

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV MECHANIKY TEKUTIN A TERMODYNAMIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

ROZBOR PALIVOVÉHO SYSTÉMU LETADLA

ANALYSIS OF THE AIRCRAFT FUEL SYSTEM

AUTOR:

ADAM ZEZULA

STUDIJNÍ PROGRAM:

TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

VEDOUCÍ PRÁCE:

ING. MICHAL SCHMIRLER, PH.D.



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení:	Zezula	Jméno:	Adam	Osobní číslo:	459865
Fakulta/ústav:	Fakulta strojní				
Zadávající katedra/ústav:	Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky				
Studijní program:	Teoretický základ strojního inženýrství				
Studijní obor:	bez oboru				

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Rozbor palivového systému letadla

Název bakalářské práce anglicky:

Analysis of the Aircraft Fuel System

Pokyny pro vypracování:

1. Popište obecné palivové systémy používané v letadlech GA.
2. Vyberte konkrétní typ letadla a popište jeho palivový systém detailněji.
3. Vychítejte tlakovou ztrátu vybraného palivového systému a ztrátové součinitele jednotlivých míst.
4. Vytipujte místa s největší tlakovou ztrátou.
5. Pokuste se zhodnotit, zda bude palivový systém schopen zásobovat palivem případný výkonnější motor. Pokud ne, navrhněte řešení.

Rozsah práce: cca 30 stran plus přílohy.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího závěrečné práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Michal Schmirler, Ph.D., 12112

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

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2018** Termín odevzdání bakalářské práce: **10.08.2018**

Platnost zadání bakalářské práce: **29.04.2019**

 Ing. Michal Schmirler, Ph.D. podpis vedoucí(ho) práce	 prof. Ing. Jiří Nožička, CSc. podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry	 prof. Ing. Michael Valášek, DrSc. podpis děkana(ky)
--	--	--

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

<u>30. 4. 2018</u> Datum převzetí zadání	<u></u> Podpis studenta
---	----------------------------

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci vypracoval samostatně a s použitím uvedené literatury.

V Praze dne 10.8. 2018

A handwritten signature in black ink, written over a horizontal dotted line. The signature is cursive and appears to be 'L. L. L.' followed by a long horizontal stroke.

Podpis

Poděkování

Chtěl bych především poděkovat panu Ing. Michalu Schmirlerovi, Ph.D., za jeho odborné vedení, cenné rady a trpělivost. Dále bych rád poděkoval společnosti G.E. Aviation Czech za možnost pracovat na zajímavé bakalářské práci a za pomoc při vypracování praktické části. V poslední řadě bych chtěl poděkovat své rodině za podporu při studiu.

Abstrakt

Tato práce se věnuje výpočtu tlakových ztrát v palivovém systému navrženém na základě letadla společnosti Beechcraft Berlin Aviation. Tlakové ztráty jsou spočítané v programu Microsoft Excel z dat získaných od již zmíněné společnosti. Účelem práce je zjistit, zda navržené čerpadlo vyhoví požadavkům nového leteckého motoru od společnosti G.E. Aviation Czech. V teoretické části se práce obecně zabývá rozbořem palivových systémů a následně popisuje jejich jednotlivé komponenty a jejich funkci. Praktická část se věnuje rozboru již konkrétního systému a následně výpočtu jeho tlakových ztrát. Výsledky výpočtu jsou zaneseny do grafu a zhodnoceny.

Klíčová slova: Palivový systém letadel, King Air 350, Tlakové ztráty v potrubí

Abstract

This work is dedicated to the calculation of pressure losses in the aircraft fuel system designed on the basis of the aircraft from Beechcraft Berlin Aviation. Pressure losses are calculated in Microsoft Excel from data obtained from the aforementioned company. The purpose of the work is to determine whether the designed pump meets the requirements of a new aircraft engine from G.E. Aviation Czech. In the theoretical part, the thesis deals with the analysis of the fuel system in general and describes the individual components and their function. The main part of the practical part deals with the analysis of a particular system and calculation of the pressure losses in the fuel system. The results of the calculation are plotted to graph and evaluated.

Key words: Aircraft Fuel System, King Air 350, Pressure losses in pipe

Seznam značek a symbolů

Značka	Název	Jednotka
\dot{m}	Hmotnostní průtok	[Kg·s ⁻¹]
g	Gravitační zrychlení	[m·s ⁻²]
λ	Součinitel třecích ztrát	[1]
Re	Reynoldsovo číslo	[1]
ν	Kinematická viskozita	[m ² ·s ⁻¹]
η	Dynamická viskozita	[Pa·s]
ρ	Hustota	[kg·m ⁻³]
p	Tlak	[Pa]
D_h	Hydraulický průměr	[m]
\bar{u}	Střední rychlost	[m·s ⁻¹]
R	Poloměr	[m]
S	Plocha	[m ²]
e_z	Energetické ztráty	[m ² ·s ⁻²]
ξ	Geometrický součinitel	[1]
K_r	Relativní drsnost potrubí	[1]
Q	Objemový tok	[m ³ ·s ⁻¹]
n	Násobek letu	[1]
h	Výška hladiny	[m]
Δp	Rozdíl tlaků	[Pa]
l	Délka potrubí	[m]
O	Omočený obvod	[m]
ε	Koeficient kontrakce	[1]
K	Drsnost potrubí	[mm]

Obsah

Teoretická část	8
1. Úvod.....	8
2. Palivové instalace	9
2.1. Malé letouny s jedním motorem	10
2.2. Střední letouny s dvěma motory	10
3. Komponenty palivového systému	11
3.1. Palivové nádrže	11
3.1.1. Tuhé vyjímatelné palivové nádrže	12
3.1.2. Měchýřovité palivové nádrže	13
3.1.3. Integrované palivové nádrže	13
3.2. Vedení paliva	14
3.3. Palivové ventily	15
3.4. Čerpadla	16
3.4.1. Odstředivá čerpadla.....	17
3.4.2. Ejektory	17
3.4.3. Zubová čerpadla.....	17
3.4.4. Lopatková čerpadla.....	18
3.5. Palivové čističe	18
4. Odvzdušnění palivových nádrží	18
5. Palivo	19
5.1. Hustota	19
5.2. Viskozita	20
5.3. Problémy s palivem.....	22
6. Ztráty v potrubí.....	22
6.1. Rovnice kontinuity	22
6.2. Rozšířená Bernoulliho rovnice.....	22
6.3. Třecí ztráty v potrubí	23
6.4. Místní ztráty v potrubí	27
Praktická část	29
7. Palivový systém letadla King AIR	29
7.1. Hlavní palivový systém nádrží.....	29
7.2. Doplnkový palivový systém nádrží.....	29
7.3. Popis činnosti palivového systému	30
7.4. Křížové čerpání paliva	30
8. Výpočty	31
8.3. Charakteristika čerpadla a potrubí	35
9. Závěr	36

Teoretická část

1. Úvod

Letecký průmysl dnes zahrnuje nejrůznější typy letadel od velkých Boeingů až po malé Cessny. Všechna motorová letadla potřebují ke svému spolehlivému letu palivo. Palivový systém je tedy nedílnou součástí všech motorových letadel. Dělí se na soustavu draku a soustavu motoru. Soustava v draku v sobě zahrnuje palivové nádrže, potrubí, čerpadla, čističe, plnicí otvory, průtokoměry, palivoměry atd. Tato práce se zaměřuje jen na soustavu v draku. Funkcí palivové soustavy je umístění potřebného množství paliva do konstrukce letounu a následně jeho spolehlivé dodání k pohonné jednotce. Využití letadla přímo souvisí s jeho palivovým systémem, neboť ten musí zaručit správnou kapacitu nádrží pro potřeby letadla, tlak, pod kterým se palivo bude do pohonné jednotky přivádět, a správné dávkování. Tyto parametry se odvíjí od toho, v jaké výšce bude letadlo fungovat a po jak dlouhou dobu. Jakékoliv zvýšení tahu motoru, doby letu či doletu se odvíjí od možností palivové soustavy a klade na ni nemalé nároky. Rovněž výkon souvisí s palivovým systémem, neboť větší výkon znamená větší průtok paliva. Na palivo uvnitř palivového systému působí během letu síly při akceleraci či změně směru letu a palivový systém musí být na tyto stavy dimenzován. Důležitým faktorem je v tomto směru rozmístění nádrží v letadle. Ty jsou většinou umístěné v křídlech a v trupu letadla tak, aby neměly výrazný vliv na změnu těžiště letadla, protože to by negativně ovlivnilo jeho letové charakteristiky.

Palivový systém klade velké nároky na konstrukci, a proto je vhodné, aby jak samotný systém, tak i systém naplněný palivem měl co nejmenší hmotnost. Je tedy potřeba vybrat konstrukční materiál, který bude mít potřebné vlastnosti. Na palivové nádrže se mohou použít jak tenké plechy z lehkých slitin, tak i nádoby pryžového charakteru. Během letu se musí palivo čerpat z nádrží rovnoměrně, aniž by se výrazně změnila hmotnost pravé palivové soustavy vůči levé, či naopak. Pokud jedna ze soustav přestane během letu fungovat, musí existovat možnost získat z této strany palivo tak, aby opět nedošlo k narušení rovnováhy. Čerpaní paliva může být buď samospádem, tedy působením gravitace, nebo čerpadly. Palivový systém musí být rovněž bezpečný, a to především vůči požáru. To zajišťuje protipožární ochrana, které se říká firewall. Pilot během letu musí být schopen zjistit přímo z kabiny stav paliva, průtok a případné závady, aby na tyto informace mohl následně reagovat. Tuto činnost zaručují elektronické systémy

kontroly paliva. Palivový systém rovněž musí mít zabudovaný ohřívač paliva pro případ, kdy se v palivu vyskytne voda, neboť při letu ve vyšších letových hladinách dojde k její skupenské přeměně a v palivu vzniknou krystaly ledu. Důležitým požadavkem, který se může zdát jako banální, je co nejmenší potřebný čas k údržbě palivového systému. Tento faktor můžeme ovlivnit především chytrou konstrukcí, která umožní snadný přístup k částem letadla, kde je údržba prováděna. [1]

Bakalářská práce vznikla na základě spolupráce ČVUT Fakulty strojní s firmou GE Aviation. V její teoretické části se zabývám rozbořem palivových systémů letadel. V praktické části zhodnotím kritická místa palivového systému, tedy místa, kde dochází k největším ztrátám a vyhodnotím možnost použití stávajícího motorového čerpadla.

2. Palivové instalace

Základním údajem u palivových instalací je množství paliva. Množství paliva závisí na typu letadla, ale můžeme ho určit, pokud známe střední tah motoru, letovou vzdálenost, celkovou účinnost přeměny energie a výhřevnost paliva. V zásadě je hmotnost paliva zhruba 50 % vzletové hmotnosti letounu. V současné době je trendem snaha zvýšit celkový dolet, a proto je potřeba využít každého volného prostoru, např. v křídle letadla. Rozmístění palivových nádrží do křídel musí splňovat podmínku, že letadlo má jak s prázdnými, tak i plnými nádržemi těžiště v tom stejném místě nebo jen minimálně posunuté jak na zemi, tak i během letu. Nádrže následně mohou být umístěny symetricky i nesymetricky, avšak druhá varianta se nepoužívá u dopravních a civilních letadel. Symetrické rozmístění znamená, že těžiště nádrží se u plných tak i prázdných nádrží nachází ve stejné vzdálenosti od těžiště letounu a současně jsou si i objemy nádrží na obou stranách rovny. I když bylo zmíněno, že těžiště letounu by se během letu nemělo měnit, je tomuto jevu velmi těžké zabránit a jsou vždy stanoveny určité limity, kam se může těžiště posunout. Letouny jsou v dnešní době vybaveny palubním počítačem, kde je zadána poloha těžiště. Čerpaní paliva z vedlejších nádrží do hlavní je řízeno hladinou paliva v hlavní nádrži a zároveň při něm dochází k vyrovnávání letadla. V hlavní nádrži se též nachází plovákový ventil, který uzavírá přívod paliva, pokud je hlavní nádrž zcela zaplněna. Během letu se palivo odčerpává nejdříve z nádrží umístěných v křídlech, a to symetricky na obou stranách. [2]

2.1. Malé letouny s jedním motorem

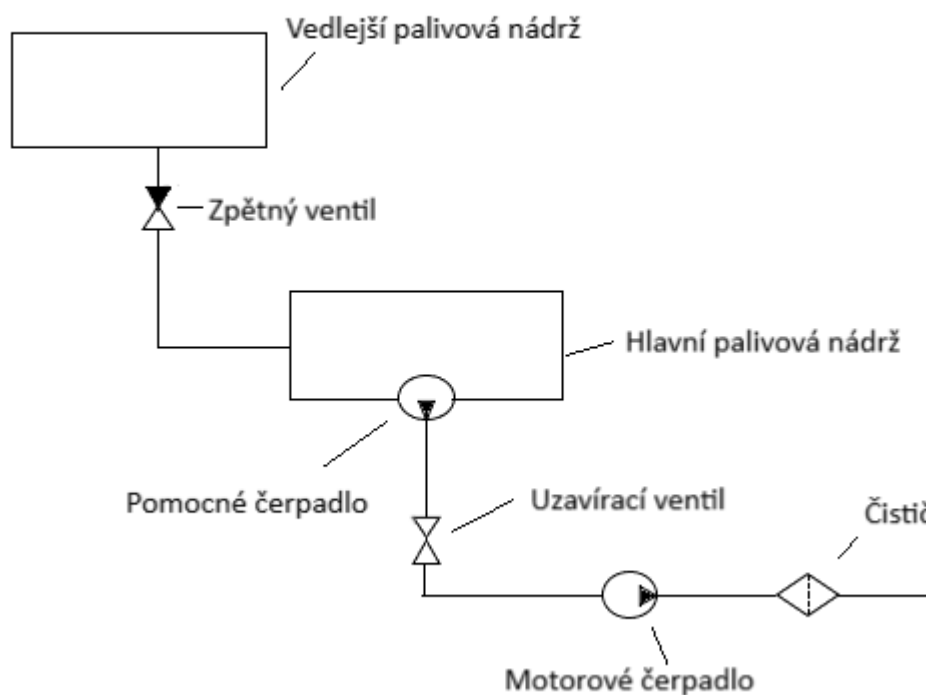
Nejjednodušší dodávání paliva je pomocí samospádu. Konstrukce letounu k tomu musí být vhodně uzpůsobena, neboť je potřeba, aby se palivové nádrže nacházely nad úrovní motoru. Nádrže jsou dvě, a to v pravém a levém křídle, jež se nachází nad úrovní trupu a obě dvě tyto nádrže jsou ventilovány, aby se zabránilo vzniku podtlaku v případě, kdy se nádrž vyprázdní. Mezi další prvky patří karburátor, ventil, který určuje, zda palivo bude téct z pravé či levé nádrže, a čistič. U konstrukcí, kde je křídlo v úrovni trupu nebo se nachází pod ním, není možné získat palivo z nádrží samospádem, a proto se používají čerpadla. Nejjednodušší systém má čerpadla dvě, motorové a elektrické, které slouží jako pojistné, pokud první selže, a také dodává potřebný tlak motorovému čerpadlu při vzletání ve vyšších nadmořských výškách. Poslední variantou popsanou u jednomotorových letadel je využití vstřikování namísto karburátoru u letadel, jež mají křídlo na úrovni trupu. Ke správné funkčnosti systému je nezbytně nutné, aby dodávané palivo neobsahovalo vzduch. Palivo je nejdříve pomocí gravitace přečerpáno do zásobní nádrže, na jejímž výstupu je ventil, který určí, zda bude vedeno dále a pokud ano, tak zda do levého nebo pravého motoru. Tento systém, stejně jako předchozí, obsahuje čerpadlo motorové a eklektické, které je záložní. Palivo je následně vedeno do rozdělovače vstřikování paliva, který jej rozděluje, aby docházelo k rovnoměrnému toku paliva do každého válce, případně do vstupu spalovací komory u turbovrtulového motoru. Nadbytek paliva je veden zpět do zásobní nádrže. [2] [3]

2.2. Střední letouny s dvěma motory

Letadlové soustavy s více motory jsou mnohem komplikovanější než jednomotorové. Hlavní znaky popsané u jednomotorových systémů jsou stejné. V systému se nacházejí dvě čerpadla, v hlavní nádrži je zabudované elektrické čerpadlo a na motoru je nainstalované motorové čerpadlo. Na výstupu z hlavní nádrže jsou na místo jednoho ventilu dva. Tyto ventily mají čtyři možnosti výstupu, buď jimi palivo bude proházet nebo nikoliv, a pokud jimi prochází, může palivo téct k motoru nebo na druhou stranu letadla. Oba dva ventily jsou schopné získávat palivo z levé i pravé nádrže, přitom palivo z levého ventilu směřuje do levého motoru a obráceně. Toto řešení má vliv na funkčnost, neboť umožňuje čerpat palivo napříč systémem a celé letadlo tak vyrovnávat. Palivo nacházející se v pomocných nádržích nelze převést na druhou stranu. [2] [3]

3. Komponenty palivového systému

Palivové instalace se skládají z jednotlivých komponentů navzájem propojených potrubím tak, aby se palivo mohlo dostat od místa, kde je uloženo, až k motoru. Na níže umístěném obrázku je schematicky zachyceno propojení dále popisovaných komponentů.



Obrázek 1 :Schéma propojení palivových komponentů

3.1. Palivové nádrže

Existují tři základní typy palivových nádrží, a to tuhé vyjímatelné, měchýřovité a integrované. Jejich použití závisí na tom, kde se v letadle nacházejí, jak je letadlo staré, a jaký je primární účel letadla. Konstrukce musí být provedena tak, aby obstála působení setrvačných sil paliva při změně rychlosti či směru letu, vibracím a dalším faktorům. Základním faktorem je, aby stěny nádrže vydržely tlak paliva, který je roven

$$p = n_1 \rho gh + \Delta p_p \quad (3.11)$$

a nezanechal trvalé plastické deformace. Výběr materiálu souvisí s konstrukčním provedením nádrží a musí být odolný proti korozi a zároveň být netečný jak vůči působení paliva v jeho

kapalném skupenství, tak i jeho parám. Na spodní straně nádrže je jímka na shromažďování nečistot a vody v palivu. V jímce je zabudován vypouštěcí ventil, díky němuž je možné nečistoty a vodu před letem vypustit. [2] [3]

3.1.1. Tuhé vyjímatelné palivové nádrže

Tento druh palivových nádrží najdeme především u starších letadel. Samotná konstrukce nádrže je spojena pomocí nýtů nebo je svařená dohromady a následně připevněna ke konstrukci letadla. Pro lepší těsnění se na místa svarů nanese speciální sloučenina, která zakryje vzniklé póry. Protože nádrž není součástí konstrukce letadla, liší se tyto nádrže od integrovaných. [2] [3]



Obrázek 2 :Tuhá vyjímatelná palivová nádrž [3]

3.1.2. Měchýřovité palivové nádrže

Tyto nádrže jsou vyrobené z pružného materiálu. Jejich instalace je snadnější díky vlastnosti nádrže srolovat se a roztáhnout do plné velikosti až v místě, kde budou upevněny. Nádrže jsou k letadlu připásaný. Díky jejich vysoké životnosti a případné snadnosti opravy se používají na letadlech všech velikostí. Nevýhodou však je, že vnitřek nádrže by měl zůstat vždy mokrý, a proto jim nesvědčí dlouhé odstavení letadla mimo provoz. [3]



Obrázek 3: Měchýřovitá palivová nádrž [3]

3.1.3. Integrované palivové nádrže

Integrovanými palivovými nádržemi nazýváme nádrže, které jsou součástí struktury letadla. Vytvářejí se tak, že se část konstrukčního prostoru v křídle zatěsní a tím umožní jeho maximální využití. Nosné prvky křídla slouží jako přirozené přepážky, které zabraňují palivu k nežádoucímu pohybu při manévrech. [2] [3]

3.2. Vedení paliva

Palivo se v leteckých palivových systémech vede ohebnými hadicemi nebo neohebnými trubkami v závislosti na tom, kde se zrovna palivo nachází. Neohebné trubky jsou většinou z hliníkových slitin v případě, že tlak nedosahuje tak vysokých hodnot. V ostatních místech, kde je vyšší tlak anebo by trubky byly vystaveny zvýšené teplotě či mechanickému poškození, se používá nerezová ocel. V obou dvou případech jsou u šroubení požívané buď standardy AN (Army/Navy) nebo MS (Military). Průměr potrubí je třeba volit tak, aby se vzaly v úvahu tlakové ztráty a nebyla překročena daná povolená hodnota. V místech, kde dochází k vibracím, např. mezi výstupem z palivového prostoru a vstupem do motoru, se používají ohebné hadice vyrobené ze syntetické gumy a obalené nehořlavým rukávem. [2] [3]



Obrázek 4: Vedení paliva v letadle a nehořlavý rukáv [3]

3.3. Palivové ventily

V palivovém systému letadla najdeme hodně druhů ventilů, jejichž počet a typy závisí na druhu letadla a velikosti celého systému. Základní rozdělení ventilů je podle způsobů, jakým se ovládají, a to na manuální, solenoidové a elektrické.

V letectví se používají tři typy manuálně ovládaných ventilů a to kuželový, poppet a posuvný ventil. První dva typy ventilů se používají především v lehčích letadlech, zatímco posuvný ventil u transportních. Posuvný ventil se ovládá jak manuálně, tak i elektrickým zařízením. [2] [3]

a) Kuželový ventil

Kuželový ventil se skládá z komolého kužele, který je těsně uložen v pouzdru. Kužel má v sobě otvor a rotačním pohybem se dostává do polohy, kdy otvor je ve stejné poloze jako směr proudění paliva v potrubí a tím otevře, respektive uzavře průtok. Kužel je ovládán přímo pilotem pomocí otočného držáku.

a) Poppet ventil

Poppet ventil se skládá z vačky připevněné na hřídeli. Pokud pilot otočí pákou, vačka otevře jeden z vybraných přívodů a ostatní přívody uzavře. Existuje také poloha, kdy vačka neotevívá ani jeden z otvorů a přívod je zcela uzavřen.

b) Posuvný ventil

Tento typ ventilu se používá především jako protipožární a jeho uzavření zamezí průchodu paliva do motoru. Je umístěn za hlavní nádrží před vstupem do motorové části palivového systému. Skládá se z uzavíracího nože, který posuvným pohybem přehradí palivu cestu. Ventil obsahuje obtokový ventil, jímž se uvolní tlak vzniklý při náhlém uzavření. Tento ventil může být také ovládán pomocí elektrického motoru.

Ventily lze také rozdělit podle principu činnosti. Mezi ně patří např. plovákové, přečerpávací, zpětné.

a) Plovákové ventily

Plovákové ventily se využívají k plnění paliva do hlavní nádrže, a to způsobem přečerpávání paliva z vedlejších nádrží řízené výškou hladiny hlavní nádrže. Na hladině hlavní nádrže se nachází plovák, který je připevněn k vahadlu. Vahadlo řídí dříkem kuličku, která může přívod kapaliny zavřít či otevřít.

b) Přečerpávací ventily

Tyto ventily slouží k přečerpání paliva mezi nádržemi. K přečerpání dojde v okamžiku otevření zátky ve tvaru jehlanu, která se otevírá v závislosti na velikosti řídicího tlaku. Pokud je řídicí tlak větší, než je síla, kterou je zátky držena pružinou, dojde k proudění.

c) Zpětné ventily

Jsou to ventily, které umožňují proudění pouze v jednom daném směru. Konstrukce a princip činnosti se zakládá na využití pružiny, která se otevírá jen pokud je tlak před ní vyšší než tlak za ní. Pokud je tomu obráceně, uzavře přívod paliva. [2] [3]

3.4. Čerpadla

Všechny letouny, které nejsou poháněny pouze samospádem, mají alespoň jedno čerpadlo. Čerpadla se dělí na primární a pomocná. Primární jsou poháněná motorem a jejich úkolem je dostat palivo k motoru. Funkcí pomocných čerpadel je dostat palivo k hlavnímu čerpadlu pod určitým tlakem tak, aby primární čerpadlo mohlo plnit svoji funkci. Kromě toho slouží jako záložní čerpadlo při vzletání při vyšších nadmořských výškách, nebo přečerpávají palivo z jedné nádrže do druhé. Čerpadla můžeme také rozdělit podle způsobu přeměny mechanické energie na hydrostatická a hydrodynamická. U hydrostatických čerpadel je příčinou změny energie konstrukční prvek, jako je zub, či lopatka, a změna energie je tedy přímá z energie mechanické na hydraulickou. Do této kategorie řadíme čerpadla zubová, lopatková, pístová a další. Naopak u hydrodynamických čerpadel probíhá transformace z mechanické energie na hydraulickou nepřímo, a to při změně kinetické energie kapaliny získané z odstředivé síly v rotoru. Tato energie se následně při zbrzdění na stěně čerpadla přemění na tlakovou.

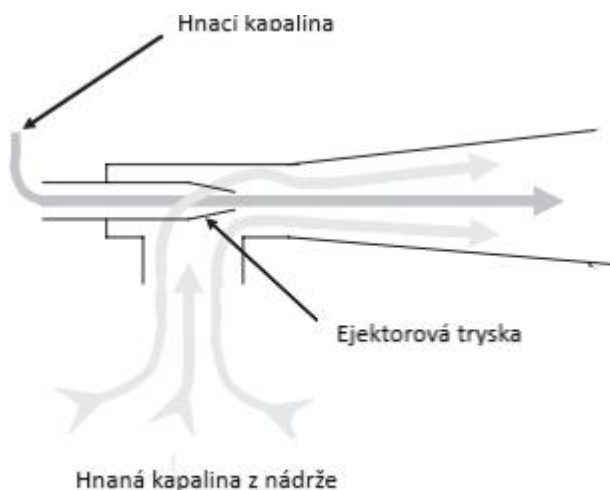
Za normálních podmínek obsahuje kerosinové palivo až 14 % vzduchu. Čerpadlo musí být schopno stále fungovat i během toho, co se letadlo dostává do větších nadmořských výšek, a rozpuštěný vzduch v palivu se ve formě bublinek začne z paliva uvolňovat. Další z problémů, který musí čerpadlo zvládat, je schopnost zásobovat motor palivem v okamžiku, kdy se pracovní podmínky přiblíží k tlaku, za kterého se palivo začne vypařovat a tvorba par se značně zrychlí. Tato situace může trvat jen určitou dobu, neboť vařící se palivo nejde čerpat. Poslední podmínkou je, že čerpadlo musí být schopno čerpat určitou dobu, i když vstupní tlak spadne pod požadovanou hodnotu. [2] [4]

3.4.1. Odstředivá čerpadla

Tento typ se nejčastěji používá jako pomocné čerpadlo. Umístěno může být buď přímo vně nádrže ponořené v palivu, nebo mimo nádrž s přívodem vystupujícím do nádrže. Pokud je umístěno v nádrži, je jeho předností zajištění přetlaku bez závislosti na teplotě a nadmořské výšce. Zabrání se tak jevu popsanému výše, kdy palivo změní své skupenství z kapalného na plynné, a tím naruší chod čerpadel s rizikem zastavení systému. Palivo vstupuje do osy rotoru a vystupuje z čerpadla na jeho obvodu. [2]

3.4.2. Ejektory

Tyto pumpy fungují na venturiho efektu, kdy se rychlost proudící tekutiny zvyšuje při průchodu zúžením na základě rovnice kontinuity a kdy tlak v proudící tekutině naopak klesá z důvodu zachování mechanické energie. Vzniká tak podtlak v ústí trysky a kapalina z nádrže je nasávána.



Obrázek 5: Schéma ejektorového čerpadla [5]

3.4.3. Zubová čerpadla

Tento typ má dvě přednosti, jednoduchost a spolehlivost. Čerpadlo se skládá ze dvou těsně spojených ozubených kol. Ozubená kola vytváří při odvalování se podtlak a kapalina je unášena kolem dokola až na výstup z čerpadla na druhé straně. Objem kapaliny přenesené čerpadlem je závislý na velikosti mezery mezi zubem a okrajem válce, počtu zubů a rychlosti otáčení. Jednou

z nevýhod těchto čerpadel je, že ozubená kola musí přesně dosednout na stěnu válce. Jakákoliv vůle mezi boky zubů a stěnou válce má za následek tlakovou ztrátu. [2] [3] [4]

3.4.4. Lopatková čerpadla

Uvnitř lopatkového čerpadla najdeme elektrický rotor, který se točí excentricky a na něm jsou upevněny lopatky v pružném pouzdře. Princip je podobný jako u zubového čerpadla. Na vstupu do čerpadla je palivo hnáno dovnitř díky podtlaku a následně je unášeno kolem dokola stěny čerpadla. Vlivem excentricity dojde ke zmenšení prostoru v ústí čerpadla a kapalina je vytlačena z válce. Abychom mohli regulovat tok, je zapotřebí do konstrukce přidat přetlakový ventil, který při překročení určitého tlaku se zvedne ze své polohy a vrátí tak přebytečné palivo zpátky na vstup do čerpadla. Další z ventilů, kterým je lopatkové čerpadlo vybaveno, je obtokový ventil, který je využíván při startu, popřípadě vždy, když čerpadlo není v provozu. Nachází se zde pružinka se zátkou, jejíž tuhost je přetlačena silou vyvolanou tlakem paliva pokaždé, pokud je tlak na vstupu do čerpadla větší než tlak na výstupu. Zátka ventilu následně otevře přívod a palivo může proudit. [2] [3]

3.5. Palivové čističe

Funkci motoru zásadně ovlivňuje čistota paliva, a proto jsou nezbytným prvkem palivových instalací čističe. Jejich úkolem je vyčistit palivo od mechanických částí, které se nahromadí během průchodu paliva systémem, popřípadě se do paliva dostali jinou cestou. [2]

4. Odvzdušnění palivových nádrží

Prostor nad palivem v nádržích není uzavřen, ale je naopak propojen s okolním vzduchem. Tento systém se nazývá otevřený. Tlak během letu se neustále mění s rostoucí či klesající nadmořskou výškou a odčerpání paliva by způsobilo podtlak v nádrži. Uzavřený systém by tedy zbytečně letoun namáhal a konstrukce by se těmto silám musela přizpůsobit. Vzduch je přiváděn do prostoru letadla ventilačním otvorem na hraně křídla, a to v případech, kdy je křídlo vedeno pod úhlem nahoru (Dihedral) a ventilační otvor je nad nádržemi, tak i v případě, kdy

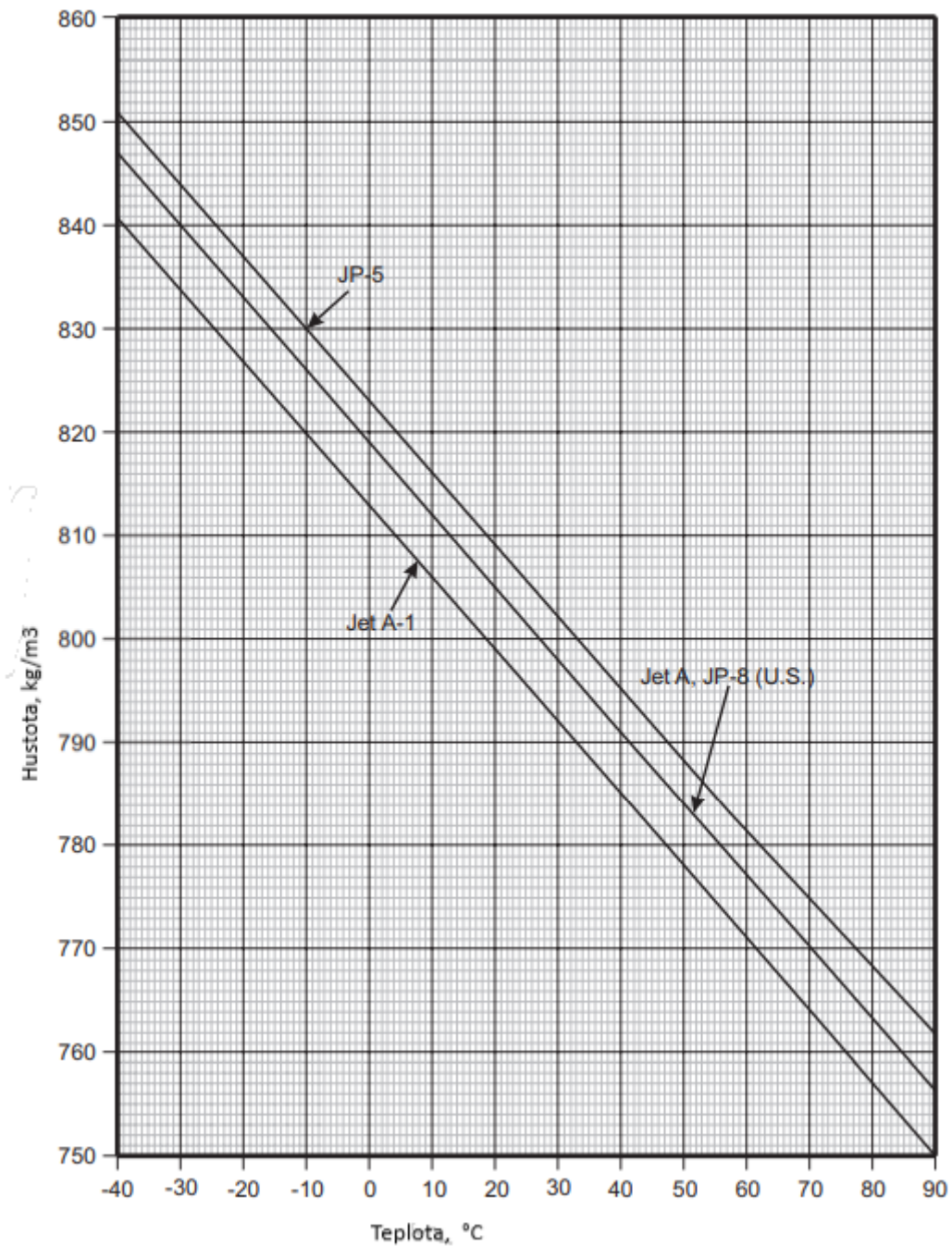
tomu tak není (Anhedral) a ventilační otvor je pod úrovní nádrží. Ventilační otvor má z vnější strany tvar, kterému se říká Naca duct. Tento otvor přivádí do letadla vzduch bez toho, aniž by příliš zvětšoval odpor. V druhém případě (Anhedral), však není ventilační otvor v oblasti nejvyššího bodu křídla, a proto je do systému potřeba zavést čerpadlo, které by odvádělo nahromaděné palivo z ventilačního systému. K tomu, aby se palivo nedostávalo do odvodušňovacího systému, slouží ventily, jejichž umístění musí brát v úvahu měnící se nadmořskou výšku, manévry letadla a změnu rychlosti letu. Nezákladnější z nich je plovákový ventil, jehož funkce byla popsána v předchozí kapitole. Mezi další komponenty patří také ochranný prvek před šířením požáru v případě úderu blesku do přívodu odvodušňovacího systému a následným vznícením palivových par unikajících z ventilačního systému. [5]

5. Palivo

Paliva dělíme na letecké benzíny (AVGAS) a letecké petroleje (AVTUR). Všechna letecká paliva se skládají z uhlovodíkových sloučenin, popřípadě dalších příměsí. Letecké petroleje se používají pro pohon turbínových motorů. Mezi nejznámější paliva patří Jet A používané v USA, dále Jet A1, které je nejpoužívanějším palivo vůbec. [6]

5.1. Hustota

Mezi vlastnosti paliva, které nás nejvíce zajímají, patří jeho hustota a viskozita. Hustota je definována jako jednotka hmoty na jednotku objemu. Je důležité si uvědomit, že letecké palivo nemá konstantní hustotu, ale se zvyšující se teplotou hustota klesá, jak lze vidět na obr.5 [7]

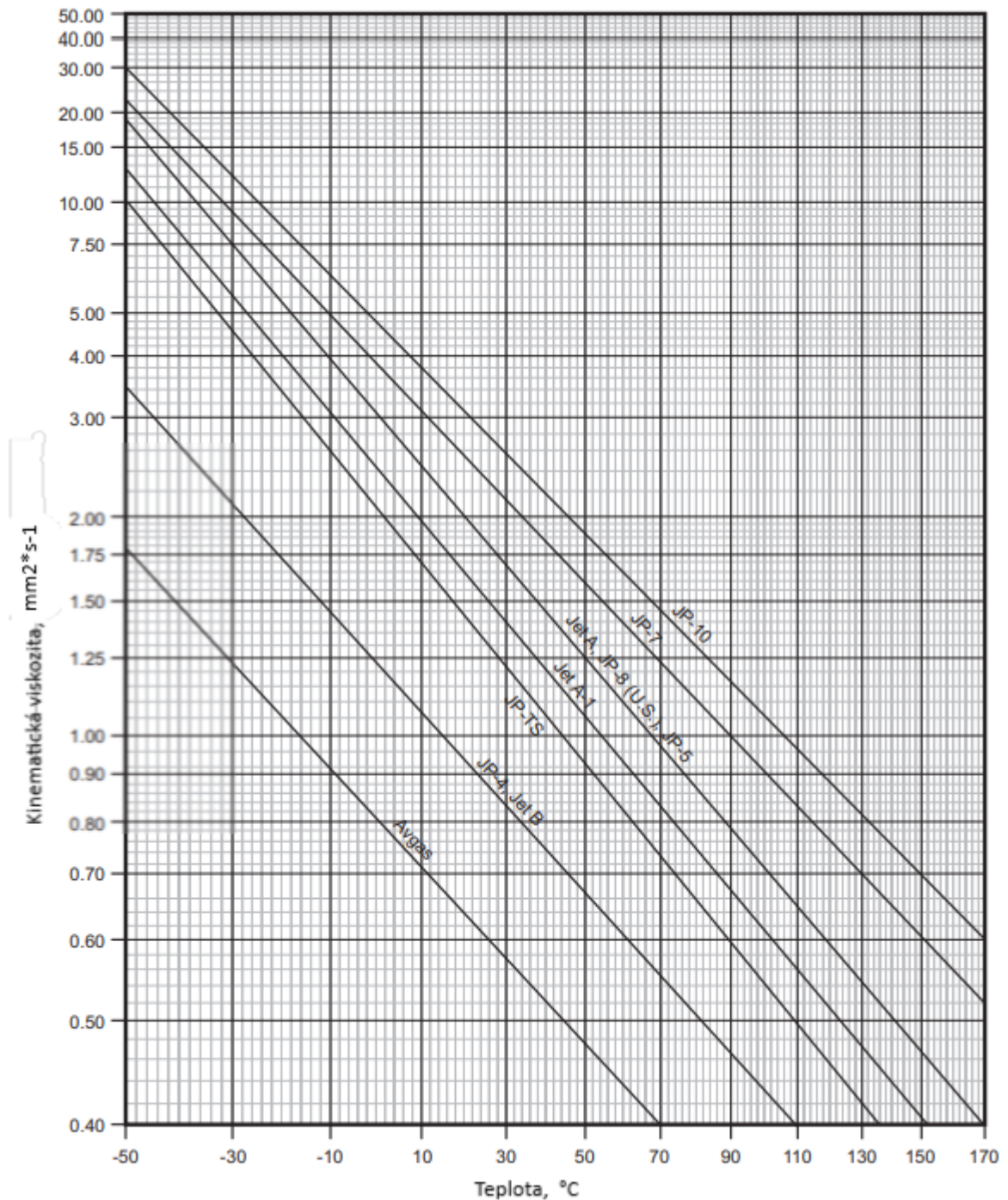


Obrázek 6: Závislost hustoty vybraných leteckých paliv na teplotě [8]

5.2. Viskozita

Viskozita je schopnost tekutiny přenášet tečná napětí. Je i příčinou vnitřního odporu způsobeného soudržnými silami mezi částicemi tekutiny. V praxi se rozlišuje mezi viskozitou dynamickou a kinematickou, které je vztažena na hustotu dané látky. Viskozita paliva je závislá na teplotě a to tak, že čím je nižší teplota, tím více roste viskozita, a to tak dramaticky, že u paliv

je uváděna nejnižší možná teplota, při jaké palivo ještě může proudit. Na obr.6 lze vidět závislost kinematické viskozity na teplotě. [6] [9] [7]



Obrázek 7: Závislost kinematické viskozity vybraných leteckých paliv na teplotě [8]

5.3. Problémy s palivem

Mezi nejčastější problém patří výskyt vody v palivovém systému. Tento jev je velmi nebezpečný, neboť voda zhoršuje průběh spalování a snižuje výkon motoru, ba dokonce může způsobit jeho vysazení. Za nízkých teplot voda v palivu vytváří krystalky ledu, které mohou ucpat části palivového systému. Z těchto důvodů je tedy vodu nezbytné odstranit. Voda se vyskytuje v systému ve třech základních podobách. První z nich je rozpuštění vody z okolní atmosféry v palivu. Tato forma kontaminace paliva vodou je těžko měřitelná, ale množství vody, které se takto rozpustí, je velmi malé. Další variantou výskytu vody v palivu je v podobě suspenze. Pokud se horké palivo ohřeje, vyloučí drobné kapičky vody, které jsou právě příčinou již zmiňovaných krystalků. Poslední variantou je kondenzace vody na stěnách palivové nádrže při klesání letounu, kdy postupně voda prochází palivem v nádrži, než se usadí na dně nádrže v jímce a může být následně vyjmuta. Problémem je délka doby usazení vody na dně nádrže. [6]

6. Ztráty v potrubí

6.1. Rovnice kontinuity

Pro nestlačitelnou tekutinu lze zapsat rovnici kontinuity ve tvaru

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \quad (6.1.1)$$

z čehož plyne, že za jednotku času proteče dvěma různými průřezy stejné množství tekutiny. [9]

6.2. Rozšířená Bernoulliho rovnice.

Pokud řešíme proudění tekutiny v potrubí mezi dvěma jednotlivými průřezy, dochází vlivem hydraulických ztrát k disipaci energie a zákon zachování energie pak popisuje rovnice

$$gh_1 + \frac{p_1}{\rho} + \frac{u_1^2}{2} = gh_2 + \frac{p_2}{\rho} + \frac{u_2^2}{2} + e_{z_{celk.}} \quad (6.2.1)$$

Disipace energie je způsobena třením tekutiny proudící potrubím o tekutinu, která ulpívá na stěnách. Výsledkem je menší mechanická energie v druhém průřezu. Tato energie se přeměnila z tlakové na energii tepelnou a je neúčinná. [9]

6.3. Třecí ztráty v potrubí

Pro určení třecích ztrát v potrubí se používá Weisbachův vzorec

$$e_z = \lambda \frac{l \bar{u}^2}{d} \quad (6.3.1)$$

Ze vzorce vidíme, že ztráty jsou závislé na délce a průměru potrubí, ale kvůli výskytu součinitele třecích ztrát, jsou zde zahrnuty i proměnné jako je drsnost potrubí, viskozita a hustota tekutiny proudící potrubím. Abychom mohli správně určit součinitel třecích ztrát, je potřeba znát, zda řešíme v potrubí případ laminárního nebo turbulentního proudění. Laminární proudění je takové, při kterém nedochází k mísení tekutin mezi jednotlivými vrstvami a částice se pohybují ve vrstvách. Vektor rychlosti má složku pouze do jednoho směru. U turbulentního proudění dochází k mísení jednotlivých částic, a to z toho důvodu, že vektor rychlosti má nejenom složku do hlavního směru pohybu, ale i fluktuální. Setrvačné síly při proudění zde převažují nad třecími, u laminárního proudění je tomu naopak. Reynoldsovo číslo nám dává do poměru setrvačné síly působící na tekutinu k velikosti třecích sil. Ze znalosti Reynoldsova čísla tedy můžeme posoudit, v jaké oblasti se pohybujeme. V laminární oblasti se nacházíme v tom případě, pokud nepřekročíme kritickou hodnotu Reynoldsova čísla. Pro případ proudění tekutiny v potrubí je smluvní hodnota stanovena na 2320. Na rozhraní těchto dvou proudění leží přechodová oblast, kdy je rychlostní profil nestabilní. Proudění můžeme považovat za přechodové mezi laminárním a turbulentním, pokud Reynoldsovo číslo je větší než 2320 a menší než 5000. Součinitel třecích ztrát je sice funkcí mnoha proměnných, ale pomocí teorie podobnosti si vystačíme pouze ze znalostí Reynoldsova čísla a relativní drsnosti potrubí. Reynoldsovo číslo určíme dle vztahu

$$Re = \frac{D \cdot \bar{u}}{\nu} \quad (6.3.2)$$

Součinitel třecích ztrát pro laminární proudění v kruhovém potrubí získáme z Hagen-Poiseuillova zákona,

$$Q = \frac{\pi \cdot (-\Delta p) \cdot R^4}{8\eta L} \quad (6.3.3)$$

kde Q je objemový tok, η je kinematická viskozita dané tekutiny, L je délka potrubí a R je poloměr potrubí. Z rovnice kontinuity $Q = \bar{u} \cdot S = konst$ můžeme vyjádřit střední rychlost tekutiny, pokud podělíme objemový tok průřezem potrubí, kterým tekutina proudí. V našem případě máme potrubí kruhové a tedy $S = \pi \cdot R^2$. Po dosazení a vyjádření střední rychlosti tekutiny \bar{u} na levé straně, získáme vztah

$$\bar{u} = \frac{(-\Delta p) \cdot R^2}{8\eta L} \quad (6.3.4)$$

Tlakovou ztrátu můžeme vyjádřit jako rozdíl tlaků na začátku a na konci. Pokud tento tlakový spád vydělíme hustotou dané látky, získáme energetické ztráty

$$e_z = \frac{p_1 - p_2}{\rho} = \frac{\Delta p_z}{\rho} = \frac{-\Delta p}{\rho} \quad (6.3.5)$$

Po dosazení získáme vztah

$$e_z = \frac{\bar{u} \cdot \rho \cdot R^2}{8\eta L} \quad (6.3.6)$$

Za člen e_z dosadíme Waisbachův vztah pro výpočet energetických ztrát. Za předpokladu, že potrubí bude zcela zaplněné palivem, bude hydraulický průměr ve Waisbachově vztahu roven

$$D_h = \frac{4S}{O} = \frac{4 \cdot \pi \cdot R^2}{2 \cdot \pi \cdot R} = 2R \quad (6.3.7)$$

$$\lambda \cdot \frac{L}{2R} \cdot \frac{\bar{u}^2}{2} = \frac{\bar{u} \cdot 8 \cdot \eta \cdot L}{\rho \cdot R^2} \quad (6.3.8)$$

Po úpravách a osamostatnění součinitele třecích ztrát na levé straně dostáváme následující vztah

$$\lambda = \frac{64 \eta}{\bar{u} D \rho} \quad (6.3.9)$$

Ze vztahu je patrné, že součinitel třecích ztrát pro laminární proudění v trubce, je závislý pouze na Reynoldsově čísle

$$\lambda = \frac{64}{Re} \quad (6.3.10)$$

Pro případ turbulentního proudění si již ale nevystačíme pouze ze znalostí Reynoldsova čísla, ale je potřeba znát i drsnost potrubí. Absolutní drsnost potrubí je dána střední výškou nerovností označovanou jako K . Tato hodnota je závislá na materiálu, z jakého je trubka vyrobena, respektive na kvalitě jeho vnitřní stěny. [9] [10] [11]

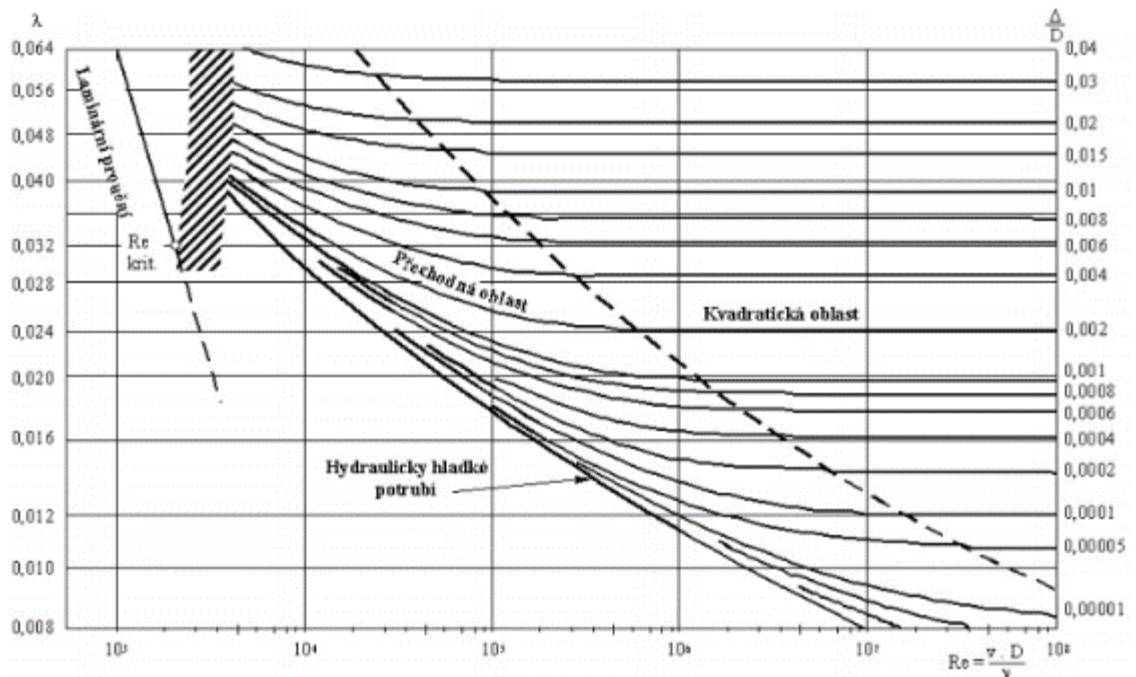
Potrubí	Kvalita vnitřních stěn	$K(\text{mm})$
Ocelové	Nové	0,1
	Částečně zrezivělé	0,35 – 0,4 1,
	Zrezivělé	2 – 3,0
Litinové	Nové	0,5 – 1,0
	Částečně zrezivělé	až 1,5

Tabulka 1 Absolutní drsnosti potrubí různých materiálů a kvality [10]

Absolutní drsnost vztažená na hydraulický průměr nám dá hodnotu relativní drsnosti, tedy následující vztah

$$K_r = \frac{K}{D_h} \quad (6.3.11)$$

Relativní drsnost potrubí a Reynoldsovo číslo potřebujeme znát pro stanovení režimu turbulentního proudění z Moodyho diagramu.



Obrázek 8: Moodyho diagram [13]

Pokud se pohybujeme v oblasti turbulentního proudění, existuje pro výpočet součinitele ztrát celá řada empirických vztahů. Oblast turbulentního proudění se dále rozlišuje na: a) proudění v hydraulicky hladkém potrubí b) proudění v tzv. „přechodové oblasti“ a za c) a proudění ve kvadratické oblasti. Následující vzorce jsou tedy pouze jedny z mnoha, které se dají použít. Pro turbulentní proudění v hydraulicky hladkém potrubí použijeme vztah, kdy je součinitel třecích ztrát funkcí pouze Reynoldsova čísla. [9] [10] [11]

$$\lambda = \frac{1}{(1,8 \log Re - 1,5)^2} \quad (6.3.12)$$

Pro turbulentní proudění v tzv. „přechodové oblasti“ je součinitel třecích ztrát funkcí Reynoldsova čísla a zároveň i drsnosti potrubí

$$\lambda = \left[-1,8 \cdot \log \left(\frac{k_r}{10} + \frac{7}{\text{Re}} \right) \right]^{-2} \quad (6.3.13)$$

Pro kvadratickou oblast je součinitel závislý již pouze na drsnosti potrubí

$$\lambda = \left[1,14 + 2 \cdot \log \left(\frac{1}{k_r} \right) \right]^{-2} \quad (6.3.14)$$

6.4. Místní ztráty v potrubí

O místních ztrátách hovoříme tehdy, pokud tekutina v průběhu své cesty mění rychlost nebo směr proudění. V tekutině se vytvářejí proudy na úkor energie hlavního směru proudu tekutiny a dochází k její disipaci. Pro určení velikosti místní ztráty vycházíme ze vztahu.

$$e_z = \xi \frac{\bar{u}^2}{2} \quad (6.4.1)$$

Jelikož pro místní ztráty nelze sestavit obecně platný vzorec, vyskytuje se ve vzorci součinitel místních ztrát, který je získán na základě experimentů. A z nich se následně vytvoří empirický vztah. Mezi ztráty, které se nám budou vyskytovat během proudění tekutiny v potrubí, patří:

- a) ztráty změnou průřezu

Pro případ zužování platí následující vztah, kde $S_1 < S_2$.

$$\xi = \left(1 - \frac{S_1}{S_2} \right)^2 \quad (6.4.2)$$

Pro případ rozšíření vzorec,

$$\xi = \left(\frac{1}{\varepsilon} - 1 \right)^2 \quad (6.4.3)$$

kde ε je koeficient kontrakce, který se spočítá pomocí následujícího vzorce

$$\varepsilon = 0,57 + \frac{0,043}{1,1 - \left(\frac{s_1}{s_2}\right)^2} \quad (6.4.4)$$

b) ztráty změnou směru

Touto ztrátou se rozumí nejrůznější kolena či propojky do písmene T, které mění směr proudící tekutiny. Pro výpočet místní tlakové ztráty se používá následující vztah

$$\xi = f_1(\delta) \cdot f_2(R/d) \cdot f_3(a/b) \quad (6.4.5)$$

Kde $f_1(\delta)$ je opravný součinitel závislý na úhlu kolene, $f_2(R/d)$ je další opravný součinitel závislý na křivosti oblouku a $f_3(a/b)$ je opravný součinitel, který se používá, pokud máme nekruhový průřez. [9] [10] [11]

δ (°)	45	90
$f_1(\delta)$	0,60	1

Tabulka 2: Vybrané koeficienty pro úhel kolene [10]

R/D	0,8	1	1,5
$f_2(R/d)$	0,37	0,21	0,17

Tabulka 3: Vybrané koeficienty pro křivost oblouku [10]

Praktická část

7. Palivový systém letadla King AIR

Fakultou strojní ČVUT bylo vyhlášeno veřejné výběrové řízení na létající zkušebnu pro výzkumné účely. V tomto výběrovém řízení bylo vybráno letadlo King Air 350 od společnosti BBA, které splňovalo všechny potřebné požadavky. Jedná se o letoun se dvěma motory užívaný převážně k obchodním účelům. Motory do letadla byly vybrány samostatně v dalším výběrovém řízení, kde uspěla společnost G.E. Aviation Czech se svým novým motorem ATP.

7.1. Hlavní palivový systém nádrží

Systém nádrží obsahuje celkem pět nádrží v každém křídle, a sice dvě měchýřovité nádrže na hraně křídla, další dvě rovněž měchýřovité uprostřed a jednu integrovanou. Všechny vedou do hlavní palivové nádrže, kam tečou samospádem. Palivo z hlavní nádrže pak proudí do motorové části. Plnicí hrdlo je uloženo v blízkosti hrany letadla v podélné nádrži. Za každým odtokem z nádrže je nainstalován zpětný ventil, který umožní proudění paliva pouze jedním směrem. Zabrání tak zpětnému proudění paliva, a tedy i ztrátám paliva nebo poškození nádrží, pokud je plnicí hrdlo špatně nainstalované. Obě hlavní nádrže jsou propojeny s motorem na druhé straně křídla pomocí křížového vedení. Tato opatření umožňuje čerpat motoru palivo z obou nádrží a je nutné pro stejnoměrné spotřebovávání paliva nebo pro případy, kdy je jeden z motorů poškozen a letadlo letí pouze s jedním motorem. [12]

7.2. Doplnkový palivový systém nádrží

Doplňkový palivový je tvořen jednou palivovou nádrží v každém křídle. Obě nádrže mají plnicí hrdlo, které má zabudovaný ventil, jenž brání zpětnému průtoku paliva stejně jako tomu bylo u předchozích nádrží. Palivo z doplňkového systému nemůže být čerpáno samospádem, neboť se nachází pod úrovní hlavní nádrže. K čerpání se používá proudové čerpadlo, které funguje na principu venturiho trubice, kde rychle proudící voda díky nízkému tlaku vytahuje vodu z nádoby. Pokud doplňkový systém obsahuje použitelné palivo, automaticky ho přesune do hlavní nádrže, aby zůstala stále plná. [12]

7.3. Popis činnosti palivového systému

Palivo je z nádrže hnáno pomocí čerpadla. Nejdříve proudí přes protipožární ventil, který v případě požáru uzavře přívod paliva do motoru a zabrání tak jeho šíření. Následně prochází přes hlavní motorové čerpadlo do čističe. Ten obsahuje přemostující ventil, jenž dovoluje palivu proudit v případě jeho ucpání, a drenážní ventil, který vypustí čistič před každým letem. Z čističe palivo směřuje do ohřívače, který využívá teplo přivedené olejem z motoru. Palivo je následně vedeno do vysokotlakého čerpadla a jednotky kontroly paliva (FCU) regulující průtok. Vysokotlaké čerpadlo je poháněno motorem a obsahuje svůj vlastní filtr a palivo je tak chráněno před kontaminací nečistotami. Čerpadlo, které dostává palivo k vysokotlakému čerpadlu, je zálohované elektrickým čerpadlem. Obě dvě čerpadla jsou schopna dodávat palivo do vysokotlakého čerpadla za minimálních tlakových požadavků daných výrobcem motoru. Motor může fungovat při výpadku obou z těchto čerpadel, ale pokud dojde k výpadku vysokotlakého čerpadla, nikoliv. Záložní elektrické čerpadlo také poskytuje potřebný tlak pro křížové vedení paliva z druhého křídla letadla. [12]

7.4. Křížové čerpání paliva

Křížové potrubí je vedeno vnitřkem hlavní nádrže na zádi letadla, středem křídla a dále do druhé nádrže v druhém křídle. Obě hlavní nádrže jsou tak navzájem propojeny s motorem i na opačné straně, než se nachází. Křížové vedení je regulovatelné pomocí ventilu připojeného přímo na potrubí před vstupem do trupu letadla. Tok paliva nemůže probíhat samospádem a potřebuje ke své činnosti jedno ze záložních čerpadel nádrže na straně, odkud dochází k čerpání paliva. Je zde zabudován automatický modul, který spustí čerpadlo na straně, kde dochází k čerpání a odpojí druhé čerpadlo na druhé straně, kde k němu nedochází.

Křížové čerpání paliva nemá za úkol převést palivo z jedné palivové nádrže do druhé, ale jeho účelem je přenos paliva přímo k motoru na druhé straně během toho, co je první motor mimo provoz. Pokud jsou na obou stranách zapnuta záložní čerpadla, bude palivo do motoru proudit normálním způsobem, protože tlak na obou stranách ventilu bude stejný. [12]

8. Výpočty

V této části mé bakalářské práce se zabývám analýzou konkrétní palivové soustavy. Palivová soustava je navržena na základě palivové soustavy na letadle King Air 350. V rámci bakalářské práce bylo nutné uskutečnit cestu do Berlína a zhlédnout letadlo. Palivová soustava je ve výsledku zjednodušená oproti své předloze a veškeré rozměry byly pouze odhadnuty a neodpovídají letadlu King Air 350, ze kterého jsem vycházel. Rozměry by však měly odpovídat přibližně letadlům podobné kategorie.

Kvůli inspekci letadla bylo potřeba odkrýt plášť, následně najít hlavní palivovou nádrž a z ní postupně prohlédnout všechny komponenty, které nás zajímaly. Na základě této zkušenosti jsem navrhl průměry potrubí, případně úhly ohybů kolen.



Obrázek 9: Letadlo z hangáru BBA bez krytu

8.1. Analýza problému

Výpočet ztrát palivového systému jsem rozdělil na dva úseky. V prvním z nich je určena velikost tlakových ztrát paliva od hlavní nádrže k motorovému čerpadlu a v druhém je zjištěna tlaková ztráta paliva vracejícího se zpět do hlavní nádrže. Pro nedostatek údajů nebylo možné analyzovat cestu paliva zpět do hlavní nádrže přes proudové čerpadlo.

S ohledem na volně dostupné informace byly zvoleny typické parametry průtoků pro letadla této kategorie tak, aby byla zachována co nejvyšší možná přesnost výpočtu. Parametry tedy neodpovídají konkrétnímu letadlu King Air 350 a mohou se od nich značně lišit. Parametry by však měly vyhovět požadavkům kladené obecně na palivové soustavy podobného typu.

V hlavní nádrži je umístěno čerpadlo od společnosti Eaton. Jedná se o hydrostatické čerpadlo, konkrétně lopatkové. Čerpadlo se skládá ze dvou částí, a to samotného čerpadla a nádoby, která je umístěna v nádrži umožňující jeho výměnu, nebo kontrolu bez potřeby vypouštění paliva z nádrže. Parametry, které nás zajímají, jsou hmotnostní tok a výstupní tlak, jež se rovná 186 kPa, což je hodnota měřená vůči atmosférickému tlaku. Atmosférický tlak se s letovou výškou mění. Pro zjednodušení bylo zavedeno, že atmosférický tlak bude mít konstantní hodnotu 101325 Pa. S tímto předpokladem je ve skutečnosti za čerpadlem tlak 287 kPa. Motorové čerpadlo nemůže pracovat se všemi velikostmi tlaků. Pro jeho funkčnost je za normálního atmosférického tlaku potřeba, aby tlak přitékajícího paliva byl minimálně 100 kPa, tudíž ztráty v systému nesmí být větší než 187 kPa.

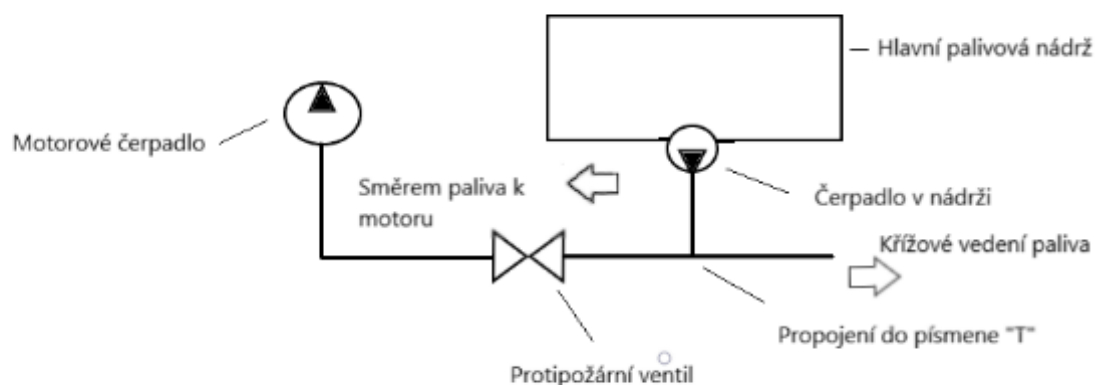
V druhém úseku známe hmotnostní tok paliva za motorovým čerpadlem a množství paliva vracejícího se zpátky do nádrže. Tlak proudícího paliva v této části činí i při připočítání atmosférického tlaku 1342325 Pa.

8.2. Výpočet ztrát

Ztráty bylo potřeba počítat při nejnižší možné teplotě paliva, jelikož při této teplotě je nejvyšší kinematičká viskozita a hustota, jak plyne z obr. č. 6 a 7. Nejnižší teplota v palivovém systému činí -53,69 C a pro tuto teplotu byla z grafů stanovena viskozita a hustota paliva. Právě při této teplotě systém dosahuje nejvyšších ztrát. Z rovnice kontinuity (7.4.1) byly stanoveny střední rychlosti paliva v jednotlivých úsecích palivové cesty. Za předpokladu, že palivo vyplňuje celý průřez trubky, byla z rovnice (7.4.2) stanovena hodnota Reynoldsova čísla. Na základě této znalosti bylo z obr. č.8 určeno, v jaké oblasti proudění se palivo nachází, aby mohl být

dostatečně přesně určen součinitel třecích ztrát, jenž je potřebný do Waisbachova vztahu (7.4.3). Z hodnoty Reynoldsových čísel bylo zjištěno, že se palivo nachází buď v laminární, nebo přechodové oblasti turbulentního proudění. Na základě této znalosti byla určena velikost třecích ztrát, jež činí 28845 Pa. K těmto ztrátám však musel být připočítán i nezanedbatelný vliv místních ztrát viz. (7.4.4). Bylo zapotřebí zjistit součinitele ztrát pro zúžení potrubí ze vztahu (7.4.5), pro rozšíření potrubí ze vztahu (7.4.3) a pro jednotlivá kolena ze vztahu (7.4.6.). Po tom, co byly získány součinitelé, mohly být vypočítány místní ztráty v dílčích úsecích a následně sečteny. Celková hodnota je 15269,7 Pa. Po sečtení místních ztrát a třecích ztrát byla získána celková velikost tlakové ztráty od pomocného čerpadla v nádrži k motorovému čerpadlu. Tato hodnota byla stanovena pomocí programu Microsoft Excel v příloze a činí 44144,706 Pa.

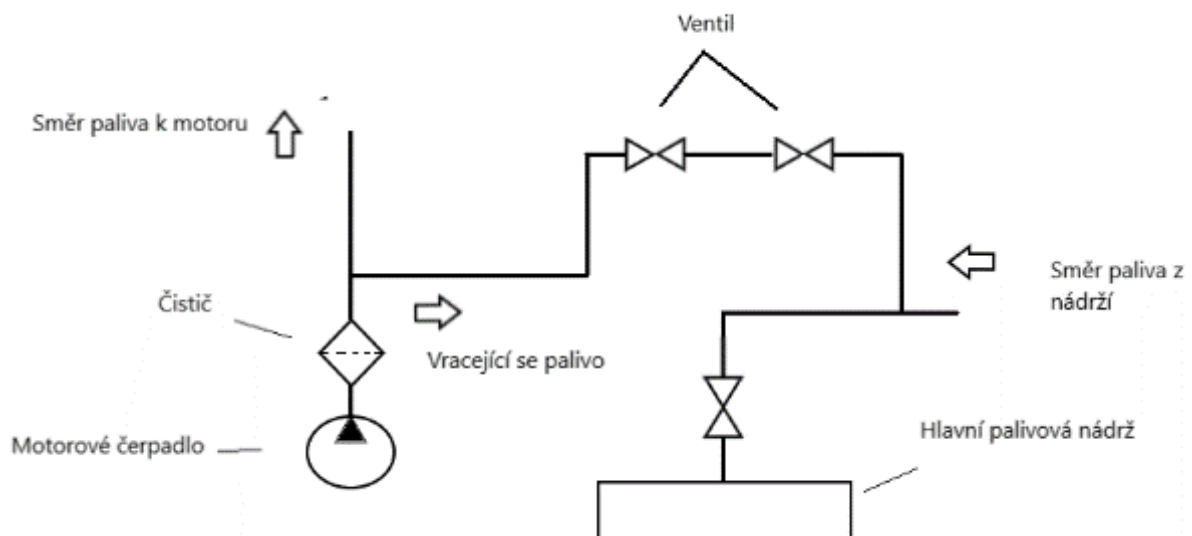
Komponent	Ztráty [Pa]
Potrubí	3837,138
Potrubí s tvarem T	1656,297
Potrubí s tvarem T (Křížové čerpání)	7535,983
Protipožární ventil	385,2447
Konektor ke křížovému čerpání	1730,761
Konektor	7010,937
Potrubí	5072,826
Koleno	2531,934
Potrubí k motorovému čerpadlu	13456,49
Šroubení	897,0991
Celkem	44144,706



Obrázek 10: Vedení paliva z hlavní nádrže k motorovému čerpadlu

Pro výpočet druhého úseku byl použit stejný postup. Tlakové ztráty v druhém úseku mají hodnotu 395844 Pa.

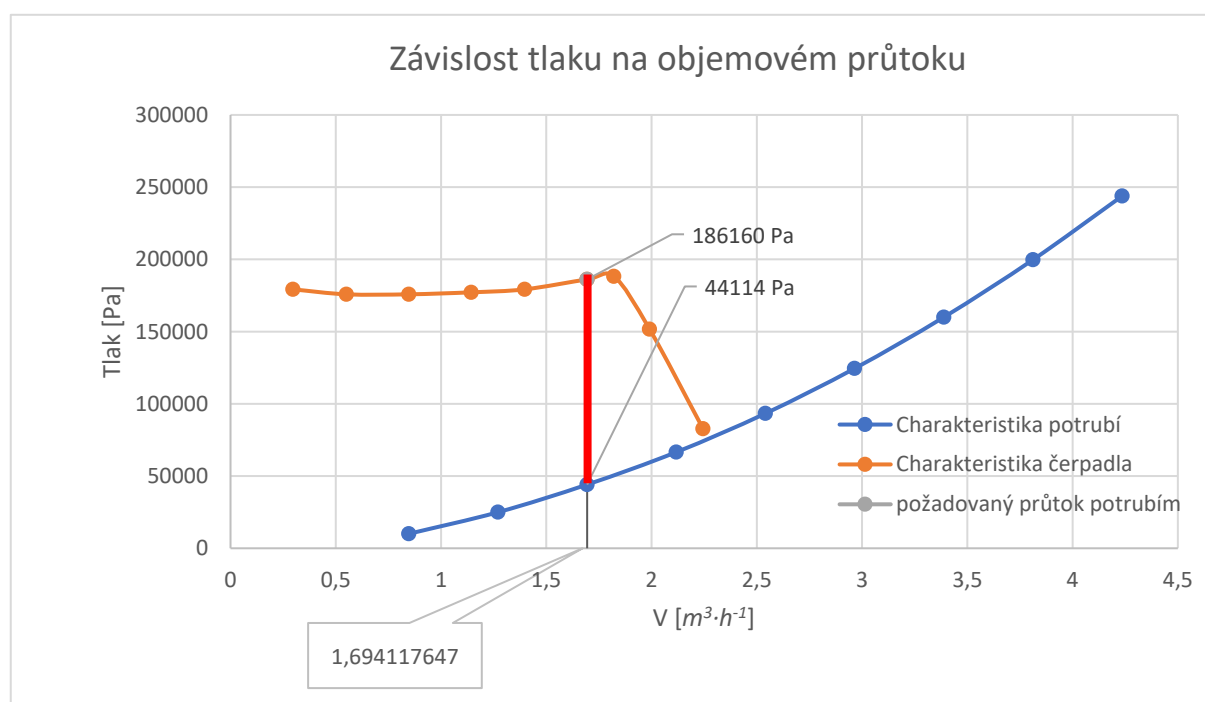
Komponent	Ztráty [Pa]
Přípojka	1121,374
Potrubí k čističi	15626,58
Šroubení	3067,191
Potrubí s tvarem T	1078,772
Redukce	6528,478
Potrubí	3488,609
Koleno	1345,973
Koleno	1345,973
Potrubí	2581,211
Koleno	1345,973
Koleno	1345,973
Šroubení	19127,84
Ventil	1878,377
Redukce	411,1327
Ventil	5122,462
Šroubení	1640,353
Potrubí	11716,81
Koleno	5577,564
Šroubení	29175,8
Potrubí s tvarem T	3453,823
Porubí	207229,4
Koleno	33642,26
Koleno s těsněním	3453,823
Ventil	34538,23
Celkem	395843,9



Obrázek 11: Vedení paliva zpátky od motorového čerpadla do hlavní palivové nádrže

8.3. Charakteristika čerpadla a potrubí

Charakteristika čerpadla zachycuje jeho základní parametry do grafu a je daná výrobcem. Nejčastěji se používá závislost pracovní výšky čerpadla na objemovém průtoku při konstantních otáčkách, ale v anglické literatuře se můžeme setkat s grafem závislosti dodaného tlaku na objemovém průtoku. Obecně vzato, abychom mohli určit průtok, je potřeba znát i charakteristiku potrubí, což je opět závislost dopravní výšky, resp. tlaku potřebného pro kapalinu při určitém objemovém průtoku. Následující graf udává charakteristiku čerpadla v hlavní palivové nádrži a charakteristiku potrubí od tohoto čerpadla po motorové čerpadlo. Graf byl vykreslen tak, že na ose Y je zobrazen tlak a na ose X je objemový průtok. Tyto dvě křivky v místě průsečíku vytvoří pracovní bod daného čerpadla. Za předpokladu znalosti, že na výstupu musí být přetlak, se hledaný průtok nachází na levé straně od pomyslného průsečíku křivek.



Obrázek 12: Závislost tlaku na objemovém průtoku

Rozdíl tlaku čerpadla a tlakové ztráty potrubí je vyznačen v grafu úsekem označeným červenou barvou. K tlaku čerpadla byl připočten atmosférický tlak, jelikož data byla měřena vůči atmosférickému tlaku. Pro správné vyhodnocení výsledku musela být známa hodnota absolutního tlaku, neboť hodnota minimálního dovoleného tlaku na vstupu do čerpadla je právě

absolutní. Rozdíl těchto hodnot se rovná přetlaku na výstupu z trubky. $\Delta p = (p_a + p_c) - p_z = (101325 + 186160) - 44114 = 243371 \text{ Pa}$.

9. Závěr

Cílem bakalářské práce bylo v její teoretické části popsat obecně palivový systém letadla a různé způsoby provedení, následně analyzovat jednotlivé komponenty a jejich funkci, kterou vykonávají. Práce se také zabývala fyzikálními vlastnostmi paliva a problémy s ním spojenými. Při psaní práce bylo potřeba využít teoretických znalostí z oblasti mechaniky tekutin nabytých při studiu a aplikovat je na navržený palivový systém tak, aby bylo možné splnit i praktickou část bakalářské práce, a tedy detailně popsat způsob výpočtu tlakových ztrát v potrubí.

V praktické části se práce věnuje navrženému palivovému systému, do kterého bude zabudován nový motor společnosti G.E. Aviation Czech. Palivový systém byl popsán od hlavní palivové nádrže po motorové čerpadlo a následně zpět do hlavní palivové nádrže. Způsob výpočtu ztrát byl popsán v teoretické části a vzorce z této části byly převedeny do programu Microsoft Excel, kde proběhl i samotný výpočet tlakových ztrát. Z výsledků výpočtu byla sestavena charakteristika palivového potrubí od hlavní palivové nádrže k motorovému čerpadlu a zanesena společně s charakteristikou čerpadla do grafu.

Celková ztráta v prvním úseku palivového systému činí 44144,706 Pa. Motorovému čerpadlu je tedy dodáván dostatečný tlak pro jeho správnou funkci. Největší místní ztráta nastává v zúžení, kde palivo teče z protipožárního ventilku do konektoru. Ztráta by se dala redukovat, pokud by se v průběhu cesty neměnil průměr komponentů. Rovněž třecí ztráty jsou zbytečně vysoké. V nejdelší části potrubí, jehož délka je 60 cm, činí ztráta až 13500 Pa. Palivo proudí v přechodové oblasti turbulentního proudění, a proto se jednotlivé vrstvy navzájem promíchávají, a tím dochází ke zbytečným ztrátám. Velikost ztráty je v této oblasti závislá nejenom na velikosti Reynoldsova čísla, ale i na drsnosti potrubí. Při zvětšení průměru potrubí tak, aby palivo proudilo v potrubí laminárně, ztráty klesnou k řádu tisíců pascalů. Důležité je brát v úvahu nejenom velikost ztráty v potrubí, ale i hmotnost celkového systému. Potrubí s větším průměrem by znamenalo kromě snížení ztrát i větší hmotnost a mohlo by negativně ovlivnit letové vlastnosti stroje.

Tlakové ztráty v druhému úseku, od motorového čerpadla zpět do hlavní palivové nádrže, byly počítány stejným způsobem jako u prvního úseku. I zde se v některých úsecích potrubí dostáváme do přechodové oblasti turbulentního proudění a s ním spojenými ztrátami tlaku. Tlak dodávaný motorovým čerpadlem je však mnohem větší než v případě prvního čerpadla v nádrži. Celkové ztráty druhé cesty jsou 395844 Pa. Nejkritičtější oblast, co se týká místní ztrát, je koleno před vstupem do hlavní palivové nádrže. Třecí ztráty jsou opět největší v nejdelším úseku cesty, v rovném potrubí o délce 60 cm, kde činí 207229 Pa.

Z navržených výpočtů vyplývá, že čerpadlo v hlavní palivové nádrži, které bylo do navrženého palivového systému zvoleno, vyhoví požadavkům na něj kladeným. Tyto požadavky byly zadány společností G.E. Aviation Czech pro správnou funkčnost motorového čerpadla.

Seznam tabulek

Tabulka 1 Absolutní drsnosti potrubí různých materiálů a kvality [10].....	25
Tabulka 2: Vybrané koeficienty pro úhel kolene [10]	28
Tabulka 3:Vybrané koeficienty pro křivost oblouku [10].....	28

Seznam Obrázků

Obrázek 1 :Schéma propojení palivových komponentů	11
Obrázek 2 :Tuhá vyjímatelná palivová nádrž [3].....	12
Obrázek 3: Měchýřovitá palivová nádrž [3]	13
Obrázek 4: Vedení paliva v letadle a nehořlavý rukáv [3].....	14
Obrázek 5: Schéma ejektorového čerpadla [5].....	17
Obrázek 6: Závislost hustoty vybraných leteckých paliv na teplotě [7].....	20
Obrázek 7: Závislost kinematické viskozity vybraných leteckých paliv na teplotě [7].....	21
Obrázek 8: Moodyho diagram [13]	26
Obrázek 9: Letadlo z hangáru BBA bez krytu	31
Obrázek 10: Vedení paliva z hlavní nádrže k motorovému čerpadlu	33
Obrázek 11: Vedení paliva zpátky od motorového čerpadla do hlavní palivové nádrže.....	34
Obrázek 12: Závislost tlaku na objemovém průtoku.....	35

Literatura

1. **Tůma, Jiří.** *Letadla pro učební a studijní obory na SOU.* Praha : SNTL, 1971.
2. **Pplk. Ing. Karel Třetina, CSc.** *Letadlové instalace, část I.* Brno : VA AZ, 1986.
3. **Federal Aviation Administration.** www.faa.gov/. *Federal Aviation Administration: Chapter 14: Aircraft Fuel.* [Online] 2012. [Citace: 2. Květen 2018.]
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/amt_airframe_vol2.pdf.
4. **Bláha J., Brada K.** *Příručka Čerpací Techniky.* Praha : Vydavatelství ČVUT, 1997.
5. **Roy Langhton, Chuck Clark, Martin Hewitt, Lonnie Rihards.** *Aircraft Fuel Systems.* Wiltshire, UK : John Wiley & Sons, Ltd, 2009.
6. **Prof. Ing. Josef Kříž, CSc.** *Letadlové pohonné jednotky.* Žilina : Žilinská univerzita, 2004.
7. **GA, COORDINATING RESEARCH COUNCIL INC ATLANTA.** Defense Technical Information Center. *Handbook of Aviation Fuel Properties.* [Online] 1983. [Citace: 16. Březen 2018.]
<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a132106.pdf>.
8. **GA, COORDINATING RESEARCH COUNCIL INC ALPHARETTA.** Defence Technical Information Center. *Handbook of Aviation Fuel Properties.* [Online] 30. Prosinec 2004. [Citace: 17. Březen 2018.] <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a429439.pdf>.
9. **Prof. Ing. Jan Ježek DrSc, Ing. Blanka Váradiová, Csc, Ing. Josef Adamec CSc.** *Mechanika tekutin.* Praha : Vydavatelství ČVUT, 2000.
10. **Doc. Ing. Ondřej Debreczeni, CSc Ing. František Šob, Václav Janda.** *Hydromechanika.* Brno : CERN, 2001.
11. **physics.mff.cuni.cz.** [Online] [Citace: 5. Duben 2018.]
https://physics.mff.cuni.cz/kfpp/skripta/kurz_fyziky_pro_DS/www/fyzika.html.
12. **Flight Safety International.** *King Air 300/350 Pilot Training Manual.* New York : Flight Safety International, Inc.
13. **Doc. Ing. Aleš Havlík, CSc., Ing. Tomáš Pícek PhD.** <http://hydraulika.fsv.cvut.cz>. *Katedra hydrauliky a hydrologie.* [Online] [Citace: 4. Květen 2018.]
http://hydraulika.fsv.cvut.cz/Hydraulika/Hydraulika/Predmety/HY2V/ke_stazeni/prednasky/HY2V_04_Hydraulika_potrubi.pdf.

