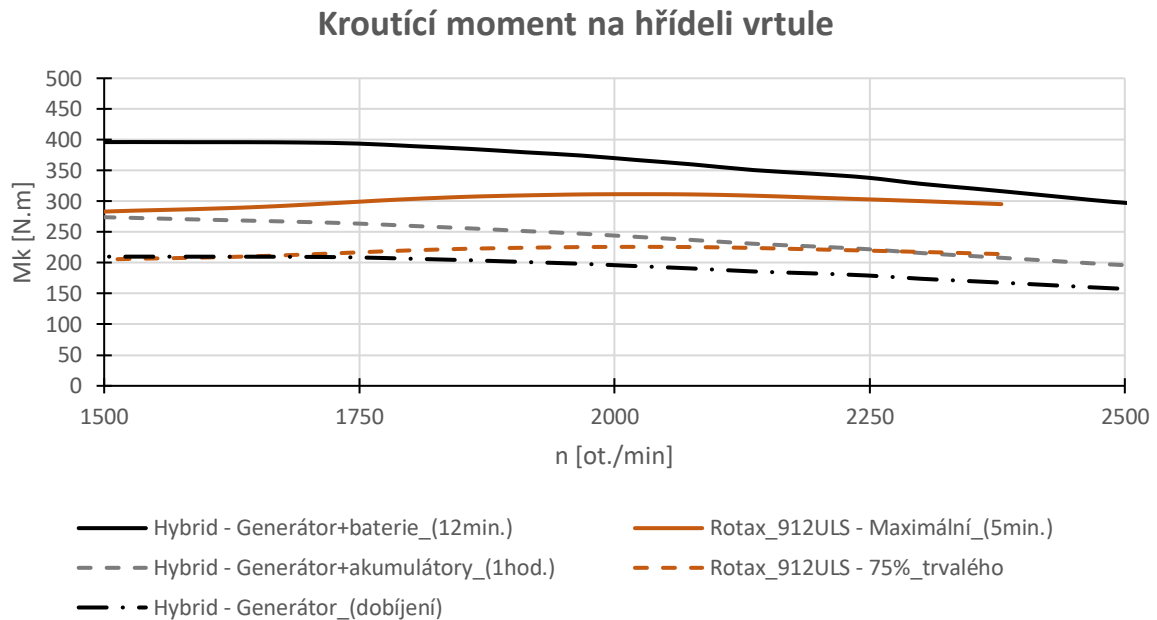
Pro motor Rotax 912 ULS byly režimy práce motoru a výkony převzaty dle příručky k obsluze, viz literatura (10).

Rotax 912 ULS:

Režim práce motoru	Výkon [kW]	Kroutící moment [N.m]	Otáčky [min ⁻¹]
Maximální výkon	73,5	295,336	2387
Trvalý výkon	69	309,257	2263
75% trvalého výkonu	51,75	214,119	2058
65% trvalého výkonu	38,7	172	1975

Tabulka 38 Hodnoty výkonu a kroutícího momentu pro motor Rotax 912 ULS

Tabulky (obrázek 36 a 37) udávají maximální hodnoty výkonu pohonů pro jednotlivé režimy práce pohonů. K těmto hodnotám byl dále dopočten kroutící moment a odečteny otáčky.



Obrázek 63 porovnání kroutícího momentu

Z grafů (obrázek 62 a 63) je patrné, že navržený hybridní pohon splňuje výkonové požadavky v rozsahu odpovídajícímu výkonu motoru Rotax 912 ULS což je základní podmínkou pro jeho nahrazení v zástavbě ultralehkého letounu.

Při zpracování předběžný návrh bylo uvažováno optimální hospodaření s energií. Při realizaci projektu v praxi by musel být návrh pohonu optimalizován pro daný typ letounu a jeho specifické požadavky, vyžadovalo by to zejména změnu množství a kapacity akumulátorů.

7 Závěr

První část diplomové práce mapuje současný stav konstrukce hybridních pohonů, jejich výhody a nevýhody a možné konstrukční uspořádání pro zástavbu do draku letounů. Nahrazení spalovacích motorů hybridními pohonnými systémy je důležité jak z ekologických, tak ekonomických důvodů. Hybridní pohony mohou být koncipovány jako paralelní, sériové a kombinované, z nichž každý má své vhodné uplatnění. V současné době se řešením hybridního pohonu zabývá několik projektů snažících se najít optimální řešení pro malé i velké letouny. V souvislosti s těmito projekty dochází také k tvorbě a specifikacím letecký předpisů zabývajících se problematikou hybridních pohonů.

Ve druhé části diplomové práce bylo navrženo sériové uspořádání hybridního pohonu pro zástavbu do ultralehkého letounu na místo motoru ROTAX 912 ULS. Na základě parametrů tohoto spalovacího motoru byl vybrán elektromotor Emrax 268. Podle pracovního rozsahu napětí elektromotoru byl zvolen invertor, který je s tímto motorem plně kompatibilní. Pro uchování energie byly vybrány vhodné akumulátory, při jejichž výběru hrála hlavní roli váha, bezpečnost a specifická energie. V návaznosti na výše uvedená zařízení byl vybrán elektro generátor, podle jehož parametrů byly specifikovány základní parametry navrhovaného turbohřídelového motoru. Jako poslední byly zvoleny další potřebné komponenty pohonu, aby byla zajištěna správná funkce systému.

Třetí část byla věnována výpočtům tlaků a teplot v jednotlivých řezech tepleného oběhu turbohřídelového motoru a byl stanoven hmotnostní průtok vzduchu a plynů motorem. Byly sestaveny „T-s“ diagram a „p-V“ diagram oběhu motoru za předpokladu letounu na zemi a při letu.

Čtvrtá část byla zaměřená na samotný předběžný konstrukční návrh turbohřídelového motoru, od vstupního ustrojí, přes kompresor a veškeré jeho podstatné části, spalovací komoru, turbínu až po výstupní ústrojí. Na základě vypočtených hodnot byl vytvořen 3D model celého motoru pro možnou vizualizaci rozměrů jednotlivých částí a jejich funkce.

V poslední části práce byly porovnány spalovací motor Rotax 912 ULS a navržený hybridní pohon s turbohřídelovým motorem, co do hodnoty spotřeby a emisí, hmotnosti, výkonu a kroutícího momentu. V případě navrženého hybridního pohonu vychází ekvivalentní spotřeba při trvalém výkonu o 2 % nižší, což vede ke snížení provozních nákladů a ke snížení vyprodukovaných emisí cca o 25 %. V porovnání hmotnosti jednotlivých pohonů byl motor Rotax 912 ULS lehčí, avšak rozdíl nebyl výrazný a předností hybridního pohonu je možnost rozložení hmotnosti, a tedy rozmístění jednotlivých komponent, i do různých částí draku letounu. Cílem diplomové práce bylo navrhnout hybridní pohon s parametry výkonu, které odpovídají parametrům motoru Rotax 912 ULS. Jak je patrné z porovnání výkonů a kroutících momentů v závěru poslední kapitoly diplomové práce, tohoto cíle bylo dosaženo.

Bibliografie

1. Hypstair. [Online] [Citace: 29. Březen 2019.] <http://www.hypstair.eu/>.
2. Evektor. [Online] [Citace: 10. Únor 2019.] <https://www.evektor.cz/cz/sportstar-epos>.
3. ARS technica. [Online] [Citace: 12. Duben 2019.]
<https://arstechnica.com/cars/2016/12/this-extra-330-is-the-fastest-climbing-electric-powered-airplane-ever/>.
4. Diamodn AIRCRAFT. [Online] [Citace: 20. Květen 2019.]
<https://www.diamondaircraft.com/>.
5. LAA, Letecká amatérská asociace ČR. *UL2 - 1.část*. [Online] [Citace: 5. Březen 2019.]
<http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2-I.pdf>.
6. Buchmann, Isidor. *Battery University*. [Online] 2003. [Citace: 8. Únor 2019.]
<https://batteryuniversity.com/>.
7. Co., SolidEnergy Systems. SolidEnergySystems. [Online] [Citace: 20. Květen 2019.]
http://assets.solidenergysystems.com/wp-content/uploads/2017/09/08171937/Hermes_Spec_Sheet1.pdf.
8. Prof. Jerie, Jan. *TEORIE MOTORŮ*. Praha : Vydavatelství ČVUT, 1996.
9. Doc. Ing. Růžek, Josef a Ing. Kmoch, Petr. *Teorie leteckých motorů I*. místo neznámé : VA AZ, 1979.
10. engines, Rotax eircraft. *Rotax 912 Návod k obsluze*. Rakousko : GmbH & Co., 2016.
11. Prof. Ing. Kříž, Josef. *Lietadlové pohonné jednotky*. Žilina : Žilinská univerzita, 2004.
12. Kocáb, J. a Adamec, J. *Letadlové pohonné jednotky*. Praha : Nakladatelství dopravy a spojů, 1991.
13. Truha, J. a Urban, J. *Spalovacie motory I*. Bratislava : Alfa, 1983.
14. Ing. Mertl, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Brno : Vysoké učení technické v Brně, 2000.
15. Doc. Ing. Růžek, Josef a Ing. Kmoch, Petr. *Teorie leteckých motorů II*. místo neznámé : VA AZ, 1983.
16. Hünecke, Klaus. *Jet Engines - Fundamentals of theory, design and operation*. Shrewsbury : Airlife publishing Ltd., 2003.
17. Royce, Rolls. *Jet Engine*. United States : John Wiley & Sons Inc., 2015.
18. Raptor Aircraft, Inc. Raptor Aircraft. [Online] [Citace: 5. Červenec 2019.]
<http://www.raptor-aircraft.com/home.html>.

19. Dr. Dyson, Rodger. *NASA Hybrid Electric Aircraft Propulsion*. [Online] [Citace: 20. Duben 2019.] <https://www.grc.nasa.gov/vine/wp-content/uploads/sites/91/Rodger-Dyson-NASA-Hybrid-Electric-Aircraft-Propulsion-10-4-2017-FULL.pdf>.
20. Ashish Kumar, Ph.D. Zunum Aero. [Online] [Citace: 2. Červen 2019.] <https://zunum.aero/>
21. Ing. Daniel Maxa, Ph.D. Petroleum. *Pohonné hmoty pro leteckou dopravu*. [Online] [Citace: 22. Červenec 2019.] <http://www.petroleum.cz/vyrobky/jet.aspx>.
22. Kmoč, P. a Pázek, P. *Výpočtová cvičení z teorie leteckých motorů II*. Brno : VAAZ, 1983.
23. Kmoč, P. *Výpočtová cvičení z teorie leteckých motorů I*. Brno : VAAZ, 1972.
24. —. *Výpočtová cvičení z teorie leteckých motorů III*. Brno : VAAZ, 1976.