

ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI
FAKULTA STROJNÍ

Studijní program: B 2301 Strojní inženýrství
Studijní zaměření: Stavba energetických strojů a zařízení

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Měření a vyhodnocení měření na experimentálním zařízení
proudového motoru s označením TS - 20

Autor: **Jaroslav Levý**
Vedoucí práce: **Ing. Roman GÁŠPÁR**
Odborný konzultant: **Ing. Jiří Pečínka, Ph.D.**

Akademický rok 2015/2016

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Jaroslav LEVÝ**
Osobní číslo: **S12B0183P**
Studijní program: **B2301 Strojní inženýrství**
Studijní obor: **Stavba energetických strojů a zařízení**
Název tématu: **Měření a vyhodnocení měření na experimentálním
zařízení proudového motoru s označením TS-20**
Zadávací katedra: **Katedra energetických strojů a zařízení**

Z á s a d y p r o v y p r a c o v á n í :

1. Úvod.
2. Analýza konstrukce turbínového spouštěče TS-20.
3. Popis zvláštností konstrukce a zapojení experimentálního zařízení.
4. Popis způsobu a postupu při měření na experimentálním zařízení.
5. Analýza naměřených výsledků na experimentálním zařízení.
6. Závěr.

Rozsah grafických prací: schémata, výkresy

Rozsah kvalifikační práce: 30 - 40 stran

Forma zpracování bakalářské práce: tištěná/elektronická

Seznam odborné literatury:

- Kousal M.: Spalovací turbíny, SNTL - 1980, Praha, 624 s.
- Dixon S. L., Hall C. A.: Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery, Elsevier - 2010, Oxford, ISBN 978-1-185617-793-1
- Hocko M.: Výpočtové cvičenie z teórie leteckých motorov: Približný výpočet tepelného obehu jednorúrovňového leteckého turbokompresorového motora, Košice, 2009
- Motor AL-7F-1, Technický popis, Let-21-33/1, Praha: Ministerstvo národní obrany, 1968
- Hocko M.: Malý průrdový motor MPM-20, Košice: VLA M.R.Š., 2003
- Kmoch P.: Teorie leteckých motorů I, II, III, Brno: Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, 2011

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Roman Gášpár

Katedra energetických strojů a zařízení

Konzultant bakalářské práce:

Ing. Jiří Pečínka, Ph.D.

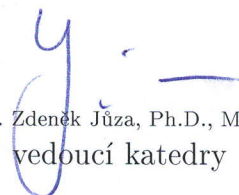
Univerzita obrany Brno

Datum zadání bakalářské práce: **2. listopadu 2015**

Termín odevzdání bakalářské práce: **20. května 2016**



Doc. Ing. Milan Edl, Ph.D.
děkan



Ing. Zdeněk Jůza, Ph.D., MBA
vedoucí katedry

V Plzni dne 30. října 2015

Prohlášení o autorství

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě bakalářskou práci, zpracovanou na závěr studia na Fakultě strojní Západočeské univerzity v Plzni.

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně, s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu, který je součástí této bakalářské práce.

V Plzni dne:

.....

podpis autora

Poděkování

Touto cestou bych rád poděkoval vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Romanu Gášpárovi za ochotu a pomoc při řešení odborných dotazů a také za spoluúčast na měření na Univerzitě národní obrany v Brně. Také bych rád poděkoval panu Ing. Jiřímu Pečinkovi, Ph.D. za zprostředkování měření v areálu Univerzity národní obrany Brno, ochotě odpovídat na velké množství dotazů a cenné rady při měření.

ANOTAČNÍ LIST BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

AUTOR	Příjmení Levý	Jméno Jaroslav	
STUDIJNÍ OBOR	B2301R016 „Stavba energetických strojů a zařízení“		
VEDOUCÍ PRÁCE	Příjmení (včetně titulů) Ing. Gášpár	Jméno Roman	
PRACOVNÍŠTĚ	ZČU - FST - KKE		
DRUH PRÁCE	DIPLOMOVÁ	BAKALÁŘSKÁ	Nehodící se škrtněte
NÁZEV PRÁCE	Měření a vyhodnocení měření na experimentálním zařízení proudového motoru s označením TS - 20		

FAKULTA	strojní	KATEDRA	KKE	ROK ODEVZD.	2016
----------------	---------	----------------	-----	--------------------	------

POČET STRAN (A4 a ekvivalentů A4)

CELKEM	58	TEXTOVÁ ČÁST	53	GRAFICKÁ ČÁST	0
---------------	----	---------------------	----	----------------------	---

STRUČNÝ POPIS (MAX 10 ŘÁDEK) ZAMĚŘENÍ, TÉMA, CÍL POZNATKY A PŘÍNOSY	Práce pojednává o experimentálním zařízení TS-20 vycházejícím z turbospouštěče TS - 20B. V práci je popsána konstrukce experimentálního zařízení, měřicí prvky a způsob a postup měření na experimentálním zařízení. Dále je v práci na základě naměřených hodnot nastíněna problematika použití alternativních paliv na turbokompresorovém motoru. V práci je také proveden výpočet termodynamické účinnosti turbokompresoru a jeho hmotnostního průtoku.
KLÍČOVÁ SLOVA ZPRAVIDLA JEDNOSLOVNÉ POJMY, KTERÉ VYSTIHUJÍ PODSTATU PRÁCE	TS-20, turbospouštěč, experimentální zařízení, měření, alternativní paliva

SUMMARY OF BACHELOR SHEET

AUTHOR	Surname Levý	Name Jaroslav	
FIELD OF STUDY	B2301R016 „Design of Power Machines and Equipment”		
SUPERVISOR	Surname (Inclusive of Degrees) Ing. Gášpár	Name Roman	
INSTITUTION	ZČU – FST – KKE		
TYPE OF WORK	DIPLOMA	BACHELOR	Delete when not applicable
TITLE OF THE WORK	Measurement and evaluation of measurement on experimental device jet engine TS - 20		

FACULTY	Mechanical Engineering	DEPARTMENT	Power System Engineering	SUBMITTED IN	2016
----------------	------------------------	-------------------	--------------------------	---------------------	------

NUMBER OF PAGES (A4 and eq. A4)

TOTALLY	58	TEXT PART	53	GRAPHICAL PART	0
----------------	----	------------------	----	-----------------------	---

BRIEF DESCRIPTION TOPIC, GOAL, RESULTS AND CONTRIBUTIONS	This bachelor thesis focuses on the experimental device TS - 20, which is based on turbostarter TS - 20B. The thesis describes construction of the experimental device, measuring elements, measurement method and measurement procedure on the experimental device. It describes the issues of the use of alternative fuels on turbojet engines, based on the measured values. There is calculation of the thermodynamic efficiency and mass flow of the turbocharger in the thesis.
KEY WORDS	TS-20, turbostarter, experimental device, measurement, alternative fuels

Obsah

Obsah.....	1
Seznam použitých zkratk.....	3
Úvod.....	4
1 Analýza konstrukce turbínového spouštěče TS-20	4
1.1 Základní údaje	4
1.2 Konstrukce a princip činnosti turbospouštěče	5
1.2.1 Konstrukce turbokompresoru	6
1.2.2 Konstrukce spouštěcí turbíny	6
1.3 Princip činnosti turbospouštěče	6
1.4 Konstrukce jednotlivých částí turbospouštěče	9
1.4.1 Elektrostartér „ST-3PT“	9
1.4.2 Vstupní ústrojí	9
1.4.3 Ochranné sítko.....	12
1.4.4 Sestava radiálního turbokompresoru	12
1.4.5 Difuzor	14
1.4.6 Těleso spalovací komory.....	14
1.4.7 Plamenec	15
1.4.8 Palivová tryska	16
1.4.9 Zapalovací svíčka	17
1.4.10 Rozváděcí kolo turbíny	18
1.4.11 Věnc turbíny	19
1.4.12 Systém dodávky paliva.....	20
1.4.13 Systém mazání turbospouštěče.....	22
2 Popis zvláštností konstrukce a zapojení experimentálního zařízení	24
2.1 Zkušební místnost.....	24
2.2 Nosný rám.....	25
2.3 Výstupní soustava.....	27
2.4 Palivo - olejová soustava	28
2.4.1 Olejová soustava	28
2.4.2 Skladování paliva	29
2.4.3 Dodávka paliva a její měření.....	30

2.4.4	Odlišnost palivové soustavy experimentálního zařízení od palivové soustavy turbospouštěče.....	31
2.5	Řídící jednotka.....	31
2.6	Regulace otáček.....	32
3	Popis způsobu a postupu při měření na experimentálním zařízení	33
3.1	Měření tlaků.....	33
3.2	Měření teplot.....	35
3.3	Měření průtoku paliva	36
3.4	Měření hmotnostního průtoku	36
3.5	Měření otáček turbokompresoru.....	37
3.6	Měření tahu motoru	38
3.7	Měření atmosférických podmínek	38
3.8	Popis systému sběru dat.....	38
3.9	Postup měření	39
4	Analýza naměřených výsledků na experimentálním zařízení	40
4.1	.Vyhodnocení měření.....	40
4.1.1	Použití paliva MERO	41
4.1.2	Použití paliva E85	42
4.1.3	Použití paliva Jet - A1	42
4.2	Výpočet termodynamické účinnosti	43
4.3	Shrnutí naměřených výsledků	44
4.4	Grafy průběhů měřených veličin v čase	46
	Závěr.....	50
	Bibliografie.....	51
	Seznam obrázků	52
	Seznam tabulek	53
	Seznam grafů.....	53

Seznam použitých zkratk

Zkratka	název veličiny	jednotka
S.....	nejmenší průřez výstupní dýzy.....	[m ³]
r.....	nejmenší poloměr výstupní dýzy.....	[m]
w ₅	rychlost výstupních plynů	[m·s ⁻¹]
V _{pal}	objemový průtok paliva.....	[l·min ⁻¹]
ṁ _{pal}	hmotnostní průtok paliva.....	[kg·s ⁻¹]
ṁ _v	hmotnostní průtok vzduchu	[kg·s ⁻¹]
ṁ.....	hmotnostní průtok výstupního plynu.....	[kg·s ⁻¹]
p _{0c}	celkový tlak před vstupním ústrojím.....	[Pa]
p _{1c}	celkový tlak ve vstupním ústrojí	[Pa]
p _{2c}	celkový tlak za kompresorem.....	[Pa]
p _{3c}	celkový tlak před turbínou.....	[Pa]
p _{4c}	celkový tlak za turbínou	[Pa]
p _{5c}	celkový tlak za výstupní dýzou	[Pa]
p _{5s}	statický tlak za výstupní dýzou	[Pa]
p _{5dyn}	dynamický tlak za výstupní dýzou	[Pa]
r'	měrná plynová konstanta ideálního plynu pro výstupní plyn	[J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹]
T _{0c}	celková teplota před vstupním ústrojím	[K]
T _{1c}	celková teplota ve vstupním ústrojí.....	[K]
T _{2c}	celková teplota za kompresorem	[K]
T _{3c}	celková teplota před turbínou	[K]
T _{4c}	celková teplota za turbínou	[K]
T _{4cvys}	celková teplota za výstupní dýzou	[K]
η.....	termodynamická účinnost turbokompresoru	[-]
κ.....	Poissonova konstanta pro víceatomový plyn	[-]
η _{vd}	účinnost výstupní dýzy	[-]
Q _p	přivedené teplo	[J·kg ⁻¹]
Q _o	odvedené teplo.....	[J·kg ⁻¹]

Úvod

Tato práce se zabývá popisem a měřením na experimentálním zařízení TS - 20. Jedná se o malý turbokompresorový motor, na kterém je realizováno měření s cílem demonstrovat termodynamické vlastnosti turbokompresorových motorů a jejich závislost na použití alternativních paliv.

Práce se skládá ze čtyř hlavních částí. První část je zaměřena na popis funkce a konstrukce turbospouštěče TS - 20B z něhož experimentální zařízení TS - 20 vychází. Druhá část popisuje odlišnosti experimentálního zařízení od turbospouštěče. Třetí část je věnována popisu měřicí aparatury a systému sběru dat. V poslední části jsou vyhodnocena naměřená data a nastíněny výhody a nevýhody při použití alternativních paliv.

Cílem práce bylo popsat současný stav experimentálního zařízení TS - 20, vyhodnotit naměřená data a na jejich základě stanovit výsledky pro jednotlivé palivové směsi. Z toho důvodu byla provedena série měření. Nejprve bylo stanoveno výchozí palivo. Turbospouštěč TS - 20B byl konstruován na použití benzínu B70. Z důvodu podobnosti bylo jako výchozí palivo stanoven benzin B95. Jako alternativní paliva byla zvolena následující: letecký petrolej Jet - A1, Etanol E85 a bionafta MERO. Byly provedeny měření s leteckým petrolejem Jet - A1 o stoprocentní koncentraci, se směsí Jet - A1 a E85 o koncentraci 5 a 10 % E85, se směsí Jet - A1 a MERO o koncentraci 5, 10 a 20% MERO a konečně se směsí B95 a E85 o koncentraci 5 a 10% E85. Na základě naměřených veličin a obecně známých vlastností jednotlivých paliv bylo vyhodnoceno měření a nastíněna problematika použití alternativních paliv a jejich vliv na experimentální zařízení. Pro doplnění výsledků byl proveden výpočet termodynamické účinnosti a výpočet hmotnostního průtoku experimentálním zařízením pro jednotlivá paliva.

1 Analýza konstrukce turbínového spouštěče TS-20

Experimentální zařízení TS-20 vychází z turbospouštěče TS-20B. Jedná se o jednoproudový jednohřídelový turbokompresorový motor s diagonálním vstupním ústrojím, jednostupňovým radiálním kompresorem, sdruženou spalovací komorou a jednostupňovou axiální turbínou. V této práci je důležité rozlišovat pojmy „experimentální zařízení“, kterým je myšleno zařízení upevněné v měřicím standu a určené výhradně pro účely experimentu, a „turbospouštěč“, kterým je myšleno zařízení upevněné na letadle a určené pro startování hlavního leteckého motoru. Konstrukce turbospouštěče je popsána v následujících kapitolách.

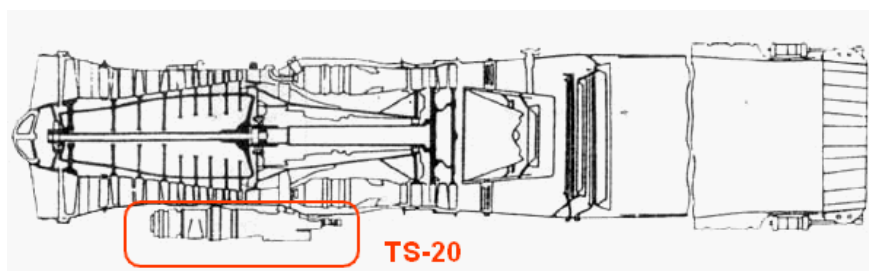
1.1 Základní údaje

Turbospouštěč TS - 20 je turbokompresorový motor s volnou turbínou sloužící pro spouštění leteckého motoru AL - 7F - 1, který byl osazen ve stíhacím letounu Su - 7 a u několika prototypů jiných strojů. Rozměry turbospouštěče jsou vzhledem k rozměrům hlavního leteckého motoru několikanásobně menší, konkrétně délka turbospouštěče je 888 ± 5 mm a průměr nepřesahuje 236 mm. Délka hlavního leteckého motoru je 6810 ± 15 mm a jeho největší průměr je 1250^{+5}_{-8} mm. Díky této skutečnosti je turbospouštěč považován za malý turbokompresorový motor. [1]

TS - 20 je v činnosti pouze na zemi a to jen po určitou dobu (maximálně 60 s). Pokud během této doby nedojde ke spuštění hlavního motoru, musí se celý proces startování opakovat.

V případě potřeby spuštění hlavního motoru za letu se rotor motoru roztáčí autorotací díky náporu vzduchu.

Turbospouštěč je podélně umístěn na reduktoru ze spodu hlavního motoru, jak lze vidět na Obr. 1 a 2. Zvláštností tohoto turbospouštěče je, že je navržen a konstruován pouze na krátkou dobu činnosti. Jak již bylo výše uvedeno, doba jeho činnosti je maximálně 60sec. Během této doby roztáčí rotor hlavního motoru na 1000 ot/min a dále běží souběžně s motorem až do hodnoty $2800 + 200$ ot/min, čímž napomáhá rozběhu motoru. Po dosažení volnoběžných otáček se turbospouštěč od motoru odpojuje pomocí odstředivého regulátoru a rohatkové spojky.



Obr. 1 - Umístění TS-20¹



Obr. 2 – Fotografie namontovaného TS-21²

1.2 Konstrukce a princip činnosti turbospouštěče

Turbospouštěč TS - 20 je turbokompresorový motor s dvoustupňovou turbínou. První stupeň tvoří klasický turbokompresor, kdy je turbína spojena pomocí hřídele s kompresorem. Druhý stupeň tvoří spouštěcí turbína spojená s reduktorem. První stupeň turbospouštěče není nijak vzájemně mechanicky propojen s druhým stupněm. Mezi turbínou turbokompresoru a spouštěcí turbínou je vzduchová mezera a energie se přenáší pouze pomocí proudících spalin. Z tohoto důvodu lze spouštěcí turbínu nazývat „volnou turbínou“ [2]. Spouštěcí turbína pohání reduktor, který se skládá z planetového převodového ústrojí o převodovém poměru 15,25 a svým výstupem je napojen do skříně náhonů hlavního leteckého motoru.

¹ Obrázek je převzat a upraven z originálu [12]

² Obrázek je převzat a upraven z originálu [11]

1.2.1 Konstrukce turbokompresoru

Turbokompresor je jednoproudový a jednohřídelový. Je tvořen elektrickým spouštěčem (Obr. 4) umístěným v přední části, který je spojen s hlavní hřídelí pomocí rohatkové spojky, která automaticky vypíná při určitých otáčkách. Za přední částí je diagonální vstupní ústrojí. Dále následuje jednostupňový radiální kompresor, který je spojen hlavní hřídelí s axiální jednostupňovou nechlazenou reakční turbínou. Za kompresorem je umístěna sdružená spalovací komora se čtyřmi předkomorami osazená čtyřmi palivovými tryskami a zapalovací svíčkou. Po spalovací komoře následuje již výše zmíněná turbína.

1.2.2 Konstrukce spouštěcí turbíny

Spouštěcí turbína se skládá z volné axiální jednostupňové reakční turbíny, odstředivého vypínače, rohatkové spojky a planetového reduktoru.

1.3 Princip činnosti turbospouštěče

Nasávaný vzduch vstupuje do kompresorové části turbospouštěče vstupním ústrojím (36). Toto ústrojí má tři plynule tvarované kanály, skrz které přivádí vzduch na lopatky radiálního kompresoru (5).

Na výstupu z oběžného kola kompresoru dosahuje vzduch rychlosti, která je příliš vysoká pro správný průběh mísení s palivem a následného hoření. V důsledku toho by hrozilo zhasnutí plamene ve spalovací komoře a následné selhání motoru. Proto je nutné ji před vstupem do spalovací komory regulovat.

Stlačený a usměrněný vzduch vystupující z kompresoru proudí nejdříve do difuzorové části skládající se ze dvou difuzorů. Jednoho bezlopatkového a jednoho lopatkového (6). V difuzorech dochází ke transformaci kinetické energie proudícího vzduchu na energii tlakovou a tepelnou. Je ale nutné zmínit, že rychlost proudění vzduchu za difuzorovou částí je stále příliš vysoká pro správné mísení s palivem.

Z difuzorové části postupuje proud vzduchu do spalovací komory (33), kde se na jejím vstupu dělí v určitém poměru na primární a sekundární vzduch.

Primární vzduch, přibližně 30% celkového objemu vzduchu, prochází skrz tzv. vířič, ve kterém proudící vzduch turbulizuje a následkem toho zpomaluje. Takto se zajišťuje správné mísení paliva a vzduchu a z toho vyplývající co nejdokonalejší hoření směsi uvnitř spalovací komory. Vířič je umístěný na vstupu do plamence spalovací komory (11). Uvnitř plamence se primární vzduch smísí s palivem a podílí se na hoření. Palivo je do spalovací komory přiváděno palivovou soustavou a vstřikováno pomocí odstředivých jednostupňových trysek (7, Obr.13). Tato směs je při startu zažehuta pomocí zapalovací svíčky (8, Obr. 14) a dále kontinuálně hoří.

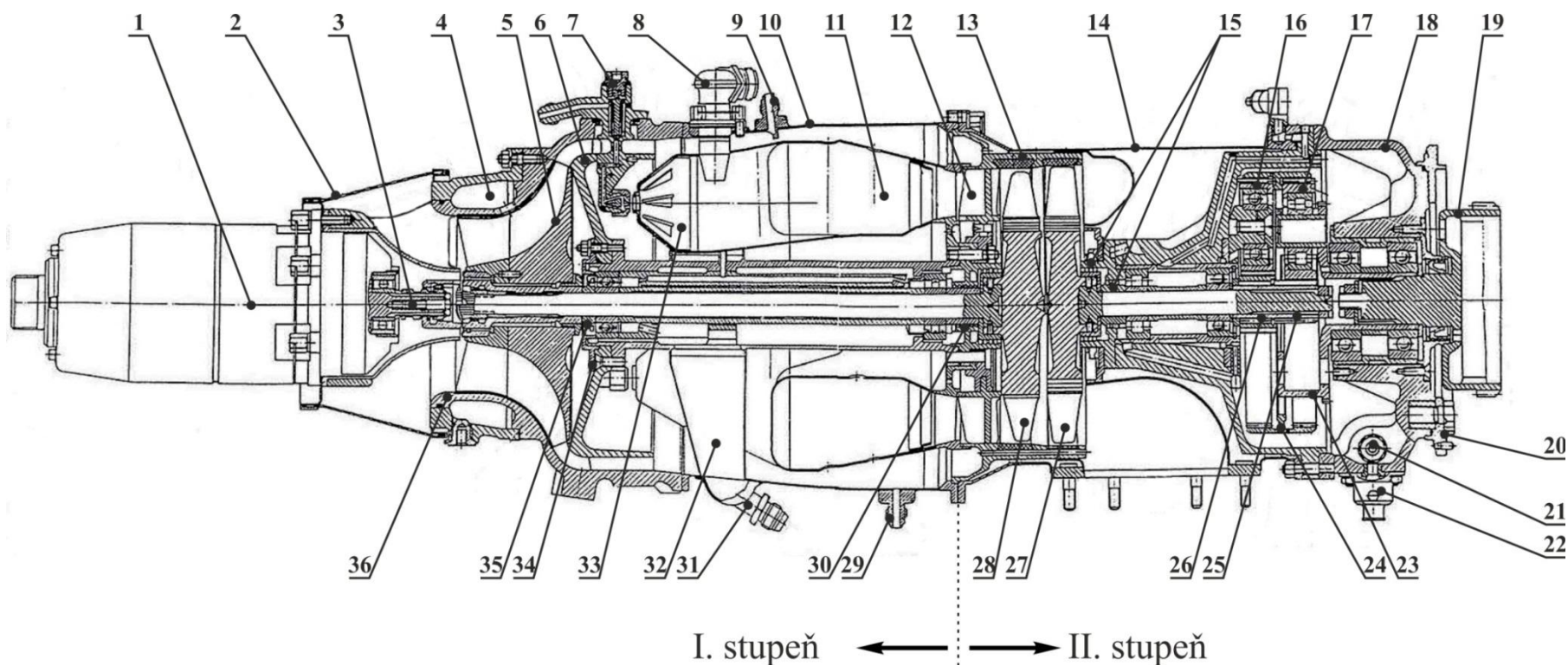
Sekundární vzduch obtéká plamenec spalovací komory, čímž napomáhá jejímu chlazení a pomocí otvorů v něm se následně mísí se spalinami a snižuje jejich celkovou teplotu na přípustnou úroveň s ohledem na spolehlivost celého zařízení.

Pro zabezpečení homogenního rozložení proudového pole, které vstupuje do turbínového stupně jsou spaliny za spalovací komorou usměrněny pomocí usměrňovacího věnce (12) na lopatky axiální jednostupňové turbíny prvního stupně (28) a následně na lopatky spouštěcí turbíny druhého stupně (27).

Větší část energie se spotřebuje na roztočení turbíny prvního stupně, která pohání kompresor. Menší část energie se pak využije na pohon turbíny druhého stupně, která vytváří svým pohybem kroutící moment na rohatkové spojce (19). Nevyužitá část energie odchází prostřednictvím proudu plynu do atmosféry přes výstupní plášť.

V počáteční fázi je první stupeň turbospouštěče roztáčen stejnosměrným elektrickým motorem ST - 3PT (1, Obr. 4), umístěném v přední části. Ten roztáčí rotor prvního stupně na 9000 ot/min a následně doprovází rotor do hodnoty 17 500 až 20 500 ot/min. Poté je tento elektromotor odpojen pomocí odstředivého vypínače, který přerušuje obvod stykače, který napájí statorové vinutí spouštěcího elektromotoru. Následkem toho klesají otáčky spouštěcího elektromotoru, rohatková spojka vychází ze záběru a motor se odpojí od rotoru.

Dodávku paliva a maziva po dobu činnosti turbospouštěče zajišťuje palivo -olejové čerpadlo 414AF - 3(Obr. 18). Čerpadlo má dva na sobě nezávislé čerpací uzly, zubová čerpadla. Tato čerpadla jsou poháněna přes jeden společný náhon elektromotorem MU - 332A, který má při napětí na svorkách 27 V (tolerance 10%), 8000 ot/min. Za těchto podmínek má palivový čerpací uzel 3200 ot/min a olejový čerpací uzel 2000 ot/min. Palivo - olejové čerpadlo má několik regulačních prvků, z nichž nejvýznamnější je regulační ventil. Tento regulační ventil počátečního tlaku paliva je určen pro dodávku paliva při roztáčení prvního stupně turbospouštěče. Ventil reguluje tlak paliva v závislosti na hodnotách snímaného tlaku za kompresorem p_2 (2). Palivo je při rozběhu dodáváno maximálním dovoleným tlakem, který způsobí krátkodobé zvýšení teploty plynů vystupujících ze spalovací komory a dále proudících na lopatky turbíny na maximální konstrukční hodnotu (max. T). Pro seřízení výkonu turbospouštěče je čerpadlo vybaveno redukčním palivovým ventilem, který přepouští část paliva za čerpadlem zpět do jeho vstupu. Tím samym způsobem funguje i systém seřizování dodávky oleje. V praxi je dodávka paliva řízena jen při rozběhu turbospouštěče. V okamžiku kdy je dosaženo maximálních otáček se palivo dodává konstantním maximálním možným tlakem až do ukončení činnosti turbospouštěče.

Obr. 3 - Axiální řez turbínovým spouštěčem TS-20B³

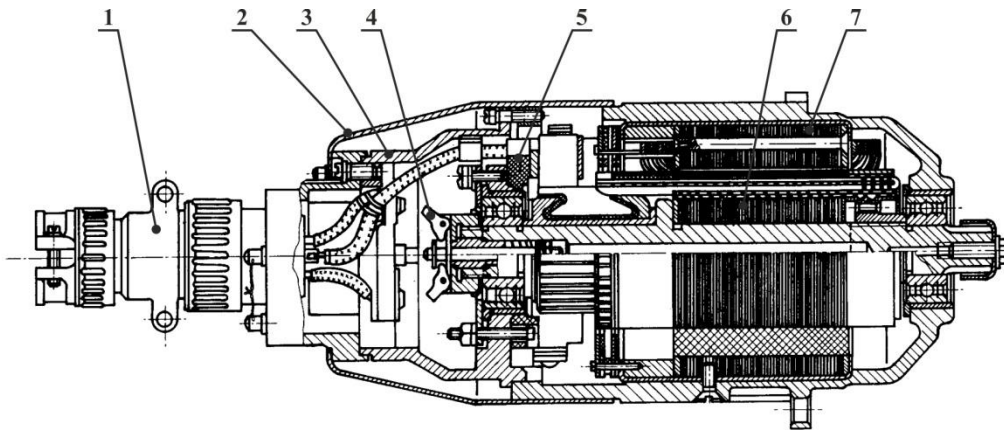
1 – elektrostartér, 2 – ochranné sítko, 3 – spojka, 4 – protipumpážní prostor, 5 – disk kompresoru, 6 – lopatkový difuzor, 7 – palivová tryska, 8 – zapalovací svíčka, 9 – odběr tlaku, 10 – plášť spalovací komory, 11 – plamenec, 12 – rozváděcí kolo, 13 – věnec turbíny, 14 – výstupní plášť, 15 – labyrintová ucpávka, 16 – parazitní ozubené kolo, 17 – planetové ozubené kolo, 18 – těleso reduktoru, 19 – výstupní ozubené kolo s rohatkou, 20 – příruba, 21 – ejekční čerpadlo, 22 – vypouštěcí ventil, 23 – hnací ozubení odstředivého vypínače, 24 – ozubený věnec, 25 – hnací ozubené kolo, 26 – hnané ozubené kolo, 27 – spouštěcí turbína, 28 – turbína turbokompresoru, 29 – nátrubek pro odvod odpadového paliva, 30 – labyrintová ucpávka, 31 – nátrubek odvodu oleje, 32 – spodní spojovací žebro, 33 – předkomora plamence, 34 – kryt, 35 – přední odrazník, 36 – těleso vstupního ústrojí

³ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

1.4 Konstrukce jednotlivých částí turbospouštěče

1.4.1 Elektrostartér „ST-3PT“

Elektrostartér „ST-3PT“ (Obr. 4) je stejnosměrný elektromotor se sériovým buzením, který je napájený dvěma vodiči. Se vstupním ústrojím turbínového spouštěče je spojen pomocí příruby (3). Elektrostartér slouží k roztočení turbokompresoru na volnoběžné otáčky, konkrétně $n = 9000 \text{ min}^{-1}$ a poté ho dále doprovází až do dosáhnutí otáček $n = 17500$ až 20500 min^{-1} . Jak již bylo popsáno v kapitole 2.3, v okamžiku kdy elektromotor dosáhne horních mezních otáček je automaticky odpojen od napájecí sítě pomocí odstředivého vypínače (4), který přeruší obvod stykače napájecího statorové vinutí spouštěcího elektromotoru. Následkem toho klesají otáčky spouštěcího elektromotoru, rohatková spojka vychází ze záběru a elektromotor se odpojí od hřídele rotoru.



Obr. 4 – Elektrostartér „ST-3PT“⁴

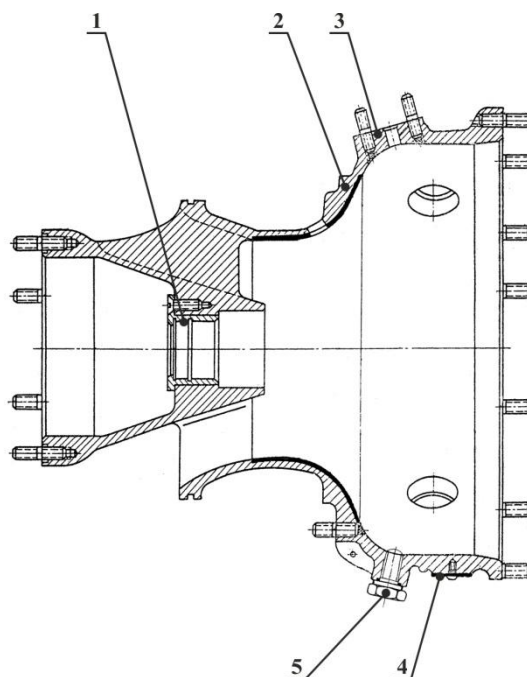
1 – kolíkový spoj, 2 – zadní plášť, 3 – příruba, 4 – odstředivý automat, 5 – držák kartáčů, 6 - rotor, 7 – tělo se zářázkou

1.4.2 Vstupní ústrojí

Těleso vstupního ústrojí (2) je tvarově složitý odlitek z hliníkové slitiny. Tvoří ho usměrňovací ústrojí, které slouží k přivodu atmosférického vzduchu ke kompresoru, a vnější těleso kompresoru. Těleso vstupního ústrojí spojuje elektrický spouštěč a těleso spalovací komory.

Na vnější části tělesa vstupního ústrojí se nachází výduť protipumpážního prostoru, příruba sloužící k upevnění palivových trysek a čidel na snímání tlaku vzduchu (3), tabulka s výrobním číslem (4) turbospouštěče a drenážní otvor osazený šroubem se závitem M10x1 (5). V případě servisu turbínového spouštěče slouží drenážní otvor k vypuštění starých provozních kapalin. Provozní kapaliny vytékají ze vstupního ústrojí samospádem, proto musí být spouštěč natočen tak, aby drenážní otvor byl nejnižším bodem celého tělesa. Dále je na tělesu vstupního ústrojí připevněno ochranné sítko bránící vniknutí cizích předmětů do kompresoru. Těleso je zesíleno šesti axiálními žebry začínajícími u vstupního kanálu a končícími u příruby, která slouží k upevnění vstupního ústrojí ke spalovací komoře.

⁴ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

Obr. 5 - Vstupní ústrojí⁵

1 – vložka, 2 – těleso vstupního ústrojí, 3 – příruba odběru tlaku vzduchu za kompresorem, 4 – identifikační tabulka, 5 – drenážní šroub

Ve střední vnitřní části vstupního ústrojí je lité pouzdro, které vystupuje před čelo vstupního ústrojí a spojuje se s ním pomocí tří rovnoměrně rozmístěných aerodynamických nosníků. Tyto nosníky rozdělují otvor pro vstup vzduchu na tři kanály. Vnitřní průměr pouzdra je zúžen na průměr vstupního průměru lopatek záběrníku kompresoru (Obr. 8). To umožňuje plynulý vstup nasávaného vzduchu na lopatky záběrníku. Venkovní část pouzdra je opatřena přírubou se šesti otvory pro šrouby sloužící k upevnění elektrostartéru. Uvnitř pouzdra je zalisována vložka (Obr. 5 - 1) pro nasazení ložisek. Část vnitřního povrchu vstupního ústrojí nad lopatkami radiálního kompresoru je pokryta speciální směsí mastku. Do této měkké vrstvy si lopatky kompresoru vyrobí při prvním spuštění svoji přesnou dráhu a je tak dosaženo minimální vůle mezi lopatkami oběžného kola a vstupního ústrojí. [1]

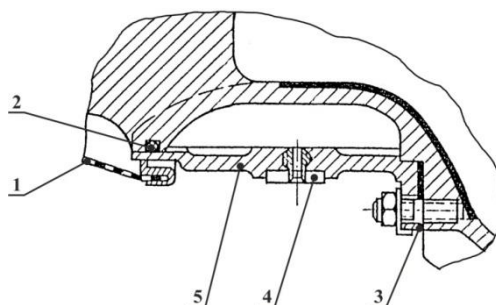
Uvnitř pouzdra je na jednom hřídeli umístěna třecí spojka, přes kterou spojuje rohatkové ústrojí elektrostartér s rotorem kompresoru.

Ze strany příruby spalovací komory je vytvořeno osazení pro umístění difuzoru. Tato příruba je opatřena 14 otvory pro šrouby. Všechny šrouby použité na vstupním ústrojí mají kromě drenážního šroubu stejný závit M6x1.

Vnější část vstupního ústrojí (Obr. 7) je na počátku vstupních kanálů válcová s drážkou pro vložení pryžového těsnícího kroužku (Obr. 6 - 2). Ze strany spalovací komory je vytvořeno osazení, ke kterému se připojuje protipumpážní prostor. Mezi čelo osazení a přírubu protipumpážního prostoru se vkládá vložka (3), která tento spoj utěsňuje. Z druhé strany je utěsněn pryžovým kroužkem. Protipumpážní prostor je upevněn přírubou se šesti šrouby, které jsou zašroubovány do zesílených axiálních žebér vstupního ústrojí. V přírubě jsou symetricky zašroubované čtyři speciální šrouby (4) s vnitřní závitovou dírou, sloužící k

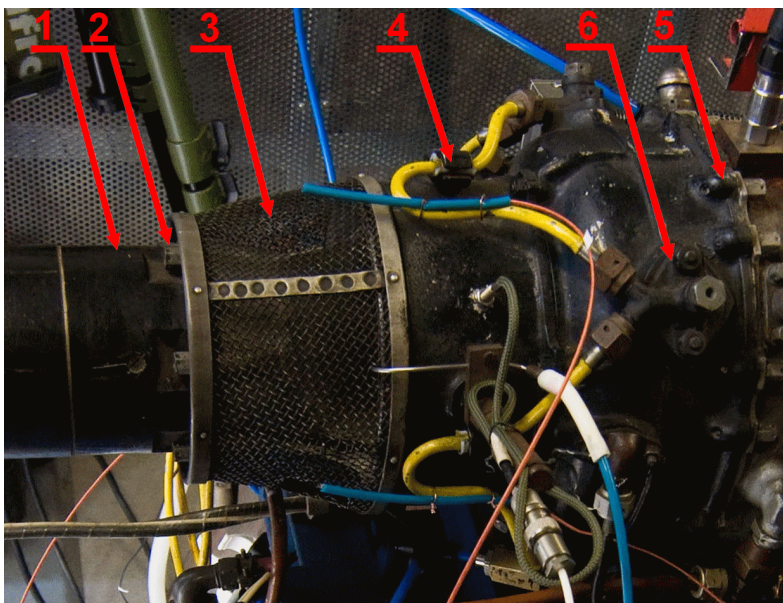
⁵ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

upevnění vedení palivového potrubí. Ve stěně vstupního ústrojí je pod protipumpážním prostorem vytvořeno 18 otvorů, souměrně rozložených po obvodu a spojujících tak tento prostor s prostorem kompresoru.



Obr. 6 - Detail sestavení protipumpážního prostoru⁶

1 – ochranné sítko, 2 – pryžový kroužek, 3 – vložka, 4 – speciální šroub, 5 - válec z ocelového plechu

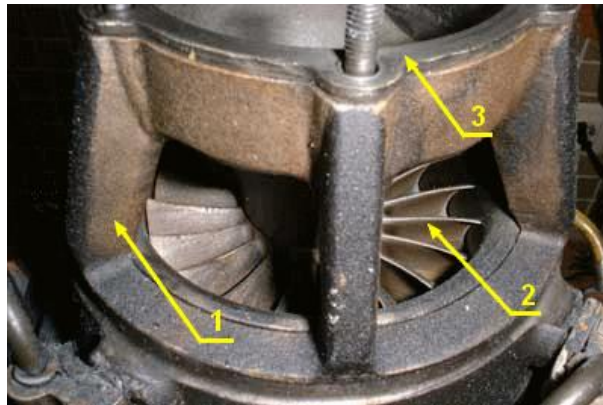


Obr. 7 – Fotografie vstupního ústrojí⁷

1 – elektrosoustěč, 2 – příruba pro připojení elektrosoustěče, 3 – ochranné sítko, 4 – speciální šroub, 5 – příruba pro připojení pláště spalovací komory, 6 - příruba pro připojení palivové soustavy

⁶ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

⁷ Vlastní upravená fotografie



Obr. 8 – Fotografie vstupního ústrojí bez ochranného síta⁸

1 – aerodynamický nosník, 2 – lopatky záběrníku kompresoru, 3 – příruba pro připojení elektrosoustředě

1.4.3 Ochranné sítko

Jak již bylo zmíněno v předešlé kapitole, ochranné sítko (viz. Obr. 7) ve tvaru komolého kužele zamezuje vniknutí cizích předmětů do kompresoru a chrání ho tak před poškozením. Sítko je tvořeno kovovým pletivem. Na krajích je zesíleno a jeho kostra je tvořena ocelovými pásky. Pletivo je s kostrou spojeno bodovými svary. Sítko je z jedné strany připevněno pomocí šesti šroubů příruby elektrického spouštěče a z druhé strany je opřeno o čelo vstupního ústrojí.

1.4.4 Sestava radiálního turbokompresoru

Oběžné kolo radiálního kompresoru je jednostranné, polozakrytého typu a vyrobené jako výkovek z lehké slitiny. Skládá se ze dvou částí, záběrníku (7) a vlastního kola (8). Obě části jsou k sobě staženy rohatkou kompresoru (3). Záběrník je zajištěn vůči radiálnímu posuvu vzhledem k vlastnímu oběžnému kolu pomocí šesti kolíků (6). Pro přenášení kroutícího momentu od turbíny přes hřídel na kolo kompresoru je rohatka opatřena vnitřním evolventním drážkováním. Záběrník je otáčející se usměrňovací zařízení sloužící k přívodu vzduchu na lopatky oběžného kola. Jeho dvacet lopatek (shodný počet s kolem) je orientováno totožným směrem jako lopatky kola. Čelní přesah lopatek je 0,1 - 0,04 mm. Vnější plášť kompresoru tvoří těleso vstupního ústrojí.

Rotor turbokompresoru je uložen na dvou ložiskách stejných rozměrů. K zachycování radiálních i axiálních sil slouží kuličkové ložisko (10) o rozměrech 15x42x13 mm. Druhé z ložisek je válečkové (13), které umožňuje axiální posuv daný rozpínáním vlivem tepelné dilatace. Vnitřní kroužky ložisek jsou na hřídeli zajištěny pouzdry, které vymezují jejich vzájemnou polohu a polohu vůči kompresoru a disku turbíny prvního stupně. Vnější kroužky jsou uchyceny v nosné troubě spalovací komory.

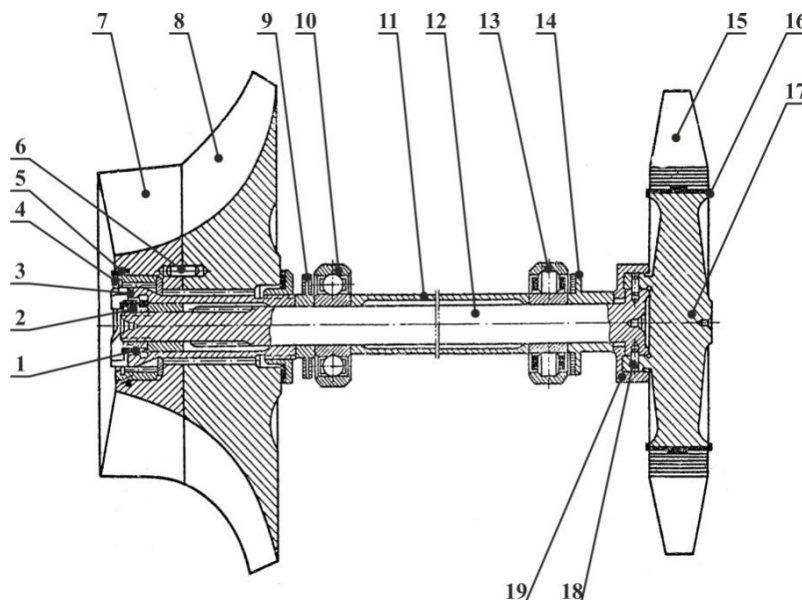
Ze strany oběžného kola kompresoru je hřídel opatřen 14 evolventními drážkami pro nasazení rohatky. Z druhé strany je zesílen pro nalisování disku turbíny prvního stupně. Disk je zajištěn šesti radiálními kolíky (18). Po nalisování kolíků je nalisováno pouzdro (19), aby se zabránilo vypadávání kolíků vlivem odstředivé síly.

⁸ Vlastní upravená fotografie

Přední (9) a zadní odrazník (14) mají na vnějším průměru drážky odrážející olej od ložisek při otáčení rotoru. Tyto drážky slouží k usměrnění oleje do odváděcí trubky.

Disk turbíny prvního stupně (17) je vyroben jako výkovek ze žárupevné oceli. Po jeho obvodě je vyfrézováno 27 drážek rybovitého tvaru. Tyto drážky slouží k uchycení turbínových lopatek (15). Pro zvětšení stykové plochy mezi diskem a lopatkami jsou drážky pootočený o 16° vůči ose disku. Lopatky prvního stupně turbíny jsou vyrobeny pomocí podtlakového přesného lití ze žáruvzdorné slitiny ZS 6K dle GOST. [3] Vlastní plocha lopatek se po odlití už nijak neopravovává. Na spodním povrchu stopky lopatky je vyfrézovaná podélná drážka, do které se zasouvá zub pojišťovací podložky (16), jejíž konce jsou ohnuté přes okraj disku. Tím je zamezeno pohybu lopatek ve směru drážek zámku. Sada lopatek se vybírá na základě jejich hmotnosti. Rozdíl maximální a minimální hmotnosti v sadě nesmí překročit 0,6 g a rozdíl dvou hmotností protilehle umístěných lopatek nesmí překročit 0,2 g.

Vyvažování rotoru probíhá postupně. Jako první se vyvažuje oběžné kolo radiálního kompresoru a poté oběžné kolo turbíny prvního stupně. Kompresor se dynamicky vyvažuje na speciálním zařízení, které z něj ubírá přebytečný materiál. Dále se přidávají tělíska protizávaží (4), která se zakládají do vnitřního vybrání záběrníku do drážek rohatky. Přípustná nevyváženost je $1\text{g}\cdot\text{cm}$. Poté se dynamicky vyvažuje sestava hřídele s oběžným kolem turbíny. Celá sestava je při vyvažování umístěna ve svých ložiskách, osazena odrazníky a rozpěrným pouzdem. Oběžné kolo kompresoru je zde nahrazeno speciálním technologickým pouzdem (11). Vyvažování je prováděno postupným odebíráním přebytečného materiálu z disku turbíny. Přípustná nevyváženost celé sestavy je $1\text{g}\cdot\text{cm}$. Poté dochází k sestavení celého turbokompresoru a následné kontrole celkové nevyváženosti. Přípustná celková nevyváženost je $1,5\text{g}\cdot\text{cm}$.

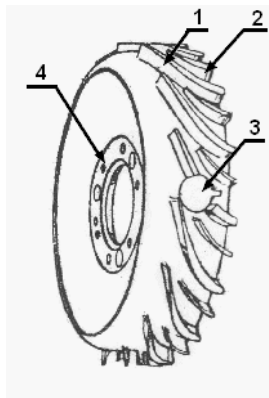


Obr. 9 - Sestava radiálního turbokompresoru⁹

1 – speciální kryt, 2 – matice, 3 – rohatka, 4 – vyvažovací závaží, 5 – dělený kroužek, 6 – kolík, 7 – záběrník, 8 – oběžné kolo, 9 – přední odrazník, 10 – kuličkové ložisko, 11 – rozpěrné pouzdro, 12 – rotor turbokompresoru, 13 – válečkové ložisko, 14 – zadní odrazník, 15 – lopatky plynové turbíny, 16 – pojišťovací podložka, 17 – disk plynové turbíny, 18 – radiální kolík, 19 – pouzdro

⁹ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

1.4.5 Difuzor



Obr. 10 – Difuzor kompresoru¹⁰

1 - dlouhá lopatka, 2 - krátká lopatka, 3 - otvor pro průchod palivových trysek, 4 - příruba pro připojení k nosné troubě

Radiálně - axiální difuzor je výkovek z lehké slitiny a má 16 dlouhých (1) a 16 krátkých (2) lopatek. Středění difuzoru je provedeno na přírubě (4) nosné trouby spalovací komory, ke které je upevněn šrouby. Difuzor představuje zadní stěnu kompresoru. Podle lopatek difuzoru se střeďí těleso přívodu vzduchu. Čtyři k sobě symetrické lopatky difuzoru jsou opatřeny otvory (3) pro průchod palivových trysek do spalovací komory. Jejich středění se provádí v difuzoru a jsou upevněny na tělese přívodu vzduchu.

1.4.6 Těleso spalovací komory

Těleso spalovací komory je svařovaná ocelová konstrukce a skládá se z vnějšího věnce (9) se dvěma přírubami, čtyř spojovacích žebor (1,2,3,5), nosné trouby (6) a pouzdra pro přívod oleje k ložiskům (7).

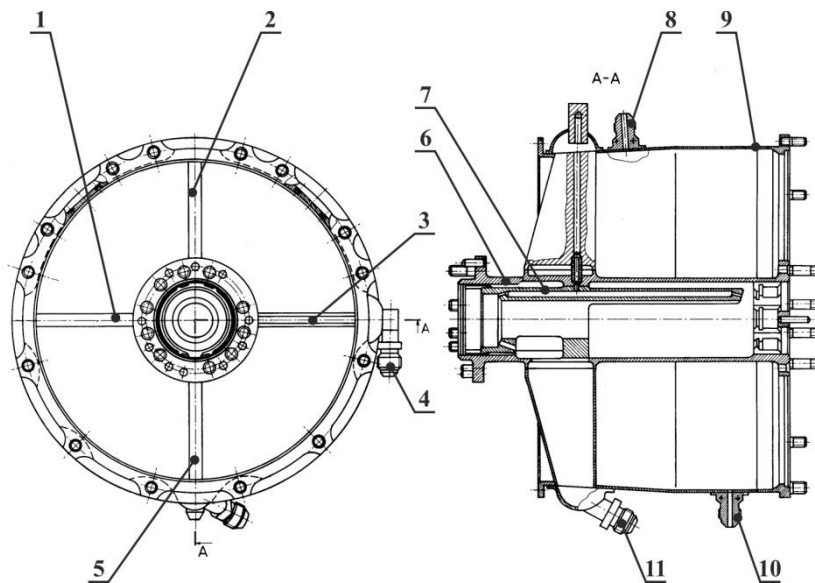
Vnější plášť a tři žebra jsou z plechu o tloušťce 1 mm. Žebrem (5) se odvádí olej z nosné trouby a žebrem (3) se přivádí olej pro mazání a chlazení ložisek turbokompresoru. Žebro (3) je výkovek. K přírubám vnějšího věnce se u jedné strany upevňuje těleso pro přívod vzduchu a z druhé strany se upevňuje druhý stupeň turbospouštěče. Na vnějším plášti spalovací komory jsou v horní části přivařeny dvě příruby pro umístění zapalovacích svíček. Ve spodní části je přivařeno šroubení pro odvod drenážního paliva (10) a oleje (11) z turbospouštěče. Dále je pak v horní části vnějšího pláště přivařeno šroubení pro odběr tlaku (8) ze spalovací komory a z boku šroubení pro přívod oleje (4) k turbospouštěči.

Nosná trouba slouží jako nosná část motoru a pro uložení turbokompresoru. Je opatřena dvěma přírubami. Z jedné strany přírubou pro upevnění difuzoru kompresoru a víka ložiska a z druhé strany přírubou pro upevnění labyrintového těsnění, plamence, rozváděcího kola a regulačního kroužku. Ve vnitřním prostoru nosné trouby jsou vložena ložiska turbokompresoru s rozpěrným pouzdrům s otvory pro přívod oleje k ložiskům. Olej je přiváděn skrz šroubení a žebro až do rozpěrného pouzdra.

Mezi rozpěrným pouzdrům a víčkem jsou umístěna ložiska a jsou tak zajištěna vůči posuvu. Pro zabránění vzájemného posuvu kroužků a tím vzniklého zešikmení válečkového ložiska je mezi víčko a rozpěrné pouzdro vloženo talířové pouzdro a dvě ploché pružiny, které přitlačují vnější kroužek ložiska s přesahem 0,8 až 1,5 mm.

¹⁰ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

Těleso spalovací komory je vyrobeno z plechu ze žáruvzdorné oceli. Konkrétně se jedná o ocel Chromansil - 25CrMnSiA dle ruského značení GOST. [3]



Obr. 11 - Těleso spalovací komory¹¹

1,2,3,5 – spojovací žebra, 4 – nátrubek přívodu maziva, 6 – nosná trouba, 7 – pouzdro pro přívod oleje k ložiskům, 8 – nátrubek odběru tlaku vzduchu do palivo-olejového čerpadla, 9 – plášť spalovací komory, 10 – nátrubek pro odvod odpadového paliva, 11 – nátrubek pro odvod oleje

1.4.7 Plamenec

Plamenec spalovací komory je sruženého typu. Je vyroben svařováním žárupevného ocelového plechu. Z měření bylo zjištěno že se jedná o niklovou slitinu EI 435 (ChN78T), dle značení GOST [3]. Tento materiál je používán pro spalovací komory operující při teplotách 1000 °C.

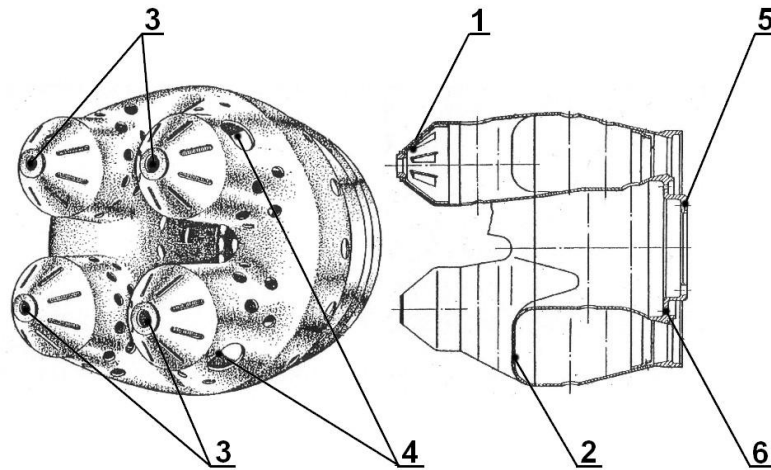
Skládá se ze čtyř trubkových předkomor (1) a jedné smíšené spalovací komory (2). Díky jejich kombinaci tak využívá předností obou dvou typů spalovacích komor. Trubková spalovací komora má vyšší účinnost spalování a z prstencové komory vystupuje rovnoměrné tlakové a teplotní pole. Vnější a vnitřní plášť je v přední části spojen dnem se čtyřmi předkomorami kuželovitého tvaru. V zadní části plamence je vnitřní i vnější plášť opatřen přírubou. Příruba na vnitřním plášti (6) spojuje plamenec s nosnou troubou a příruba na vnějším plášti (5) spojuje plamenec s věncem turbíny.

Každá z předkomor je v přední části opatřena vířičem. Ten slouží pro zviření primárního proudu vzduchu vstupujícího do plamence. Vnější i vnitřní plášť je opatřen otvory pro vstup sekundárního vzduchu. Vířič v kombinaci s otvory v pláštích zaručuje co nejdokonalejší shoření paliva a chlazení zplodin na konstrukční hodnotu teploty T_{dov} . Tato teplota je důležitá pro správný chod motoru a nesmí být dlouhodobě překročena z důvodu poškození turbíny.

Palivo se do plamence vstříkuje pomocí čtyř palivových trysek umístěných v otvorech (3) v čelech předkomor. Otvory procházejí středem vířičů a palivo je tak vstříkováno do zviřeného vzduchu, čímž je dosaženo ještě efektivnějšího promísení se vzduchem a co nejdokonalejšího

¹¹ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

hoření. Výsledná směs je zapálena pomocí dvou zapalovacích svíček umístěných v otvorech (4) v horních dvou předkomorách.



Obr. 12 – Plamenec¹²

1 - trubková předkomora, 2 - smíšená spalovací komora, 3 - otvory pro umístění palivových trysek, 4 - otvory pro umístění zapalovacích svíček, 5 - příruba vnějšího pláště, 6 - příruba vnitřního pláště

1.4.8 Palivová tryska

Turbínový spouštěč má 4 jednostupňové palivové trysky odstředivého typu.

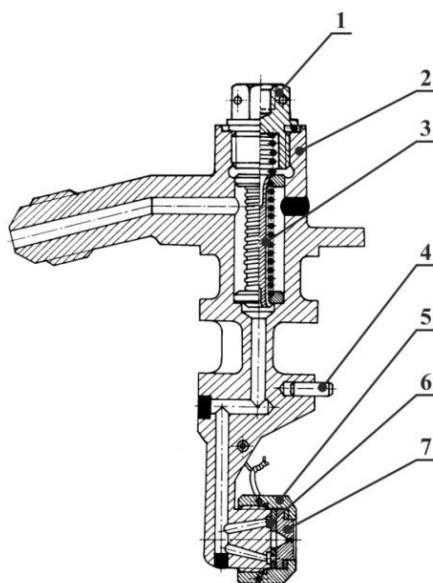
Tělo palivové trysky společně s přírubou je vyrobeno jako odlitek z oceli. Příruba přechází v zesílenou hlavici, do níž je vložen čistič (3), který je zajištěn šroubem (1) a tlačnou pružinou. Z druhé strany je palivová tryska opatřena závitem, na který se našroubuje ocelová převlečná matice (5), která upevňuje víříč (6) a odstředivou dýzu (7).

Víříč je ocelová vložka s otvorem ve svém středu a třemi bočními otvory o menším průměru. Tyto tři menší otvory jsou spojeny se středním otvorem tangenciálními výřezy. Palivo procházející těmito otvory tak získává rotační pohyb. Následně prochází palivo skrz výstupní dýzu do plamence spalovací komory. Tato dýza zajišťuje kuželovitý tvar vystupujícího proudu paliva. Rotace paliva a kuželovitý tvar jeho výstupního proudu přispívá k jeho lepšímu rozprašení, smísení se vzduchem a následnému co nejlepšímu hoření. Po sestavení palivové trysky se převlečná matice zajišťuje drátem ze žárupevné oceli.

Čistič paliva zamontovaný v hlavici palivové trysky se skládá z dřívku s podélnými průřezy, kterými protéká palivo. Na povrchu je opatřen šroubovitou drážkou, na kterou je navinut drát, čímž je vytvořeno sítko zabraňující vstupu nečistot do trysky.

Sestavená palivová tryska se umísťuje skrz difuzor proti otvoru v předkomoře a je upevněna přírubou k tělesu vstupního ústrojí. Vzdálenost mezi tryskou a čelem předkomory se vymezuje pomocí podložek vložených mezi přírubu plamence a labyrintového těsnění. Pro zmenšení hydraulických ztrát má tělo palivové trysky v průtočné části lopatkového difuzoru stejný aerodynamický profil jako kanál difuzoru. Poloha hlavice palivové trysky vzhledem k ose plamence se zajišťuje pomocí kolíku, který zapadá do drážky v tělese difuzoru.

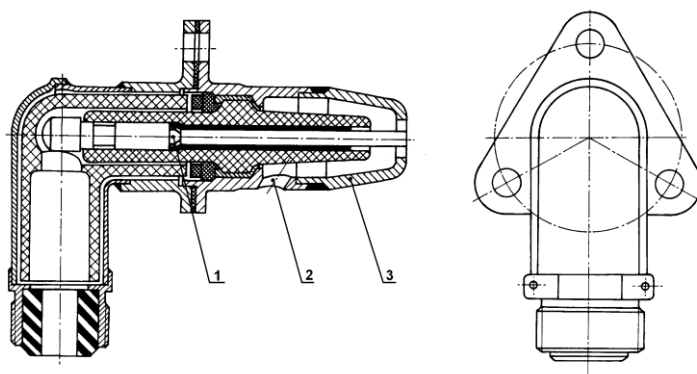
¹² Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

Obr. 13 - Palivová tryska¹³

1 – uzavírací šroub, 2 – těleso palivové trysky, 3 – čistič, 4 – kolík, 5 – převlečná matice, 6 – víříč, 7 – odstředivá dýza

1.4.9 Zapalovací svíčka

Zapalovací svíčka „SD-110-4“ je rozebíratelná jiskrová, stíněná svíčka s keramickou izolací. Je tvořena prstencovým (3) a středovým (1) kontaktem. Turbínový spouštěč TS - 20B je vybaven dvěma zapalovacími svíčkami, které jsou přírubami spojeny s pláštěm spalovací komory a zasunuty do dvou horních předkomor plamence. Na bočním povrchu tělesa svíčky je otvor (2) o průměru 4 mm, který slouží pro chlazení tělesa svíčky vzduchem. Tímto otvorem se také vyfukuje ionizovaný vzduch a k následnému jiskrovému výboji dochází vně svíčky. K zabezpečení funkčnosti svíčky je nutné otvor nastavit směrem proti proudu vzduchu. Řízený elektrický výboj zapaluje rozstříkované palivo pouze v horních dvou předkomorách a ve zbylých dvou předkomorách dochází ke vznícení paliva prošlehnutím plamenů.

Obr. 14 - Zapalovací svíčka „SD-110-4“¹⁴

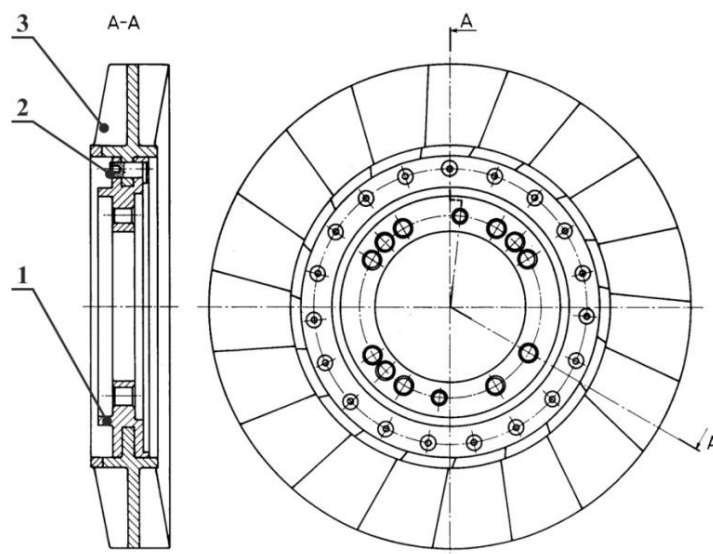
1 – středový kontakt, 2 – otvor pro přívod vzduchu, 3 – prstencový kontakt

¹³ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

¹⁴ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

1.4.10 Rozváděcí kolo turbíny

Rozváděcí kolo má po obvodu 19 lopatek (3) vyrobených metodou vakuového přesného lití ze žáruvzdorné slitiny, konkrétně se jedná o slitinu ZS 6K dle GOST, s vysokým obsahem Ni, Cr a Co a s přísadami Mo, W, Ti a Al. [3] Funkční část lopatky se po odlití již neobrábí. Lopatky se zasouvají svými koncovkami do drážky disku (1) a jsou zajištěny kolíky (2), které procházejí otvory v jejich koncovkách. Kolíky mají z jedné strany osazení a z druhé strany čelní otvor, pro rozválcování kolíku při montáži rozváděcího kola. Disk je upevněn pomocí osmi závrtných šroubů k nosné troubě a kromě otvorů pro upevňovací kolíky lopatek je navíc opatřen dvěma otvory sloužícími pro průchod vzduchu, chladícího disk plynové turbíny.



Obr. 15 - Rozváděcí věnec¹⁵

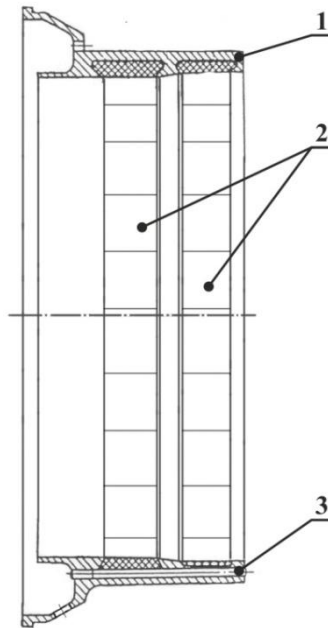
1 – disk rozváděcího kola, 2 – kolík, 3 – rozváděcí lopatka

¹⁵ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

1.4.11 Věnc turbíny

Věnc turbíny (1) je vyroben ze žárupevné oceli. Po svém vnitřním obvodu má dvě řady niklografitových vložek (v každé řadě 24 kusů) rozmístěných naproti lopatkám prvního a druhého stupně plynové turbíny. Vložky (2) jsou vkládány do dvou drážek rybinovitého tvaru upevněných pomocí zámku. Pro zabránění pohybu vložek v kruhovém směru jsou použity tři pojistné dráty (3). Po vnějším obvodu věnce jsou otvory sloužící k průchodu části sekundárního vzduchu sloužícího k chlazení prostoru výstupního pláště.

Příruba věnce turbíny se při konečné montáži upevňuje mezi přírubu tělesa spalovací komory a přírubu výstupního pláště.



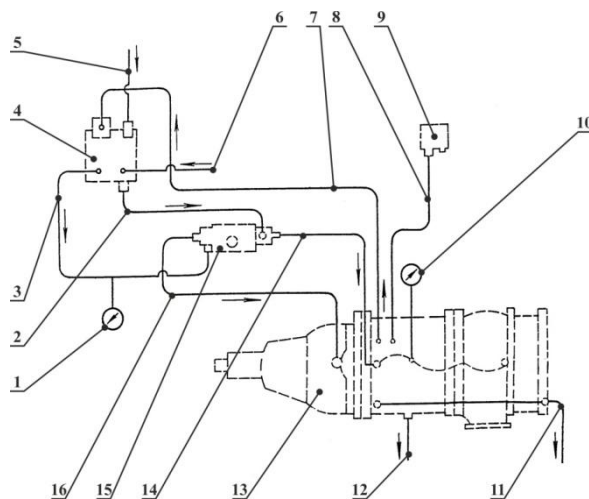
Obr. 16 - Věnc turbíny¹⁶

1 – věnc turbíny, 2 – niklografitové vložky, 3 – pojistný drát

¹⁶ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

1.4.12 Systém dodávky paliva

O dodávku paliva do čtyř jednostupňových trysek umístěných ve spalovací komoře turbospouštěče se stará palivo - olejové čerpadlo 414AF - 3 (Obr. 18). Palivem je benzín B - 70, který je čerpán palivovým čerpadlem ze speciální nádržky.



Obr. 17 - Schéma palivo-olejového systému¹⁷

1 – manometr pro měření tlaku paliva, 2 – olejové potrubí k elektromagnetickému ventilu, 3 – palivové potrubí k elektromagnetickému ventilu, 4 – palivo-olejové čerpadlo „414AF-3“, 5 – přívodní potrubí oleje k čerpadlu, 6 – přívodní potrubí paliva k čerpadlu, 7 – potrubí k odvodu tlaku vzduchu za kompresorem k čerpadlu, 8 – potrubí k odvodu tlaku vzduchu za kompresorem k signalizátoru tlaku „SDUI-0,04“, 9 – signalizátor tlaku „SDUI-0,04“, 10 – manometr pro měření tlaku oleje, 11 – potrubí odváděného oleje z ejekčního čerpadla, 12 – potrubí odpadového paliva, 13 – turbínový spouštěč TS-20B, 14 – přívodní potrubí oleje k olejovému rozdělovači, 15 – elektromagnetický uzavírací ventil, 16 – přívodní potrubí paliva k palivovým tryskám

Palivo - olejové čerpadlo má dvě na sobě nezávislá zubová čerpadla (2,10), která jsou poháněna společným náhonem od elektromotoru „MU-332A“ (1). Tyto dva čerpací uzly ale nemohou zabezpečit úplnou těsnost systému. Z tohoto důvodu je ve větvích přívodu paliva a maziva umístěn dvoukanálový zpětný elektromagnetický ventil (6), který zabráňuje pronikání těchto provozních kapalin do turbospouštěče v době jeho nečinnosti.

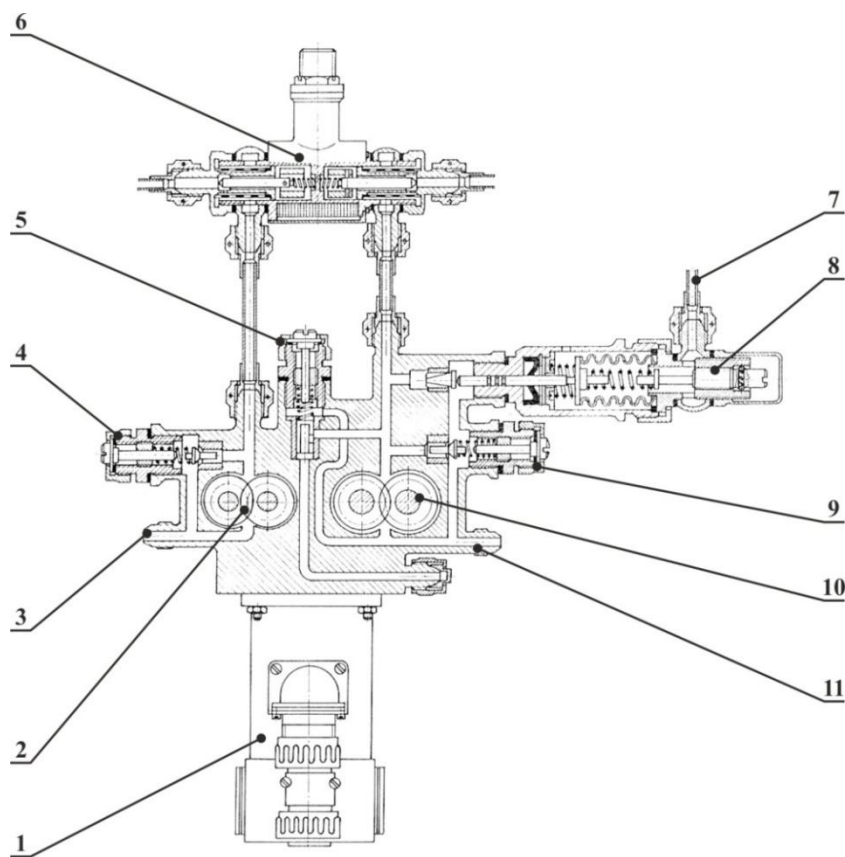
Zapnutí palivo - olejového čerpadla a následné otevření elektromagnetického ventilu zajišťuje signalizátor tlaku „SDUI-0,04“ (Obr. 17 - 9) při zvýšení přetlaku vzduchu za kompresorem na hodnotu $\Delta p_2 = 0,0039$ MPa. Maximální dovolená chyba při zapnutí kontaktů je 0,000981 Mpa. Signalizátor tak zabráňuje dodávce provozních kapalin, dokud tlak nedosáhne požadovaných hodnot a přerušuje dodávku při snížení tlaku pod uvedenou hodnotu Δp_2 . Díky tomu chrání turbínový spouštěč před tepelným poškozením v případě poruchy.

Řízení dodávky paliva při režimu roztáčení a zabezpečení spolehlivé činnosti turbospouštěče zajišťuje regulační ventil počátečního tlaku paliva (8), který řídí dodávku paliva v závislosti na tlaku vzduchu za kompresorem turbospouštěče.

¹⁷ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

Základní údaje palivové soustavy:

Palivo:	benzin B-70
Sekundový průtok paliva:	maximálně 22 g/sec
Tlak paliva před elektromagnetickým ventilem při režimu výpočtového momentu:	12,5 až 17,5 $\text{kp}\cdot\text{cm}^{-2}$
Průtok paliva při výpočtovém momentu a tlaku paliva:	116 $\text{l}\cdot\text{h}^{-1}$



Obr. 18 - Palivo-olejové čerpadlo "414AF-3"¹⁸

1 – elektromotor „MU-332A“, 2 – olejové zubové čerpadlo, 3 – vstup oleje, 4 redukční olejový ventil, 5 – ventil stálého tlaku, 6 – elektromagnetický uzavírací ventil, 7 – vstup tlakového vzduchu odebíraného za kompresorem, 8 – regulační ventil počátečního tlaku paliva, 9 – redukční palivový ventil, 10 – palivové ozubené čerpadlo, 11 – vstup paliva

¹⁸ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

1.4.13 Systém mazání turbospouštěče

Olejevá soustava turbospouštěče zajišťuje přívod mazacího oleje k ložiskům a jejich chlazení. Dále odplavuje nečistoty, chrání některé části před korozí a vytvořený olejový film se podílí na těsnění mazaných míst.

Systém mazání turbospouštěče je kombinovaného typu, kdy část ložisek je samomazná a část ložisek je mazána pomocí olejové soustavy.

Ložiska rohatkového spoje ve vstupním ústrojí jsou mazána konzistenčním mazivem „CIATIM-201“, které se do nich plní ve výrobním závodě. Ložiska turbokompresoru, rotoru spouštěcí turbíny a reduktoru jsou mazána nucenou dodávkou tlakového oleje „MK-8“ nebo transformátorového oleje, pomocí trysek olejové soustavy turbospouštěče. Dodávku oleje do olejové soustavy zajišťuje palivo - olejové čerpadlo 414AF - 3.

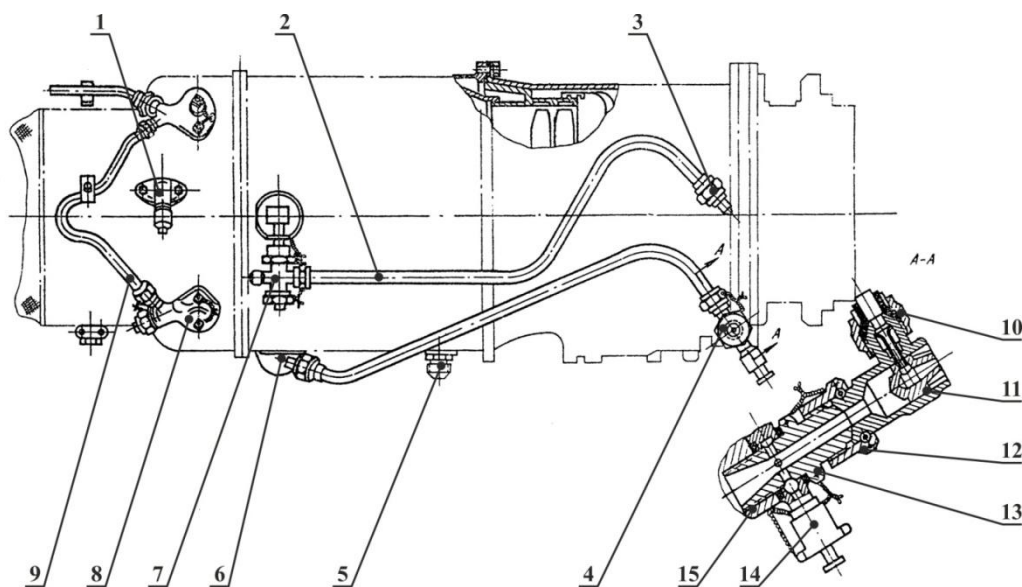
K ložiskům turbokompresoru je olej přiváděn přes šroubení na plášti spalovací komory skrz vývrty v horizontálním žebro a pouzdro zalisované do nosné trouby. Na válečkové ložisko turbokompresoru je olej rozstříkovan tryskou zalisovanou v rozpěrném pouzdru ložiska. Ta usměrňuje proud oleje mezi klec a vnitřní kroužek ložiska. Po průchodu ložiskem se olej odšťikuje pomocí odrazníku a odvádí se podélnými drážkami vyfrézovanými pod válečkovým ložiskem. Kuličkové ložisko se maže podobným způsobem jako ložisko válečkové, jen s rozdílem že olej k tomuto ložisku není přiváděn skrz trysku, ale přes vývrt v rozpěrném pouzdru.

Olej pro mazání uzlů druhého stupně turbospouštěče se přivádí skrz šroubení umístěné na výstupním plášti odkud postupuje přes dutý čep a vývrty v tělese rotoru do prstencového prostoru mezi objímkou ložisek a vlastním tělesem spouštěcí turbíny. Z tohoto prostoru je olej odváděn k ložiskům pomocí dvou šikmých vývrtů v objímce ložisek a jedním vývrtem v tělese na ozubená kola a ložiska reduktoru. Z válečkového ložiska se olej odvádí do prostoru reduktoru skrz šikmý vývrt v tělese rotoru spouštěcí turbíny. Ložiska spojového mechanismu a odstředivého vypínače jsou mazána olejem rozstříkovaným ozubenými koly reduktoru.

Olej je z turbospouštěče odčerpáván ejekčním čerpadlem (Obr. 19). Vzduch, který postupuje z kompresoru skrz víčko kuličkového ložiska do prostoru nosné trouby, se mísí s olejem a vytváří tak olejovou mlhu. Mlha postupuje velkou rychlostí z nosné trouby přes spodní žebro pláště spalovací komory ke šroubení (10) a trysce ejekčního čerpadla. Druhé šroubení je spojeno se šroubením kohoutu pro odvod oleje. Působením ejekce olejová mlha procházející tryskou čerpadla odnáší olej z prostoru reduktoru a vytlačuje ho skrz zpětný ventil čerpadla do reduktoru hlavního leteckého motoru. Kohout (14) umístěný na šroubení je určen k vypuštění oleje po nezdařených spuštěních.

Základní údaje olejové soustavy:

Olej:	MK-8 nebo transformátorový olej
Spotřeba oleje za dobu 52 ± 3 :	maximálně $0,1 \text{ kg}^{19}$
Tlak oleje před turbínovým spouštěčem:	0,147 až 0,264 MPa (1,5 až $2,7 \text{ kp} \cdot \text{cm}^{-2}$)
Tlak oleje při teplotě okolí menší než $+15 \text{ }^\circ\text{C}$:	Tlak oleje se přípouští krátkodobě zvýšit na maximálně $4 \text{ kp} \cdot \text{cm}^{-2}$ s následujícím snížením na původní hodnotu
Množství oleje prošlého turbínovým spouštěčem za dobu činnosti $52 \pm 3 \text{ s}$:	1,6 až 2,8 kg
Průtok oleje:	přibližně $160 \text{ l} \cdot \text{h}^{-1}$



Obr. 19 - Vnější palivové a olejové potrubí, řez ejekčním čerpadlem²⁰

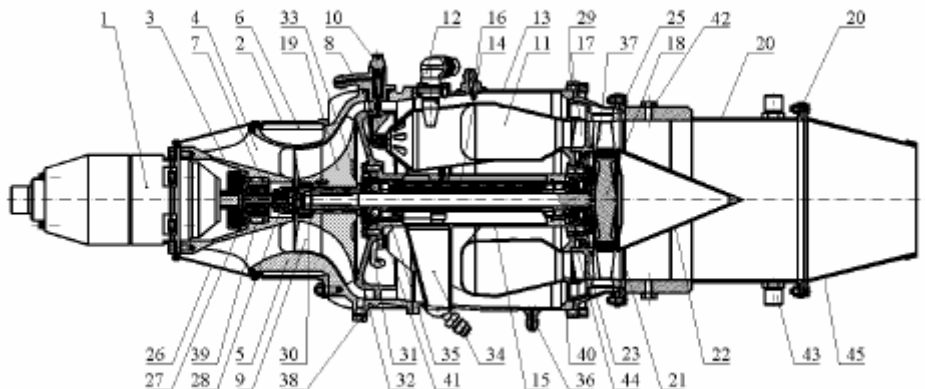
1 – odběr tlaku vzduchu za kompresorem, 2 – vnější olejové potrubí k druhému stupni, 3 – šroubení přívodu oleje, 4 – ejekční olejové čerpadlo, 5 – nátrubek pro odvod odpadového paliva, 6 – nátrubek pro odvod oleje z prvního stupně, 7 – rozdělovač oleje, 8 – palivová tryska, 9 – palivové potrubí, 10 – šroubení přívodu olejové mlhy, 11 – těleso ejekčního čerpadla, 12 – spojovací matice, 13 – sací hrdlo, 14 – vypouštěcí kohout, 15 – šroubení na výstupu z reduktoru

¹⁹ Díky netěsnostem v ložiskách, proniká malá část oleje do oběhu motoru a odchází ven se spaliny

²⁰ Obrázek je převzat a upraven z originálu [2]

2 Popis zvláštností konstrukce a zapojení experimentálního zařízení

Experimentální zařízení TS -20 se od turbospouštěče TS - 20B liší v mnoha případech. První velkou odlišností je způsob použití. Jak již bylo zmíněno slouží experimentální zařízení TS - 20 pouze k účelům experimentů na rozdíl od turbospouštěče TS - 20B, který slouží jako startér leteckého motoru AL - 7F - 1. Z toho vyplývá další výrazná změna, a to je absence druhého stupně turbíny s reduktorem. Tato část je v případě experimentálního zařízení nahrazena výstupní soustavou s dýzou (Obr. 20). Důvodem použití dýzy je zjednodušení měření hodnot tlaků a teplot na výstupu z turbíny turbokompresoru a na výstupu z dýzy.



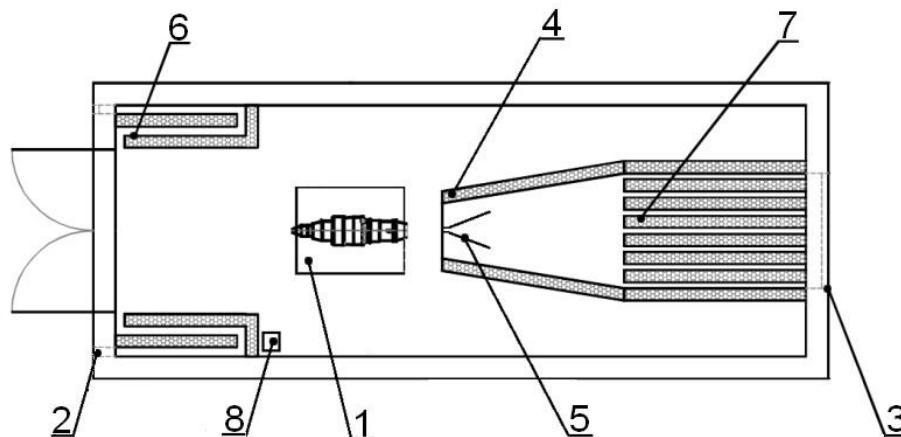
Obr. 20 - Řez experimentálním zařízením TS - 20²¹

20 – plášť výstupní soustavy, 22 – centrální těleso difuzoru, 45 – výstupní dýza

2.1 Zkušební místnost

Celé experimentální zařízení v nosném rámu je upevněno k podlaze zkušební místnosti (Obr. 21). Zkušební místnost je vyrobena přestavbou dopravního kontejneru. U vstupu (6) jsou po stranách umístěny dva svislé otvory (2) obdélníkového tvaru, sloužící k nasávání vzduchu do prostoru místnosti. V protější stěně je umístěn otvor pro odvod spalin. Mezi tímto otvorem a motorem je umístěn velký výstupní difuzor (4), sloužící k usměrnění spalin do výstupního otvoru. Uvnitř velkého difuzoru je umístěn malý kónický difuzor (5) sloužící pro co nejdokonalejší rozptýlení a odvod spalin do atmosféry. Sací i výstupní otvory jsou vyplněny zvukovými tlumiči (3) a stěny zkušební místnosti jsou sendvičové konstrukce, přičemž jejich výplň tvoří zvuková izolace. Tímto je dosaženo přijatelné výše hluku, konkrétně 120 dB a zkušební místnost je schválena krajským hygienikem. Zkušební místnost dále splňuje požární normy. Ve zkušební místnosti je také umístěno zařízení pro vyhodnocování signálů ze všech čidel nazývané cRIO (8).

²¹ Obrázek je převzat a upraven z originálu [6]

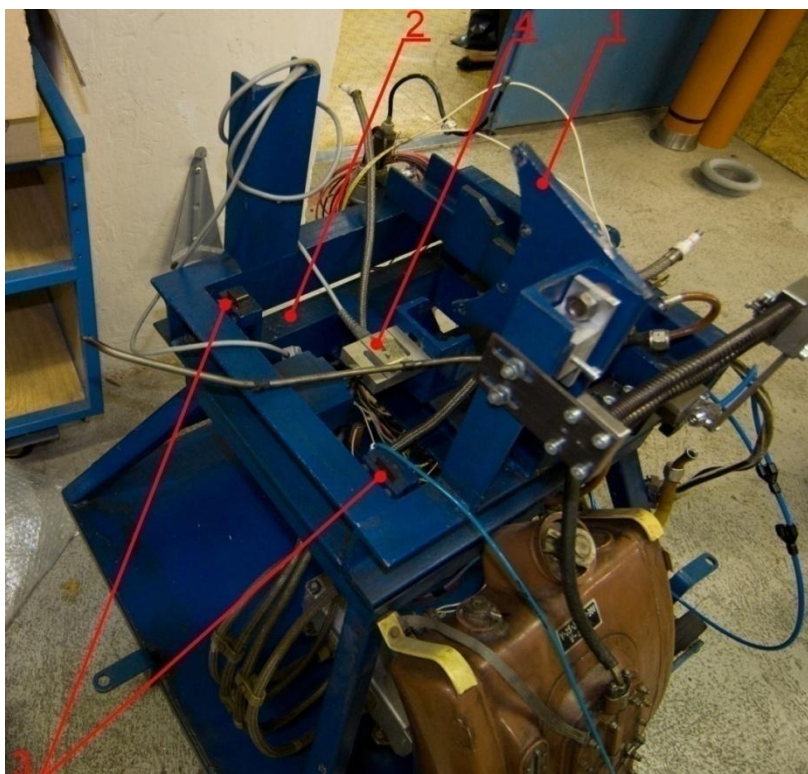
Obr. 21 - Zkušební místnost²²

1 - experimentální zařízení, 2 - Sací otvory, 3 - výstupní otvor, 4 - velký difuzor, 5 - kónický difuzor, 6 - vstupní otvor, 7 - výstupní tlumič, 8 - cRIO

2.2 Nosný rám

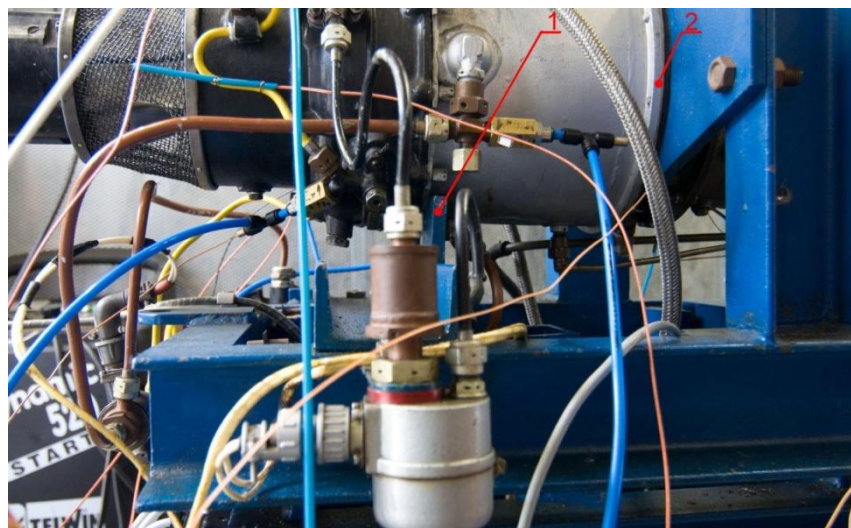
Zřejmě nejrozsáhlejší odlišností experimentálního zařízení je jeho upevnění. Turbospouštěč je upevněn zespodu hlavního leteckého motoru AL - 7F - 1. Experimentální zařízení je upevněno v nosném rámu pomocí dvou přírub (Obr. 23 - 1,2) po stranách spalovací komory společně se vším svým příslušenstvím. Nosný rám je vyroben ze svařovaných ocelových profilů a skládá se z pevné (2) a pohyblivé části (1). Pohyblivá část je zavěšena na tenkých planžetách (3) přišroubovaných v čelistech pevné části. Díky planžetám je umožněn pohyb pohyblivé vůči pevné části. Obě části jsou navzájem spojeny tenzometrem (4), který slouží k měření tahu motoru. K nosnému rámu je také připevněno veškeré příslušenství, konkrétně palivo - olejové čerpadlo, bezpečnostní tlakový snímač SDUI-0,04, zapalovací cívka, řídicí jednotka, nádrž na olej a ovládání motoru. Dříve mechanicko - analogová řídicí jednotka byla ale v průběhu experimentů nahrazena digitální řídicí jednotkou, která už v nosném rámu umístěna není. V současné době se nepoužívá mechanické ovládání motoru z důvodu řízení motoru na dálku z vedlejší ovládací místnosti pomocí kabeláže. Na nosném rámu je také připevněna měřicí aparatura zahrnující veškerá tlaková a teplotní čidla, která se na turbospouštěči nenacházejí. Z důvodu bezpečnosti je kolem prostoru turbíny motoru umístěn ochranný kryt (Obr. 24).

²² Obrázek převzat a upraven z originálu [5]



Obr. 22 - Částečně odstrojený nosný rám²³

1 - Pohyblivá část nosného rámu, 2 - pevná část nosného rámu, 3 - planžety v čelistech,
4 - tenzometr

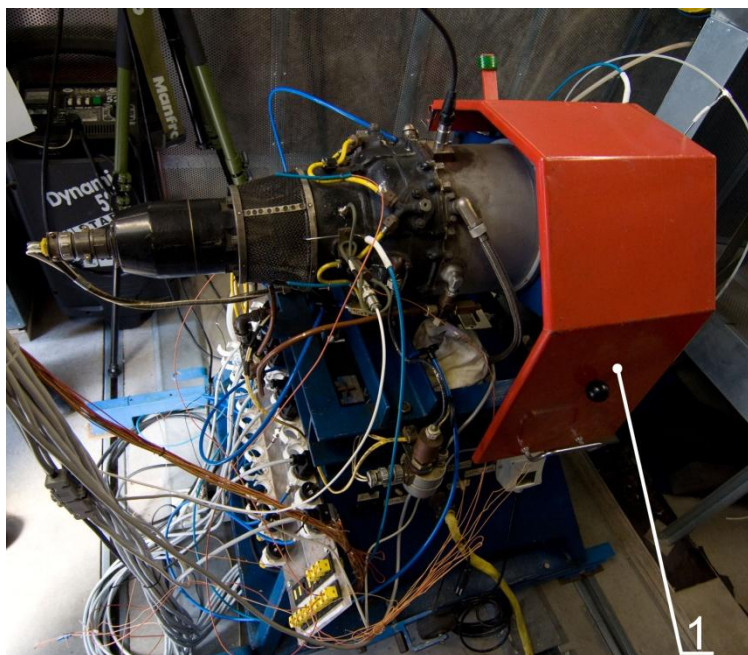


Obr. 23 - Příruby spalovací komory²⁴

1 - Přední příruba spalovací komory, 2 - Zadní příruba spalovací komory

²³ Vlastní upravená fotografie

²⁴ Vlastní upravená fotografie



Obr. 24 - Ochranný kryt motoru²⁵

2.3 Výstupní soustava

Výstupní soustava nahrazuje na experimentálním zařízení druhý stupeň turbospouštěče. Skládá se z pláště výstupní soustavy (Obr.20 - 20), centrálního difuzoru (Obr.20 - 22) a výstupní dýzy (Obr.25).

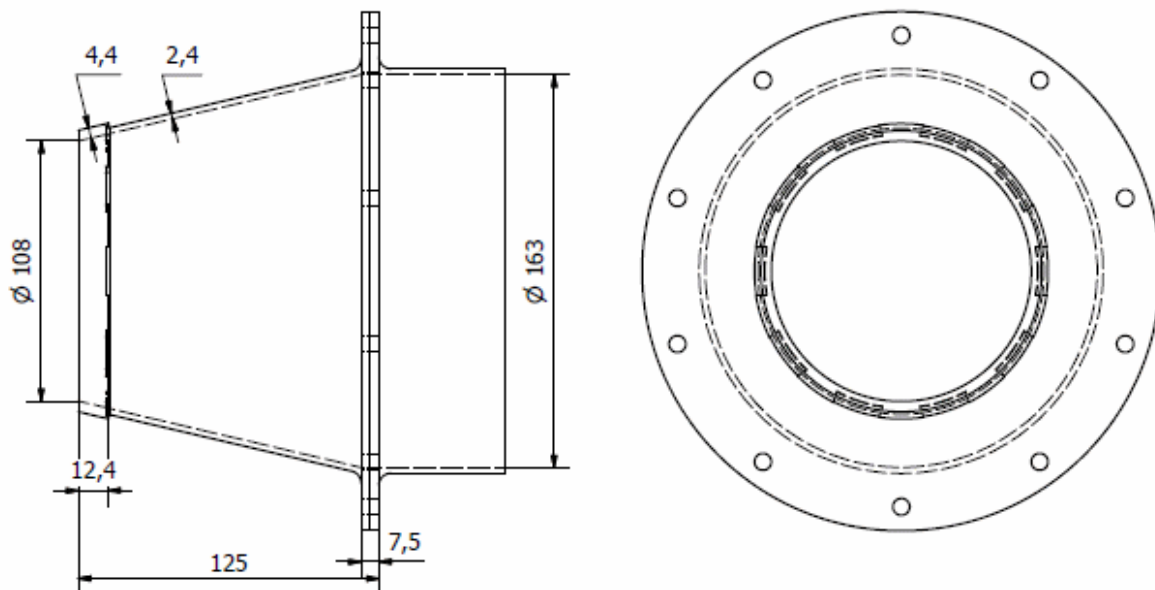
Plášť výstupní soustavy je na obou koncích opatřen přírubou. Z jedné strany slouží příruba k připevnění k věnci turbíny, na straně druhé se připevňuje výstupní dýza. V přední a zadní části se nachází nátrubky pro připevnění snímačů tlaku a teploty. Plášť je spojen devíti žebry s centrálním difuzorem. Na přírubě vnějšího pláště je připevněný mezikus, usměrňující proud sekundárního vzduchu vystupujícího ze spalovací komory do trubek, které jej odvádějí na zadní stranu disku turbíny, čímž přispívají k jeho chlazení.

Centrální difuzor je kuželovitého tvaru. Slouží k plynulému přechodu spalin z mezikruží lopatek turbíny turbokompresoru do kruhového průřezu výstupní soustavy. Průměr centrálního difuzoru je stejný jako průměr disku turbíny.

Pro připojení výstupní soustavy k experimentálnímu zařízení TS - 20 bylo nutné odfrézovat část věnce turbíny, která na turbospouštěči zakrývala druhý stupeň turbíny.

Jednotlivé části výstupní soustavy byly navrženy už v osmdesátých letech na UO v Brně a vyrobeny v LOM Praha, jako svařence ze žáruvzdorné oceli. [4]

²⁵ Vlastní upravená fotografie

Obr. 25 -Výkres výstupní dýzy²⁶

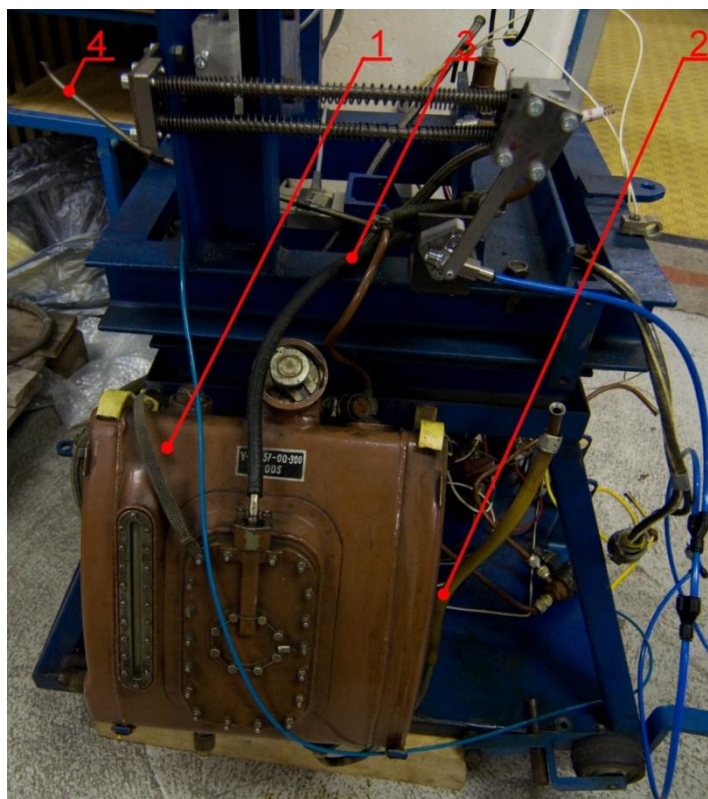
2.4 Palivo - olejová soustava

2.4.1 Olejová soustava

Olejová soustava se v případě experimentálního zařízení skládá z olejové nádrže (Obr.26), palivo - olejového čerpadla 414AF - 3 a rozváděcích hadiček. Palivo - olejové čerpadlo odsává olej z olejové nádrže skrz sací hadičku(2) a do systému ho dodává tlakem 0,147 až 0,264 MPa a průtokem 160 l/hod. Tlak dodávaný olejovým čerpadlem je závislý na teplotě oleje a tomu odpovídající viskozitě. Teplota oleje se měří pomocí teplotního čidla umístěného na výstupu z olejového čerpadla. Z naměřených hodnot vyplývá, že hodnoty teploty oleje se pohybují od hodnoty teploty ve zkušební místnosti až do hodnoty 45 °C. Tato hodnota je relativně nízká, z důvodu krátké provozní doby experimentálního zařízení. Jako mazivo se používá motorový olej pro letecké turbokompresorové motory JetOil. Použitý olej je ze zařízení odváděn odpadní hadičkou (3). Dostatečný odtok oleje ze zařízení je zajištěn podtlakem v olejové nádrži. Ten je dosažen pomocí ejekční trubičky (4), jejíž ústí je umístěno těsně za výstupní dýzu. Rychle proudící plyny vystupující z motoru, tak zajišťují odsávání vzduchu z olejové nádrže.

Olejová soustava experimentálního zařízení zůstala stejná jako u turbospouštěče TS - 20 pouze s jediným rozdílem. V případě turbospouštěče je olejová soustava připojena na centrální olejovou nádrž letadla, v případě experimentálního zařízení je použita samostatná nádrž, umístěná na nosném rámu.

²⁶ Obrázek je převzat a upraven z originálu



Obr. 26 - Olejová nádrž²⁷

1 - Olejová nádrž, 2 - sací hadička, 3 - odpadní hadička, 4 - ejekční trubička

2.4.2 Skladování paliva

V případě turbospouštěče TS - 20 je palivo - olejové hospodářství umístěno přímo na letadle. Olejová nádrž je společná pro olejový okruh hlavního motoru i turbospouštěče a palivové nádrže jsou z důvodu používání rozdílných paliv samostatné. Hlavní letecký motor používá letecký petrolej a turbospouštěč používá benzin B - 70.

V případě experimentálního zařízení je palivová nádrž umístěna na stěně testovací místnosti. Tato nádrž pochází z leteckého průmyslu, bohužel její bližší specifikace není známa. Jediná známá informace je její objem, který je 50 l. Dále je v testovací místnosti umístěna druhá palivová nádrž, která slouží pro potřeby měření s rozdílnými druhy paliv.

²⁷ Vlastní upravená fotografie

Obr. 27 - Palivová nádrž²⁸

2.4.3 Dodávka paliva a její měření

Při navrhování palivové soustavy experimentálního zařízení, bylo do značné míry použito koncepce palivové soustavy turbospouštěče. Palivo je z nádrže nasáváno palivo - olejovým čerpadlem 414AF - 3, které přivádí palivo do čtyř jednostupňových trysek. K měření průtoku se používá turbínkový průtokoměr od výrobce Turboquant. Z důvodu opotřebování výrobního štítku a jeho nečitelnosti o něm není bohužel známa žádná bližší informace. Tento průtokoměr bude kvůli nižší přesnosti (řádově desítky procenta) v budoucnu nahrazen novým coriolisovým průtokoměrem KrohneOptimass 3300C, jehož přesnost je o řád vyšší. Dalším důvodem výměny, jsou potíže s kalibrací průtokoměru a přítomností velkého množství "šumu" v měřeném signálu. S výměnou průtokoměru budou ale spojeny jisté obtíže. Turbínkový průtokoměr má na rozdíl od coriolisového malé (zanedbatelné) tlakové ztráty. Tlaková ztráta udávaná výrobcem pro průtokoměr Optimass 3300C je 50kPa. Z tohoto důvodu bude třeba tuto tlakovou ztrátu kompenzovat, např. umístěním dalšího palivového čerpadla.

Množství paliva proudícího do palivových trysek je regulováno pomocí redukčního palivového ventilu umístěného v tělese palivo - olejového čerpadla. Tento ventil přepouští v závislosti na tlaku vzduchu za kompresorem p_2 palivo z výstupní palivové větve do vstupní palivové větve čerpadla. To má za následek snížení tlaku paliva za palivovým čerpadlem. Čím vyšší je tlak vzduchu za kompresorem, tím vyšší je tlak paliva za palivovým čerpadlem.

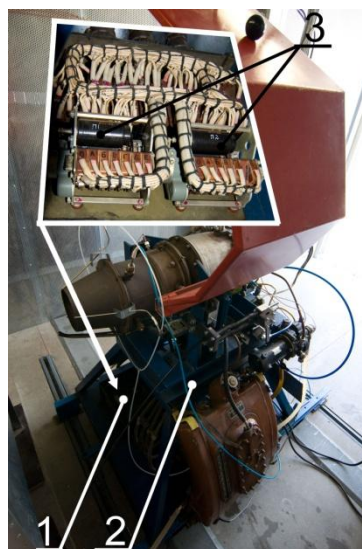
²⁸ Vlastní upravená fotografie

2.4.4 Odlišnost palivové soustavy experimentálního zařízení od palivové soustavy turbospouštěče

Palivová soustava experimentálního zařízení se od palivové soustavy turbospouštěče liší ve způsobu umístění palivové nádrže, jak bylo zmíněno v předešlé kapitole, přítomností turbínkového průtokoměru, který slouží pouze k potřebám experimentů a v palivové soustavě turbospouštěče se nenachází, a dále v typu palivových rozvodů mezi nádrží a palivým čerpadlem, které jsou v případě turbospouštěče kovové oproti syntetickým v případě experimentálního zařízení. Důležitým aspektem palivové soustavy experimentálního zařízení je monitorování teploty paliva pomocí teplotního čidla umístěného na výstupu z palivového čerpadla. Z naměřených hodnot vyplývá, že při každém spuštění se palivo vystupující z palivového čerpadla zahřeje až o 20 °C. Zahřátí paliva je způsobeno zahřátím kovových palivových rozvodů vstupujících do motoru vlivem teplotní vodivosti. V případě turbospouštěče se jako palivo používá benzin B70, v případě experimentálního zařízení je použit benzin B95.

2.5 Řídící jednotka

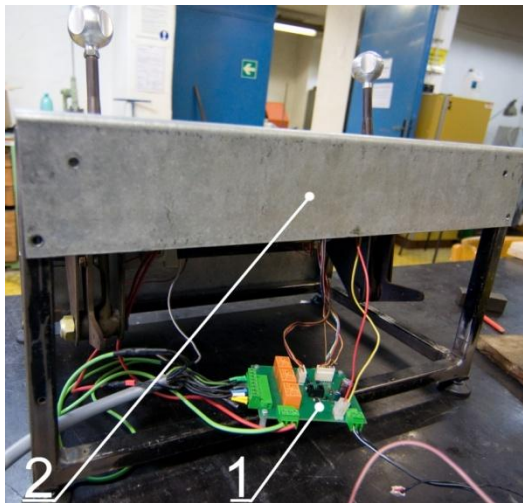
K řízení turbospouštěče TS - 20 B slouží mechanicko - analogová řídící jednotka (1) . Tuto jednotku používalo i experimentální zařízení TS - 20. V průběhu experimentů bylo ale zjištěno, že servomotory pohánějící vačkový mechanismus řídící jednotky způsobují elektromagnetický šum, který způsobuje znehodnocení naměřených dat. Z tohoto důvodu byla na UO Brno vyrobena nová digitální řídící jednotka(Obr. 29 - 1), která žádný šum nezpůsobuje a díky řízení mikroprocesorem je možné přeprogramování řídicích veličin např. prodloužit dobu chodu motoru. Prodloužení této doby musí být ale úměrné konstrukčnímu řešení motoru, aby nedošlo k jeho poškození následkem příliš dlouhého zatížení. Nová řídící jednotka se už nenachází v nosném rámu (2) jako původní řídící jednotka, ale je umístěna přímo v řídicím panelu (Obr. 29 - 2), který je umístěn v řídicí místnosti.



Obr. 28 – Původní řídící jednotka²⁹

²⁹ Vlastní upravené fotografie

1 –mechanicko - analogová řídicí jednotka, 2 – nosný rám, 3 – servomotory



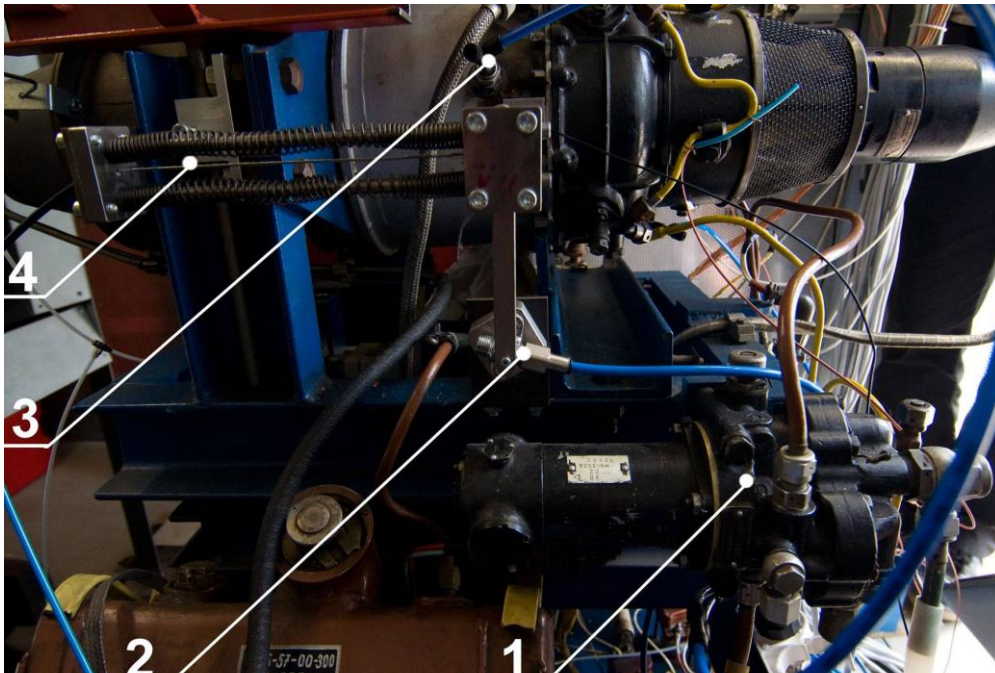
Obr. 29 – Nová řídicí jednotka³⁰

1 – digitální řídicí jednotka, 2 – řídicí panel

2.6 Regulace otáček

Na rozdíl od turbospouštěče, který je schopný pracovat pouze v jednom režimu otáček, lze u experimentálního zařízení určitým omezeným způsobem otáčky regulovat. Jak již bylo popsáno, otáčky turbospouštěče se mění jen při rozběhu na plný výkon. Při rozběhu jsou otáčky řízeny regulátorem palivo - olejového čerpadla (1) v závislosti na tlaku vzduchu za kompresorem p_2 (3). Po dosažení maximálních otáček je tlak dodávaného paliva konstantní až do přerušení dodávky paliva a následnému zastavení motoru. U experimentálního zařízení je přívodní tlaková hadička před regulátorem rozdvojena, přičemž jedna větev ústí do regulátoru a druhá do ručně, pomocí lanka (4) ovládaného redukčního ventilu (2). Tímto ventilem se uměle snižuje tlak v tlakové hadičce, což má za následek, že na regulátoru je menší tlak než jaký je naměřen za kompresorem. Tímto způsobem lze dosáhnout snížení otáček motoru. Pokud je ale tlak vzduchu za kompresorem takto snížen při rozběhu motoru, často dochází k nestabilnímu chodu motoru a rozběh je třeba ukončit. Pokud by bylo třeba regulovat otáčky motoru s větší přesností a spolehlivostí, bylo by nutné vytvořit digitální řídicí jednotku. Stávající řídicí jednotka je pouze mechanicko - analogová. Mechanismus ovládní redukčního ventilu byl navržen a vyroben na UO Brno a je upevněn na nosném rámu spolu s dalším příslušenstvím motoru.

³⁰ Vlastní upravená fotografie



Obr. 30 - Způsob regulace otáček³¹

1 - Palivo - olejové čerpadlo, 2 - redukční ventil, 3 - odběr tlakového vzduchu za kompresorem, 4 - lanko pro ovládání redukčního ventilu

3 Popis způsobu a postupu při měření na experimentálním zařízení

3.1 Měření tlaků

Na experimentálním zařízení TS - 20 probíhá měření tlaků v několika řezech. Konkrétně ve vstupním ústrojí, za oběžným kolem kompresoru, dále pak za plynovou turbínou a na konci výstupní dýzy. S tlaky média procházejícího experimentálním zařízením se měří i tlaky paliva a oleje, které jsou důležitými veličinami s ohledem na regulaci a bezpečnost chodu zařízení. K odběru a následnému měření těchto hodnot slouží piezoelektrické snímače DMP 331 vyrobené českou firmou BD sensors. Hodnoty získávané ze zařízení jsou hodnoty relativního tlaku vůči tlaku ve zkušební místnosti. Tedy k získání absolutního tlaku je nutné k naměřeným hodnotám přičíst naměřený absolutní tlak ve zkušební místnosti. Snímače mají přesnost měření 0,35 % svého rozsahu a jejich výstupní signál je analogový v rozmezí 0 - 10 [V] nebo 0 - 5 [V]. Rozmezí signálu je dané nastaveným rozsahem snímačů. Snímače jsou zkalibrovány přímo výrobcem a díky jejich vysoké přesnosti nebylo potřeba je dále kalibrovat. Všechny snímače jsou upevněny na jedné liště umístěné na nosném rámu. K odběru jednotlivých tlaků slouží sondy umístěné v požadovaných oblastech. Tlak je ke snímačům přenášen pomocí trubiček, které zároveň slouží k ochlazení média, aby nedošlo k poškození snímačů. [5] [6]

Pro měření celkového tlaku ve vstupním ústrojí (p_{1c}) je použita čtyřtvorová sonda integrálního typu, která je zavedena před lopatky oběžného kola kompresoru (Obr. 31 - 3).

³¹ Vlastní upravená fotografie

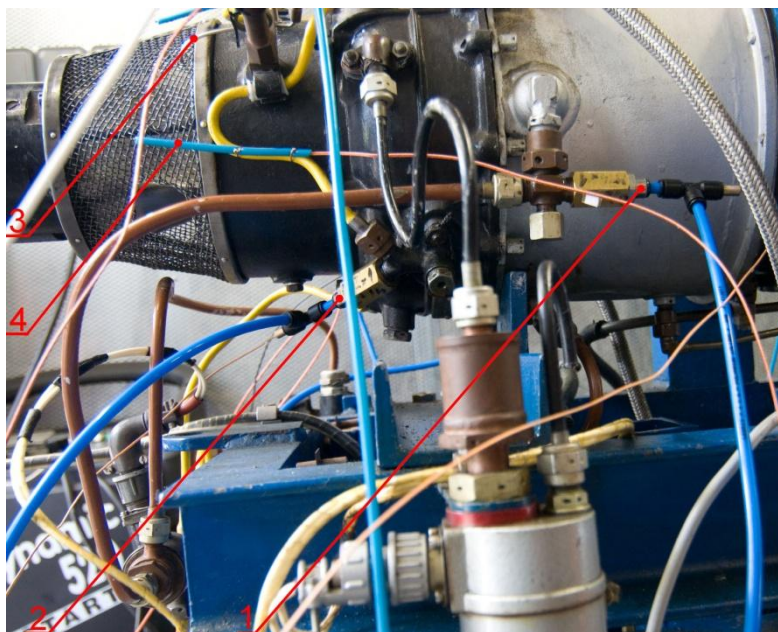
Výsledná naměřená hodnota celkového tlaku je tedy průměrem celkového tlaku v průřezu kanálu. Sonda je upevněna v jedné poloze bez možnosti traverzování.

K měření tlaku za oběžným kolem kompresoru (p_{2c}) je použita původní jednootvorová sonda celkového tlaku. Tato sonda byla do zařízení umístěna výrobcem turbospouštěče a sloužila pouze k odběru tlaku pro palivo - olejové čerpadlo. V případě experimentálního zařízení TS - 20 je výstup z této sondy rozdělen na tři větve. První vede k palivo - olejovému čerpadlu, druhá k redukčnímu ventilu a třetí ke snímači tlaku.

V případě měření tlaku za plynovou turbínou (p_{4c}) je použita sonda stejného typu jako v případě měření tlaku ve vstupním ústrojí, tedy čtyřotvorová integrálního typu. Je osazena v průchodce, která umožňuje nastavení sondy do požadované hloubky a natočení (Obr. 32 - 1). Je nutné zmínit, že pro každé měření je jednotné nastavení a sonda je upevněna ve stálé poloze.

Posledním místem kde je měřen tlak je, jak už bylo řečeno, konec výstupní dýzy (p_{5s}). K tomuto účelu je zde umístěna sonda pro měření statického tlaku. Tato sonda se skládá ze tří odběrových míst rozmístěných po 120° po obvodu výstupní dýzy. Výsledný měřený statický tlak je tedy průměrnou hodnotou těchto tří statických tlaků. (Obr. 32 - 2)

Pro odběr tlaku oleje je využita jedna z odboček větve přívodu oleje k radiálnímu ložisku za oběžným kolem kompresoru (Obr. 31 - 1). Pro odběr tlaku paliva je využit volný nátrubek jedné z palivových trysek (Obr. 32 - 2).



Obr. 31- Tlakové sondy pro vstupní ústrojí, olej a palivo³²

- 1 – tlaková sonda olejové soustavy, 2 – tlaková sonda palivové soustavy, 3 – tlaková sonda vstupního ústrojí (p_{1c}),
4 – termočlánek pro teploty před vstupním ústrojím

³² Vlastní upravená fotografie



Obr. 32 - Tlakové sondy ve výstupní soustavě³³

1 – tlaková sonda za turbínou (p_{4c}), 2 – tlaková sonda za výstupní dýzou (p_5), 3 – trubka pro vytváření podtlaku v olejové nádrži, 4 – termočlánek pro měření teploty za turbínou (T_{4c})

3.2 Měření teplot

Měření teplot probíhá u experimentálního zařízení TS - 20 ve stejných řezech jako měření tlaků. K měření jsou použity termočlánky typu K s rozsahem 73 - 1473 [K] (-200 - 1200 [°C]). Na rozdíl od senzorů tlaku, bylo nutné termočlánky zkalibrovat. Chyba měření nekalibrovaného termočlánku v rozsahu do 630 [K] je více než 10 %. Ke kalibraci byly použity přesné rtuťové teploměry. Pomocí získané kalibrační křivky byla chyba měření v požadovaném rozsahu 288 - 630 [K] snížena na 2 %. Měřená teplota za plynovou turbínou, ale nabývá hodnot až 1000 [K]. Pro takovýto rozsah již není chyba měření stanovena a její velikost je odhadována na 3 - 3,5 %. [5] [6]

Teplotu přímo ve vstupním ústrojí nebylo z důvodu malého užitého prostoru možné měřit. Z tohoto důvodu je celková teplota (T_{1c}) měřena kolem ochranného síta (Obr. 31 - 4), sloužícího jako ochrana proti nasátí nežádoucího předmětu a umístěného na vstupu do vstupního ústrojí. Teplota je měřena třemi termočlánky a její výsledná hodnota je jejich průměrem.

K měření celkové teploty za kompresorem (T_{2c}) a také teploty oleje a paliva se využívají tlakové sondy popsané v předchozí podkapitole, do nichž jsou vloženy termočlánky (Obr. 31).

Poslední měřenou teplotou je teplota za plynovou turbínou (T_{4c}). Tato teplota je měřena čtyřmi termočlánky umístěnými v přední části výstupní soustavy (Obr.32 - 4), tedy přímo na výstupu z oběžného kola spalovací turbíny. Výslednou hodnotou je opět průměr všech čtyř hodnot.

³³ Vlastní upravená fotografie

3.3 Měření průtoku paliva

Jak již bylo zmíněno v kapitole (2.4.3), je měření objemového průtoku paliva uskutečněno pomocí turbínového průtokoměru, který je zapojen do palivové soustavy experimentálního zařízení v přívodním potrubí mezi palivovou nádrží a palivo - olejovým čerpadlem. Tento průtokoměr je osazen turbínkou z magnetického materiálu a cívkou. Turbínka se vlivem průtoku paliva roztáčí a indukuje tak v cívce elektrický proud. Signál vystupující z průtokoměru má při průtoku cca $2 \text{ [dm}^3 \cdot \text{min}^{-1}]$ tvar sinusoidy o frekvenci 25 [Hz] a amplitudě $\pm 0,3 \text{ [V]}$. Výhodou takového typu průtokoměru je jeho zanedbatelná tlaková ztráta. Jeho nevýhodou je ale vznik šumu při nezátíženém režimu. [5] [6]

3.4 Měření hmotnostního průtoku

V případě experimentálního zařízení TS - 20 hmotnostní průtok média procházejícího motorem není přímo měřen. Konstrukce a umístění zařízení nedovolují použití clon na sacím a výfukovém potrubí z důvodu malého prostoru, z jejichž difference by bylo možné měřit hmotnostní průtok.

Z tohoto důvodu je hmotnostní průtok pouze dopočítáván z měřených veličin. Jak již bylo zmíněno v kapitole (3.1), je měřený celkový tlak za turbínou P_{4c} , statický tlak na výstupu z výstupní dýzy P_{5s} a celková teplota za turbínou T_{4c} .

Výpočet hmotnostního průtoku vzduchu vychází ze vzorce:

$$\dot{m}_v = \rho S w_5 \text{ [kg/s]} \quad (1)$$

Nejprve je nutné určit rychlost na výstupu z výstupní dýzy. Za předpokladu zanedbatelné ztráty celkového tlaku na podzvukové výstupní dýze, lze vyjít ze vztahu:

$$p_{5c} = p_{5s} + p_{5\text{dyn}} \text{ [Pa]} \quad (2)$$

kde $P_{5c} = P_{4c}$

Vztah (2) lze upravit do podoby:

$$p_{5\text{dyn}} = p_{5c} - p_{5s} \text{ [Pa]} \quad (3)$$

Po dosazení za $P_{5\text{dyn}} = \frac{1}{2} \rho w^2$

$$\frac{1}{2} \rho w_5^2 = p_{5c} - p_{5s} \quad (4)$$

Ze vztahu (4) lze vyjádřit vztah pro rychlost w_5 :

$$w_5 = \sqrt{2(p_{5c} - p_{5s})} \text{ [m/s]} \quad (5)$$

Dále ze stavové rovnice ideálního plynu určíme hustotu plynu ze vztahu:

$$\rho = \frac{p_{4c}}{r' T_{4c}} \text{ [kg/m}^3] \quad (6)$$

kde r' [$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$] je měrná plynová konstanta ideálního plynu pro výstupní plyn (CO)

Ze znalosti rozměrů výstupní dýzy určíme obsah plochy výstupního otvoru ze vztahu:

$$S = \pi r^2 \text{ [m}^2] \quad (7)$$

kde r je nejmenší poloměr výstupní dýzy

Pro určení hmotnostního průtoku dosadíme do vztahu (1) ze vztahu (5), (6), (7). Tímto dopočtením dostaneme pouze hmotnostní průtok vzduchu. Pro výpočet celkového hmotnostního průtoku zařízením je nutné ještě přičíst hmotnostní tok paliva. Ten se vypočítá ze znalosti objemového průtoku, který je na zařízení měřen, a ze znalosti hustoty určité palivové směsi. Dle vztahu:

$$\dot{m}_{\text{pal}} = V_{\text{pal}}\rho/60 \quad [\text{kg/s}] \quad (8)$$

kde V_{pal} [m^3/min] je objemový průtok paliva, ρ hustota palivové směsi

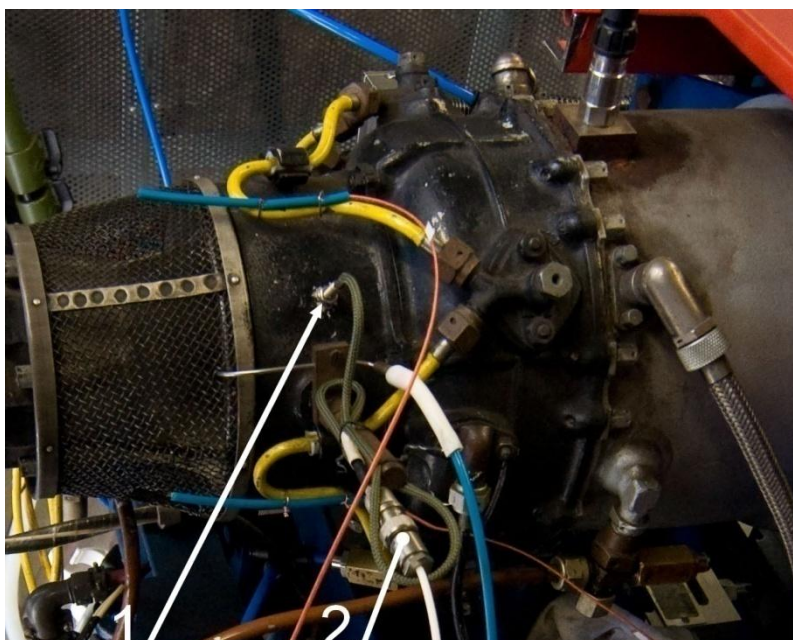
Výpočet je uskutečněn pro případ ideálního plynu a slouží pouze orientačně. Pro zpřesnění výpočtu by bylo nutné zjistit přesné složení spalin vystupujících ze spalovací komory a výpočet pro tyto parametry upravit. V Tabulce 1 jsou uvedeny vypočtené hodnoty hmotnostního průtoku zařízením pro jednotlivá paliva. Hodnoty s drobnou odchylkou korespondují s dosaženými otáčkami a měřeným tahem motoru.

Palivo	\dot{m} [kg/s]
B95_100	1,252
JetA1_100	1,413
JetA1_95_E85_5	1,406
JetA1_90_E85_10	1,364
JetA1_95_MERO_5	1,407
JetA1_90_MERO_10	1,493
JetA1_80_MERO_20	1,504

Tabulka 1 - hmotnostní průtoky

3.5 Měření otáček turbokompresoru

Experimentální zařízení TS - 20 nemá žádnou vhodnou součást, která by mohla být přímo využita k měření otáček např. výstupní hřídel. Z tohoto důvodu je k měření otáček turbokompresoru použit indukční senzor Turbospeed DZ 135 pracující na principu vířivých proudů. Senzor využívá lopatek oběžného kola kompresoru, na které je nasměrována cívka buzená střídavým proudem o vysoké frekvenci. Tato cívka generuje elektromagnetické pole vytvářející v lopatkách vířivé proudy, které zpětně působí na cívku tím, že mění její indukčnost a odpor. Změny jsou zaznamenávány senzorem, který je vyhodnocuje a následně transformuje na TTL signál. Použitím této metody měření otáček, bylo dosaženo chyby měření pouhých 0,04 %. [5]



Obr. 33 – Měření otáček³⁴

1 – snímač otáček, 2 – propojovací konektor

3.6 Měření tahu motoru

U experimentálního zařízení TS - 20 je tah měřen pomocí tenzometrického siloměru 1042 od společnosti TedeA. Jeho jmenovitý rozsah je 100 [kg]. Tenzometr je umístěn mezi pevnou a pohyblivou částí nosného rámu. Je vybaven pružným členem typu S z eloxovaného hliníku. Měřicí okruh je plnomostově zapojený a umožňuje úplnou teplotní kompenzaci. Chyba měření je pro tento případ 0,5 %. [7] [5]

3.7 Měření atmosférických podmínek

Měření atmosférických podmínek je nezbytné pro správné vyhodnocení zbylých naměřených dat. V tomto případě jsou atmosférickými podmínkami myšleny podmínky uvnitř zkušební místnosti. U experimentálního zařízení TS - 20 jejich měření probíhá pomocí senzoru Comet T7311. Senzor měří současně teplotu, absolutní tlak a vlhkost vzduchu. Je kalibrován výrobcem, který garantuje chybu měření pro teplotu $\pm 0,4$ [°C], pro tlak $\pm 1,3$ [hPa] a $\pm 2,5$ % pro relativní vlhkost, respektive ± 2 [g] pro měrnou vlhkost. Dále je na střeše umístěna meteostanice s anemometrem z důvodu zjišťování směru a intenzity větru. Toto probíhá z důvodu zjištění závislosti těchto veličin na startování a dobíhání motoru. [5]

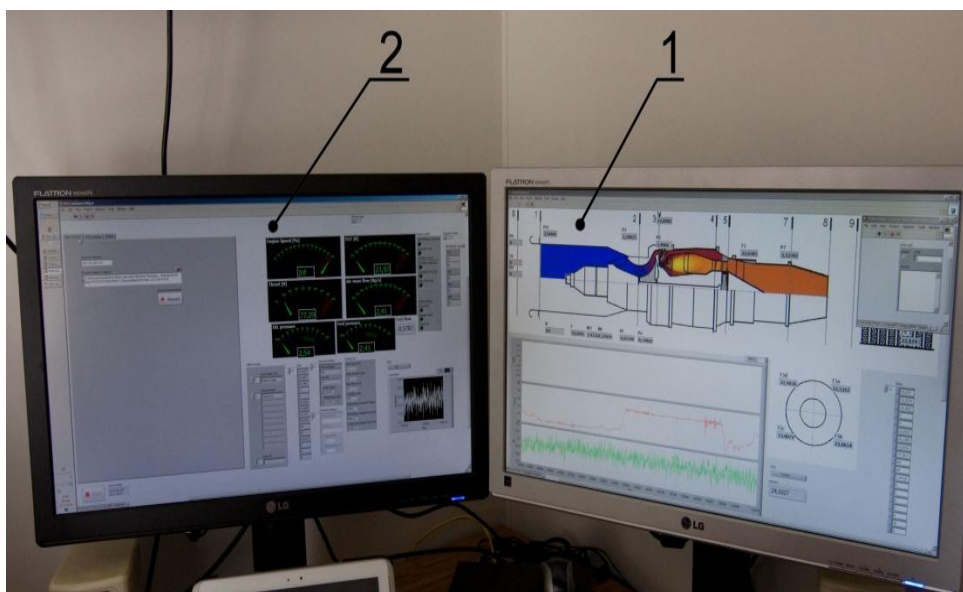
3.8 Popis systému sběru dat

Pro sběr signálů ze všech snímačů slouží měřicí ústředna cRIO 9081, které se nachází uvnitř zkušební místnosti. Je vybavena dvoujádrovým procesorem Intel Celeron o frekvenci 1,06 [GHz], stálým úložištěm o velikosti 16 [GB] a pamětí RAM typu DDR3 o velikosti 2 [GB] a frekvenci 800 [MHz]. K ústředně je možné připojit až osm samostatných I/O modulů.

³⁴ Vlastní upravená fotografie

V ústředně také probíhá filtrování, průměrování, vzorkování, zesilování a sjednocení dat, protože přicházejí do ústředny o rozdílné frekvenci a typu (analogový, digitální).

Z ústředny putují data do počítače v kontrolní místnosti pomocí běžné počítačové sítě s protokolem Ethernet. Stolní PC slouží pouze k zobrazování a ukládání dat, měřicí ústředna pracuje nezávisle na něm. K zobrazování dat na PC slouží program LabVIEW. V tomto programu je graficky znázorněn řez motorem s jednotlivými měřicími rovinami (Obr. 34 - 1), ve kterých se zobrazují příslušné měřené hodnoty tlaků a teplot. Veličiny které nelze zobrazit v řezu, jsou zobrazovány pomocí virtuálních ukazatelů (Obr. 34 - 2). Průběh měření je z důvodu bezpečnosti zaznamenáván na tři kamery umístěné ve zkušební místnosti. Záznam je zobrazován a ukládán v kontrolní místnosti.



Obr. 34 – Monitory pro vizualizaci dat³⁵

1 – Zobrazení tlaků a teplot v charakteristických řezech, 2 – Zobrazení ostatních veličin

3.9 Postup měření

Před každým měřicím cyklem se provádí kontrola všech stěžejních systémů zařízení. Konkrétně zkouška provozuschopnost palivového čerpadla, startéru a zapalování. S kontrolou těchto prvků je spojena také kontrola senzorů. Nejprve se krátkým spuštěním provádí kontrola palivového čerpadla, čímž je zároveň zkontrolována funkčnost průtokoměru a tlakového čidla v palivové soustavě. Dále se provádí kontrola startéru, opět krátkým spuštěním, čímž je prověřena funkčnost otáčkoměru a tlakových senzorů. Kontrola teplotních čidel se z důvodu jejich citlivosti provádí ručně, pouze dotykem prstu. Dále se pomocí regulačního šroubu ve výstupní palivové větvi palivo-olejového čerpadla nastaví maximální požadovaný tlak paliva, na kterém jsou poté závislé maximální otáčky turbokompresoru. Je důležité podotknout, že tato konfigurace byla pro všechna měření stejná. V případě, že všechny systémy pracují správně, může být proveden běh motoru a s ním spojené měření.

³⁵ Vlastní upravená fotografie

Na začátku každého běhu je vytvořen adresář, kam budou naměřená data ukládána, je zkontrolována činnost systému LabView a jsou spuštěny záznamové prvky. Následuje start motoru, který je proveden dvousekundovým přidržetím startovacího tlačítka. Po dosažení určitých otáček se automaticky zapne palivo-olejové čerpadlo a systém zapalování. Po zažehnutí paliva dochází ke zvyšování otáček, je nutné zmínit, že stále za pomoci startéru. Ten se samovolně vypne při dosažení 20 000 ot/min. Po odpojení startéru následuje prudký náběh do předem stanovených maximálních otáček. Celý běh trvá 58 ± 2 sec. Po uplynutí této doby dochází k automatickému vypnutí palivo-olejového čerpadla, přerušeni dodávky paliva a zastavení turbokompresoru. Doba od vypnutí palivo-olejového čerpadla do úplného zastavení, tedy doba doběhu, je po určitém počtu měření zaznamenána. Pomocí tohoto údaje je kontrolován technický stav ložisek.

4 Analýza naměřených výsledků na experimentálním zařízení

Pro měření byly vytvořeny různé palivové směsi založené na míchání dvou výchozích paliv, benzínu B95, jakožto základního paliva turbospouštěče a alternativního paliva Jet -A1, které je běžně používané v letectví, s alternativními palivy, etanolu E85 a paliva MERO. Složení jednotlivých testovaných směsí je uvedeno v Tabulce 2. S jednou palivovou směsí probíhaly vždy tři běhy. První běh sloužil k propláchnutí palivové soustavy, aby bylo zajištěno její úplné zaplavení požadovanou směsí. Následující dva běhy sloužily k samotnému měření. Důležité je zmínit, že před zahájením každého běhu motoru musí být otáčky turbokompresoru nulové.

Název paliva	Výhřevnost [MJ/kg]	Hustota [Kg/m ³]
Jet - A1	43,3	810,0
Benzin B95	46,0	730,0
MERO	39,3	882,0
Etanol	29,7	789,0
Jet - A1 95% a E85 5%	34,7	809,0
Jet - A1 90% a E85 10%	34,5	807,9
Jet - A1 95% a MERO 5%	35,2	813,2
Jet - A1 90% a MERO 10%	35,4	817,2
Jet - A1 80% a MERO 20%	35,9	824,4
B95 95% a E85 5%	45,6	733,0

Tabulka 2 - Palivové směsi

4.1 .Vyhodnocení měření

Naměřená data jsou zaznamenána do binárních souborů se vzorkovací frekvencí 50 Hz, tedy 50 vzorků za sekundu. Binární soubory je možné pomocí volně přístupného konvertoru od společnosti National Instruments překonvertovat do souborů spustitelných v tabulkovém procesoru Microsoft Excel. V tabulkovém procesoru jsou pak data pomocí vytvořeného VBA

skriptu průměrována a filtrována do prezentovatelné formy (padesát vzorků je zprůměrováno do jednoho, což sice částečně potlačí dynamiku, zato zkrátí záznam z cca 3600 řádků na cca 120). Dále jsou vytvořeny průměrné hodnoty ze dvou měření, která byla prováděna pro každou palivovou směs. Z průměrných hodnot jsou pak vytvořeny grafy, kdy každý graf umožňuje znázornění vlivu paliv na sledovanou veličinu.

Hmotnostní průtok paliva poskytuje informaci o spotřebě paliva, otáčky turbokompresoru odrážejí výkon dosažený s daným palivem a teplota za turbínou je sledována z důvodu dodržení max. povolených hodnot stanovených výrobcem. Zobrazení průběhu tlaků paliv je pouze pro názornost a porovnání s průběhy ostatních veličin.

Z grafů vyplývá, že se směsí o koncentraci 80% leteckého petroleje Jet - A1 a 20% koncentrací paliva MERO bylo dosaženo nejvyšších otáček, současně s nejvyšší spotřebou. Při použití této směsi byl zaznamenán velký teplotní ráz, který překročil 1200 °C (Tabulka 3). Výrobce nedoporučuje překračovat teplotu 1000 °C po dobu delší než 3 s, což bylo splněno.

Dalším testovaným palivem byl letecký petrolej Jet – A1, který vykazoval podobný průběh veličin jako předchozí směs, přičemž nezpůsobil takový teplotní ráz na počátku běhu zařízení. Naproti tomu způsoboval vyšší teplotu při ustálených otáčkách. Toto palivo lze v případě použití na experimentálním zařízení považovat za alternativní, protože turbospouštěč TS - 20B ze kterého experimentální zařízení vychází byl původně navržen pro benzin B 70, který byl v současnosti nahrazen benzinem B95.

S čistým benzinem B95 bylo při dané konfiguraci motoru dosaženo dlouhodobě nižších teplot a spotřeby, ale také nižších otáček. Toto palivo slouží jako základní (referenční) pro alternativní paliva a jejich směsi.

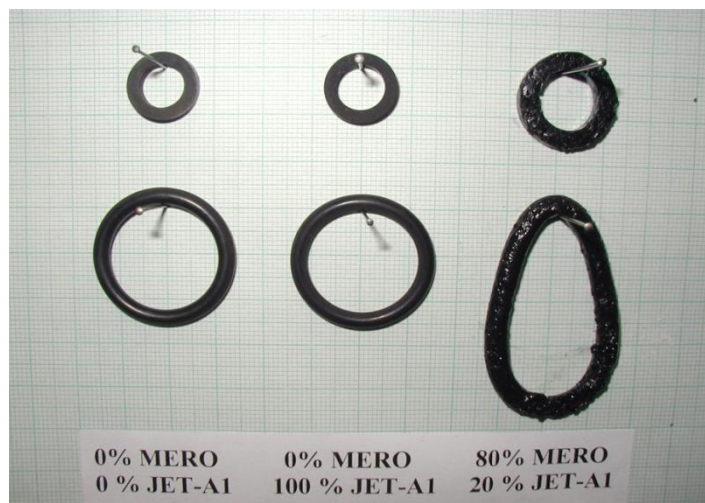
Při porovnání grafu 2 s grafem 4 je patrná závislost otáček turbokompresoru na tlaku paliva za palivo - olejovým čerpadlem. To koresponduje se systémem regulace otáček popsáním v kapitole (2.4.3). V grafu 4 je v případě měření s palivy Jet - A1_100 a Jet - A1_90_MERO_10 viditelný náhlý pokles tlaku paliva při nabíhání turbokompresoru na maximální otáčky. Při pohledu na graf 2 je patrné, že tato změna způsobila pokles otáček o stejném průběhu jako v případě poklesu tlaku paliva. To jen demonstruje způsob regulace otáček turbokompresoru. Zmíněný pokles tlaku paliva je pravděpodobně způsoben přítomností vzduchové bubliny v palivové soustavě experimentálního zařízení.

4.1.1 Použití paliva MERO

S použitím paliva MERO jsou spojeny jisté obtíže. U tohoto paliva dochází s poklesem teploty ke zvyšování viskozity, to má za následek špatné rozprašování a následné zapálení směsi ve spalovací komoře. Dále při dlouhodobém skladování vlivem oxidace degraduje a vznikají v něm pevné částice. Nejzávažnějším problémem je ale jeho reakce s pryžovými těsněními. Při dlouhodobějším používání dochází k naleptání těsnění palivové soustavy (Obr. 35), ztráty jeho mechanických vlastností a tedy k ohrožení chodu motoru. Vzhledem k těmto skutečnostem není toto palivo vhodné pro použití v letecké dopravě nebo v polárních podmínkách a lze ho tedy bezpečně použít jen pro stacionární zařízení. Např. kogenerační jednotky nebo průmyslové plynové turbíny. [8]

Navzdory obtížím, bylo s tímto palivem dosaženo při měření nejvyšších otáček. To je způsobeno jeho relativně dobrou výhřevností a hustotou (Tabulka 2). Z Tabulky 3 ale vyplývá, že při zvyšující se koncentraci tohoto paliva docházelo ke snižování termodynamické účinnosti celého zařízení. Tato skutečnost může být způsobena problémy z rozprašováním paliva v palivových tryskách. Pro zjištění tohoto problému by bylo nutné

uskutečnit měření zaměřené přímo na rozprašovací schopnosti palivových trysek za použití tohoto paliva a následně navrhnout co možná nejučinnější palivovou trysku. V neposlední řadě je vhodné zmínit, že toto palivo je dostupné a oproti ostatním palivům levné. Vzhledem k dotacím evropské unie na pěstování řepky olejné, která je hlavní surovinou ze které se toto palivo vyrábí, je nutné s tímto palivem v budoucnu počítat.



Obr. 35 - Vliv paliva MERO na pryžová těsnění³⁶

4.1.2 Použití paliva E85

Při použití paliva E85 se ukázalo, že se zvyšováním jeho koncentrace docházelo k poklesu parametrů zařízení. Vzhledem k nastavení jednotného objemového průtoku paliva pro všechny palivové směsi, může být výše zmíněné způsobeno nízkou hustotou a také výhřevností tohoto paliva. To potvrzuje i neúspěšný start zařízení při použití palivové směsi B95 95% + E85 5%. Tato směs má příliš nízkou hustotu a nebyl tedy zajištěn dostatečný hmotnostní průtok paliva, aby došlo k rozběhnutí zařízení. Tento problém by se dal vyřešit zvětšením objemového průtoku paliva. Pro účely měření bylo ale jeho jednotné nastavení podstatné.

Z těchto skutečností plynou nevýhody použití paliva E85. Z nízké hustoty a výhřevnosti plyne zvýšená spotřeba, což v případě použití v letectví omezuje dolet. Dalšími nevýhodami tohoto paliva je nižší bod vzplanutí a z toho plynoucí nebezpečí samovznícení, nižší schopnost mazání, která snižuje životnost palivo - olejového čerpadla a také vyšší cena díky vysokému daňovému zatížení etanolových paliv.

Výhodou použití tohoto paliva je zlepšení vlastností palivové směsi v nízkých teplotách. E85 o koncentraci 100% má bod tuhnutí $-130,5\text{ }^{\circ}\text{C}$. Díky tomu mají jeho směsi lepší parametry při studeném startu motoru a při dlouhodobějším umístění v prostředí s nízkou teplotou. [9]

4.1.3 Použití paliva Jet - A1

Letecký petrolej Jet - A1 je nejčastěji používané palivo v letectví. Jak již bylo řečeno, lze ho v případě použití na experimentálním zařízení TS - 20 považovat za alternativní. Toto palivo se ukázalo z hlediska termodynamické účinnosti jako nejlepší alternativní palivo (Tabulka 3).

³⁶ Obrázek převzat a upraven z originálu [8]

Jeho použití na experimentálním zařízení nevedlo k žádným problémům. Pouze při prvním "studeném" startu, kdy byl nezahřátý motor a teplota okolí se pohybovala okolo 5 °C, nedošlo k zapálení paliva ve spalovací komoře a nepodařilo se tedy úspěšný start zařízení. To může být způsobeno tím, že palivové trysky jsou původní a tedy konstruovány na použití benzínu. Nemusí být tedy schopné dostatečně rozpráší letecký petrolej při nízkých teplotách, kdy dochází u tohoto paliva ke zvyšování viskozity, aby došlo k jeho zapálení.

V porovnání s benzinem B95 nebo palivem MERO je letecký petrolej přibližně dvakrát dražší. To může být považováno jako jeho nevýhoda.

4.2 Výpočet termodynamické účinnosti

Pro doplnění naměřených veličin byl realizován výpočet termodynamické účinnosti na základě měřených parametrů T_{0c} , T_{2c} , T_{4c} , P_{2c} a P_{4c} . Jedná se o Brayton - Ericsonův cyklus. Nejprve byl proveden přepočet tlaku vzduchu pro podmínky ve zkušební místnosti dle vzorce vycházejícího ze stavové rovnice ideálního plynu.

$$p_{0c} = \frac{T_{0c} p_{0atm}}{T_{0atm}} \quad [\text{Pa}] \quad (9)$$

kde T_{1c} je teplota vzduchu ve zkušební místnosti, p_{0atm} je atmosférický tlak vzduchu za normálních podmínek (101325 Pa), tedy teplotě T_{0atm} (293,15 K).

Poté byl proveden výpočet teploty za výstupní dýzou T_{4cvys} dle vzorce [10]:

$$T_{4cvys} = T_{4c} \cdot \left(1 - \left(1 - \left(\frac{p_{1c}}{p_{4c}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \eta_{vd} \right) \quad [\text{K}] \quad (10)$$

kde T_{4c} je celková měřená teplota za turbínou, p_{4c} je celkový měřený tlak za turbínou, κ je Poissonova konstanta pro víceatomový plyn a η_{vd} je účinnost výstupní dýzy.

Dále byl proveden výpočet teploty za spalovací komorou T_{3c} ze vztahu pro adiabatickou změnu. Za předpokladu zanedbání tlakové ztráty ve spalovací komoře, tedy $p_{3c} = p_{2c}$ a rovnosti tlaku na vstupu a výstupu ze zařízení, tedy $p_{1c} = p_{4cvys}$

$$T_{3c} = \frac{T_{4cvys}}{\left(\frac{p_{4cvys}}{p_{3c}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad [\text{K}] \quad (11)$$

Poté bylo vypočítáno přivedené a odvedené teplo Q_p , Q_o

$$Q_p = \frac{\kappa r}{\kappa-1} \cdot (T_{3c} - T_{2c}) \quad [\text{J/kg}] \quad (12)$$

$$Q_o = \left| \frac{\kappa r}{\kappa-1} \cdot (T_{1c} - T_{4cvys}) \right| \quad [\text{J/kg}] \quad (13)$$

A konečně byla dopočítána účinnost dle vztahu:

$$\eta = \frac{Q_p - Q_o}{Q_p} \cdot 100 \quad [\%] \quad (14)$$

4.3 Shrnutí naměřených výsledků

Jak již bylo řečeno, nejvyšších otáček bylo dosaženo se směsí JetA1_80_MERO_20, konkrétně 45 153,3 [ot/min]. Nejvyššího teplotního maxima bylo dosaženo s palivem Jet-A1_95_E85_5, konkrétně 1239 [°C]. Naopak nejnižších otáček a nejnižšího teplotního maxima bylo dosaženo s palivem B95_100. Z Tab. 3 je patrné, že rozdíl mezi minimálními a maximálními naměřenými otáčkami je 8,19 %. Je nutné si ale povšimnout, že k dosažení takového nárůstu otáček při zachování stejného objemového toku paliva je zapotřebí zvýšit hmotnostní tok o téměř 24%. Tedy kdyby byl uvažován hodinový běh motoru, bude tento rozdíl reprezentovat téměř 12kg paliva.

S ohledem na vypočítanou termodynamickou účinnost experimentálního zařízení vychází jako nejlepší použité alternativní palivo letecký petrolej Jet - A1. S tímto palivem byla dosažena nejvyšší hodnota termodynamické účinnosti, konkrétně 18,41 %.

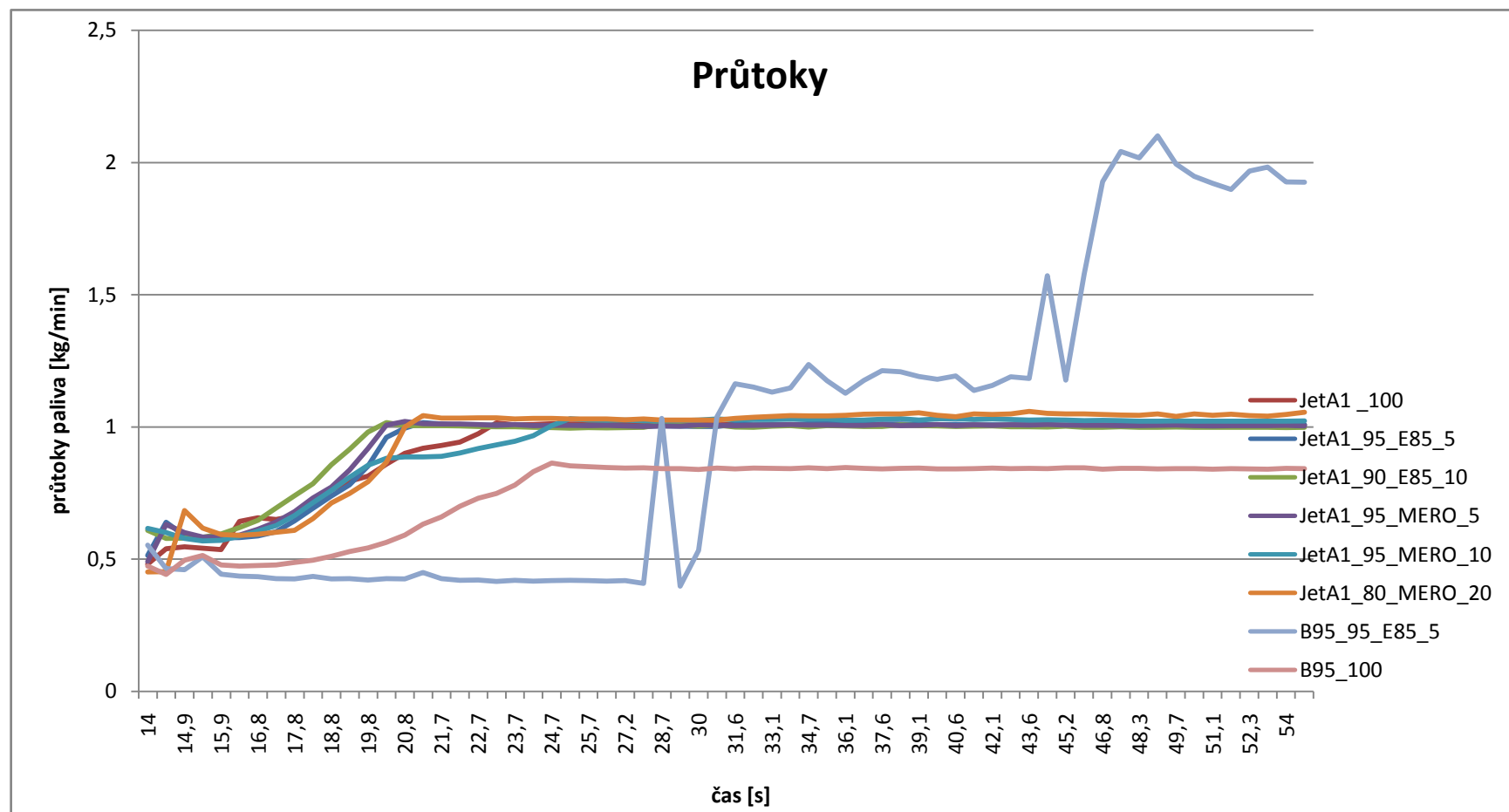
Z naměřených výsledků je patrné, že v případě turbokompresorových motorů je možné použití řady alternativních paliv. S použitím každého alternativního paliva jsou spojeny výhody i nevýhody popsané výše. Pro konečné použití je třeba tyto aspekty brát v úvahu a na jejich základě zvolit správnou palivovou směs, nejlépe vyhovující daným podmínkám.

Palivo_koncentrace	Otáčky [ot/min]	Rozdíl otáček [%]	Teplota za turbínou [°C]	Rozdíl teplot [%]	Hmotnostní tok paliva [kg/min]	Rozdíl toků [%]	Tlak [kPa]	Rozdíl tlaků [%]	Čas nad Tmax [s]	Tmax [°C]	účinnost η_{tc} [%]
B95_100	41732,65	0	606,33	0	0,842	0	798,71	0	0	830	14,34
JetA1_100	44737,925	7,2	640,8	5,68	1,007	19,59	939,35	17,6	0	999	18,41
JetA1_95_E85_5	44435,575	6,47	614,45	1,33	1,006	19,47	933,74	16,9	2,5	1239	17,84
JetA1_90_E85_10	44169,4	5,83	616,33	1,64	1,001	18,88	925,31	15,85	1,5	1130	17,77
JetA1_95_MERO_5	44758,75	7,25	626,38	3,3	1,006	19,47	925,77	15,9	1,5	1119	17,61
JetA1_90_MERO_10	44891,25	7,56	639,88	5,53	1,025	21,73	939,76	17,65	0	871	17,24
JetA1_80_MERO_20	45153,3	8,19	635,14	4,75	1,041	23,63	946,77	18,53	2	1201	17,20

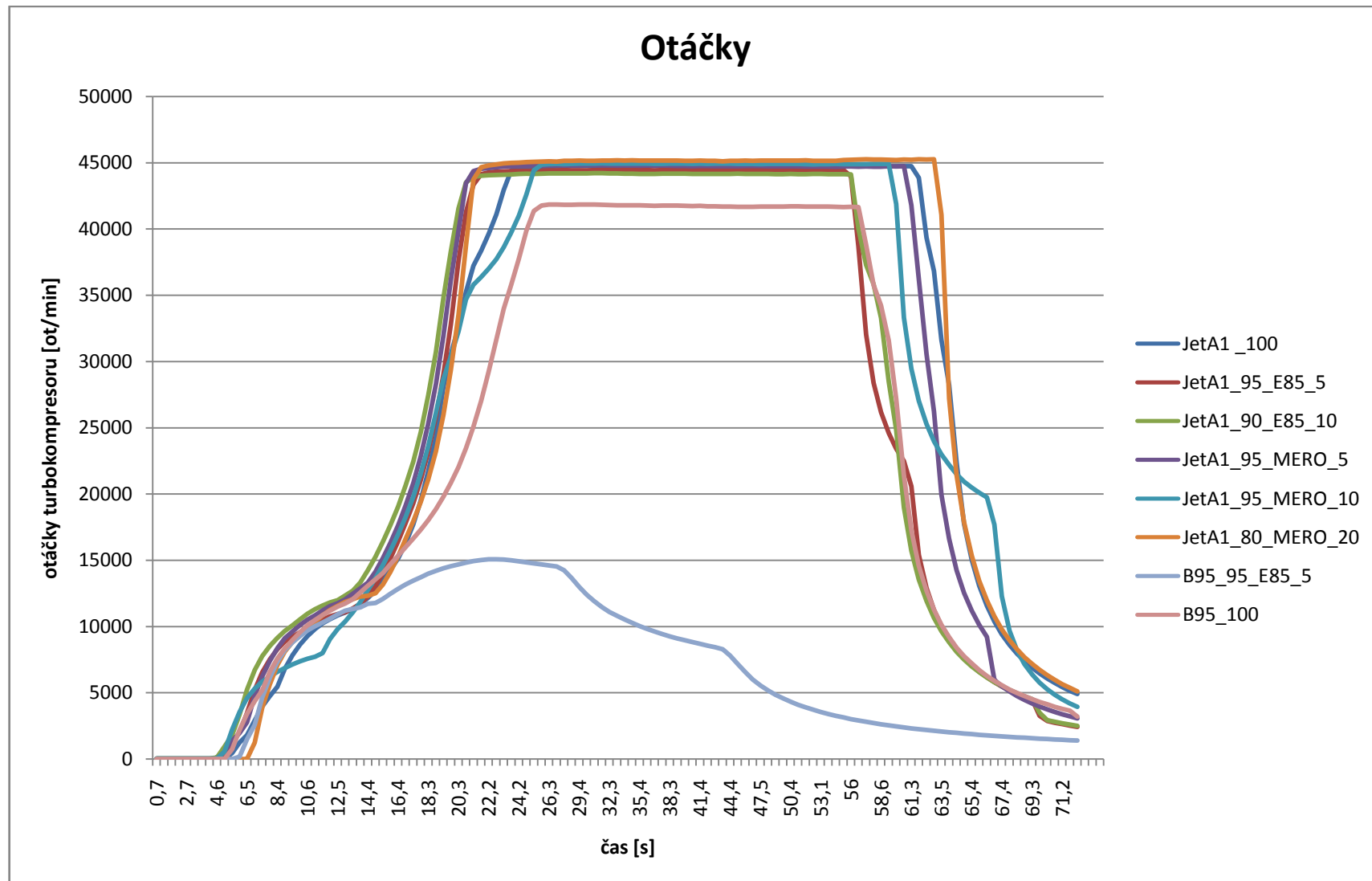
Tabulka 3 - Porovnání veličin jednotlivých paliv

4.4 Grafy průběhů měřených veličin v čase

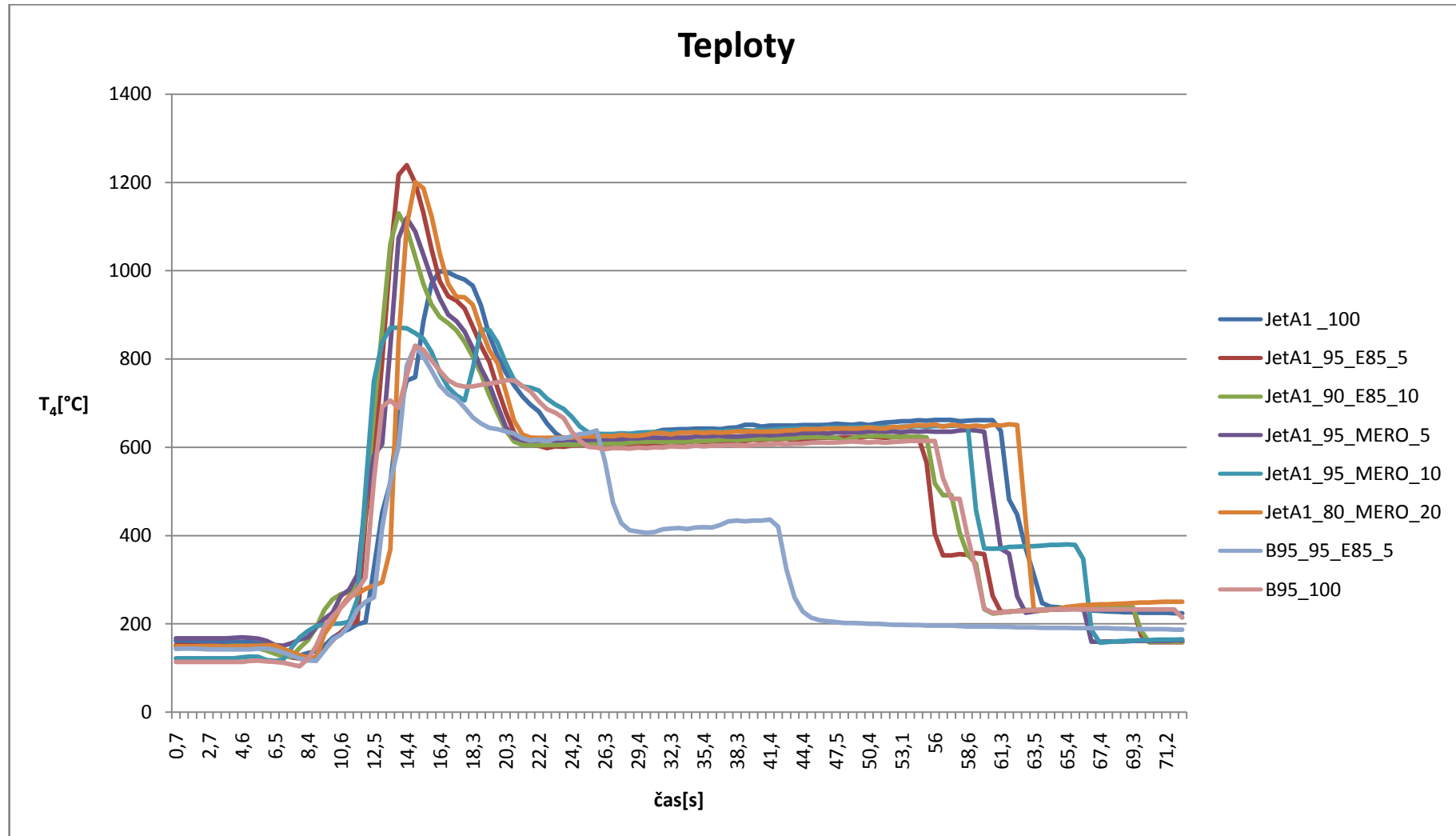
Následující grafy popisují průběh měřených veličin pro jednotlivá paliva v čase. V grafech je pro úplnost uveden i průběh neúspěšného běhu experimentálního zařízení se směsí B95_95_E85_5.



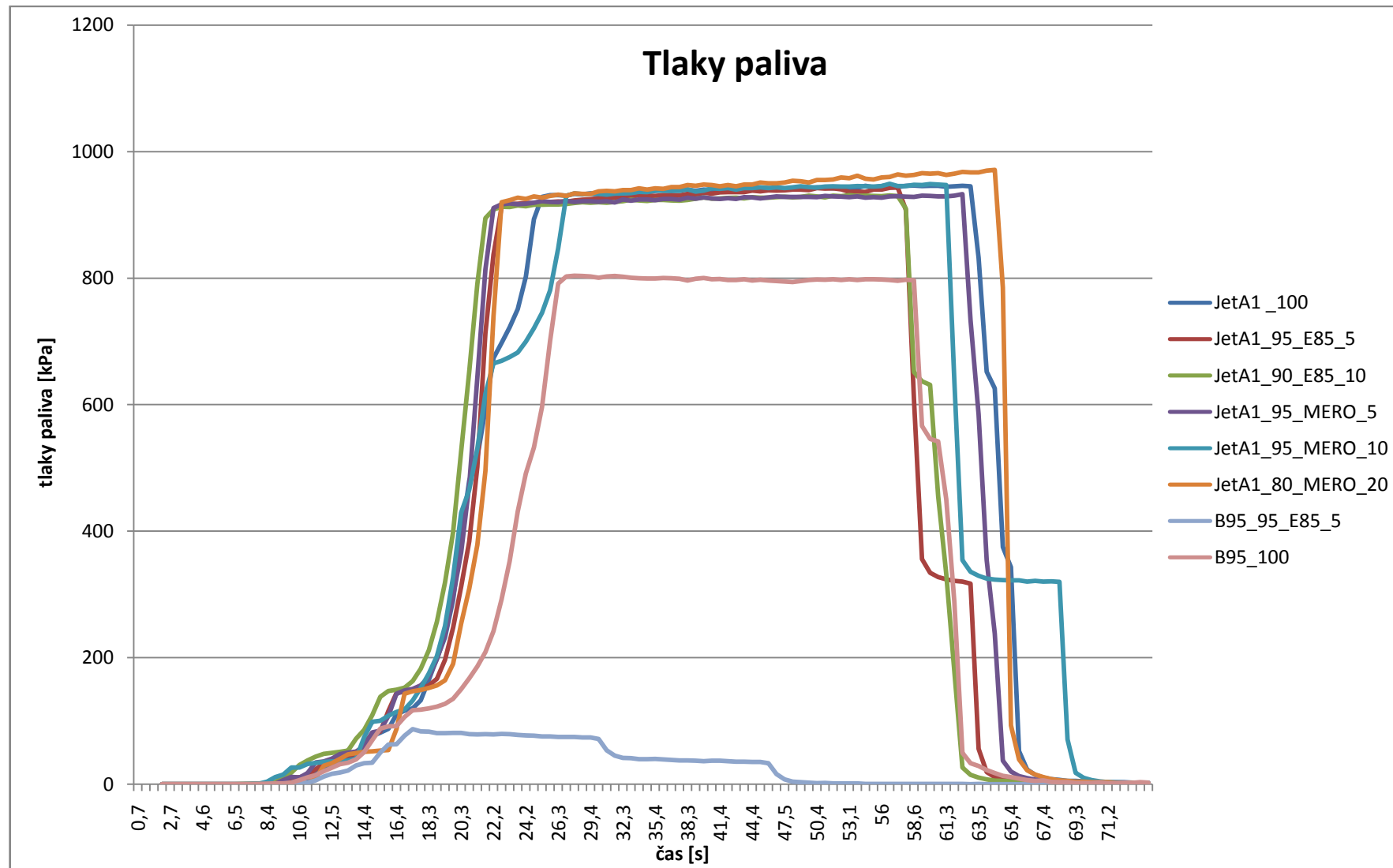
Graf 1 - Průběh objemových průtoků paliv v čase



Graf 2 - Průběh otáček turbokompresoru v čase



Graf 3 - Průběh teplot v čase



Graf 4 - Průběh tlaků paliva v čase

Závěr

Hlavním cílem této práce bylo popsat konstrukci experimentálního zařízení, způsob a postup při měření, analýzu a vyhodnocení naměřených dat a následné nastínění problematiky při použití alternativních paliv.

Z důvodu konstrukce palivové soustavy experimentálního zařízení, byla použita kapalná alternativní paliva. Byla provedena série měření s danými palivy a jejich směsmi. Na základě naměřených výsledků byly stanoveny jednotlivé vlastnosti alternativních paliv a jejich vliv na experimentální zařízení. Dále byly nastíněny výhody a nevýhody jejich použití. Byl také proveden výpočet termodynamické účinnosti zařízení pro jednotlivá paliva a z důvodu absence měření hmotnostního průtoku experimentálním zařízením byl pro názornost proveden jeho výpočet.

Výpočet hmotnostního průtoku je pouze přibližný a k stanovení jeho přesnosti by bylo nutné provést v budoucnu příslušné měření. Bohužel z důvodu umístění experimentálního zařízení není možné realizovat měření pomocí clon na sacím a výfukovém potrubí experimentálního zařízení. Z tohoto důvodu by bylo nutné provést měření pomocí speciálního typu průtokoměru, např. ultrazvukového nebo indukčního.

Dále by bylo možné navrhnout novou palivovou soustavu a příslušné řídicí systémy pro použití plyných alternativních paliv, provést měření a poté porovnat výsledky s výsledky měření kapalných paliv.

Experimentální zařízení TS - 20 může tedy sloužit jako předmět dalších studentských prací a zároveň jako zajímavá učební pomůcka.

Bibliografie

- [1] *M. AL-7F-1, Technický popis, Praha: Ministerstvo národní obrany, 1968.*
- [2] **Žižka, V.** *Návrh úpravy turbínového spouštěče TS-20B na laboratorní - Diplomová práce, Plzeň, 2012.*
- [3] **Cúttová M., Čerňan J. a Ratkovská K.** „*Increasing the operational life of MPM-20 jet engine using unconventional technologies,*“ v *13th conference on Power System Engineering, Thermodynamics & Fluid Flow - ES 2014, Plzeň, 2014.*
- [4] **Med, S.** *Diagnostika JPM-TS-20 v laboratorních podmínkách K-316 - Diplomová práce, Brno: Vojenská akademie Brno, 1996.*
- [5] **Pečínka J., Jílek A. a Bugajski G.** *GT2014-25811: Experimental evaluation of small GTE test BED. In: Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Expositions. Düsseldorf: 2014.*
- [6] **Pečínka, J.** *Zkušební stanoviště JPM-TS-20 - Diplomová práce, Brno, 2003.*
- [7] *Technická specifikace tenzometru Teda 1042 [online] dostupné na: http://www.tenzometricke-snimace.cz/fotky30726/fotov/30726_172_30726_166_30726_165_30726_164_30726_163__ps_241042.pdf.*
- [8] **Hocko, M.** *Transformace leteckých lopatkových motorů na spalovací turbíny, Plzeň 2012.*
- [9] **Novák, B.** *VYUŽITIE NEKONVENČNÝCH PALÍV PRE POHON LETECKÝCH TURBOKOMPRESOROVÝCH MOTOROV - Dizertačná práca, Košice 2010.*
- [10] **Hocko, M.** *VÝPOČTOVÉ CVIČENIE Z TEÓRIE LETECKÝCH MOTOROV, Približný výpočet tepelného obehu jednorúdo-vého leteckého turbokompresorového motora, Košice: Technická univerzita v Košiciach, 2010.*
- [11] „TS-21 die zweite...“, 10. Prosinec 2011. [Online]. Available: http://www.c-turbines.ch/TS-21_2.html. [Přístup získán 20. Červenec 2014]. [Online]
- [12] **Kussior, Z.** „AL-7F-1- LereckeMotory.cz,“ 24. Duben 2002. [Online]. Available: <http://www.leteckemotory.cz/motory/al-7/>. [Přístup získán 20. Červenec 2014]. [Online]
- [13] **Baumgart, T.** „Technologie-Entwicklung Baumarkt,“ [Online]. Available: <http://www.technologie-entwicklung.de/Gasturbines/TS-21/ts-21.html>. [Přístup získán 31. Červenec 2014]. [Online]

Seznam obrázků

Obr. 1 - Umístění TS-20.....	5
Obr. 2 – Fotografie namontovaného TS-21	5
Obr. 3 - Axiální řez turbínovým spouštěčem TS-20B	8
Obr. 4 – Elektrostartér „ST-3PT“	9
Obr. 5 - Vstupní ústrojí	10
Obr. 6 - Detail sestavení protipumpážního prostoru	11
Obr. 7 – Fotografie vstupního ústrojí	11
Obr. 8 – Fotografie vstupního ústrojí bez ochranného síta	12
Obr. 9 - Sestava radiálního turbokompresoru	13
Obr. 10 – Difuzor kompresoru	14
Obr. 11 - Těleso spalovací komory	15
Obr. 12 – Plamenec	16
Obr. 13 - Palivová tryska.....	17
Obr. 14 - Zapalovací svíčka „SD-110-4“	17
Obr. 15 - Rozváděcí věnec	18
Obr. 16 - Věnec turbíny.....	19
Obr. 17 - Schéma palivo-olejového systému	20
Obr. 18 - Palivo-olejové čerpadlo "414AF-3".....	21
Obr. 19 - Vnější palivové a olejové potrubí, řez ejekčním čerpadlem.....	23
Obr. 20 - Řez experimentálním zařízením TS - 20	24
Obr. 21 - Zkušební místnost.....	25
Obr. 22 - Částečně odstrojený nosný rám	26
Obr. 23 - Příruby spalovací komory.....	26
Obr. 24 - Ochranný kryt motoru.....	27
Obr. 25 -Výkres výstupní dýzy	28
Obr. 26 - Olejová nádrž.....	29
Obr. 27 - Palivová nádrž	30
Obr. 28 – Původní řídicí jednotka	31
Obr. 29 – Nová řídicí jednotka.....	32
Obr. 30 - Způsob regulace otáček	33
Obr. 31- Tlakové sondy pro vstupní ústrojí, olej a palivo.....	34
Obr. 32 - Tlakové sondy ve výstupní soustavě	35
Obr. 33 – Měření otáček.....	38

Obr. 34 – Monitory pro vizualizaci dat	39
Obr. 35 - Vliv paliva MERO na pryžová těsnění	42

Seznam tabulek

Tabulka 1 - hmotnostní průtoky	37
Tabulka 2 - Palivové směsi	40
Tabulka 3 - Porovnání veličin jednotlivých paliv	45

Seznam grafů

Graf 1 - Průběh objemových průtoků paliv v čase	46
Graf 2 - Průběh otáček turbokompresoru v čase	47
Graf 3 - Průběh teplot v čase	48
Graf 4 - Průběh tlaků paliva v čase	49

