

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV MECHANIKY TEKUTIN A TERMODYNAMIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Analýza přetlakování kabiny

Airplane Cabin Overpressure Analysis

AUTOR: Dominika Céspedes Miranda
STUDIJNÍ PROGRAM: Teoretický základ strojního
inženýrství
VEDOUCÍ PRÁCE: Ing. Michal Schmirler, Ph.D.



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Céspedes Miranda** Jméno: **Dominika** Osobní číslo: **461751**
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:

Analýza přetlakování kabiny letounu

Název bakalářské práce anglicky:

Airplane Cabin Overpressure Analysis

Pokyny pro vypracování:

1. Popište obecně důvody a způsoby tlakování kabin letounů.
 2. Pro vybraný typ letounu proveďte detailnější rozbor systému přetlakování kabiny.
 3. Odhadněte parametry proudu vzduchu na výstupu z pohonné jednotky (tlak, teplota, průtok).
 4. Navrhněte způsob plynulé regulace (dálkově řízený ventil) a měření průtoku vzduchu přetlakování kabiny.
- Rozsah práce: cca 30 stran plus přílohy.

Seznam doporučené literatury:

Dle doporučení 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

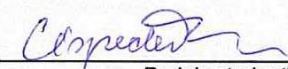

prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Studentka bere na vědomí, že je povinna 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.

30.4.2018
Datum převzetí zadání


Podpis studentky

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracovala samostatně pod vedením Ing. Michala Schmirlera, Ph.D., s použitím pramenů uvedených v seznamu použité literatury.

V Praze dne: 10.8.2018

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Chapek', written over a horizontal dotted line.

Podpis

Poděkování

Na tomto místě bych chtěla v první řadě poděkovat vedoucímu práce panu Ing. Michalu Schmirlerovi, Ph.D. , za jeho odborné vedení, rady a poznámky při tvorbě této práce. Také bych chtěla poděkovat odborným konzultantům z G.E. Aviation Czech za jejich vstřícný přístup a rady v praktické části této práce. Dále patří mé poděkování i rodině za jejich podporu při studiu.

Abstrakt

Tato práce je výsledkem spolupráce Českého vysokého učení technického v Praze a společnosti General Electric Aviation Czech. Hlavním tématem je přetlakování kabiny letadel. Zabývá se problematikou přetlakování kabiny letadel, tedy příčinami a možnostmi přetlakování kabiny letadel a s nimi spojenými klady a zápory. Podrobněji se věnuje výškové soustavě letadla King Air 350, které je majetkem ČVUT. Dále se zabývá možnostmi regulace odpouštění z motoru G.E. Catalyst, který je výtvozem společnosti G.E. Aviation Czech, při integraci na již zmíněný letoun King Air 350. Popisuje postup při návrhu plynulé regulace odpouštění z motoru. Zabývá se měřením hmotnostních i objemových průtoků nepřímým způsobem s pomocí škrtících prvků, speciálně clonami.

Klíčová slova: Přetlakování kabiny letadel, King Air 350, bleed air, měření průtoků, clony

Abstract

This work is a result of cooperation between the Czech Technical University in Prague and General Electric Aviation Czech. The main theme is the cabin airplane pressurization. It deals with the issue of airplane cabin pressurization, in other words the reasons of pressurization, its possibilities and associated pros and cons. It deals with the cabin pressurization system of King Air 350 aircraft, which is owned by CTU. Further, it deals with the possibilities of regulation of bleed air draining from the engine G.E. Catalyst, which is a product of G.E. Aviation Czech, integrating into the above-mentioned King Air 350. It describes the procedure for designing a continuous regulation of bleed air draining. It deals with the measurement of mass and volume flows with the help of throttle elements, especially the orifices.

Key words: airplane cabin pressurization, King Air 350, bleed air, flow measurement, orifices

1. Obsah

1.	Obsah	6
2.	Použité symboly a indexy.....	8
2.1.	Symboly	8
2.2.	Indexy	9
3.	Úvod.....	10
4.	Problematika přetlakování kabiny letadel	11
5.	Přetlakové kabiny.....	12
5.2.1.	Pístové motory	13
5.2.2.	Turbovrtulové a proudové motory.....	15
5.3.	Regulace tlaku v kabině.....	19
5.3.1.	Způsoby regulace tlaku v kabině	20
5.3.2.	Režimy přetlakování kabiny.....	22
6.	Přetlakování kabiny letadla KING AIR 350	25
6.1.	Dodávání vzduchu	26
6.2.	Jednotka řízení průtoků	27
6.3.	Odtokový ventil	28
6.4.	Bezpečnostní ventil (Obr. 19).....	30
6.5.	Regulátor kabiny	31
7.	Popis problému	32
7.1.	Výchozí hodnoty.....	32
7.2.	Měření průtoků	34
7.2.1.	Návrh parametrů primárního prvku pro měření.....	36
	Clony.....	39
8.	Závěr	44
9.	Seznam tabulek.....	45

10.	Seznam obrázků	45
11.	Seznam příloh	46
12.	Literatura.....	46

2. Použité symboly a indexy

2.1. Symboly

Symbol	Veličina	Jednotka
ν	Kinematická viskozita	m^2/s
μ	Dynamická viskozita	$\text{Pa} \cdot \text{s}$
ρ	Hustota	kg/m^3
C	Součinitel průtoků	[1]
d	Průměr otvoru clony	m
D	Vnitřní průměr potrubí	m
p	Absolutní statický tlak tekutiny	Pa
q_m	Hmotnostní průtok	kg/s
β	Poměr průměrů = d/D	[1]
F	Průřez potrubí před clonou	m^2
h	Výška	m
f	Průřez clony	m^2
l	Minimální požadovaná délka potrubí	m
v	Rychlost proudění	m/s
τ	Poměr tlaků	[1]
ε	Součinitel expanze	[1]
Re_D	Reynoldsovo číslo vztažené k rozměru D	[1]

2.2. Indexy

Index	Význam
0	Hladina moře
1	Před clonou
2	Za clonou
2.5	Nízkotlaké odpouštění
3	Vysokotlaké odpouštění
Amb	Okolní vzduch
Total	Vzduch za ejektorem

3. Úvod

Tato práce vznikla ve spolupráci s firmou G.E. Aviation Czech při integraci nového ATP motoru na letoun Super King Air 350. Společnost G.E. Aviation Czech patří do celosvětové sítě General Electric. Jedná se o divizi, která vyrábí jedny z nejpoužívanějších leteckých motorů na světě.

Jejich novinkou je již zmíněný motor Catalyst (advanced turboprop neboli ATP). Tento motor se pyšní výkonem 1240 koní na hřídeli. Vlastnost, která ho dělá bezkonkurenčním je stlačení kompresorem 16:1. Ve srovnání s motory ve stejné konkurenční třídě, má motor o 20 % nižší spotřebu paliva a o 10 % vyšší výkon při cestovní rychlosti. Mimo jiné, slibuje o 33 % delší časový interval mezi generálními opravami.

Hlavním zákazníkem, který má o motor zájem, je Textron, který má v plánu ho použít pro svůj nový letoun Cessna Denali. Cessna Denali je unikátní tím, že se jedná o letadlo poháněné jen jedním motorem, kterým má být právě G.E. Catalyst.

ČVUT si pro testování motoru Catalyst zakoupilo letoun King Air 350. V současné době se na něm provádí veškeré testování, které je ve spolupráci s ČVUT. Testování probíhá v Berlíně u společnosti Beechcraft Berlin Aviation (BBA). V rámci této dohody vzniká i tato bakalářská práce. Naším úkolem bylo, ve spolupráci s G.E. Aviation a Beechcraft Berlin Aviation, navrhnout plynulou regulaci odpouštění z motoru a s tím i spojená měření průtoků. [1]



Obr. 1 G.E. Catalyst (převzato z literatury Wikipedia. [Online] [Citace: 12. 07 2018.] [https://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_Catalyst.](https://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_Catalyst))

4. Problematika přetlakování kabiny letadel

V dnešní době mohou běžná letadla létat až do spodních částí stratosféry. Létání ve velkých výškách s sebou nese velkou řadu výhod, jako je například menší spotřeba paliva u proudových a turbovrtulových motorů, menší výskyt přírodních činitelů, což kromě většího pohodlí pasažérů, i prodlužuje životnost draku letadla.

Při létání ve velkých výškách nesmíme opomenout jeden důležitý fakt, a tím je změna životních podmínek posádky letadla. Ve velkých výškách je jiné složení vzduchu, to znamená menší množství kyslíku a nižší tlak, než na který je lidský organismus zvyklý. To způsobuje komplikace při dýchání, protože transport kyslíku k buňkám probíhá ve směru tlakového spádu. Je-li ale vdechovaný vzduch o nízkém tlaku, je nízký i tlak kyslíku, a tím i tlakový spád mezi vdechovaným kyslíkem a buňkou, což zapříčiní menší množství přepravovaného kyslíku. Tento problém je označován, jako výšková nemoc neboli hypoxická hypoxie. Intenzita výškové nemoci záleží především na výšce letu, na době, po kterou člověk pobývá v dané výšce a samozřejmě na individuální snášenlivosti nemoci.

Výšková nemoc se projevuje sníženou vnímavostí, zhoršením zraku, pomalejšími reakcemi, menší schopností logického uvažování atd. Nejhorší situace může nastat, překročí-li lidský organismus tzv. kritickou oblast, což je výška větší než 6 až 7 km. Je označena jako kritická, protože v této oblasti může dojít ke ztrátě vědomí.

K zajištění dostatečně vysokého tlaku vzduchu se používají výškové oděvy, obzvláště ve vojenském a kosmickém průmyslu, a přetlakové kabiny. Přetlak v kabině je ale omezen pevností konstrukce. Proto je tolerované určité snížení tlaku v kabině, v závislosti na výšce letu. Medicína doporučuje použití maximální výšky 2,5 km jako hranici bez přetlaku a přidaného kyslíku. [2]

5. Přetlakové kabiny

Přetlaková kabina je součástí klimatizační soustavy letadla. Jedná se o zařízení, které zajišťuje vhodné tlakové podmínky uvnitř letadla.

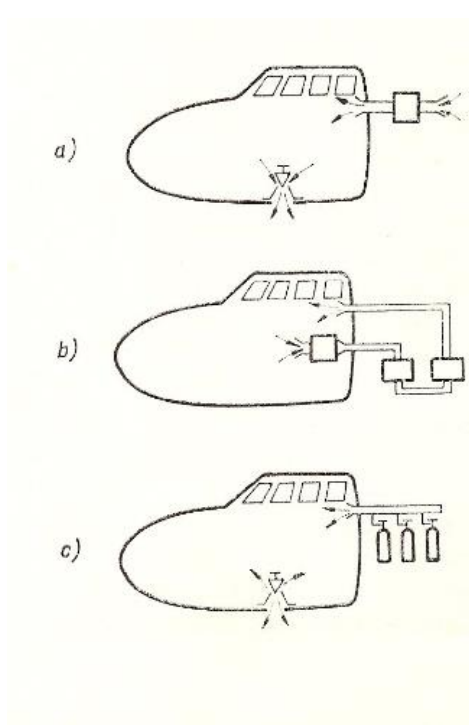
5.1. Druhy instalací přetlakové kabiny

Přetlakové kabiny rozlišujeme podle způsobu cirkulace vzduchu na:

- 1) *Otevřené neboli atmosférické (Obr 2 a)),* které jsou charakteristické tím, že se pro přetlakování kabiny používá vzduch z okolní atmosféry letadla. Ten se v kompresoru stlačí na požadovaný tlak a vzduch správného tlaku projde kabinou letadla. Po vydýchání je odveden zpět do okolní atmosféry. Tento typ přetlakových kabin se využívá zejména pro lety v oblasti zemské atmosféry. Při letu nad 20 km výšky není tento typ kabiny výhodný, neboť je výroba přetlaku energeticky náročná.

- 2) *Uzavřené neboli autonomní (Obr 2 b), c)),* u kterých je vzduch pro přetlakování kabiny odebírán z tlakových nádob. Tlak odebraného vzduchu se sníží na požadovanou hodnotu. Po vydýchání je možné vzduch odvádět do atmosféry, jako je to u otevřených přetlakových kabin, nebo je odváděn do regeneračního zařízení, kde je vzduch vyčištěn a obohacen kyslíkem pro opětovné použití. Nejčastěji se používají pro lety mimo hranice zemské atmosféry. Uplatnění nachází i u kosmických letů.

[2]



Obr. 2 Druhy přetlakových kabin a) otevřené, b), c) uzavřené (převzato z literatury [2])

5.2. Zdroje vzduchu

V závislosti na typu motoru existují různé zdroje vzduchu pro přetlakování kabiny. Letadla s pístovými motory mají jiné zdroje přetlakování kabiny než letadla

s turbovrtulovým motorem. Vzhledem k tomu, že komprese vzduchu zvedá jeho teplotu, je ve většině typů výškové soustavy potřeba chlazení. [3] [4]

5.2.1. Pístové motory

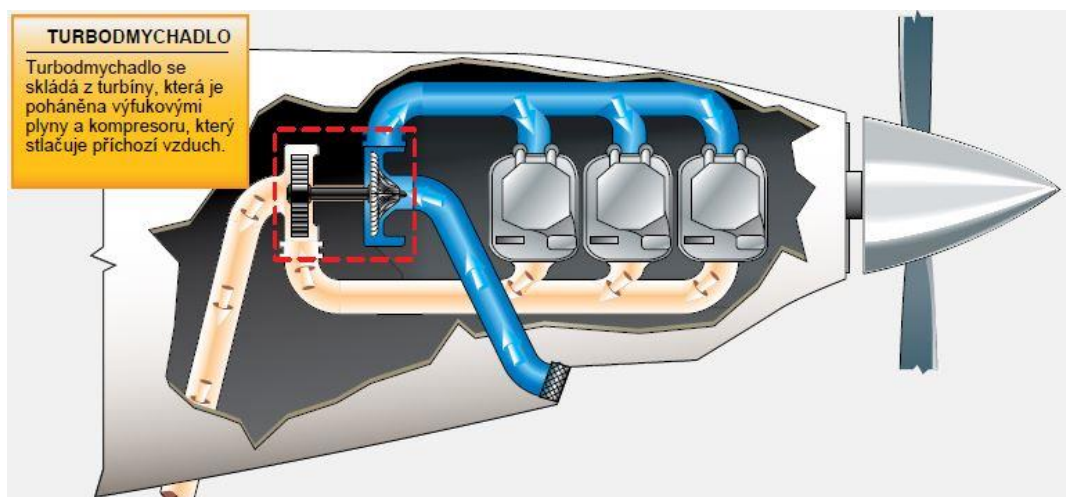
U pístových motorů patří mezi nejpoužívanější zdroje vzduchu pro přetlakování kabiny mechanicky poháněné kompresory, turbokompresory a kompresory poháněné motorem.

Mechanicky poháněné kompresory a turbokompresory se používají s pístovými motory, aby bylo dosaženo vyššího výkonu při větších výškách, a to zvýšením množství a tlaku vzduchu indukčního systému. Část vyprodukovaného vzduchu se dá použít k přetlakování kabiny. [4] [3]

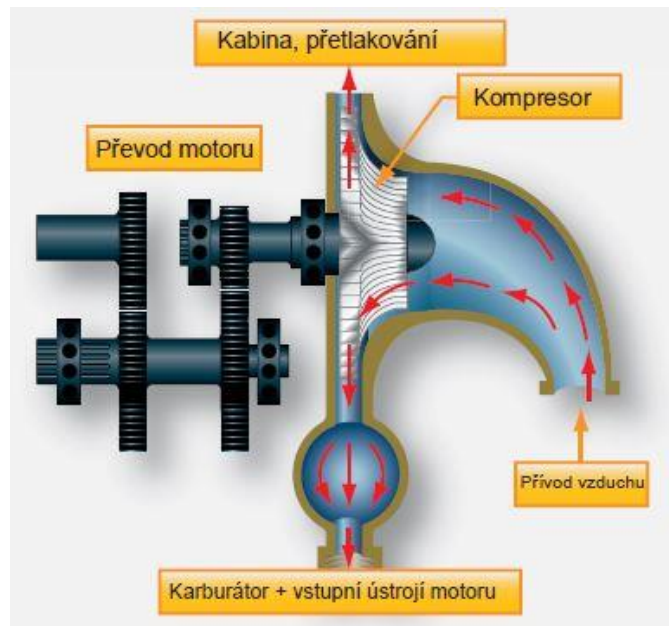
Mechanicky poháněné kompresory

Jejich pohonem je motor. Přestože pomáhají zvýšit účinnost motoru, díky vyššímu tlaku v indukčním systému, část energie je použita právě pro kompresor. Jejich schopnost zvýšit výkon motoru je ale limitována. Pokud zásobují vstup i kabinu vzduchem, je strop výkonu motoru nižší, než kdyby nebyla kabina přetlakovaná. (Obr.3)

Jsou-li používány k přetlakování kabiny, musí být umístěny v protiproudu toku paliva (Obr.4). [3]



Obr. 3 Mechanicky poháněný kompresor (převzato z literatury [3])



Obr. 4 Mechanicky poháněný kompresor, instalace
(převzato z literatury [3])

Turbokompresory

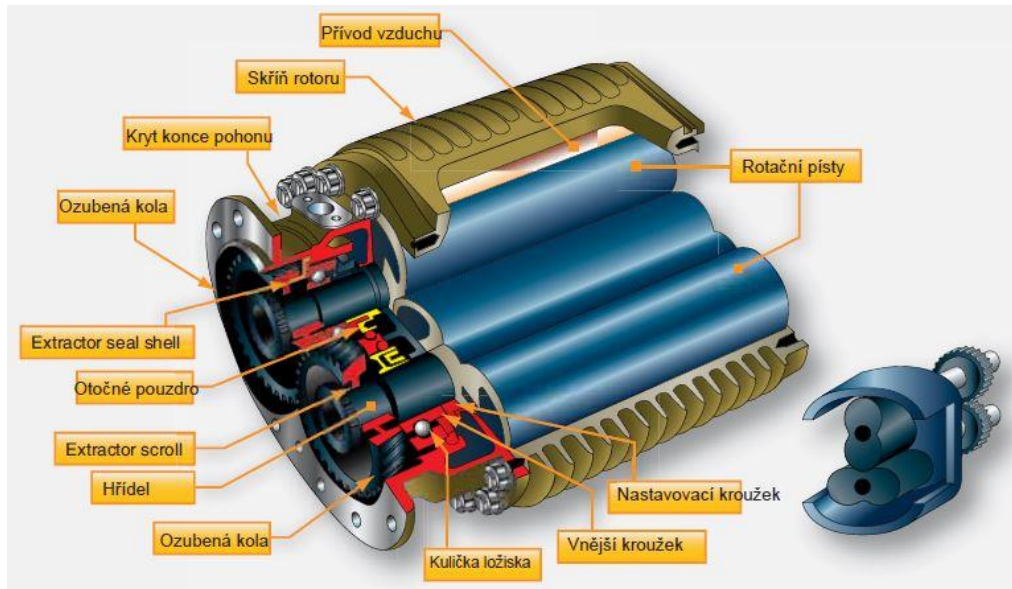
Turbokompresor neboli turbodmychadlo je poháněn výfukovými plyny z motoru. Čerpá čerstvý venkovní vzduch do kabiny. Patří mezi nejpoužívanější zdroje vzduchu pro přetlakování kabiny u letadel s pístovými motory. Zajišťují dostatečný tlak v sacím potrubí, a tím udržují stejný výkon ve všech výškách. Tento typ kompresoru mají například letadla Douglas DC-8 a Boeing 707. [4] [3]

Kompresory poháněné motorem

Jedná se o typ čerpana, které je poháněno mechanicky pomocí řemenice, popřípadě kola. Vzhledem k tomu, že je tento typ kompresoru zcela nezávislý na výfukových plynech, je zde minimální riziko kontaminace vzduchu spalinami, což se nedá říct o turbokompresorech. Jeho nevýhodou je přidaná hmotnost a fakt, že je poháněn motorem, což znamená že spotřebovává energii z motoru. Jedním z typů tohoto kompresoru je Rootsovo dmychadlo. [3]

- Rootsovo dmyhadlo

Rootsovo dmyhadlo (Obr.5) tvoří speciálně tvarované písty (průřez cykloidního tvaru), které se navzájem nedotýkají. Zatímco se otáčejí, mezi nimi prochází vzduch, který je stlačen a dále použit k přetlakování kabiny. Rootsova dmyhadla se používají spíše u větších letadel. [3]



Obr. 5 Rootsovo dmyhadlo (převzato z literatury [3])

5.2.2. Turbovrtulové a proudové motory

Bleed air

Bleed air je čistý horký vzduch z kompresorové části, který se následně smíchá s palivem a spálí. Také se používá pro ochranu křídel a motoru před ledem, pro hydraulická čerpadla nebo právě pro přetlakování kabiny.

Funkce vrtulového motoru spočívá v kompresi velkého množství vzduchu, které se smíchá s palivem a následně spálí. Bleed air z motoru je relativně čistý, a proto je vhodným zdrojem vzduchu pro přetlakování kabiny.

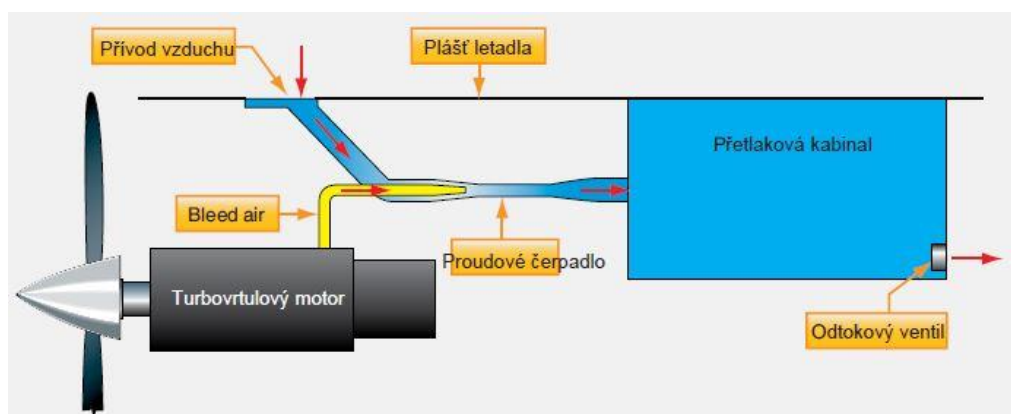
Množství použitého vzduchu pro přetlakování kabiny je, ve srovnání s použitým vzduchem pro spalovací komoru, minimální, nicméně i tak se vývoj snaží toto množství ještě zmenšit. Moderní větší letadla s turbovrtulovými motory často používají recirkulační ventilátory, díky kterým se dá opětovně použít až 50 % vzduchu z kabiny a neubírají tak na výkonu motoru.

Existuje více způsobů, jak se dá bleed air k přetlakování kabiny použít. [3]

[2]

- Zesilovač proudového čerpadla

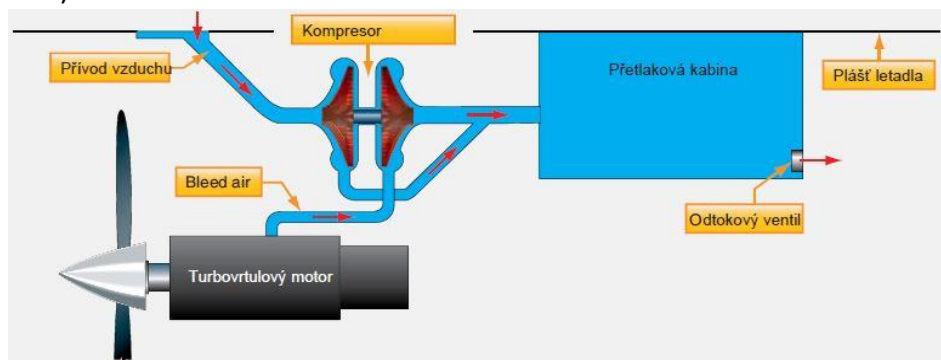
Menší letadla, a i některá větší letadla používají zesilovač proudového čerpadla. S pomocí tohoto zařízení se odsaje bleed air z kompresoru. Dále putuje do ejektoru, ze kterého pokračuje potrubím, které má jeden konec s přívodem venkovního vzduchu a druhý konec směřuje do části, kde později dojde k přetlakování. Venkovní vzduch nám do letadla proudí díky nízkému tlaku v ejektoru (Obr. 6). Nevýhodou tohoto způsobu využití bleed air pro přetlakování kabiny je, že není možné přetlakovat velké množství objemu vzduchu, proto se tento způsob využívá zejména u menších letadel. [3]



Obr. 6 Zesilovač proudového čerpadla (převzato z literatury [3])

- Přídavná turbína a kompresor

Další možností je užití bleed air k pohonu přídavné turbíny s kompresorem, který má na konci venkovní vzduch. Bleed air roztáčí turbínu, ta následně pohání kompresor, který okolní vzduch nasává, ten se dále používá k přetlakování kabiny (Obr. 7).

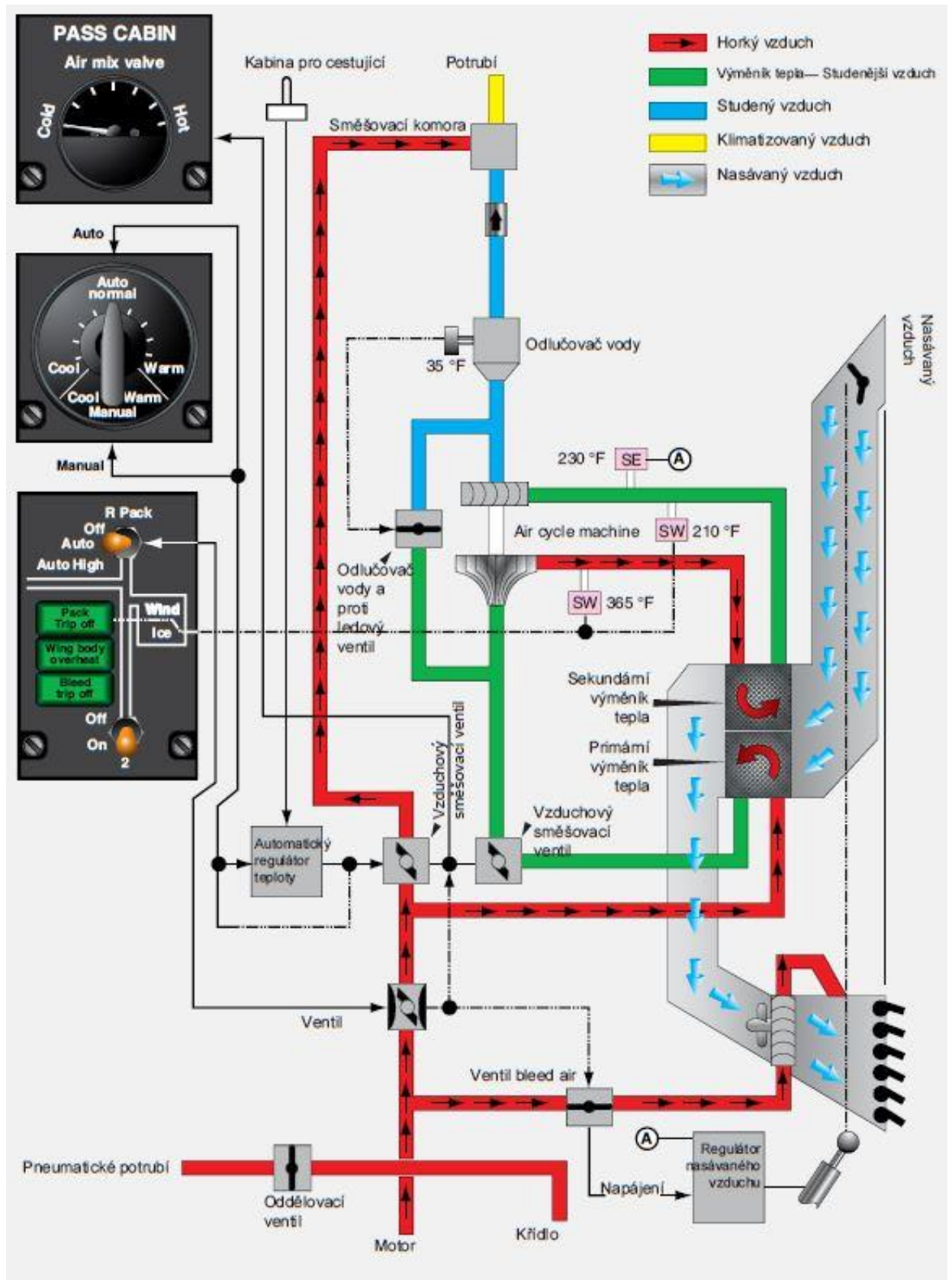


Obr. 7 Přídavná turbína (převzato z literatury [3])

- **Vzduchový cyklus**

Nejpoužívanější způsob využití bleed air k přetlakování kabiny je v kombinaci s tzv. vzduchovým cyklem a klimatizací. Vzduchový cyklus neboli klimatizační balíček je většinou umístěn ve spodní části trupu nebo v ocasové části letadla. Má za úkol připravit bleed air pro přetlakování kabiny. Je nutné regulovat množství a teplotu vzduchu, aby byly v kabině letounu příznivé podmínky v jakékoliv letové výšce.

Bleed air je pro přímé použití k přetlakování kabiny příliš horký v jakékoliv letové výšce. Je tedy dopraven nejdříve do tepelných výměníků, kde se bleed air ochladí. Po ochlazení směřuje bleed air do tzv. air cycle machine (ACM), kde se stlačí. Poté následuje sekundární výměna tepla, po které se bleed air vrací zpět do ACM, kde pohání expanzní turbínu a ochladí se tak ještě víc. Následně je odstraněna voda a bleed air se smísí s obtokovým vzduchem, díky čemuž dochází ke konečnému nastavení teploty. Do kabiny je vzduch dopraven systémem rozvodu vzduchu [2] [3]



Obr. 8 Vzduchový cyklus letadla Boeing 737 (převzato z literatury [3]).

Elektrické kompresory

Elektrické kompresory se začaly používat v 50. letech u letounů s pístovými motory, jako byl Boeing Stratocruiser. Kompresor nasává venkovní vzduch do kabiny. Příkladový kompresor byl ale příliš těžký, a tak se od tohoto způsobu odkloňovalo. V současnosti ale letoun Boeing 787 tento typ kompresoru používá, s rozdílem že se jedná o letoun s proudovým motorem. [4]

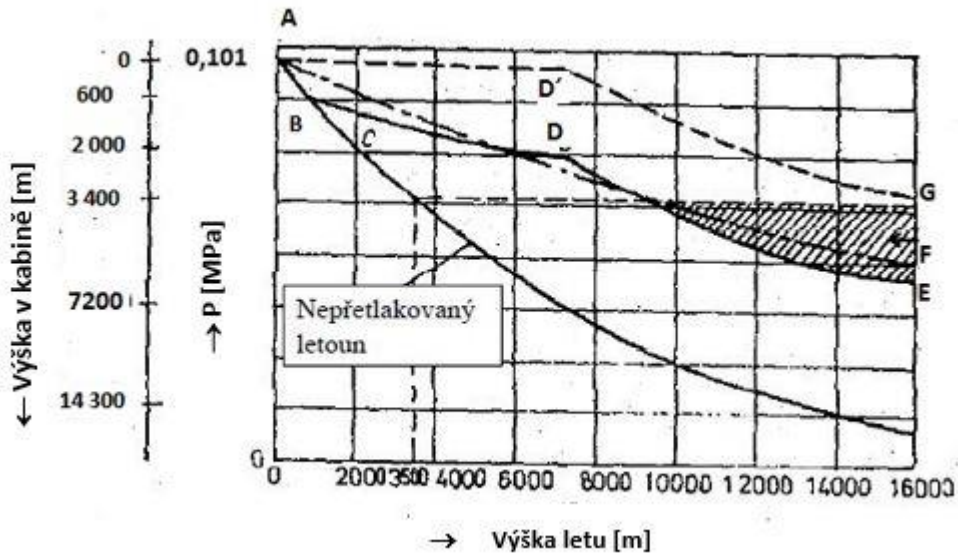
5.3. Regulace tlaku v kabině

Změnu tlaku s výškou dle MSA vyjadřuje vzorec (1). Způsoby udržování změny tzv. výšky v kabině (výška v kabině, která odpovídá tlakovým poměrům vně kabiny) jsou znázorněny na Obr.9. [5]

$$p = p_0 \left(1 - \frac{0,0065}{288} h\right)^{5,226} \quad (1)$$

Kde p_0 je tlak na hladině moře podle MSA, $p_0 = 1,014 \cdot 10^5$ Pa

a h je výška v metrech.



Obr. 9 Změna tlaku v závislosti na výšce (převzato z literatury [2])

Průběh ACDE

- V části CD je výška v kabině udržována na konstantní hodnotě.
- Pokud je výška za bodem D, je zde neproměnný přetlak.

Tlak se v tomto průběhu mění stejně rychle ve výškách v oblasti AC i DE. Bude-li letadlo stoupat rychle, může se stát, že nebudou fyziologické podmínky v kabině vhodné.

Průběh ABDE

- V Části BD se může tlak měnit podle atmosférického tlaku a rychlosti stoupání letadla, ale i bez závislosti na nich.

Průběh AF

- Změna tlaku je plynulá.
- Ve výškách nacházejících se ve vyšrafované oblasti je nutné použít přídatný kyslík

Průběh AD'G

- Používá se, není-li možné použít přídatný kyslík.
- Nevýhodou je větší přetlak v kabině [2]

5.3.1. Způsoby regulace tlaku v kabině

Existují dva způsoby, kterými lze tlak v kabině regulovat. Množství vzduchu proudící do kabiny je stejné, jako množství vzduchu z kabiny odváděné. Tento způsob regulace je velice komplikovaný a nepoužívá se často. Dále je možné řídit tlak v kabině pomocí odtokového ventilu.

Regulátor tlaku s odtokovým ventilem

- Systém řízení

Regulace tlaku v kabině pomocí vypouštěcího ventilu spočívá v řízení množství vzduchu, které nám proudí z kabiny. Stálý hmotnostní tok vzduchu je zajištěn klimatizační soustavou, pomocí regulátoru hmotnostního toku a vypuštění z kabiny je pomocí odtokových ventilů.

Činnost těchto ventilů je řízena regulátorem tlaku, jedná-li se o řízení automatické. Pokud je nastaveno manuální řízení, tak jejich činnost řídí posádka.

Odtokový ventil se otevírá a zavírá, tak aby bylo zajištěno požadované množství natlakovaného vzduchu v kabině. Zavření odtokového ventilu sníží výtok vzduchu a zvýší tlak. Otevření ventilu zvýší výtok vzduchu z kabiny a sníží tlak

v kabině. Ventily tvoří během letu výtlačnou trysku, aby získaly tlačnou energii z odvětrání kabiny.

Kromě odtokového ventilu musí pro bezpečnost každé letadlo obsahovat následující zařízení:

- **Bezpečnostní ventil**

Jednoduchý mechanický pojišťovací ventil, který má za úkol vypustit přetlak dřív, než tlaková diference dosáhne maximální povolené hodnoty.

- **Pojišťovací ventil**

Mechanický ventil používaný k regulaci podtlaku. Blíží-li se hodnota tlakové diference k maximální povolené hodnotě, ventil se otevře a podtlak zmírní tím, že dovolí průchodu vzduchu směrem dovnitř. Pojišťovací ventil i bezpečnostní ventil se vždy používá v páru.

- **Vypouštěcí ventil**

Jedná se o manuálně ovládanou součást. V případě nouze ho může posádka použít pro úplné odtlakování. [3] [6]

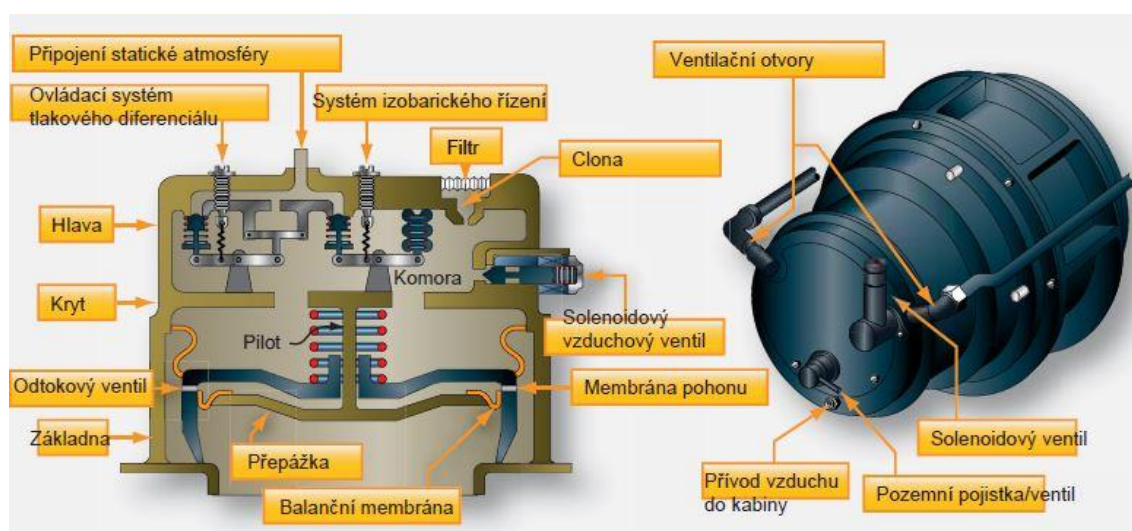


*Obr. 10 Odtokový ventil
dopravního letadla (převzato z literatury
[3])*

Některé odtokové ventily jsou tvořené jako celek, tvořící mechanismus řízení tlaku a ventil. Fungují pneumaticky v závislosti na nastavení

Pneumatické ovládání odtokového ventilu (Obr.11) je běžné. Clony, pružiny, měřící přístroje, pumpy a talířové ventily jsou používány ke snímání a řízení tlaku v kabině správným nastavením odtokového ventilu.

Existují i mechanismy ovládání tlaku, skládající se z více samostatných součástí. Většina letadel má odtokový ventil, který je ovládán elektricky. Odtokový ventil využívá signály z ovladače tlaku, který funguje jako regulátor tlaku. Signály jsou přijímány elektrickými motory, které hýbou s ventilem podle potřeby. [3] [6]



Obr. 11 Pneumaticky ovládaný regulátor tlaku v kabině (převzato z literatury [3])

5.3.2. Režimy přetlakování kabiny

Regulace tlaku v kabině může být prováděna různými způsoby. První způsob je isobarický režim, který pracuje tak, že udržuje jeden stálý tlak v kabině, který si posádka zvolí bez ohledu na letovou výšku.

Druhý režim přetlakování kabiny má za úkol udržovat stálou tlakovou diferencii mezi kabinou a okolním vzduchem, bez ohledu na letovou výšku. Tato stálá tlaková diference je vždy menší než maximální tlakový rozdíl, pro který byl trup letadla navržen.

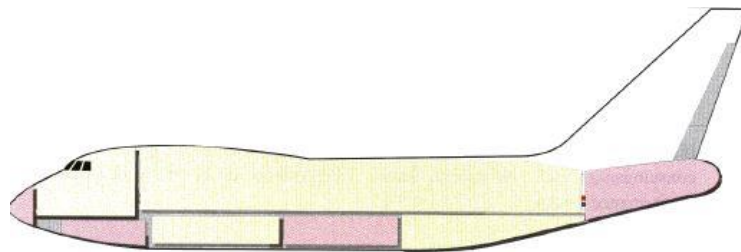
U isobarického režimu nemůže dojít k tomu, že by nastavený stálý tlak zapříčinil větší tlakovou diferencii, než pro kterou byl trup navrhnout. Režim přetlakování kabiny se v tomto případě automaticky přepne z isobarického režimu

do diferenciálního. To se stane ještě předtím, než dojde k dosažení maximální tlakové difference. [3]

5.4. Namáhání konstrukce letadla vlivem přetlakování

Drak letadla musí být dostatečně odolný, aby ustál namáhání vzniklé rozdílným tlakem mezi kabinou a vnějškem, ale zároveň musí být jeho hmotnost optimální pro co nejnižší spotřebu paliva za letu.

Kvůli tlakovému diferenciálu mezi kabinou a venkovním okolím je konstrukce letadla vystavena cyklickému namáhání, kdykoliv probíhá natlakování nebo naopak dojde k odtlakování, a to způsobuje únavu konstrukce, díky které může dojít ke zborcení celé konstrukce. Proto je vhodné, aby dimenzování konstrukce bylo provedeno pro, co největší tlakové rozdíly a pro velké množství cyklů. Také je nutné brát v úvahu, že ne všechny části konstrukce letadla jsou namáhané stejně. Přetlakování se týká hlavně kabiny s piloty, letadlové paluby a nákladového prostoru (Viz Obr. 13, žlutá barva). Naopak v podvozkové šachtě, ocasu letadla a kuželi nosu k přetlakování nedochází (Viz Obr. 12, fialová barva).

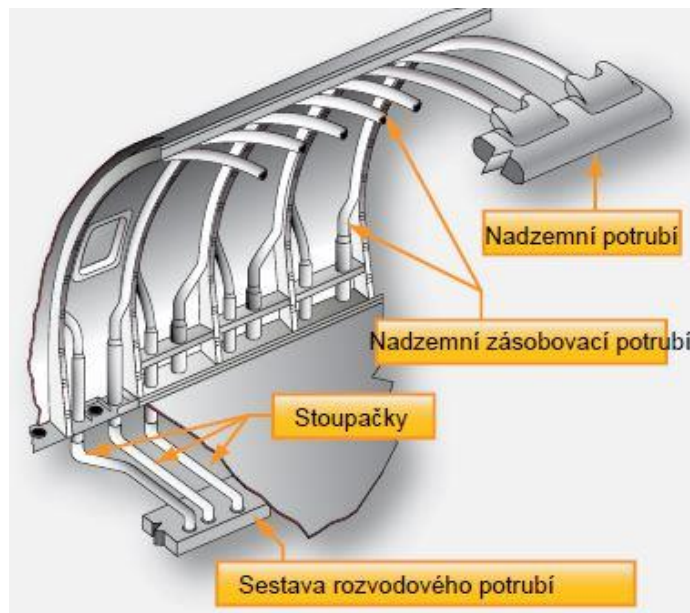


Obr. 12 Přetlakování v jednotlivých částí dopravního letadla (převzato z literatury [6])

Nejjednodušší možnost, jak snížit namáhání konstrukce letadla je udržování nejnižšího možného tlakového rozdílu mezi kabinou a okolím, při kterém budou zachovány vhodné podmínky pro cestující. Většinou se u větších dopravních letadel maximální hodnota tlakového rozdílu mezi kabinou a okolím pohybuje v rozmezí 552-621 hPa (8-9 PSI). [6] [2] [3]

5.5. Rozvod vzduchu

Rozvod vzduchu v přetlakovaném letadle je uskutečněn soustavou vzduchových kanálů. Obvykle je vzduch veden a uvolňován ze stropních větracích otvorů, poté cirkuluje kabinou a proudí ven podlahovými otvory. Vzduch pak proudí dozadu mezi zavazadlovými prostory a pod podlahou. Nakonec proudí z letadla ven pomocí odtokového ventilu. Vzduchu je téměř nepostřehnutelný. Potrubí je skryto pod podlahou kabiny, za stěnami a stropními panely v závislosti na návrhu letadla a systému (Obr.13). [3]

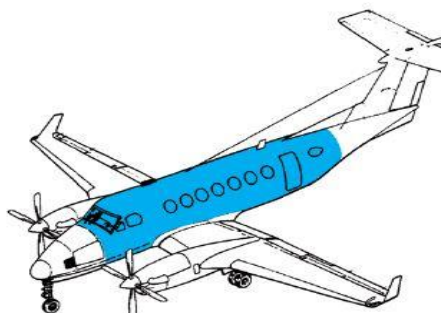


Obr. 13 Rozvod vzduchu (převzato z literatury [3])

6. Přetlakování kabiny letadla KING AIR 350

Výšková soustava letadla King Air 350 je navržena tak, aby zajistila vhodné prostředí v kabině, dostatečné množství kyslíku pro normální dýchání, a to bez závislosti na letové výšce, nachází-li se pod maximální navrženou výškou.

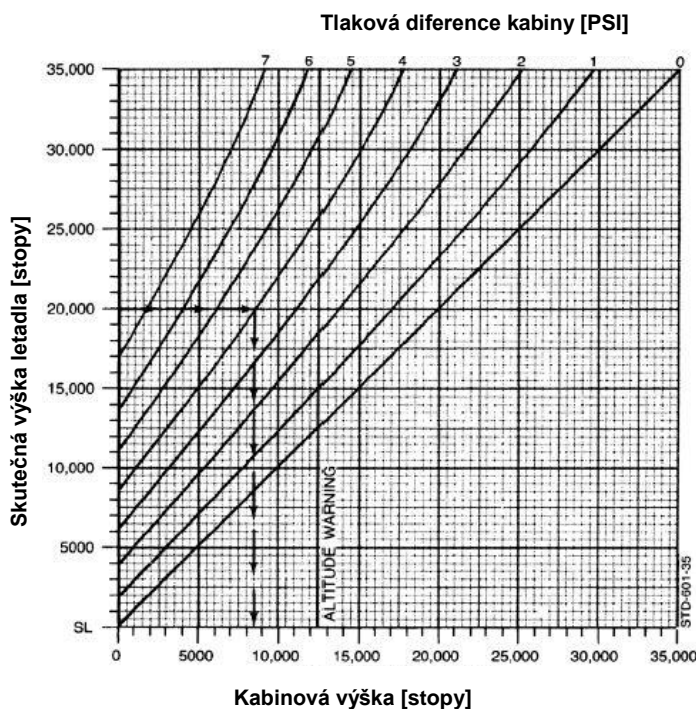
Přetlaková kabina je část letadla, navržena tak, aby vydržela namáhání vzniklé tlakovým rozdílem. Kabina letadla Super King Air 350 je od přední tlakové přepážky, přes kokpit až k zadní tlakové přepážce, která se nachází za zavazadlovým prostorem (Obr.14). Okna jsou kulatá, aby měli co největší pevnost.



Obr. 14 Přetlaková kabina letadla Super King Air 350 (převzato z literatury [7])

Graf výškových kabin různých letadel (Obr.15) nám říká, že je-li výška kabiny rovna výšce letadla, neexistuje žádný tlakový rozdíl. Pokud je tlak v kabině vyšší než tlak okolí, jedná se o kladnou tlakovou diferenci (přetlak). Pokud je ale tlak v kabině nižší než okolní, jedná se o zápornou tlakovou diferenci (podtlak). Maximální dovolený přetlak je definovaný, jako největší tlaková diference, které dokáže konstrukce bezpečně po delší dobu odolávat.

Super King Air 350 je navržen tak, aby odolal přetlaku až 6.6 psid. To umožňuje výšku kabiny 2700 stop při letové výšce 20000 stop, výšku kabiny 8700 stop při letové výšce 31000 stop a 10200 stop kabinové výšky při letové výšce 35000 stop. Konstrukce letadla, ale není navržena k odolávání podtlaku. [7]



Obr. 15 Graf výškových kabin (převzato z literatury [7])

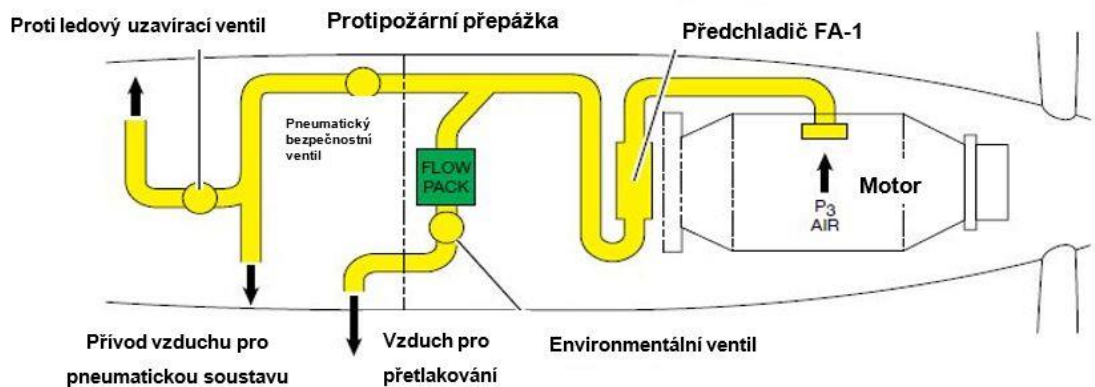
6.1. Dodávání vzduchu

P_3 bleed air z kompresorové části obou motorů (Obr.16) je zdrojem vzduchu používaného k přetlakování kabiny. Tepelný výměník tzv. předchladič FA-1, který je namontovaný na zadní části chladiče oleje motoru, sníží teplotu vzduchu P_3 přibližně na 50°F (10° C) dřív, než se vzduch dostane do jednotky řízení průtoku.

Jednotka řízení průtoku se nachází v gondolách obou motorů. Řídí míchání bleed air a venkovního vzduchu, tak aby byl zajištěn požadovaný vzduch pro kabinu.

Tahle směs vzduchu poté proudí z jednotky řízení průtoků do uzavíracího ventilu. Tento ventil je ovládán elektronicky z panelu v kokpitu. Když je ventil uzavřen, tak bleed air nemůže projít jednotkou řízení průtoku, ale ani nemůže proudit do kabiny. V opačném případě může směs vzduchu projít jednotkou řízení průtoku, ventilem a dále proudí do kabiny. Zároveň je tímto ventilem možné regulovat množství vzduchu proudícího do kabiny.

Z kabiny vzduch proudí přes odtokový ventil a bezpečnostní ventil (Obr.18, Obr.19) [7]



Obr. 16 Bleed air přítok (převzato z literatury [7])

6.2. Jednotka řízení průtoků (Obr.17)

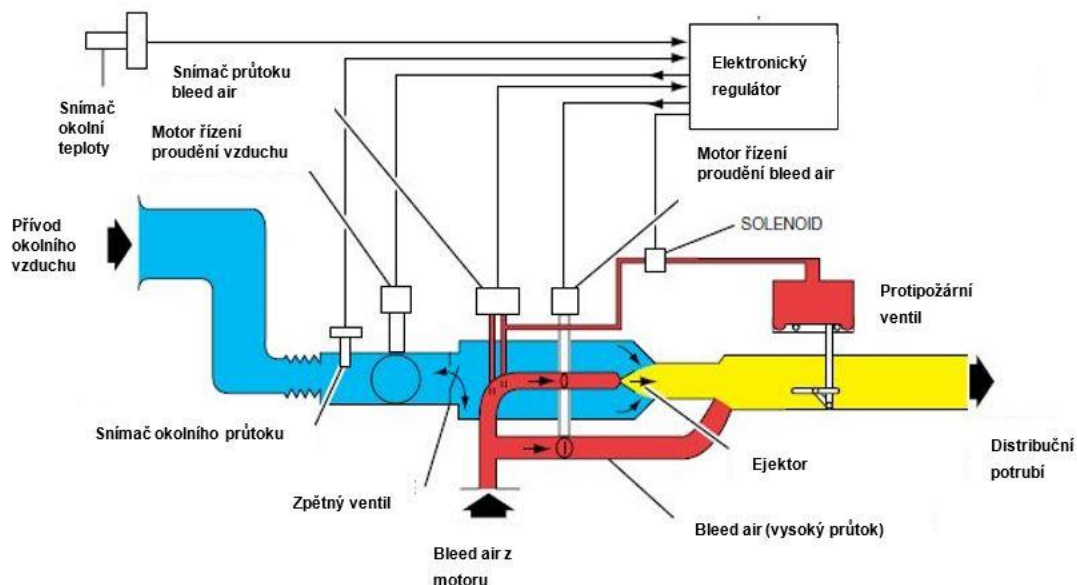
Elektronická jednotka řízení průtoků řídí hmotnostní tok okolního vzduchu a hmotnostní průtok bleed air, který proudí do kabiny. Každá jednotka se skládá ze senzoru snímajícího teplotu okolí, elektronického regulátoru, sestavy ventilu pro regulaci vzduchu a kabeláže.

Sestava ventilu pro regulaci vzduchu se skládá z průtokoměru okolního vzduchu, průtokového motoru a regulačního ventilu pro okolní vzduch, kontrolního ventilu, kterým se předchází uniknutí bleed air do vstupu pro okolní vzduch, průtokoměru pro bleed air, průtokového motoru a regulačního ventilu pro bleed air, vzduchového ejektoru, solenoidového ventilu řízení průtoku a uzavíracího ventilu.

Po nastartování motoru, získá jednotka řízení průtoku energii a regulační ventil pro bleed air je uzavřen. Když je tento ventil plně uzavřen, dojde k aktivaci spínače hřídele bleed air a k signalizaci elektronického ovladače, aby došlo k otevření solenoidového ventilu. To umožní P_3 natlakovat uzavírací ventil a otevřít ho. Hřídel bleed air se stále otvírá, dokud nebude dosaženo požadovaného průtoku bleed air do kabiny. Proud bleed air je měřen průtokoměrem a regulován elektronickým regulátorem.

Průtoky bleed air je možné rozdělit od 5 až do 14 lb/min. Každá z jednotek řízení průtoků poskytuje polovinu z celého průtoku na vstupu. Je-li letadlo na zemi

a vzduch okolí není k dispozici, je tok vzduchu do kabiny proměnný a je limitován teplotou okolí. Za letu okolní vzduch poskytuje konstantní tok vzduchu kolem 10 až 14 lb/min. [7]



Obr. 17 Jednotka řízení průtoku (převzato z literatury [7])

6.3. Odtokový ventil (Obr. 18)

Vakuově ovládaný odtokový ventil je namontován v blízkosti bezpečnostního ventilu na zadní tlakové přepážce. Má tři funkce.

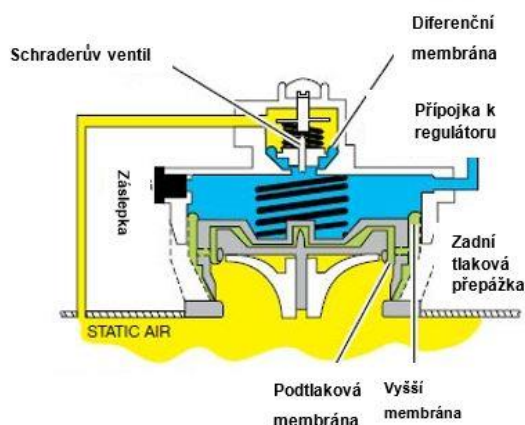
- Slouží k měření toku vzduchu proudícího z kabiny. Odtokový ventil dokáže změřit tok vzduchu z kabiny až do výšky přetlakové kabiny přibližně 13500 stop.
- Poskytuje maximální tlakovou diferenci. Obsahuje přednastavený pojistný ventil, aby bylo jisté, že tlaková diference nepřesáhne 6,6 psid. A zabraňuje tak nadměrnému přetlakování.
- Odtokový ventil obsahuje podtlakovou membránu, která otevře ventil vždy, když je okolní tlak vyšší než tlak v kabině.

Měření výtoku vzduchu z přetlakové kabiny a jeho obměňování, je řízeno výtokovým ventilem. Kontrolní tlak, který je měřen sáním vakuového systému, je odváděn do centrální komory (Obr. 18, modrá barva) odtokového ventilu. Tohle sání je řízeno tak, aby byly zajištěny síly působící na vnitřní pružinu, která udržuje

ventil uzavřený. Když se sání zvětší (tlak v kabině je nižší), ventil se otevře. Naopak když se sání zmenší, odtokový ventil je uzavřen. Během běžného letu se ventil konstantně přizpůsobuje, aby bylo dosaženo požadované kabinové výšky. Když se tlak v kabině stabilizuje na nastavené výšce, tlak v centrální komoře ventilu (Obr. 18, modrá barva) se ustálí na lehce nižší hodnotě tlaku (přibližně 0,05 psi), než je hodnota tlaku v kabině (Obr. 18, oranžová barva). Tenhle tlakový rozdíl udržuje ventil otevřený, tak aby odtok vzduchu odpovídal přesnému nastavení v kabině.

Letadlo je chráněno před překročením maximálního dovoleného tlakového rozdílu mezi kabinou a okolím také pomocí odtokového ventilu. Tlak okolí (Obr. 18, žlutá barva) je porovnáván s kontrolním tlakem v centrální komoře (Obr. 18, modrá barva). Když je dosaženo maximálního tlakového rozdílu, působí tlak na Schraderův ventil v proti síle pružiny v horní části odtokového ventilu. Když se tlaková diference zvýší, Schraderův ventil se otevře, vyrovná kontrolní tlak na tlak okolí tím, že sníží tlak v centrální komoře a otevře odtokový ventil. Otevřením odtokového ventilu se zvýší množství vypouštěného vzduchu z kabiny a zároveň se zvýší kabinová výška a sníží se tak tlakový rozdíl mezi okolní a kabinovou výškou.

Odtokový ventil chrání kabinu i před vznikem podtlaku v kabině. V případě podtlaku, kdy je tlak okolí vyšší než ta v kabině, dojde k tlaku od ventilu na vnitřní pružinu a ventil se otevře. Okolní vzduch poté může proudit zpět do kabiny a vyrovnají se tak tlaky na obou stranách ventilu. [7]



Obr. 18 Odtokový ventil (převzato z literatury [3])

6.4. Bezpečnostní ventil (Obr. 19)

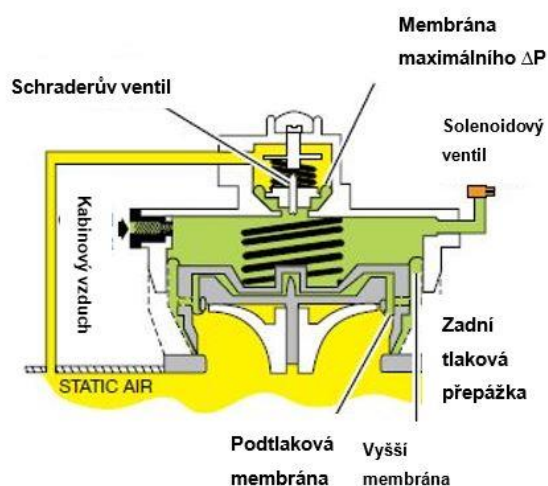
Vakuově ovládaný bezpečnostní ventil, který je namontovaný v blízkosti odtokového ventilu na zadní tlakové přepážce má tři funkce:

- Slouží jako vypouštěcí ventil. Jeho otevřením je možné až do výšky 13500 stop vynulovat tlakový rozdíl mezi kabinou a okolím.
- Poskytuje maximální dovolený tlakový rozdíl mezi kabinou a okolím.
- Chrání letadlo před podtlakem v kabině.

V případě použití bezpečnostního ventilu jako vypouštěcí ventil, vakuum vyprázdní hlavní komoru (Obr. 19 oranžová) pomocí solenoidového vypouštěcího ventilu. Výsledný tlakový pokles zapříčiní otevření ventilu a dojde k vypouštění natlakovaného vzduchu z kabiny.

Ochrana před záporným tlakovým diferencíalem je na stejném principu, jako u odtokového ventilu.

Ochrana před překročením maximálního povoleného tlakového rozdílu funguje identicky, jako u odtokového ventilu. Když je tlak v kabině stabilizovaný, je kontrolní tlak (Obr. 19, modrá) lehce nižší, než tlak kabiny (Obr. 19, oranžová) a díky tomu, dokáže bezpečnostní ventil detekovat maximální povolený tlakový rozdíl dříve než ventil odtokový. Správně by nemělo nikdy dojít k detekování maximálního tlakového rozdílu odtokovým ventilem. [7]



Obr. 19 Bezpečnostní ventil (převzato z literatury [3])

6.5. Regulátor kabiny

Regulátor kabiny ovládá odtokový ventil tak, aby bylo dosaženo požadovaného tlaku v kabině. Porovnává aktuální tlak v kabině s požadovaným tlakem a využívá sání vakuového systému k zajištění požadované dynamiky. Když působí vakuum na regulátor, vyrovnávací síly se blíží k vyrovnání. Výšková kabina se ustálí na požadované hodnotě, když se síly vyrovnají. [7]

7. Popis problému

Naším úkolem bylo navrhnout pro letadlo KING AIR 350 novou jednotku řízení průtoků, která by původní jednotku zcela nahradila.

Oproti původnímu motoru se ATP motor liší tím, že má dva vývody bleed air z kompresu. Jeden vysokotlaký, značený P_3 , a jeden nízkotlaký, značený $P_{2.5}$. Je tedy nutné zajistit regulaci množství obou odpouštěných tekutin.

Nebylo zcela jisté, zda bude možné původní ejektor ponechat a navrhnout tak regulaci s použitím ejektoru, nebo zda se ejektor demontuje spolu s celou jednotkou a regulace bude probíhat bez ejektoru. Proto se vzali v úvahu obě možnosti.

Při návrhu regulace odpouštění z motoru bylo prvním krokem nejdříve měření samotných průtoků.

Ve variantách bez použití ejektoru se měření týká průtoků P_3 a $P_{2.5}$. U varianty s ejektorem se kromě P_3 a $P_{2.5}$ měří i P_{amb} a P_{total} .

7.1. Výchozí hodnoty

Společností Berlin Beechcraft Aviation byly poskytnuty výchozí parametry (Tabulka 1), od kterých se celý návrh odvíjel. Mezi tyto parametry patří odhadované maximální průtoky q_m , statické tlaky před clonou p_1 , celkové teploty T a rozsah použitého diferenciálního tlakového převodníku, který byl 5 psid.

Tabulka 1 Zadané hodnoty

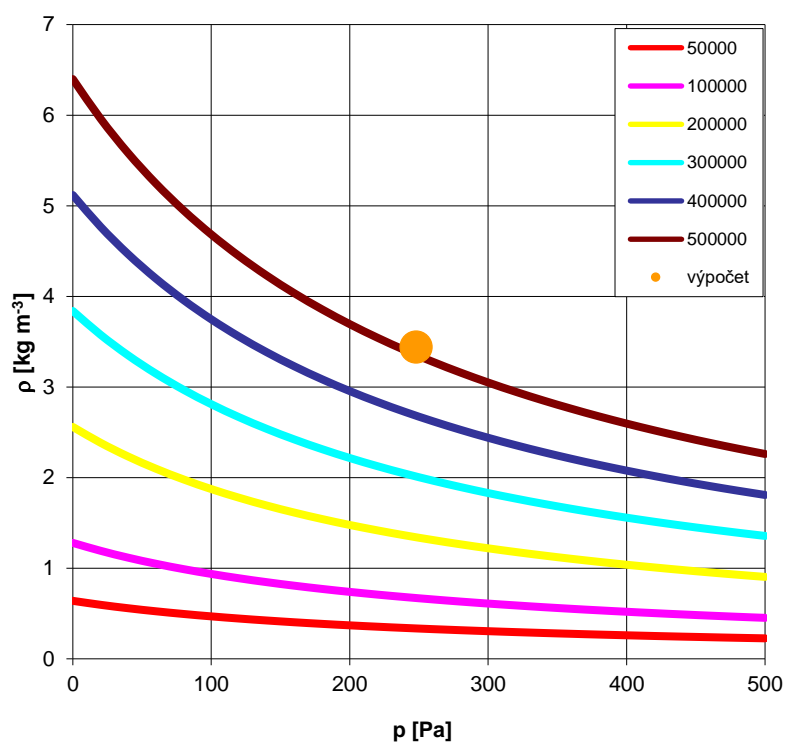
	q_m [kg/s]	T [°C]	P_{abs} [Pa]
$P_{2.5}$	0,11	248	513000
P_3	0,11	455	1551000
P_{Amb}	0,076	71	103000
P_{Total}	0,11	455	138000

Dalším krokem bylo stanovení fyzikálních vlastností měřeného vzduchu. Přesněji řečeno kinematickou viskozitu ν a hustotu ρ . Obě veličiny byly získány z grafů. Hustota byla získána z grafu závislosti hustoty na tlaku vzduchu (Obr. 20) a kinematická viskozita byla získána z grafu závislosti kinematické viskozity vzduchu na teplotě (Obr.21).

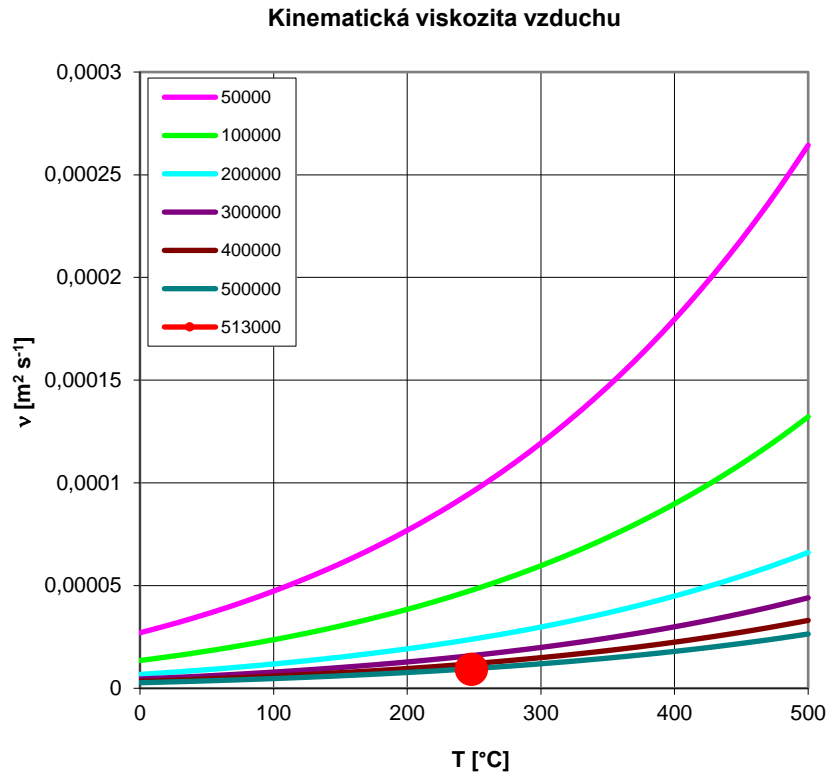
Tabulka 2 Fyzikální vlastnosti měřeného vzduchu

	v [$m^2 s^{-1}$]	ρ [$kg m^{-3}$]
P _{2.5}	9,3E-06	3,44
P ₃	7,17E-06	7,45
P _{Amb}	1,97E-05	1,04
P _{Total}	8,07E-05	0,66

Hustota vzduchu



Obr. 20 Závislost hustoty vzduchu na tlaku vzduchu s vyznačením pro P2.5

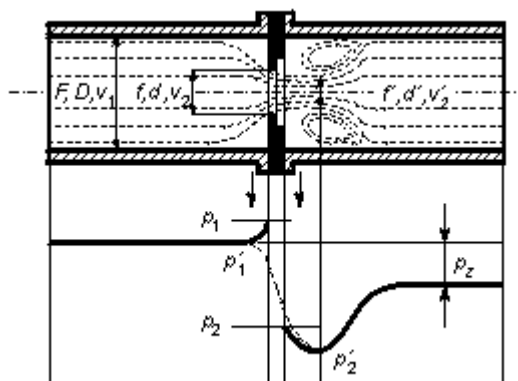


Obr. 21 Závislost kinematické viskozity vzduchu na teplotě vzduchu s vyznačením pro P2.5

7.2. Měření průtoků

Měření hmotnostních průtoků probíhá nepřímým způsobem. Zabuduje se škrťací prvek, jako je clona, dýza nebo Venturiho trubice do potrubí, kterým proudí tekutina. Škrťací prvek způsobí rozdíl statických tlaků mezi vstupní stranou škrťacího prvku a jeho zadní stranou. Tato vzniklá tlaková diference je závislá na velikosti průtoku. Tlaková diference vzniká průchodem měřené kapaliny zúženým průřezem. Průtok se stanoví právě z těchto naměřených hodnot tlakových diferencí, a to dle vzorce (4). Potřebujeme k jeho stanovení znát vlastnosti měřené tekutiny a okolnosti, za kterých je škrťací prvek použit.

Princip měření vychází z Bernoulliho rovnice, která je vyjádřením zákona zachování energie a z rovnice kontinuity, což je zákon zachování hmoty. Rovnice kontinuity pro nestlačitelné kapaliny má pro případ proudění v cloně, tvar:



Obr. 22 Proudění v cloně
(převzato z literatury [8])

$$F v_1 = f v_2, \text{ přičemž } F = \frac{\pi}{4} D^2, f = \frac{\pi}{4} d^2 \quad (2)$$

Bernoulliho rovnice má pro náš případ tvar:

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} = \frac{v_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho} \quad (3)$$

Přičemž v_1 a v_2 jsou rychlosti proudění v průřezu F a f . Statický tlak před clonou je označen jako p_1 a p_2 je statický tlak v místě zúžení, hustotu měřené tekutiny značí ρ . [8] [9]

Hmotnostní průtok, který se v našem případě vztahuje k naměřené tlakové diferenci, se dle normy ČSN ISO 5167-1 určí pomocí následujících vztahů:

$$q_m = \frac{C}{\sqrt{1 - \beta^4}} \varepsilon_1 \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2 \Delta p \rho_1} \quad (4)$$

popřípadě

$$q_m = \frac{C}{\sqrt{1 - \beta^4}} \varepsilon_2 \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2 \Delta p \rho_2} \quad (5)$$

Kde ε značí součinitele expanze, kterým je do výpočtu zahrnována stlačitelnost tekutiny.

Zajímá-li nás průtok objemový, je vzorec podobný:

$$q_v = \frac{q_m}{\rho} \quad (6)$$

Přičemž β je poměr světlosti clony ku světlosti trubky ($\beta = d/D$) a C je součinitel průtoků.

V našem případě zúžení průřezu zajistí clona. Před clonou a za clonou jsou umístěny snímače tlaku, které zaznamenávají elektrický signál s údajem o změně tlaku. Ten se poté odesílá do vyhodnocovací jednotky spolu s naměřenou teplotou, to vše v závislosti na reálném čase.

7.2.1. Návrh parametrů primárního prvku pro měření

Součinitel průtoků C nám udává poměr mezi skutečným průtokem clonou a teoretickým průtokem clonou. Jeho hodnota zůstává pro různá uspořádání stejná, pokud jsou pro jednotlivá proudění těchto uspořádání stejná Reynoldsova čísla. Dá se vypočítat pomocí následující rovnice:

$$C = \frac{q_m \sqrt{1 - \beta^4}}{\frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2 \Delta p \rho_1}} \quad (7)$$

Při návrhu clony je výchozím údajem poměr průměrů primárního prvku β . V praxi se nejprve zvolí průtok q_m a hodnota diferenčního tlaku Δp . Následně se dosadí do základní rovnice ve tvaru:

$$\frac{C \varepsilon \beta^2}{\sqrt{1 - \beta^4}} = \frac{4 q_m}{\pi D^2 \sqrt{2 \Delta p \rho}} \quad (8)$$

Hodnoty ρ a ε se dosadí podle toho, zda se jedná o podmínku před primárním prvkem nebo za primárním prvkem. Poměr průměrů se může stanovit iterací.

V našem případě tento typ iterace nebyl nutný a poměr průměrů se dal zvolit na základě kritérií uvedených v normě, protože při použití primárního prvku v podobě clon musí být dodrženy následující podmínky:

$$d \geq 12,5 \text{ mm}$$

$$0,2 \leq \beta \leq 0,75$$

Po určení poměru průměrů, byly následně zvoleny vnitřní průměry clon d . Očekávaný hmotnostní průtok byl poskytnut společností BBA. Jedinou neznámou byly očekávané tlakové difference Δp . Ty se zjistily iterační metodou.

Do matlabového skriptu (Viz. Příloha 1) byla zadána tlaková difference. Ty se měnily až do chvíle, dokud nevyšel přibližně stejný hmotnostní průtok, jako ten zadaný. Matlabový skript počítá pomocí těchto vzorců:

Invarianta:

$$A = \frac{\varepsilon_1 d^2 \sqrt{2\Delta p \rho_1}}{\mu D \sqrt{1 - \beta^4}} \quad (9)$$

Kde μ značí dynamickou viskozitu tekutiny. Určí se vynásobením kinematické viskozity hustotou.

Iterační rovnice:

$$\frac{Re_D}{C} = A \quad (10)$$

Kde Re_D je Reynoldsovo číslo vztažené k světlosti trubky. Jedná se o bezrozměrný parametr, který vyjadřuje poměr mezi setrvačností a silami viskozity.

$$Re_D = \frac{4 q_m}{\pi \mu_1 D} \quad (11)$$

Proměnná v lineárním algoritmu:

$$X = Re_D = CA \quad (12)$$

První odhad:

$$C = C_\infty \quad (13)$$

Výsledek:

$$q_m = \frac{\pi}{4} \mu D X \quad (14)$$

Výsledky iterace

Tabulka 3 Výsledky iterace

	Re _D	Δ P [Pa]
P _{2.5}	132000	30000
P ₃	104000	30000
P _{Amb}	244000	10000
P _{Total}	53000	30000

Požadavky na měření a zabudování škrťacího prvku

Výroba, zabudování i použití škrťacích prvků musí být v souladu s normou ČSN ISO 5167-1. Materiál škrťacího prvku by měl být vybrán podle teploty proudící tekutiny. Neboť nevhodně zvolená tepelná roztažnost materiálu, by mohla do měření přidat nejistotu.

Měříme-li průtok plynu, poměr tlaků τ , který je definovaný jako $\tau = \frac{p_2}{p_1}$ musí být větší nebo roven 0,75. V našem případě jsme provedli kontrolní výpočet a podmínka je pro všechny měřené plyny splněna (Viz. Tabulka 4)

Tabulka 4 - Poměr tlaků

	τ
P _{2.5}	0,94152
P ₃	0,980658
P _{Amb}	0,902913
P _{Total}	0,782609

Škrťací prvek musí být zabudován do potrubí kruhového průřezu, přičemž je nutné, aby byl celý průměr zaplněn měřenou tekutinou. Prvek musí být umístěn do části potrubí, která je přímá a dostatečně dlouhá, aby vyhovovala požadavkům na minimální délky z normy ČSN ISO 5167-1. Minimální délky potrubí před a za

clonou určené ve zmíněné normě závisí na tvaru potrubí, na poměru primárního prvku a na okolních instalacích (ventily, čerpadla...). Požadavkem obou společností bylo měření s přesností 3 %. Proto bylo možné, použít minimální možné délky (značené l_1 , l_2) dle použité normy, a to bez nutnosti kalibrace, neboť s použitím těchto délek je nutné zahrnout nejistotu, která je rovna 0,5 % a spolu s ostatními nejistotami se do limitu 3 % návrh vešel. [10]

Clony

Clona (Obr.23) je tenký kruhový kotouč s kruhovým otvorem ve svém středu. Slouží k záměrnému omezení velikosti průtoku měřené tekutiny. Její požití je velice rozšířené, díky snadné montáži, jednoduché konstrukci, výrobě a možnosti použití pro velké spektrum teplot i tlaků. Pro měření byly použity clony s koutovými odběry (Obr.24) Veškeré parametry uvedeny na Obr.23 a Obr.24 byly navrženy v souladu s normou ČSN ISO 5167-1. [10]

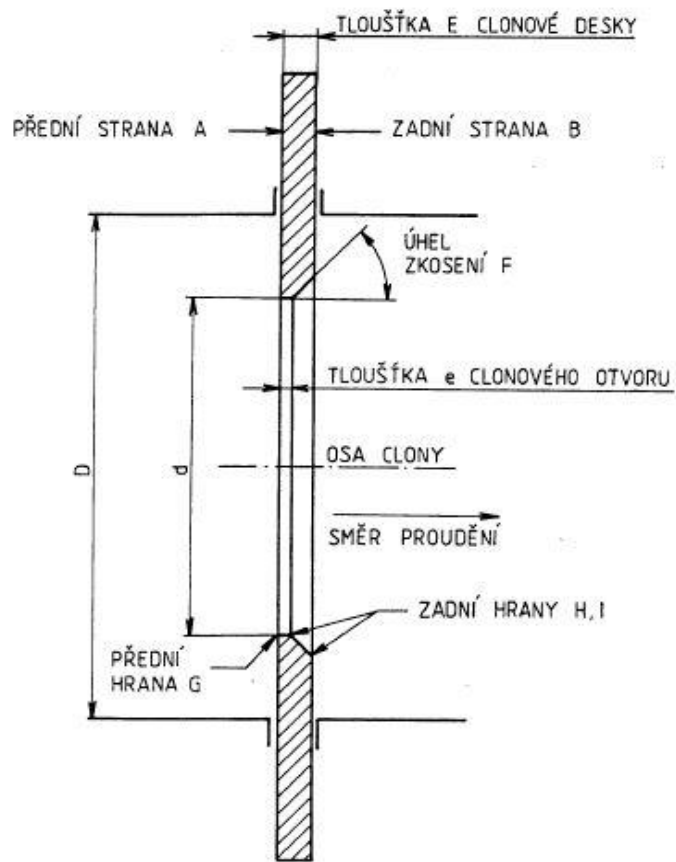
7.3. Rozměry navržených clon (Obr. 23, Obr. 24)

Tabulka 5 Parametry clon

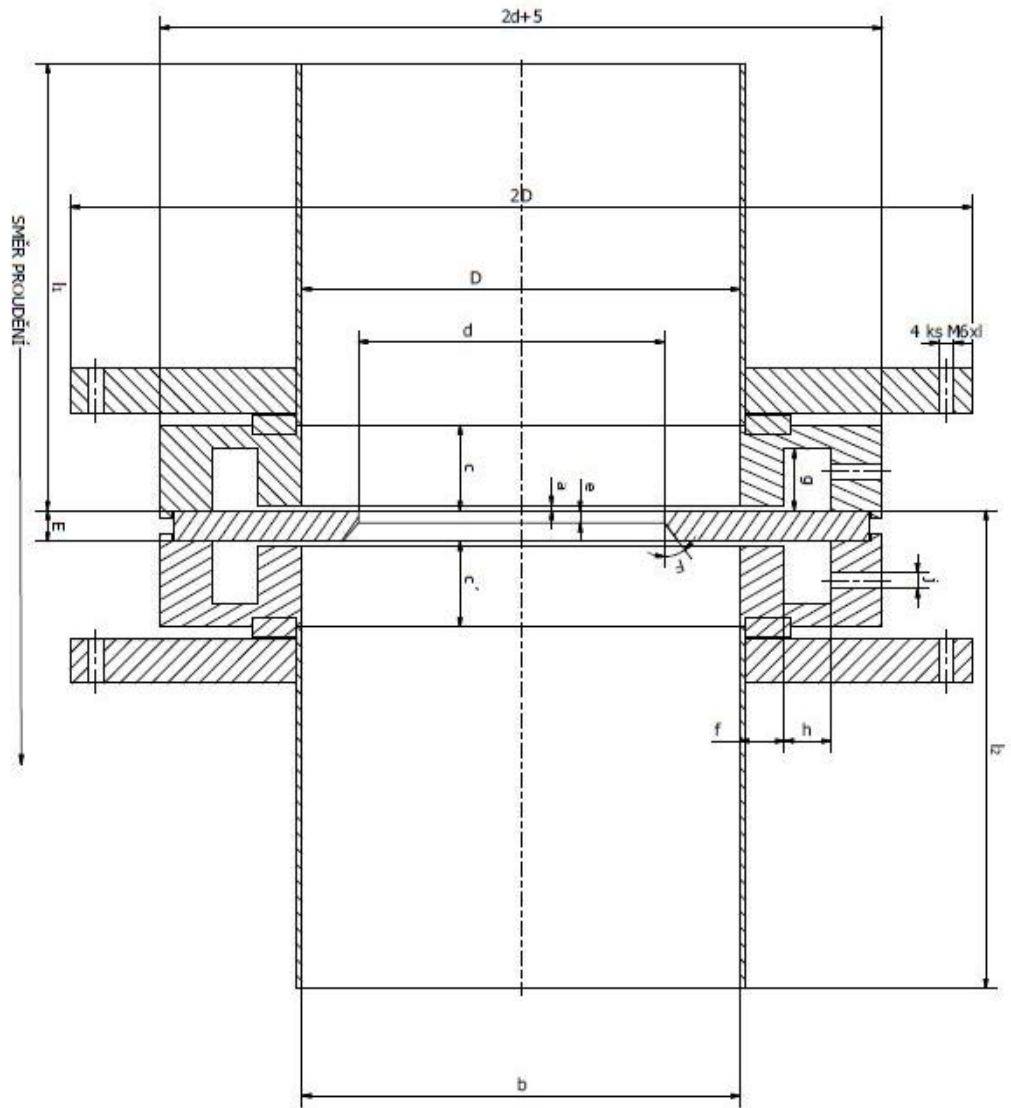
	D [mm]	d [mm]	β	l_1 [mm]	l_2 [mm]	e [mm]	E [mm]	F °
P_{2.5}	36	21	0,58	360	108	0,7	1,7	45±15
P₃	26	17	0,65	260	78	0,5	1	45±15
P_{Amb}	40	30	0,75	400	120	0,7	1,7	45±15
P_{Total}	48	32	0,67	480	144	0,9	2,4	45±15

Tabulka 4 Parametry clon, pokračování

	c [mm]	c' [mm]	a [mm]	f [mm]	g [mm]	J [mm]	h [mm]	b [mm]
P_{2.5}	10	10	1	4	5	4	6	36
P₃	8	8	1	4	5	4	6	26
P_{Amb}	10	10	1	4	5	4	6	40
P_{Total}	14	14	1	4	7	4	8	48



Obr. 23 Clona, řez axiální rovinou (převzato z literatury [10])



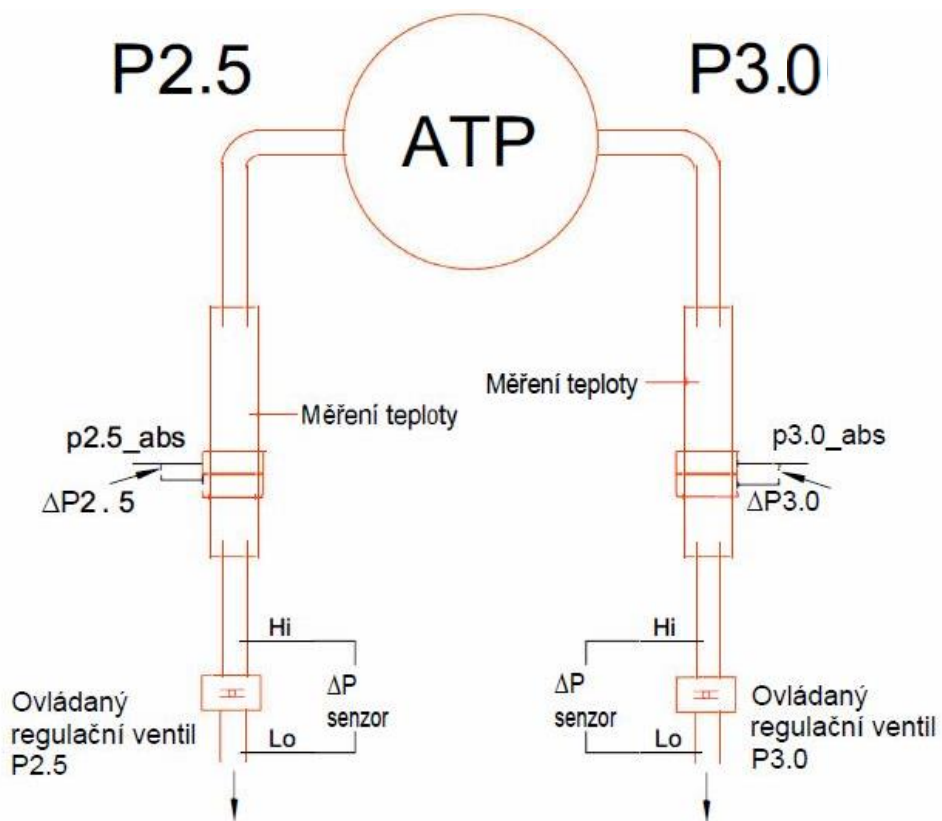
Obr. 24 Instalace clony a její rozměry

7.4. Navržená uspořádání měření

První varianta (Obr.25)

Prvním požadavkem společností BBA a GEAC bylo navrhnout řešení regulace odpouštění z motoru, bez použití žádné z částí stávajícího regulačního systému.

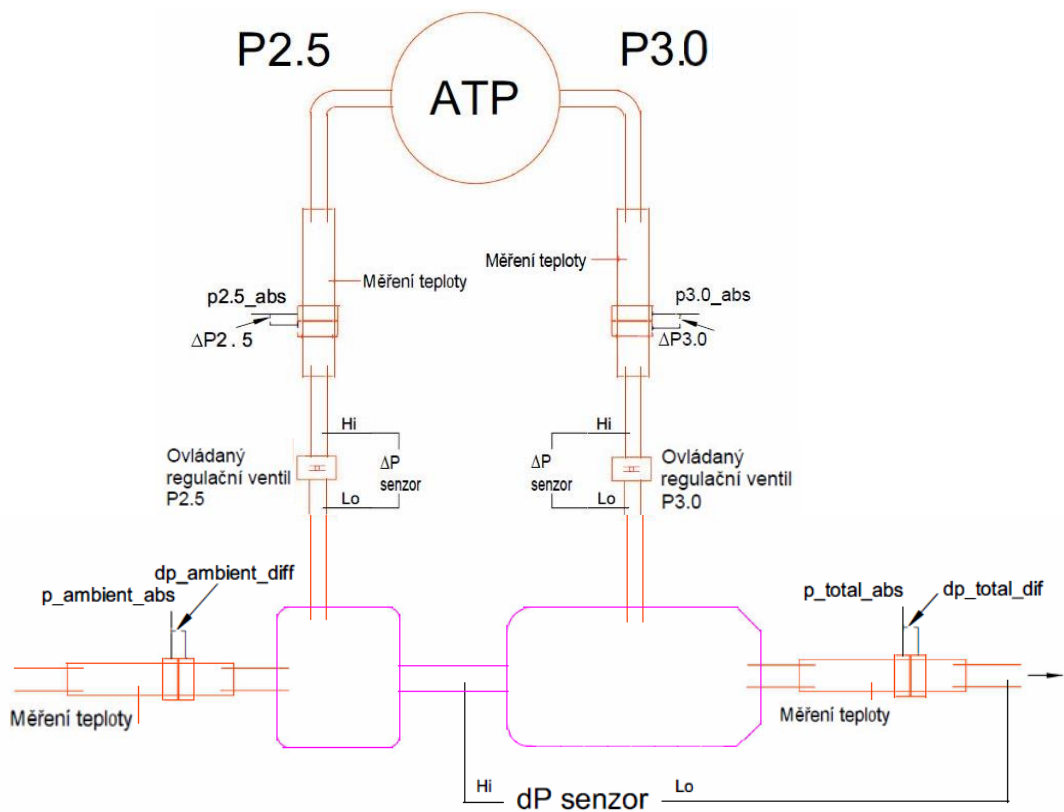
Z kompresoru jsou dva vývody vzduchu. P_{2.5} nízkotlaké odpouštění a P₃ vysokotlaké odpouštění. Před každou clonou je umístěn termočlánek, snímající teplotu odpouštěného vzduchu. Těsně před clonou je měřen absolutní tlak. Na clonách se měří vzniklá tlaková diference. Pod clonami jsou umístěny regulační ventily, které se řídí pokyny pilota na základě měřených hodnot průtoků. Podrobnější informace jsou uvedeny v Příloze 2.



Obr. 25 Měření průtoků, možnost 1

Druhá varianta (Obr. 26)

Druhým požadavkem bylo navrhnout řešení, při kterém by zůstal ejektor. Část regulace P_3 a $P_{2.5}$ zůstává totožná s první možností. Dochází zde ale navíc k měření průtoku, takzvaného vzduchu okolí, což je vzduch, který se bere z atmosféry kolem letadla, je označen jako P_{amb} , a pak průtok směsi na konci námi měřené regulační jednotky, značený P_{total} , což je směs P_3 , $P_{2.5}$ a P_{amb} . Kromě měření průtoků P_{amb} a P_{total} se měří i teplota obou tekutin. Podrobnější informace jsou uvedeny v Příloze 3.



Obr. 26 Měření průtoků, možnost 2

8. Závěr

Cílem práce bylo věnovat se problematice přetlakování kabiny letadel. Byly popsány postupy, které se v dnešní době k přetlakování kabiny letadel používají nebo i používaly. Jejich hlavní principy, klady a zápory.

Dalším úkolem bylo provést rozbor výškové soustavy letadla King Air 350. Ve spolupráci s G.E. Aviation byly odhadnuty problémy, které mohou vzniknout při integraci nového motoru a byla navržena vhodná řešení.

Hlavním úkolem bylo navrhnout novou řízenou regulaci odpouštění z motoru. Byl zvolen způsob měření jednotlivých průtoků. Dle normy se navrhly clony. Spočítaly se odhadované tlakové difference a navrhl se způsob upevnění clon. Dle rozsahu byly zvoleny ostatní měřicí aparáty. Nakonec byl zvolen ventil. V této části nastal problém s očekávanou teplotou. Jedna z nejvyšších očekávaných teplot je teplota vzduchu P_3 , která může dosáhnout až 500 °C. Ventily, které odolávají takovým teplotám nejsou moc časté, jejich výroba bývá na zakázku a pro použití v letectví musí mít příslušný certifikát, proto mají vysokou cenu. Byl tedy jen proveden letmý návrh toho, jak by takový ventil měl vypadat.

9. Seznam tabulek

Tabulka 1 Zadané hodnoty.....	32
Tabulka 2 Fyzikální vlastnosti měřeného vzduchu.....	33
Tabulka 3 Výsledky iterace.....	38
Tabulka 4 - Poměr tlaků	38
Tabulka 5 Parametry clon	39

10. Seznam obrázků

Obr. 1 G.E. Catalyst (převzato z literatury Wikipedia. [Online] [Citace: 12. 07 2018.] https://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_Catalyst .)	10
Obr. 2 Druhy přetlakových kabin a) otevřené, b), c) uzavřené (převzato z literatury [2])	12
Obr. 3 Mechanicky poháněný kompresor (převzato z literatury [3])	13
Obr. 4 Mechanicky poháněný kompresor, instalace (převzato z literatury [3]).	14
Obr. 5 Rootsovo dmychadlo (převzato z literatury [3])	15
Obr. 6 Zesilovač proudového čerpadla (převzato z literatury [3]).....	16
Obr. 7 Přídavná turbína (převzato z literatury [3])	16
Obr. 8 Vzduchový cyklus letadla Boeing 737 (převzato z literatury [3]).....	18
Obr. 9 Změna tlaku v závislosti na výšce (převzato z literatury [2])	19
Obr. 10 Odtokový ventil dopravního letadla (převzato z literatury [3]).....	21
Obr. 11 Pneumaticky ovládaný regulátor tlaku v kabině (převzato z literatury [3])	22
Obr. 12 Přetlakování v jednotlivých částí dopravního letadla (převzato z literatury [6]).....	23
Obr. 13 Rozvod vzduchu (převzato z literatury [3])	24
Obr. 14 Přetlaková kabina letadla Super King Air 350 (převzato z literatury [7])	25
Obr. 15 Graf výškových kabin (převzato z literatury [7])	26

Obr. 16 Bleed air přítok (převzato z literatury [7])	27
Obr. 17 Jednotka řízení průtoku (převzato z literatury [7])	28
Obr. 18 Odtokový ventil (převzato z literatury [3])	29
Obr. 19 Bezpečnostní ventil (převzato z literatury [3])	30
Obr. 20 Závislost hustoty vzduchu na tlaku vzduchu s vyznačením pro P2.5.....	33
Obr. 21 Závislost kinematické viskozity vzduchu na teplotě vzduchu s vyznačením pro P2.5	34
Obr. 22 Proudění v cloně (převzato z literatury [8])	35
Obr. 23 Clona, řez axiální rovinou (převzato z literatury [10])	40
Obr. 24 Instalace clony a její rozměry	41
Obr. 25 Měření průtoků, možnost 1	42
Obr. 26 Měření průtoků, možnost 2	43

11. Seznam příloh

Název přílohy	Typ	Číslo
Iterace tlakových diferencí	Skript Matlabu	Příloha 1
Bleed Air – mass flow measurement – OPTION 1	ICD	Příloha 2
Bleed Air – mass flow measurement – OPTION 2	ICD	Příloha 3

12. Literatura

1. GE Aviation. [Online] 3. Leden 2018. [Citace: 17. 07 2018.] https://www.geaviation.cz/pro-media/tiskove-zpravy/detail/130_336-pouhe-dva-roky-od-zahajeni-vyvoje-hlasi-ge-aviation-prvni-start-atp-motoru.
2. Tůma, Jiří. *LETADLA pro učební a studijní obory na SOU*. Praha : SNTL - NAKLADATELSTVÍ TECHNICKÉ LITERATURY , 1981.
3. U.S. Department of Transportation. *Aviation Maintenance Techniciaan Handbook-Airframe, Volume 2*. místo neznámé : United States Department of Transportation, 2012.

4. aerosavvy. Aircraft Pressurization Beginner's Guide. *aerosavvy* . [Online] [Citace: 03. 02 2018.] <https://aerosavvy.com/aircraft-pressurization/>.
5. Flighr Learnings. Flighr Learnings. [Online] [Citace: 04. 02 2018.] <http://www.flightlearnings.com/2010/04/14/pressurized-aircraft-part-two/>.
6. Oxford Aviation . *JOINT AVIATION AUTHORITIES AIRLINE TRANSPORT PILOT'S LICENCE. Flight performance & planning 1 ; Mass & balance and performance: theoretical knowledge manual 6. 2nd ed.* Oxford : Jeppesen, 2002. 0-88487-285-8.
7. Flight Dafety International. *KING AIRT 300/350 PILOT TRAINING MANUAL.* New York : Flight Dafety International.
8. Měření průtoku a proteklého množství. [Online] [Citace: 14. 07 2018.] 4.5 Měření průtoku a proteklého množství.
9. Prof.Ing Jan Ježek DrSc, Ing.Blanka Váradiová, Csc, Ing. Josef Adamec CSc. *Mechanika tekutin.* Praha : Vydavatelství ČVUT, 2000.
10. ČSN ISO 5167-1. MĚŘENÍ PRŮTOKŮ TEKUTIN POMOCÍ SNÍMAČŮ DIFERENČNÍHO TLAKU: Část 1: Clony, dýzy a Venturiho trubice vložené do zcela vyplněného potrubí kruhového průřezu. Praha: EKSTEP, 1993.