

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní – Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

**Návrh sond pro měření
parametrů proudu vzduchu
v gondole motoru letadla**

**Design of Probes for the Measurement of Airflow Parameters in an
Aircraft Engine Nacelle**

Tomáš Vlach

2018

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně s použitím literárních zdrojů a informací, které cituji a uvádím v seznamu použité literatury a zdrojů.

Datum:

Podpis

Poděkování

Děkuji vedoucímu bakalářské práce Ing. Michalovi Schmirlerovi, Ph.D. za cenné rady a vstřícnost při vypracování práce a konzultantovi Ing. Lukášovi Popelkovi, Ph.D. za užitečné postřehy z praxe. Také děkuji rodině a přátelům za podporu a motivaci.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Vlach** Jméno: **Tomáš** Osobní číslo: **437292**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací 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:

Návrh sond pro měření parametrů proudu vzduchu v gondole motoru letadla

Název bakalářské práce anglicky:

Design of Probes for the Measurement of Airflow Parameters in an Aircraft Engine Nacelle

Pokyny pro vypracování:

1. Popište základní způsoby měření parametrů proudu tekutiny (teplota, tlak, průtok, odtržení mezní vrstvy atd.).
 2. Pro kanál konkrétní geometrie (vstupní kanál turbovrtulového motoru) navrhnete sledované veličiny a typy sond pro jejich měření.
 3. K navrženým sondám doporučte vhodné převodníky.
- Rozsah práce: cca 30 stran plus přílohy.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího závěrečné práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

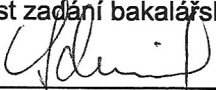
Ing. Michal Schmirler, Ph.D., 12112

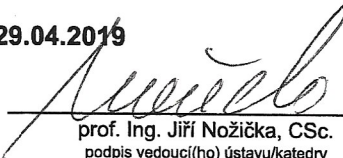
Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:


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

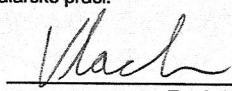

prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


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.

30. 4. 2018
Datum převzetí zadání


Podpis studenta

Anotační list

Jméno autora:	Tomáš Vlach
Název BP:	Návrh sond pro měření parametrů proudu vzduchu v gondole motoru letadla
Anglický název:	Design of Probes for the Measurement of Airflow Parameters in an Aircraft Engine Nacelle
Rok:	2018
Obor:	Teoretický základ strojního inženýrství
Ústav:	Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí práce:	Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
Bibliografické údaje:	Počet stran 37 Počet obrázků 25 Počet tabulek 12
Klíčová slova:	Měření teplot, měření tlaků, vstupní soustava, olejový chladič, letová zkušebna
Keywords:	Mesurement of temperatures, measurement of pressures, inlet duct, air-cooled oil cooler, flight test bed

Anotace

Tématem této práce je návrh sond pro měření parametrů proudění v gondole motoru letadla, které bude sloužit jako letová zkušebna pro potřeby Fakulty strojní ČVUT a firmy GE Aviation. V rešeršní části byly stručně shrnuty způsoby měření teplot, tlaků a rychlosti proudění. Následně byl popsán letoun King Air 350i, motor GE Catalyst a spolupráce firmy GE Aviation s Fakultou strojní ČVUT.

V praktické části práce bylo navrženo vhodné rozmístění sond ve vstupním kanálu, v kanálu olejového chladiče a sond pro měření základních parametrů vnějšího proudění. K tlakovým sondám byly navrženy vhodné tlakové převodníky s ohledem na zástavbové rozměry, předpokládaný rozsah měřených veličin a charakter proudění.

Abstract

The goal of this thesis is design of probes for measurement of flow parameters in an aircraft engine nacelle, which will be used as a flight test bed for the needs of Faculty of mechanical engineering CVUT and GE Aviation. The theoretical part summarises measurements of temperature, pressures and flow velocities. Subsequently the King Air 350i aircraft, GE Catalyst engine and cooperation between the Faculty of mechanical engineering and GE Aviation were described.

The practical part focused on appropriate placement of probes used for measurement of flow parameters in the inlet duct, oil cooler duct and basic flow parameters of the external flow. Suitable pressure transducers were proposed for the probes taking into account size limitations, predicted ranges and flow characteristics.

Obsah

1 Úvod	1
2 Měření teplot	2
2.1 Termistory	2
2.1.1 Steinhartova–Hartova rovnice	2
2.2 Termočlánky	2
2.2.1 Seebeckův jev	2
2.2.2 Typy termočlánků	3
2.2.3 Zapojení termočlánku	3
2.3 Odporové teploměry	4
2.3.1 Charakteristika RTD	4
2.4 Srovnání metod	4
3 Měření tlaků	4
3.1 Definice tlaku	4
3.2 Silové tlakoměry	5
3.3 Hydrostatické tlakoměry	6
3.4 Deformační tlakoměry	7
3.5 Snímače tlaku s elektrickým výstupem	8
3.5.1 Tlakoměry s potenciometrickým a indukčnostním senzo- rem polohy	9
3.5.2 Kapacitní snímače tlaku	9
4 Měření rychlosti proudění	10
4.1 Pitotova trubice	10
4.2 Kielova sonda	11
4.3 Pětivotrová sonda	11
4.4 Venturiho trubice	13
4.5 Laboratorní měření rychlosti proudění	13
4.5.1 Metoda žhaveného drátu	14
4.5.2 Integrovaná laserová anemometrie	14
4.5.3 Laserová Dopplerovská anemometrie	15
5 Měření rychlosti stlačitelného podzvukového proudění	15
6 Popis motoru GE Catalyst a spolupráce firmy GE Aviation s Fakultou strojní ČVUT	16
6.1 Popis motoru GE Catalyst	16
6.2 Spolupráce GE Aviation s Fakultou strojní ČVUT	17
7 Popis letounu King Air 350i	17
8 Návrh měření	18
8.1 Měření na vstupu vstupního kanálu	19
8.1.1 Princip vstupního kanálu podzvukového letounu	19
8.1.2 Návrh umístění a zapojení sond	21
8.1.3 Určení rozsahů sond	22
8.2 Měření rychlosti letu a úhlu náběhu letounu	24

8.2.1	Princip měření úhlu náběhu letounu	24
8.2.2	Princip měření rychlosti letu	25
8.2.3	Návrh umístění a zapojení sond	25
8.2.4	Určení rozsahů sond	27
8.3	Měření v kanálu olejového chladiče	28
8.3.1	Návrh umístění a zapojení sond	28
8.3.2	Určení rozsahů sond	29
8.4	Měření odtržení proudění ve vstupním kanálu	30
8.4.1	Održení proudění	30
8.4.2	Návrh umístění sond	31
8.4.3	Určení rozsahů sond	32
9	Závěr	34

1 Úvod

Díky vývoji trvajícím již déle než 100 let dochází k posouvání hranic dosahovaných výkonů a účinností leteckých motorů. Vzhledem k vysokému zájmu o leteckou dopravu se hlavní pozornost vývoje ubírala zejména na dvouproudové motory typu General Electric GE90 pohánějící letouny Boeing 777, CFM International Leap pohánějící rodinu letounů Airbus A320neo, či Rolls-Royce Trent 1000 pohánějící letouny Boeing 787 Dreamliner. V této kategorii motorů se tak díky vysokému rozpočtu na vývoj podařilo dosáhnout parametrů, jejichž dalšího vylepšování lze dosáhnout pouze pomocí výpočetních možností současné počítačové techniky a moderních měřících systémů.

Na druhou stranu vývoj menších turbovrtulových motorů byl odsunut do pozadí, jelikož pro firmy nepředstavoval podstatný zdroj zisku. Většina konstrukcí menších turbovrtulových motorů tak pochází z druhé poloviny 20. století. Nový turbovrtulový motor GE Catalyst tedy představuje po více než 50 letech první tzv. „clean sheet design“. Česká republika se stala součástí vývoje tohoto motoru zejména díky investiční smlouvě uzavřené s českou vládou a současnému zázemí firmy, která v závodě v Letňanech vyrábí turbovrtulové motory GE řady H. Vzhledem k náročnosti vývoje a následné certifikace nových leteckých motorů navázala firma GE Aviation spolupráci s Fakultou strojní ČVUT a jedním z jejích úkolů se tak stal návrh letové zkušebny pro nový motor.

Z této spolupráce vzniklo i téma této práce, která se zabývá návrhem umístění sond a výběrem vhodných tlakových převodníků a typů termočlánků pro měření parametrů proudění ve vstupním kanálu, kanálu olejového chladiče a základních parametrů vnějšího proudění s ohledem na omezené zástavbové rozměry, letové režimy a předpokládané charakter proudění.

2 Měření teplot

2.1 Termistory

Termistor je elektronická součástka, která mění svůj odpor v závislosti na teplotě. Jsou rozlišovány dva druhy termistorů - *NTC* a *PTC* termistory:

- **PTC** (positive temperature coefficient) je termistor, který má kladný teplotní koeficient, což znamená, že se zvyšující se teplotou jeho elektrický odpor roste.
- **NTC** (negative temperature coefficient) je termistor, který má záporný teplotní koeficient, což znamená, že se zvyšující se teplotou jeho elektrický odpor klesá.

Za předpokladu, že vztah mezi odporem a teplotou je lineární, lze psát:

$$\Delta R = \kappa \Delta T, \quad (2.1)$$

kde ΔR je změna odporu, ΔT je změna teploty a κ teplotní součinitel elektrického odporu. $\kappa > 0$ pro *PTC* a $\kappa < 0$ pro *NTC*.

2.1.1 Steinhartova–Hartova rovnice

Protože lineární aproximace dosahuje přesnosti pouze v malém rozmezí teplot, rozšířeně se využívá Steinhartova–Hartova rovnice, která využívá aproximaci třetího stupně.

$$\frac{1}{T} = a + b \ln(R) + c [\ln(R)]^3, \quad (2.2)$$

kde a, b, c jsou Steinhartovy–Hartovy parametry a jsou specifikovány pro každé zařízení. Odchylka při využití Steinhartovy–Hartovy rovnice je nižší než $0,02 \text{ }^\circ\text{C}$ při měření v rozsahu 200°C .

Typické hodnoty parametrů a, b, c pro termistor s odporem $3k\Omega$ při teplotě 25°C jsou [1]:

$$\begin{aligned} a &= 1,40 \times 10^{-3}, \\ b &= 2,37 \times 10^{-4}, \\ c &= 9,90 \times 10^{-8}. \end{aligned}$$

2.2 Termočlánky

Termočlánek je nejrozšířenější senzor pro měření teplot. Termočlánky jsou oblíbené zejména díky jednoduchosti použití a rychlosti reakce na změnu teploty. Mají také největší rozsah ze všech teplotních senzorů, a to až od -200°C do 2000°C .

2.2.1 Seebeckův jev

Seebeckův jev je jev, při kterém dochází k přímé přeměně teplotního rozdílu na elektrické napětí (opakem Seebeckova jevu je jev Peltierův). Jevo vzniká při teplotním rozdílu dvou nebo více kovů nebo polovodičů. Vzniklé napětí je v

řádu mikrovoltů na stupeň Celsia. V otevřených obvodech je gradient napětí ∇U přímo úměrný gradientu teploty ∇T [1]:

$$\nabla U = -S(T)\nabla T, \quad (2.3)$$

kde $S(T)$ je teplotně závislá materiálová vlastnost, také známá jako Seebeckův koeficient. Vzniklé napětí je pak dáno vztahem [1]:

$$U = \int_{T_1}^{T_2} (S_+(T) - S_-(T))dT. \quad (2.4)$$

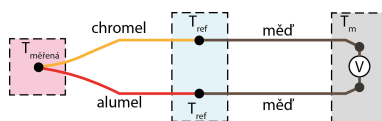
2.2.2 Typy termočlánků

Termočlánky existují v mnoha variantách. Každá z variant páru materiálů se vyznačuje svým rozsahem teplot a napěťovou odezvou. V tabulce 1 je porovnání dnes nejčastěji používaných kombinací materiálů.

Typ	Materiál	Min. teplota[°C]	Max. teplota[°C]	Min. napětí[mV]	Max. napětí[mV]
<i>J</i>	Železo Konstantan (Cu-Ni)	0	750	0	42,281
<i>T</i>	Měď Konstantan (Cu-Ni)	-250	350	-6,18	17,819
<i>K</i>	Chromel (Ni-Cr) Alumel (Ni- Al)	-200	1250	-5,891	50,644
<i>E</i>	Chromel (Ni-Cr) Konstantan (Cu-Ni)	-200	900	-8,825	68,787
<i>N</i>	Nicrosil (Ni-Cr-Si) NiSil (Ni-Si-Mg)	-260	1300	-4,336	47,513
<i>S</i>	Platina-13% Rhodium Platina	-50	1768	-0,236	18,693
<i>B</i>	Platina-30% Rhodium Platina-6% Rhodium	0	1820	0	13,82
<i>C</i>	Wolfram-5% Rhenium Wolfram-5% Rhenium	0	2320	0	37,107

Tabulka 1: V současnosti nepoužívanější typy termočlánků [1]

2.2.3 Zapojení termočlánku



Obrázek 1: Schématické zapojení termočlánku

Při zapojování termočlánků je nutné vyvarovat se nechtěné tvorbě parazitních termočlánků, které vznikají na spojích vodičů různých složení. Nejjednodušší řešení zapojení termočlánku je zobrazeno na obrázku 1. Jedná se o termočlánek typu K(Chromel, Alumel), který využívá referenční teplotu směsi vody a ledu $T_{ref} = 0^\circ C$. V místech připojení měděných vodičů na voltmetr vznikají parazitní články. Jejich efekt je ale vyrušen tím, že se nachází v každé větvi. Moderní měření termočlánky již nevyužívá referenční uzel T_{ref} , ale elektrický obvod, který zajišťuje tzv. kompenzaci studeného konce. Kompenzátor tak může

být buď konkrétní pro daný typ termočládku, nebo univerzální, u kterého lze nastavit typ připojeného termočládku.

2.3 Odporové teploměry

Odporové teploměry (RTD - resistance temperature detectors) se nejčastěji skládají z drátu omotaného kolem skleněného či keramického jádra a ochranného obalu. Drát omotaný kolem jádra může být vysoce čistá platina (nejčastěji využívána kvůli své linearitě a rozsahu od $-272,5^{\circ}\text{C}$ do $961,78^{\circ}\text{C}$), nikl nebo měď. Odporové teploměry se také vyznačují vyšší přesností v porovnání s termočládky a termistory a nahrazují termočládky v průmyslových aplikacích při teplotách do 600°C .

2.3.1 Charakteristika RTD

Nejdůležitější charakteristikou použitého odporového kovu je vztah mezi odporem při teplotě 0°C a 100°C :

$$\alpha = \frac{R_{100} - R_0}{100^{\circ}\text{C} \cdot R_0}, \quad (2.5)$$

kde R_{100} je odpor senzoru při 100°C a R_0 je odpor senzoru při 0°C . Pro příklad: čistá platina má koeficient $\alpha = 0.003925 \Omega/(\Omega^{\circ}\text{C})$

2.4 Srovnání metod

	RTD	Termočlánek	Termistor
Teplotní rozsah [$^{\circ}\text{C}$]	-260 až 850	-270 až 1800	-80 až 150
Cena senzoru	přiměřená	nízká	nízká
Cena systému	přiměřená	vysoká	přiměřená
Stabilita	vysoká	nízká	střední
Čitlivost	střední	nízká	vysoká
Linearita	vysoká	střední	nízká
Určení	všeobecná měření nejvyšší přesnost měření průměrné teploty	měření vysokých teplot	nejvyšší citlivost úzká rozmezí teplot bodová měření

Tabulka 2: Srovnání vlastností odporových teploměrů, termočládků a termistorů

3 Měření tlaků

3.1 Definice tlaku

Tlak je odvozená veličina, při jejímž měření můžeme vyjít ze dvou definic:

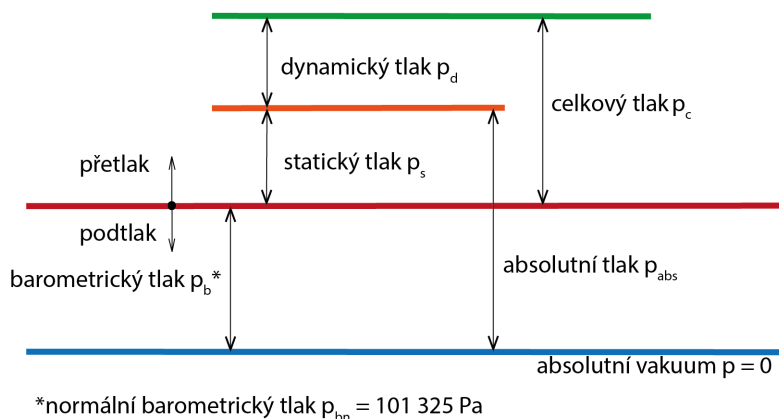
$$p = \frac{dF}{dS} \quad [p] = \text{Nm}^{-2} = \text{Pa} \quad (3.1)$$

Tato definuje tlak jako podíl elementární síly dF působící kolmo na elementární plochu dS . Druhá definice vychází z hydrostatické rovnice a definuje tlak jako

hydrostatický tlak sloupce kapaliny o hustotě ρ a výšce h v poli s gravitačním zrychlením g :

$$p = h\rho g \quad [p] = kg \cdot m^{-1}s^{-2} = Pa \quad (3.2)$$

Hodnoty tlaků se obvykle udávají proti dvěma vztažným hodnotám, a to absolutnímu tlaku a barometrickému tlaku, viz obr. 2. Je také možné měřit diferenční tlak (rozdíl dvou tlaků, z nichž ani jeden není zároveň tlak barometrický). Hodnoty tlaků vůči barometrickému tlaku se také označují jako přetlak (pokud je měřený tlak vyšší než tlak barometrický) a podtlak (pokud je měřený tlak nižší než tlak barometrický). Z důvodu závislosti tlaku vzduchu na nadmořské výšce a teplotě byl zaveden tzv. normální barometrický tlak ($p_{bn} = 101\,325$ Pa) jako průměrná hodnota atmosferického tlaku na hladině moře.



Obrázek 2: Základní rozdělení tlaků [2]

3.2 Silové tlakoměry

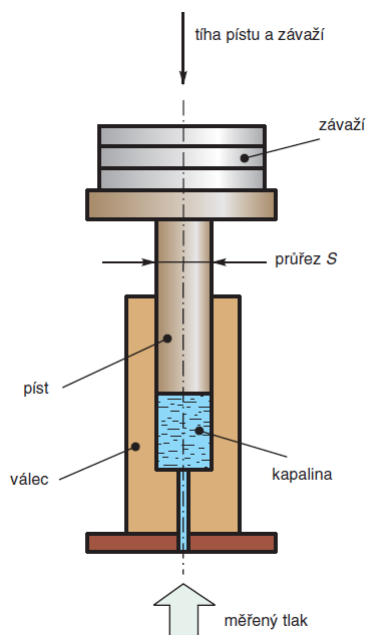
U tlakoměrů se silovým účinkem se měření tlaku převádí na měření síly, jejíž účinky jsou vyvažovány např. závažím či pružinou. Nejznámějším tlakoměrem z této skupiny je pístový tlakoměr.

Pístový tlakoměr (obr. 3) se skládá z pístu umístěného ve válci. Prostor ve válci pod pístem je vyplněn tekutinou a síla vzniklá působením tlaku na píst je pak vyrovnána tíhou závaží a tíhou samotného pístu. Z rovnováhy sil působících na píst:

$$pA - m_z g - m_p g = 0, \quad (3.3)$$

$$p = \frac{(m_z + m_p)g}{A}. \quad (3.4)$$

Protože tíhu závaží a tíhu pístu lze určit s vysokou přesností, využívají se pístové tlakoměry zejména k ověřování a kalibraci jiných tlakoměrů.



Obrázek 3: Princip pístového tlakoměru [2]

3.3 Hydrostatické tlakoměry

Hydrostatické tlakoměry využívají k měření tlaků účinky hydrostatického tlaku k vytvoření silové rovnováhy. Nejznámějším typem hydrostatického tlakoměru je U-trubice.

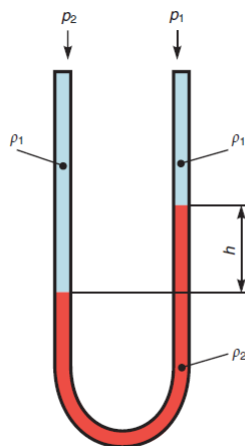
U-trubice pracuje na principu vyrovnání silových účinků na kapalinu v trubici ve tvaru U (obr. 4). Na kapalinu v levé části trubice působí tlak p_2 a na kapalinu v pravé části trubice tlak p_1 . Jelikož tyto tlaky jsou odlišné (v případě na obr. 4 je $p_2 > p_1$), vystoupí sloupec kapaliny do výšky h . Z rovnováhy sil působících na kapalinu platí:

$$p_2 = p_1 + h\rho g, \quad (3.5)$$

$$p_2 - p_1 = h\rho g, \quad (3.6)$$

$$\Delta p = h\rho g. \quad (3.7)$$

Z této rovnice je tedy patrné, že U-trubice měří tlaky diferenční.



Obrázek 4: Schéma U-trubice [2]

3.4 Deformační tlakoměry

Deformační tlakoměry pracují na principu převádění tlaku na deformaci elastických prvků, která je měřitelná jako změna délky Δl , či změna tvaru. Nejčastěji používané deformační tlakoměry jsou zobrazené na obr. 5. Deformační prvky se zhotovují z uhlíkových a niklových ocelí, z mosazi, z fosforového a beryliového bronzu a dalších slitin.

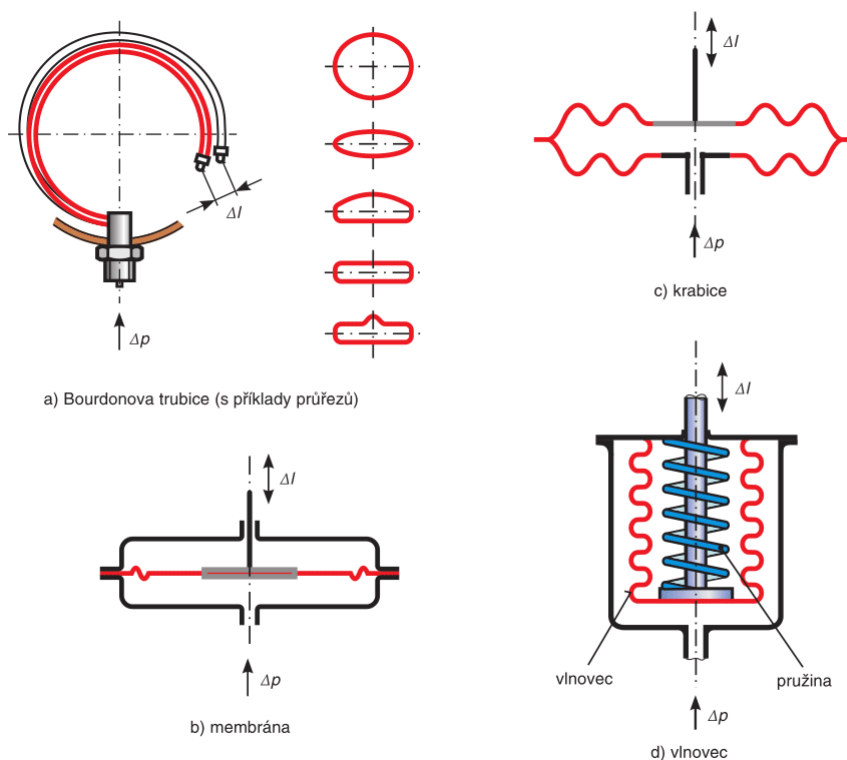
Z deformačních tlakoměrů se pak nejčastěji setkáváme s *Bourdonovou trubicí* (obr. 5 a)). Jeden konec trubice je spojen s tělesem opatřeným závitem pro připojení přívodu tlaku a druhý konec je volný a uzavřený. Při působení tlaku se průřez trubice snaží změnit na kruhový a mění se zakřivení trubice. Výsledný pohyb je pak mechanicky převeden k ukazateli tlaku. Tlakoměrné trubice mívají rozsah měřených tlaků od 0 do $0,5\text{MPa}$, výjimečně až do 2GPa .

Membránové tlakoměry (obr. 5 b)) používají jako tlakoměrný prvek membránu se soustředně zvlněnými kruhy sevřenou mezi přírubami. Z jedné strany membrány je přiváděn tlak, který způsobuje deformaci membrány a tím pohyb ukazatele. Výhodou membránového tlakoměru je také možnost měření diferenčních tlaků, pokud je na jednu ze stran membrány přiveden referenční tlak. Membránové tlakoměry se používají pro měření malých a středních tlaků do 4MPa a vyznačují se nízkou setrvačností. Lze jimi tak měřit i rychle se měnící tlaky. Deformaci lze také jednoduše snímat elektricky (např. kapacitně, indukčně nebo piezoelektricky).

Krabicové tlakoměry (obr. 5 c)) se používají pro měření přetlaků a podtlaků či rozdílů tlaků. Tlakoměrným prvkem je krabice složená ze dvou soustředně zvlněných membrán, deformace krabice se pak převádí mechanicky na ukazatel. Krabicový tlakoměr lze použít k měření barometrického tlaku, kdy je v prostoru krabice vytvořeno vakuum a okolní tlak tak působí na krabici zevnějšku.

Vlnovcové tlakoměry (obr. 5 d)) se využívají k měření malých tlaků a tlakových rozdílů do asi $0,4\text{MPa}$. Tlakoměrným členem je tenkostěnný kovový měch tzv. *vlnovec*, ten je umístěn v pouzdru. Deformace vlnovce Δl se pak přenáší na

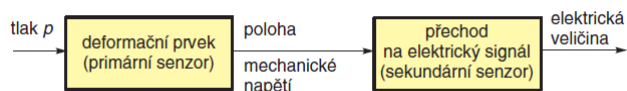
ukazatel. Tuhost vlnovce může být zvýšena použitím pružiny vložené dovnitř vlnovce. Vloženou pružinou lze také měnit charakteristiky vlnovce a upravovat tak měřicí rozsah tlakoměru.



Obrázek 5: Příklady deformačních tlakoměrů [2]

3.5 Snímače tlaku s elektrickým výstupem

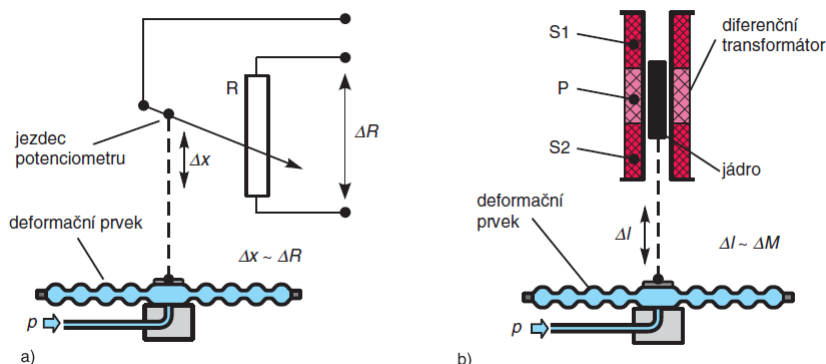
V moderních měřicích systémech je žádoucí, aby bylo možné přenášet výstupní signál z tlakoměru na signál elektrický, který může být dále zpracován. Základem snímačů tlaků s elektrickým výstupem bývá zpravidla jeden z deformačních tlakoměrů, na jehož výstup je pak umístěn vhodný senzor s elektrickým výstupem (obr. 6). Jelikož výstupem z deformačních prvků je změna polohy či změna mechanického napětí, využívají se zejména senzory polohy (potenciometrické, indukčnostní, kapacitní, optické) a senzory mechanického napětí (tenzometrické, rezonanční, piezoelektrické). [2]



Obrázek 6: Schéma snímače tlaku s elektrickým výstupem [2]

3.5.1 Tlakoměry s potenciometrickým a indukčnostíním senzorem polohy

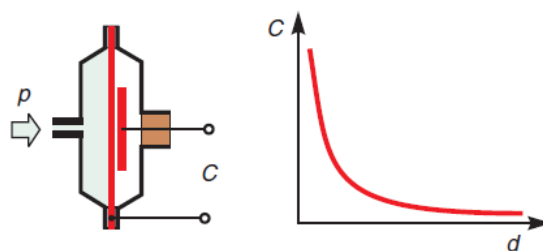
Princip tlakoměrů s potenciometrickým (obr. 7 a)) a indukčnostíním (obr. 7 b)) senzorem polohy spočívá v deformaci tlakoměrného členu, která je v případě potenciometrického senzoru lineárním posuvem převedena na pohyb potenciometru, který tak mění odpor. V případě indukčnostíního senzoru polohy je deformace převedena lineárním posuvem na pohyb jádra, které mění velikosti napětí indukovaného v měřících cívkách. [2]



Obrázek 7: Schéma potenciometrického a indukčnostíního senzoru [2]

3.5.2 Kapacitní snímače tlaku

Kapacitní snímače tlaku (obr. 8) spočívají v deformaci membrány, na jejíž jednu stranu je přiveden měřený tlak a na stranu druhou tlak referenční. Průhyb membrány způsobený rozdílem tlaků pak změní vzdálenost mezi membránou a statickou elektrodou, díky čemuž dojde k změně kapacity kondenzátoru vytvořeného z membrány a statické elektrody. [2]

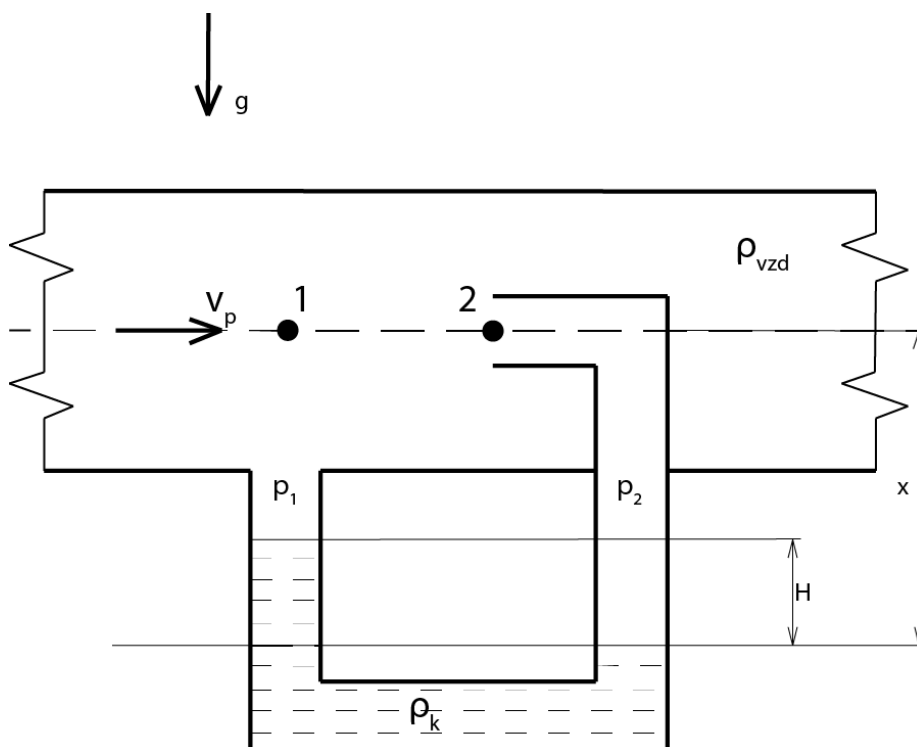


Obrázek 8: Princip kapacitního snímače tlaku [2]

4 Měření rychlosti proudění

4.1 Pitotova trubice

Pitotova trubice slouží k měření celkového tlaku proudění a byla poprvé zkonstruována Francouzem Henrym Pitotem na začátku 18. století a její modernizovaná verze ve formě Pitot-statického systému se rozšířila do letectví, kde slouží jako prostředek měření rychlosti letu, a také do průmyslu, kde slouží k měření lokální rychlosti proudění.



Obrázek 9: Principiální schéma měření rychlosti proudění pomocí Pitotovy trubice

Rychlost proudění lze pomocí Pitot-statického systému určit z Bernoulliho rovnice mezi místy 1 \rightarrow 2:

$$\frac{1}{2}\rho v_p^2 + h_1\rho g + p_1 = \frac{1}{2}\rho v_2^2 + h_2\rho g + p_2, \quad (4.1)$$

kde z $h_1 = h_2$ a $v_2 = 0$ odvodíme vztah pro rychlost proudění v_p , přičemž člen $\frac{1}{2}\rho v_p^2$ se nazývá dynamický tlak (p_d), člen p_1 statický tlak (p_s) a člen p_2 tlak

celkový (p_c) :

$$\frac{1}{2}\rho v_p^2 + p_1 = p_2, \quad (4.2)$$

$$\frac{1}{2}\rho v_p^2 = p_2 - p_1, \quad (4.3)$$

$$v_p = \sqrt{\frac{2(p_2 - p_1)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(p_c - p_s)}{\rho}}. \quad (4.4)$$

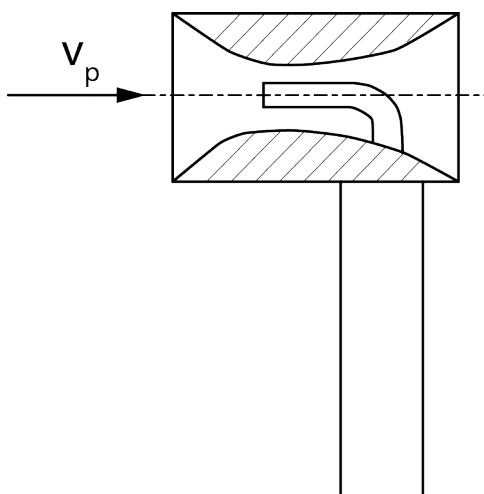
Hmotnostní tok \dot{m} a objemový tok \dot{V} , přičemž A je průřez potrubí a ρ hustota tekutiny, pak můžeme psát jako:

$$\dot{m} = A\rho v_p, \quad (4.5)$$

$$\dot{V} = A v_p. \quad (4.6)$$

4.2 Kielova sonda

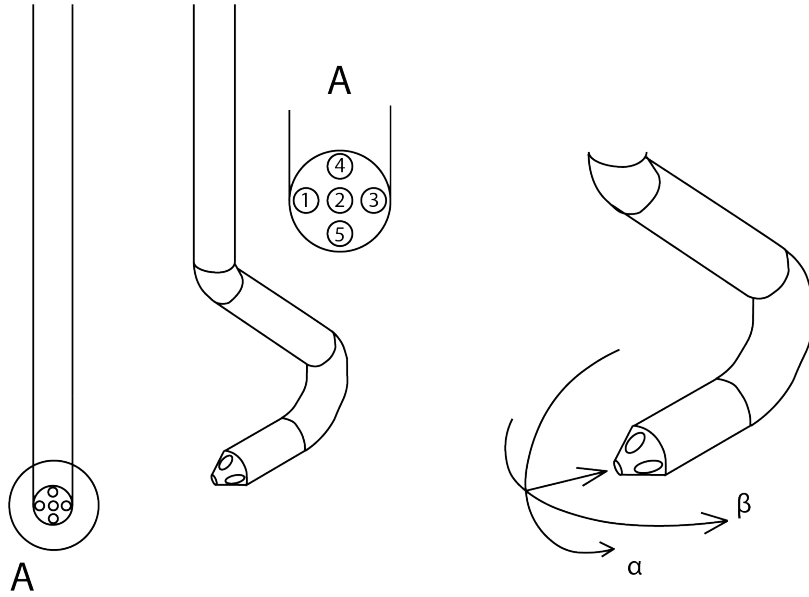
Speciální úpravou Pitotovy sondy, kdy je sonda umístěna do krytu, vznikla Kielova sonda, jejíž směrová necitlivost dosahuje v závislosti na typu více než $\pm 60^\circ$ [4]. Základní schéma Kielovy sondy je uvedeno na obrázku 10. Princip měření rychlosti pomocí Kielovy sondy a sondy statického tlaku je stejný jako v případě Pitot-statického systému.



Obrázek 10: Schéma Kielovy sondy

4.3 Pětiovorová sonda

Pomocí více-otvorových sond lze měřit celkový tlak a následně rychlost proudění svírající s osou sondy velký úhel a také úhel náběhu a úhel vybočení. Schéma pětiovorové sondy je uvedeno na obrázku 11.



Obrázek 11: Nákres pětiotvorové sondy

Kalibrace pětiotvorové sondy pro měření celkového a statického tlaku se provádí pomocí následujících parametrů κ :

$$\kappa_\lambda = \frac{p_2 - p_{ss}}{p_c - p_s}, \quad (4.7)$$

$$\kappa_0 = \frac{p_c - p_2}{p_2 - p_{ss}}, \quad (4.8)$$

$$\kappa_\alpha = \frac{p_3 - p_1}{p_2 - p_{ss}}, \quad (4.9)$$

$$\kappa_\beta = \frac{p_5 - p_4}{p_2 - p_{ss}}, \quad (4.10)$$

kde p_2 je tlak snímaný prostředním otvorem sondy (viz. obr. 11), p_{ss} je tlak definovaný jako průměrná hodnota tlaků snímaných bočními otvory 1, 3, 4 a 5 ($p_{ss} = \frac{p_1 + p_3 + p_4 + p_5}{4}$) a tlak p_s je statický tlak v místě sondy podle měření etalonovou sondou.

Tyto koeficienty jsou zjištěny kalibrací sondy. Při měření celkového a statického tlaku poté vyjdeme ze vztahu $\alpha = \alpha(\kappa_\alpha, \kappa_\beta)$ a $\beta = \beta(\kappa_\beta, \kappa_\alpha)$. Výsledný celkový tlak p_c a statický tlak p_s poté získáme ze vztahů:

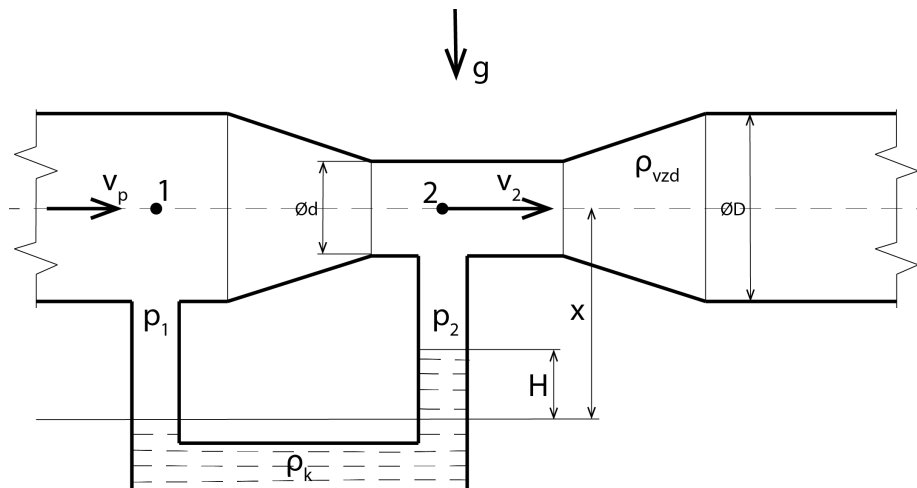
$$p_c = \kappa_0(\alpha, \beta) \cdot (p_2 - p_{ss}) + p_2, \quad (4.11)$$

$$p_s = p_c - \frac{p_2 - p_{ss}}{\kappa_\lambda(\alpha, \beta)}. \quad (4.12)$$

Postup výpočtu rychlosti proudění je pak shodný s postupem u klasické Pitotovy sondy. [3]

4.4 Venturiho trubice

Venturiho trubice se využívá pro měření rychlosti proudění při nižších rychlostech než Pitot-statický systém (do Machovy rychlosti letu $M = 0,3$, kde lze zanedbat stlačitelnost tekutiny). Se zvyšující se rychlostí letadel se tato sonda využívá spíše vzácně, a to zejména u vrtulníků. Svoje postavení má ale při měření rychlosti a hmotnostního toku v potrubí, které lze měřit pomocí zúžení a dvou snímačů statického tlaku.



Obrázek 12: Pricipiální schéma Venturiho trubice

Z Bernoulliho rovnice mezi místy $1 \rightarrow 2$, kde $h_1 = h_2$, můžeme psát:

$$\frac{1}{2}\rho v_p^2 + p_1 = \frac{1}{2}\rho v_2^2 + p_2, \quad (4.13)$$

$$p_1 - p_2 = \frac{1}{2}\rho (v_2^2 - v_p^2). \quad (4.14)$$

Z rovnice kontinuity $v_1 A_1 = v_2 A_2$ platí:

$$v_2 = v_p \frac{A_1}{A_2}, \quad (4.15)$$

$$p_1 - p_2 = \frac{1}{2}\rho v_p^2 \left[\left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2 - 1 \right], \quad (4.16)$$

$$v_p = \sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho \left[\left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2 - 1 \right]}}. \quad (4.17)$$

4.5 Laboratorní měření rychlosti proudění

Kromě měření rychlostí proudění za použití měření rozdílů tlaků existují další moderní metody měření rychlostí a rychlostních polí, které ale nejsou vhodné pro použití mimo laboratoř, jako například:

4.5.1 Metoda žhaveného drátu

Anemometrie se žhavenými drátky je metoda pro bodové měření rychlosti proudění zejména v laboratorních podmínkách. Její výhodou je zejména vysoká měřicí frekvence, která umožňuje studium turbulence. Měřícím elementem je drátek nebo film žhavený na konstantní teplotu v případě metody CTA (Constant Temperature Anemometry), nebo konstantní napětí na čidle v případě metody CVA (Constant Voltage Anemometry), či konstantní proud procházející čidlem v případě metody CCA (Constant Current Anemometry) a ochlazovaný proudící tekutinou. [5]

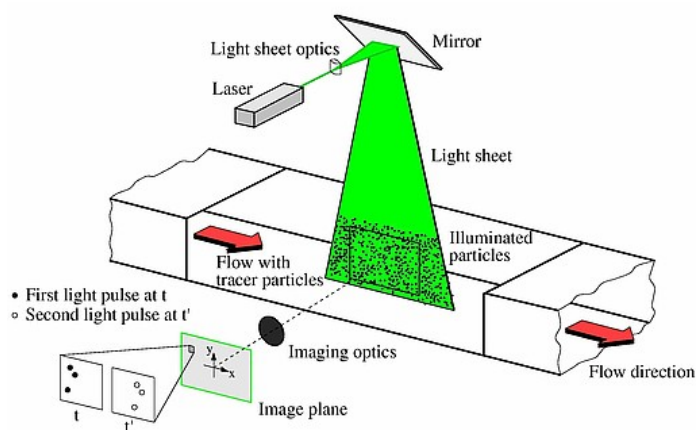
V případě metody CTA dochází k ochlazení měřícího elementu, které je kompenzováno zvýšením proudu jím procházejícím tak, aby výsledná teplota měřícího elementu byla konstantní, rychlost proudění je tak úměrná změně proudu procházejícímu žhaveným elementem pro udržení konstantní teploty.

Při použití metody CVA je udržováno konstantní napětí na měřícím elementu. Při ochlazení prouděním dochází ke změně odporu měřícího prvku, které při konstantním napětí způsobuje změnu proudu procházejícího měřícím prvkem. Rychlost proudění je tak úměrná změně proudu procházejícím měřícím obvodem.

V případě metody CCA je v měřícím obvodu udržován konstantní proud. Při změně vodivostních parametrů měřícího elementu vlivem jeho ochlazení tak dochází ke změně napětí. Výsledná změna napětí odpovídá rychlosti proudění.

4.5.2 Integrovaná laserová anemometrie

Integrovaná laserová anemometrie (Particle Image Velocimetry, PIV) je moderní optickou metodou pro měření rychlostního pole v tekutině. Princip metody PIV spočívá v zavedení značkovacích částic do proudu tekutiny, které jsou následně v několika po sobě jdoucích okamžicích osvětleny laserem opticky roztaženým do roviny a následně je pole osvětlených částic vyfoceno pomocí digitální kamery. Ze získaných polí značkovacích částic je pak pomocí korelace vypočteno rychlostní pole proudění. Schéma měření pomocí metody PIV je uvedeno na obrázku 13. [6]



Obrázek 13: Schéma měření rychlostního pole pomocí metody PIV [6]

4.5.3 Laserová Dopplerovská anemometrie

Laserová Dopplerovská anemometrie (Laser Doppler Anemometry, LDA) je stejně jako metoda PIV optickou metodou pro měření rychlosti proudění se zavedením značkovacích částic do proudění. Na rozdíl od metody PIV měří metoda LDA bodově, k změření rychlostního pole je tak nutné přesné traverzování.

Princip metody LDA spočívá v optickém rozdělení paprsku helium-neonového laseru na dva paprsky s fázovým posuvem. Tyto paprsky jsou pak soustředěny do měřicího místa, kde při průchodu částic vzniklou interferenční mřížkou dochází k odrazu světla laseru s odlišnou frekvencí závislou na rychlosti částice. Tento frekvenční posuv, známý jako Dopplerův jev, je zachycen optickým snímačem a následně softwarově vyhodnocen. [7]

5 Měření rychlosti stlačitelného podzvukového proudění

V případě, že považujeme proudění za stlačitelné ($\rho \neq konst.$), nemůžeme již pro výpočet rychlosti proudění využít Bernoulliho rovnici ve tvaru 4.4. Stlačitelnost můžeme zanedbat při rychlosti proudění $M < 0,3$, v našem případě se zaměříme pouze na rychlosti při $0,3 < M < 1$, kdy se před vstupem sondy celkového (stagnačního) tlaku netvoří rázová vlna.

Při výpočtu rychlosti stlačitelného proudění můžeme vyjít ze zákona zachování energie (II. věty termodynamické):

$$\delta q - \delta w_{tech} = dh + \frac{dc^2}{2}. \quad (5.1)$$

V případě adiabatického proudění se rovnice (5.1) redukuje na tvar:

$$\frac{dc^2}{2} = -dh, \quad (5.2)$$

integrujeme-li rovnici mezi body 1-2, přičemž rychlost proudění $c_2 = 0$, získáváme vztah:

$$h_1 + \frac{c^2}{2} = h_2 = konst. \quad (5.3)$$

Rychlost proudění c_1 je pak vyjádřena z (5.3) jako:

$$c = \sqrt{2(h_2 - h_1)}. \quad (5.4)$$

Je-li proudícím médiem ideální plyn, platí výraz $\Delta h = c_p(T_2 - T_1)$, kde c_p [$Jkg^{-1}K^{-1}$] je měrná tepelná kapacita při konstantním tlaku. Upravením rovnice (5.4) získáme výraz:

$$c = \sqrt{2c_p(T_2 - T_1)}, \quad (5.5)$$

a dále využitím Poissonova vztahu pro izoentropickou změnu ideálního plynu:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (5.6)$$

a vztahu pro měrnou tepelnou kapacitu ideálního plynu, kde κ je Poissonova konstanta (pro vzduch $\kappa = 1,4$) a $R [Jkg^{-1}K^{-1}]$ je specifická plynová konstanta (pro vzduch $R = 287 Jkg^{-1}K^{-1}$):

$$c_p = \frac{\kappa R}{\kappa - 1}, \quad (5.7)$$

získáme po označení stavu 1 stavem statickým (s) a stavu 2 stavem celkovým (c) rovnicí pro výpočet rychlosti stlačitelného proudění:

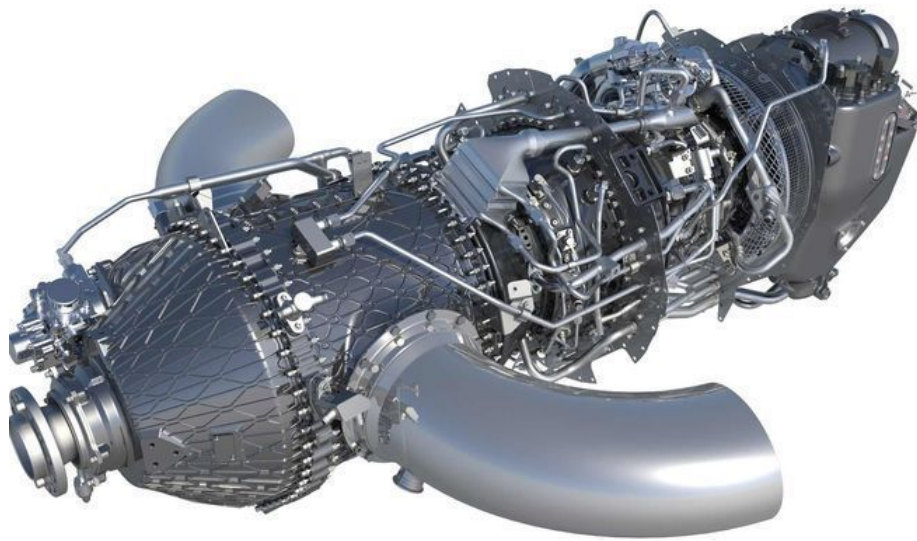
$$c = \sqrt{2c_p T_c \left(1 - \frac{T_s}{T_c}\right)} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} R T_c \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_c}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}\right]}. \quad (5.8)$$

Pro určení rychlosti podzvukového proudění je podle rovnice 5.8 zapotřebí měřit statický a celkový tlak a také celkovou teplotu proudění. Pro měření celkového tlaku lze využít Pitotovy sondy, či sondy Kielovy, pro měření celkové teploty je nutné umístit do měřicího místa také teplotní sondu.

6 Popis motoru GE Catalyst a spolupráce firmy GE Aviation s Fakultou strojní ČVUT

6.1 Popis motoru GE Catalyst

GE Catalyst (obr. 14), dříve označovaný jako Advanced Turboprop (ATP), je turboprtulový motor vyvíjený firmou GE Aviation (dceřinou firmou společnosti General Electric), jehož vývoj byl oznámen v listopadu roku 2015 a poprvé byl spuštěn 22. prosince 2017 v GE Aviation Czech. Na vývoji se během dvou let podílelo 400 zaměstnanců firmy GE Aviation v České republice, Polsku, Itálii, Německu a ve Spojených státech amerických. Motor disponuje výkonem 1300 shp a bude použit pro nový letoun Cessna Denali. Plánovány jsou také verze v rozmezí mezi 850 a 1600 shp. Tímto plánuje firma pokrýt trh mezi motory řady H, jejíž nejvýkonnější model H85 disponuje 850 shp a motory CT7 o výkonu 1500-3000 shp. Hlavním konkurentem motoru GE Catalyst je řada motorů PT6 firmy Pratt & Whitney Canada, jehož verze pokrývají výkon od 580 do 1940 shp a s 51000 vyrobenými kusy ovládají trh malých turboprtulových motorů již po 50 let. [8, 9]



Obrázek 14: Motor GE Catalyst [8]

6.2 Spolupráce GE Aviation s Fakultou strojní ČVUT

V únoru roku 2018 došlo k oznámení spolupráce Fakulty strojní ČVUT a firmy GE Aviation, která má za úkol posunout Českou republiku ke špičce leteckého průmyslu, přičemž si obě strany od spolupráce slibují zvýšení zájmu o obor konstrukce leteckých motorů a výchovu nových expertů v oboru.

V rámci dohody o spolupráci umožní firma GE Aviation Centru pokročilého leteckého a kosmického výzkumu založeného na Fakultě strojní přístup k digitálním dvojčatům motorů vytvořených pomocí platformy Predix, které budou sloužit k výzkumu monitorovacích systémů a prediktivní údržby.

Zároveň na základě spolupráce vzniká nová infrastruktura pozemních zkušeben připravovaných v kooperaci s Výzkumným a zkušebním leteckým ústavem (VZLÚ) a zkušeben letových. Pro účely letové zkušebny bylo vypsáno výběrové řízení na výběr dvoumotorového letounu, ve kterém dojde k výměně jednoho z motorů za prototyp motoru GE Catalyst. Z výběrového řízení vyšla vítězně firma Beechcraft Berlin Aviation s letounem King Air 350i, který projde přestavbou a následně bude provozován v České republice.

7 Popis letounu King Air 350i

Letoun King Air 350i (obr. 15) je dvoumotorový turbovrtulový letoun vyráběný společností Beechcraft (dceřiná společnost firmy Textron Aviation), standardně vybavený motory Pratt & Whitney Canada PT6A-60A o vzletovém výkonu 1050 shp (783 kW) a čtyřlístými vrtulemi Hartzell. Základní parametry letounu jsou uvedeny v tabulce 3. [10]



Obrázek 15: Letoun King Air 350i [10]

Rozpětí	5'11"	17,65 m
Maximální délka	46'8"	14,22 m
Maximální výška	14'4"	4,37 m
Maximální vzletová hmotnost	15 000 lb	6 804kg
Užitečný náklad	5 145 lb	2 334 kg
Maximální cestovní rychlost	312 kt	578 km/h

Tabulka 3: Základní parametry letounu King Air 350i [10]

Letoun se v době psaní práce nachází v německé firmě Beechcraft Berlin Aviation, kde probíhá generální oprava a zástavba testovacího motoru GE Catalyst namísto jednoho z motorů Pratt & Whitney Canada.

8 Návrh měření

Pro účely létající zkušebny (FTB) byly navrženy sondy a jejich umístění pro zkoumání parametrů proudění ve vstupním kanálu motoru, v kanálu olejového chladiče a vnějšího proudění kolem letadla.

K určení vlastností proudění a rozsahů sond byly vybrány režimy MTO (maximum take-off, maximální vzletový režim), STCL (start of climb, počátek stoupání), CR (Cruise, cestovní režim), LRCR (long range cruise, vytrvalostní cestovní režim) a HSCR (high speed cruise, vysokorychlostní cestovní režim). Základní charakteristiky režimů jsou uvedeny v tabulce 4 a vlastnosti atmosféry podle Mezinárodní standardní atmosféry pro vybrané režimy jsou uvedeny v tabulce 5.

Režim	Letová výška [m]	Rychlost letu [m/s]
MTO	0	0
STCL	0	96.71
CR	4572	101.85
LRCR	7620	111.11
HSCR	9144	140.43

Tabulka 4: Vybrané letové režimy

Režim	Atmosferický tlak [Pa]	Atmosferická teplota [°C]	Hustota [kg/m ³]	Rychlost zvuku [m/s]
MTO	101325	15	1.225	340.32
STCL	101325	15	1.225	340.32
CR	57182	-14.718	0.77	322.30
LRCR	37600.9	-34.53	0.549	309.69
HSCR	30089.6	-44.436	0.458	303.20

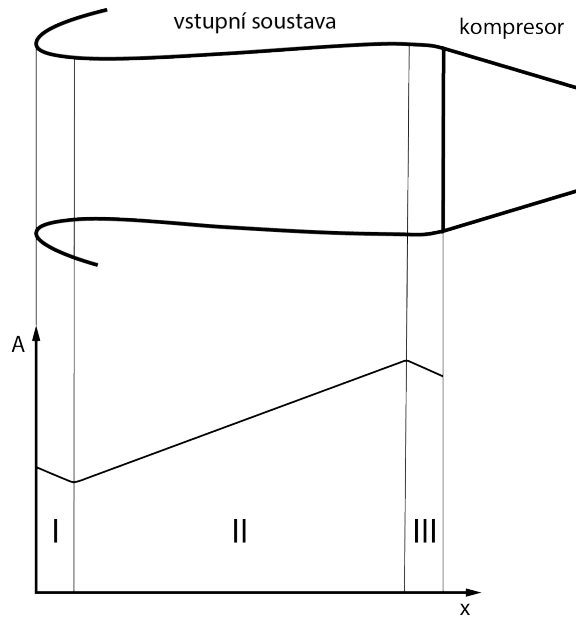
Tabulka 5: Vlastnosti Mezinárodní standardní atmosféry při vybraných letových režimech

8.1 Měření na vstupu vstupního kanálu

8.1.1 Princip vstupního kanálu podzvukového letounu

Úkolem kanálů vstupní soustavy je přivádět vzduch do motoru zastavěného v kapotě a jsou od nich požadovány malé ztráty, malé rozměry, nízká hmotnost, jednoduchá konstrukce, nízký vnější odpor, rovnoměrné tlakové a rychlostní pole před kompresorem a stabilita za všech režimů letu. Podzvukové vstupní kanály se používají pro letadla, jejichž rychlost dosahuje Machova čísla $M < 1,5$ a jejich tvar vychází z požadavků minimálního odtržení proudění na vstupní hraně, minimálních tlakových ztrát a maximální možné rovnoměrnosti proudu vzduchu na vstupu do kompresoru. [11]

Principiální schéma vstupní soustavy a průběh průřezu kanálu po jeho délce je zobrazeno na obrázku 16. Typický vstupní kanál začíná vstupní hranou ve tvaru elipsy či lemniskáty (**I**), která snižuje riziko odtržení proudění. Dále kanál pokračuje difuzorní částí (**II**), ve které dochází k přeměně kinetické energie na energii tlakovou. Část kanálu před vstupem do kompresoru (**III**) pak bývá často konfuzorní k eliminaci tlusté mezní vrstvy vzniklé při průchodu difuzorem, což zajišťuje lepší rovnoměrnost tlakového a rychlostního pole na vstupu do kompresoru.



Obrázek 16: Principiální schéma vstupní soustavy

Ztráty σ_{vst} vznikající ve vstupní soustavě je pak možné vyjádřit jako poměr celkového tlaku před kompresorem p_{1c} a celkového tlaku před vstupní soustavou p_{0c} :

$$\sigma_{vst} = \frac{p_{1c}}{p_{0c}}. \quad (8.1)$$

Náporové stlačení, které vzniká přeměnou kinetické energie proudu vzduchu vstupujícího do kanálu na energii tlakovou, je definováno jako poměr celkového tlaku před kompresorem p_{1c} k atmosferickému tlaku p_0 :

$$\pi_n = \frac{p_{1c}}{p_0}, \quad (8.2)$$

náporové stlačení lze rozepsat do tvaru:

$$\pi_n = \frac{p_{1c} p_{0c}}{p_{0c} p_0}. \quad (8.3)$$

Po dosazení rovnice 8.1 za výraz $\frac{p_{1c}}{p_{0c}}$ a použití vztahu $\frac{p_{0c}}{p_0} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$, dostáváme:

$$\pi_n = \sigma_{vs} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (8.4)$$

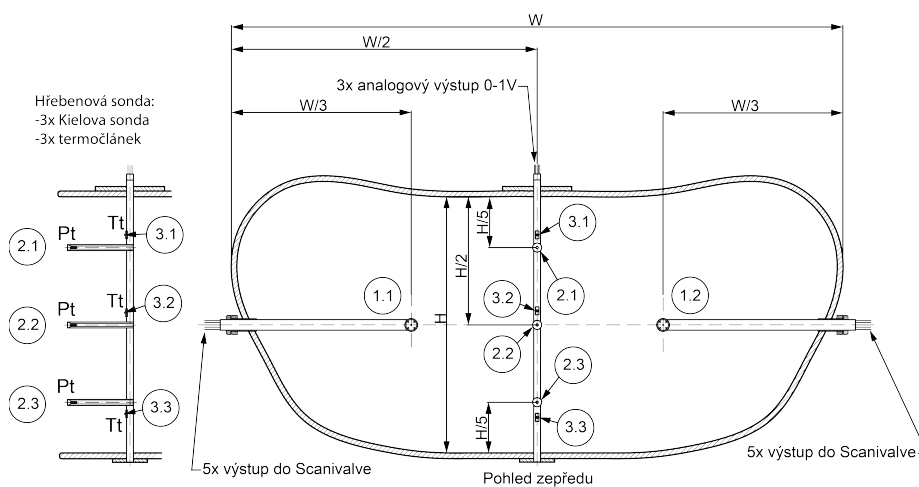
Z rovnice 8.4 vyplývá, že náporové stlačení závisí na ztrátách ve vstupním zařízení a Machově číslu letu M . Je také patrné, že při podzvukových rychlostech letu je hodnota náporového stlačení nízká a její význam roste až při rychlostech nadzvukových.

8.1.2 Návrh umístění a zapojení sond

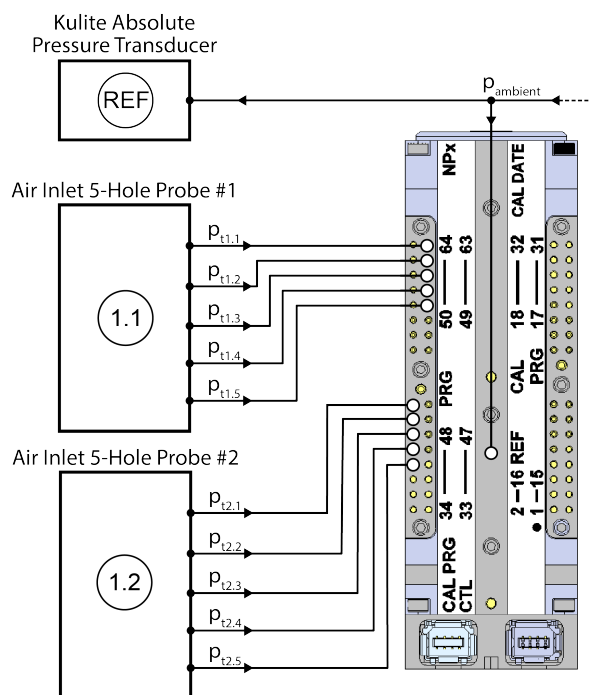
Pro měření parametrů proudění ve vstupní části vstupního kanálu byly vybrány následující sondy (umístění podle obr. 17):

- 1.x Dvě pětiotvorové sondy, které mají za úkol měřit směr proudu vstupujícího do vstupního kanálu, jehož směr je ovlivněn postavením letadla vůči nabíhajícímu proudu vzduchu a zkroucením proudu za vrtulí. Sondy jsou připojeny do diferenčního tlakového převodníku Scanivalve podle obr. 18. Referenční tlak pro tlakový převodník je tlak okolí, jenž je zároveň měřen absolutním tlakovým převodníkem Kulite (**REF**).
- 2.x Tři Kielovy sondy umístěné na hřebenové sondě sloužící k měření celkového tlaku proudění vstupujícího do vstupního kanálu. Sondy jsou připojeny do absolutního tlakového převodníku Kulite, který zajišťuje vzorkovací frekvenci minimálně 2 kHz.
- 3.x Tři termočlánky umístěné na hřebenové sondě měřící celkovou teplotu proudění vstupujícího do vstupního kanálu.

REF Absolutní tlakový převodník Kulite k měření referenčního tlaku v zapojení podle obrázku 18



Obrázek 17: Návrh umístění sond ve vstupním kanálu



Obrázek 18: Schéma připojení pětiovtorových sond a referenčního tlaku k převodníku Scanivalve

8.1.3 Určení rozsahů sond

Návrh rozsahů diferenčního tlakového převodníku Scanivalve a absolutních tlakových převodníků Kulite vychází z výsledků CFD analýzy provedené odborníky z firmy GE Aviation pro předem určené režimy letu (tab. 4) a předpokládané atmosferické podmínky podle Mezinárodní standardní atmosféry (tab. 5):

- 1.x Rozsah diferenčního tlakového převodníku Scanivalve pro potřeby měření pětiovtorovými sondami může být určen jako maximální hodnota rozdílu ($\Delta p_{1.1}$, $\Delta p_{1.2}$) celkového tlaku $p_{c1.1}$ a $p_{c1.2}$ v místech umístění pětiovtorové sondy 1.1 a 1.2 a referenčního tlaku, pro který platí $p_{ref} \approx p_{amb}$. Z tabulky 6 vyplývá, že pro potřeby připojení pětiovtorových sond je zapotřebí minimální rozsah tlakového převodníku Scanivalve 5228.76 Pa (0.758 psi). Požadovanému rozsahu odpovídá tlakový převodník **Scanivalve MPS4264** s rozsahem 5 psi. [12]

Režim	$p_{c1.1}$ [Pa]	$p_{c1.2}$ [Pa]	p_{ref} [Pa]	$\Delta p_{1.1}$ [Pa]	$\Delta p_{1.2}$ [Pa]
MTO	103020.4	102653.41	101325	1695.4	1328.41
STCL	103929.66	103862.07	101325	2604.66	2537.07
CR	61738.39	61627.39	57182	4556.39	4445.39
LRCR	41472.85	41382.41	37600.9	3871.95	3781.51
HSCR	35318.36	35232.30	30089.6	5228.76	5142.7

Tabulka 6: Vlastnosti Mezinárodní standardní atmosféry při vybraných pracovních režimech motoru

2.x Rozsah absolutních tlakových převodníků Kulite umístěných na hřebenové sondě je určen jako maximální hodnota předpokládaného celkového tlaku v měřících bodech hřebenové sondy podle tabulky 7. Z maximální hodnoty celkového tlaku pak vyplývá minimální rozsah absolutního tlakového převodníku Kulite 104475.4 Pa (15.153 psi). Tomuto rozsahu a požadovaným zástavbovým rozměrům umožňujícím umístit tlakový převodník do těla sondy odpovídá absolutní tlakový převodník **Kulite XCQ-062** s rozsahem 25 psi, který se svojí maximální vzorkovací frekvencí 240 kHz zajistí měření nestacionárního proudění vznikajícího za vrtulí a případných odtržení na vstupní hraně. [13]

Režim	$p_{c2.1}$ [Pa]	$p_{c2.2}$ [Pa]	$p_{c2.3}$ [Pa]
MTO	101600.47	102762.04	103447.52
STCL	103084.97	103799.50	104475.40
CR	61292.14	61638.43	62010.70
LRCR	41108.13	41393.24	41685.32
HSCR	34926.98	35236.20	35550.67

Tabulka 7: Hodnoty celkových tlaků v měřících bodech hřebenové sondy

3.x Rozsah termočlánků umístěných na hřebenové sondě je určen jako maximální hodnota předpokládané celkové teploty v měřících bodech na hřebenové sondě podle tabulky 8. Z maximální hodnoty celkové teploty vyplývá minimální rozsah termočlánků 238.836 K až 290.62 K, tomuto rozsahu odpovídá **termočlánek typu T** s rozsahem -185 °C až +300 °C.

REF Rozsah absolutního tlakového převodníku Kulite pro měření referenčního tlaku vychází z předpokladu $p_{ref} \approx p_{amb}$. Jeho rozsah tak může být určen jako maximální hodnota okolního (statického) tlaku při letových režimech podle tabulky 5. Minimální rozsah tlakového převodníku je tedy 101325 Pa (14.696 psi), kterému odpovídá absolutní tlakový převodník **Kulite APTE-6-1000** s rozsahem 25 psi.

Režim	$T_{c3.1}$ [K]	$T_{c3.2}$ [K]	$T_{c3.3}$ [K]
MTO	290.04	290.20	289.66
STCL	289.67	290.16	290.62
CR	263.70	264.21	264.67
LRCR	244.88	245.44	245.93
HSCR	238.84	239.49	240.09

Tabulka 8: Hodnoty celkových teplot v měřících bodech hřebenové sondy

8.2 Měření rychlosti letu a úhlu náběhu letounu

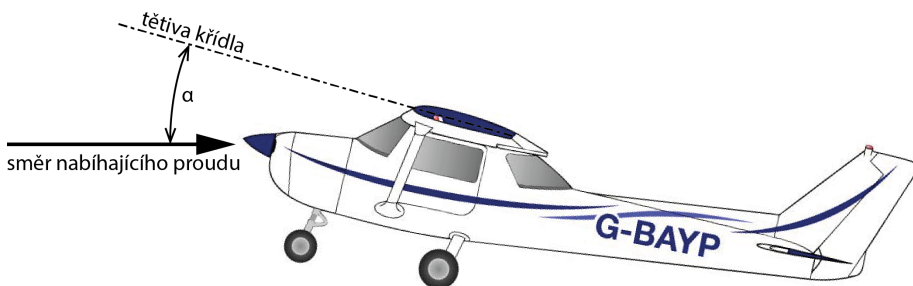
8.2.1 Princip měření úhlu náběhu letounu

Úhel náběhu α je definován jako úhel mezi směrem nabíhajícího proudu a tětivy křídla (obr. 19). S měnícím se úhlem náběhu dochází ke změně součinitele vzlaku c_l a součinitele odporu c_d . Pro výpočet vzlakové síly L a odporové síly D pak platí:

$$L = \frac{1}{2} \rho c_l(\alpha) S v^2, \quad (8.5)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho c_d(\alpha) S v^2, \quad (8.6)$$

kde ρ je hustota vzduchu, S je plocha křídla a v rychlost letu. Při dosažení kritického úhlu náběhu α_{krit} dochází k masivnímu odtržení proudění, což způsobí ztrátu vzlaku a případný pád letadla.



Obrázek 19: Úhel náběhu letounu, převzato z yp.slx-online.biz

Pomocí pětivotvorové sondy lze měřit úhel náběhu využitím kalibrační tabulky, ve které jsou uloženy hodnoty úhlu náběhu α a úhlu vybočení β v závislosti na bezrozměrných koeficientech κ_α a κ_β určených při kalibraci sondy. Protože platí závislosti $\alpha = \alpha(\kappa_\alpha, \kappa_\beta)$ a $\beta = \beta(\kappa_\beta, \kappa_\alpha)$, je možné z tlaků (označení tlaků podle obr. 11, $p_{ss} = (p_1 + p_3 + p_4 + p_5)/4$) měřených sondou za letu vypočítat hodnoty koeficientů jako:

$$\kappa_\alpha = \frac{p_3 - p_1}{p_2 - p_{ss}}, \quad (8.7)$$

$$\kappa_\beta = \frac{p_5 - p_4}{p_2 - p_{ss}}. \quad (8.8)$$

a pro jejich hodnoty dohledat v kalibrační tabulce odpovídající úhel náběhu α a úhel vybočení β .

8.2.2 Princip měření rychlosti letu

Princip měření celkového tlaku pomocí pětiotvorové sondy je popsán v kapitole 4.3. Dosazením rovnice pro výpočet celkového tlaku pomocí pětiotvorové sondy, kde $\kappa_0(\alpha, \beta)$ je koeficient daný kalibrací sondy závisející pouze na úhlech α a β , p_2 je tlak měřený centrálním otvorem sondy a $p_{ss} = (p_1 + p_3 + p_4 + p_5)/4$ je průměrný tlak měřený bočními otvory sondy:

$$p_c = \kappa_0(\alpha, \beta)(p_2 - p_{ss}) + p_2 \quad (8.9)$$

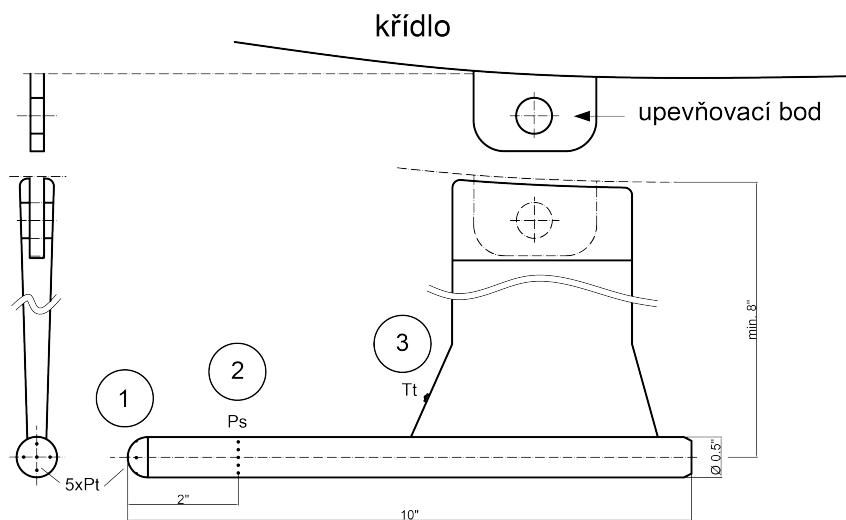
do rovnice pro výpočet rychlosti podzvukového stlačitelného proudění 5.8, získáme vztah pro výpočet rychlosti pomocí měření pětiotvorovou sondou:

$$v = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} RT_c \left[1 - \left(\frac{p_s}{\kappa_0(\alpha, \beta) \cdot (p_2 - p_{ss}) + p_2} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}. \quad (8.10)$$

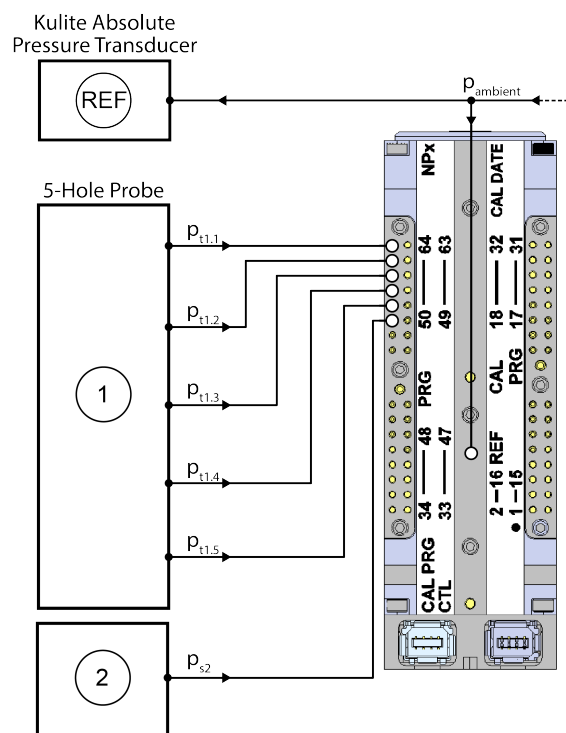
8.2.3 Návrh umístění a zapojení sond

Pro umístění těla sondy byl vybrán existující přípojovací bod na spodní straně křídla letounu. Kombinovaná sonda (obr. 20) se skládá z:

- 1 Pětiotvorové sondy připojené k diferenčnímu tlakovému převodníku Scanivalve podle obr. 21 sloužící k měření úhlu náběhu podle kapitoly 4.3 a celkového tlaku podle rovnice 4.12
- 2 Sondy statického tlaku (p_s) připojené k diferenčnímu tlakovému převodníku Scanivalve podle obr. 21 využité k měření rychlosti letu podle rovnice 8.10
- 3 Termočlánek pro měření celkové teploty proudění (T_c)



Obrázek 20: Návrh umístění pětiotvorové sondy pod křídlo letadla



Obrázek 21: Schéma připojení pětiotvorové sondy a referenčního tlaku k převodníku Scanivalve

8.2.4 Určení rozsahů sond

Návrh rozsahů tlakových převodníků a termočlásku pro měření kombinovanou sondou podle obr. 20 vychází z letových režimů podle tabulky 4 a vlastností Mezinárodní standardní atmosféry (tab. 5):

- 1 Rozsah diferenčního tlakového převodníku Scanivalve pro potřeby měření výstupního tlaku $p_{c1} - p_{c5}$ z pětiotvorové sondy je určen jako maximální hodnota rozdílu ($\Delta p = p_c - p_{ref}$) celkového tlaku p_c měřeného centrálním otvorem sondy při úhlech $\alpha = 0, \beta = 0$ a referenčního tlaku, pro který platí $p_{ref} \approx p_{amb}$. Při Machově číslu letu M ve výšce kde je podle Mezinárodní standardní atmosféry okolní tlak p_{amb} , platí při nezanedbnání stlačitelnosti proudění pro výpočet celkového tlaku rovnice [14]

$$p_c = p_{amb} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}. \quad (8.11)$$

Pro dané režimy letu a atmosferické podmínky pak podle tabulky 9 vyplývá minimální rozsah diferenčního tlakového převodníku 5843.89 Pa (0.848 psi). Požadovanému rozsahu odpovídá tlakový převodník **Scanivalve MPS4264** s rozsahem 5 psi. [12]

Režim	M [-]	p_c [Pa]	p_{amb} [Pa]	Δp [Pa]
MTO	0.000	101325	101325	0
STCL	0.284	107168.888	101325	5843.89
CR	0.316	61280.245	757182	4098.24
LRCR	0.359	41099.286	37600.9	3498.39
HSCR	0.463	34855.584	30089.6	4765.98

Tabulka 9: Hodnoty diferenčních tlaků Δp měřených při daných režimech

- 2 Protože platí $p_{ref} \approx p_{amb}$, je rozdíl atmosferického a referenčního tlaku řádově menší než rozdíly tlaků v ostatních měřeních přivedených do tlakového převodníku Scanivalve. Není proto nutné pro určení rozsahu tlakového převodníku Scanivalve měření atmosferického tlaku uvažovat.
- 3 Minimální rozsah termočlásku umístěného na sondě je určen minimální a maximální hodnotou celkové teploty při daných letových režimech podle rovnice:

$$T_c = T_{amb} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right). \quad (8.12)$$

Z tabulky 10 pak vyplývá minimální rozsah měřené teploty 249,9 K až 304,526 K, tomuto rozsahu odpovídá **termočlánek typu T** s rozsahem -185 °C až +300 °C.

Režim	M [-]	T_{amb} [K]	T_c [K]
MTO	0.000	288.15	288.15
STCL	0.284	288.15	304.526
CR	0.316	258.43	274.766
LRCR	0.359	238.62	255.742
HSCR	0.463	228.71	249.9

Tabulka 10: Hodnoty celkových teplot proudění při daných režimech

8.3 Měření v kanálu olejového chladiče

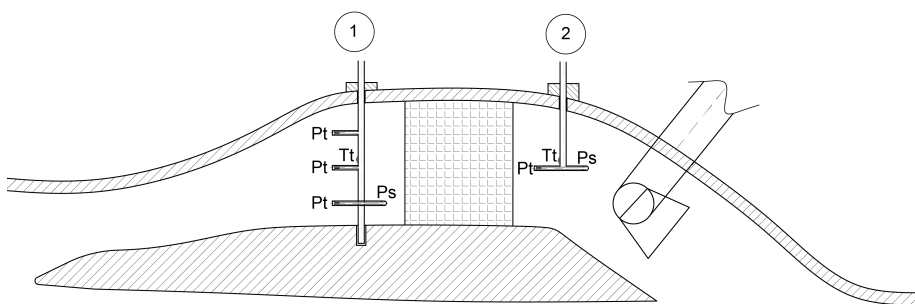
Vzduchem chlazený chladič oleje (air-cooled oil cooler, ACOC) je důležitou součástí systému všech turbovrtulových motorů. Jeho úkolem je udržovat teplotu oleje na přijatelných hodnotách, při kterých si zachovává svoje vlastnosti. Teplo odvedené chladičem za jednotku času může být vyjádřeno vztahem 8.13, kde \dot{m} je hmotnostní tok vzduchu chladičem, c_p měrná tepelná kapacita vzduchu a ΔT rozdíl teploty vzduchu na vstupu a výstupu chladiče:

$$P = \dot{m}c_p\Delta T. \quad (8.13)$$

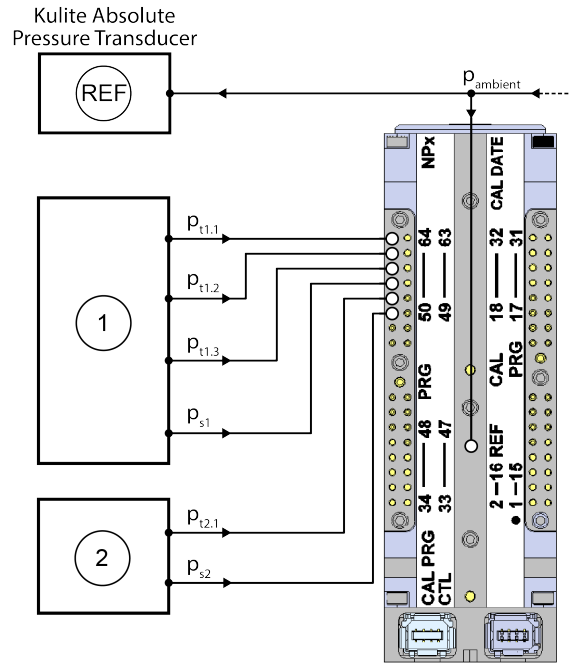
8.3.1 Návrh umístění a zapojení sond

Pro potřeby měření hmotnostního průtoku kanálem a teploty proudění před a za chladičem byla navržena tato instrumentace:

- 1 Hřebenová sonda před olejovým chladičem skládající se ze třech Kielových sond a sondy statického tlaku připojených do tlakového převodníku Scanivalve a jednoho termočlánku
- 2 Kombinovaná sonda složená z Kielovy sondy a sondy statického tlaku připojené do tlakového převodníku Scanivalve a termočlánku



Obrázek 22: Návrh umístění sond v kanálu olejového chladiče



Obrázek 23: Schéma připojení sond a referenčního tlaku k převodníku Scanivalve

8.3.2 Určení rozsahů sond

Při zanedbání stlačitelnosti proudění a tlakových ztrát v kanálu chladiče lze pro určení rozsahů sond vyjít z letových podmínek a geometrie kanálu. Z uvedených předpokladů lze ve vstupní rovině kanálu uvažovat celkový tlak p_c jako součet okolního tlaku p_{amb} a dynamického tlaku p_d :

$$p_c = p_{amb} + \frac{1}{2}\rho v^2. \quad (8.14)$$

Statický tlak v obecném řezu kanálu o ploše A lze určit pomocí rovnice kontinuity, kde A_{vst} je plocha řezu kanálu na jeho vstupu, A je plocha kanálu v daném řezu, v je rychlost letu a v_A je rychlost proudění kanálem v daném řezu o ploše A :

$$v A_{vst} = v_A A, \quad (8.15)$$

po dosazení rovnice 8.15 do Bernoulliho rovnice a vyjádření statického tlaku, získáme vztah pro výpočet statického tlaku v obecném řezu kanálu o ploše A :

$$p_{sA} = p_c - \frac{1}{2}\rho \left[v \frac{A_{vst}}{A} \right]^2. \quad (8.16)$$

Jelikož je pro měření využit diferenční tlakový převodník s referenčním tlakem $p_{ref} \approx p_{amb}$, platí pro měřený diferenční tlak Δp_c a Δp_{sA} :

$$\Delta p_c = p_c - p_{ref}, \quad (8.17)$$

$$\Delta p_{sA} = p_{sA} - p_{ref}. \quad (8.18)$$

Při uvedených předpokladech a letových režimech podle tab. 4 a 5 lze rozsah diferenčního tlakového převodníku pro potřeby měření celkového a statického tlaku v rovině **1** určit podle rovnic 8.17 a 8.18, kde průtočná plocha $A = 0.0431 \text{ m}^2$. Protože se průtočná plocha v místě umístění sond před chladičem rovná průtočné ploše v místě umístění sond za chladičem, vyplývá při zanedbání tlakové ztráty v olejovém chladiči z tabulky 11 minimální rozsah tlakového převodníku Scanivalve pro měření celkových a statických tlaků v kanálu olejového chladiče 5728,27 Pa (0,831 psi). Tomuto rozsahu vyhovuje tlakový převodník **Scanivalve MPS4264** s rozsahem 5 psi. [12]

Režim	$\Delta p_c [Pa]$	$\Delta p_s [Pa]$
MTO	0.00	0.00
STCL	5728.27	4293.41
CR	3998.11	2996.64
LRCR	3388.54	2539.75
HSCR	4519.25	3387.23

Tabulka 11: Hodnoty celkových teplot v měřících bodech hřebenové sondy

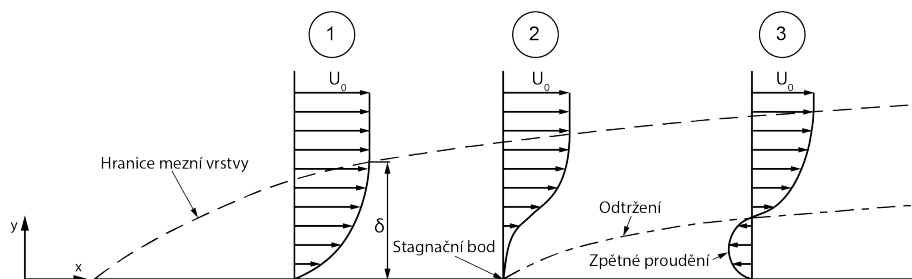
Z tabulky 10 je možné určit rozsah celkové teploty proudění v kanálu před ohřátím v olejovém chladiči 249,9 K až 304,526 K, tomuto rozsahu odpovídá **termočlánek typu T** s rozsahem $-185 \text{ }^\circ\text{C}$ až $+300 \text{ }^\circ\text{C}$. Je možné předpokládat, že se proudění při průchodu olejovým chladičem neohřeje nad maximální hodnotu teploty měřené termočlánekem typu T ($+300 \text{ }^\circ\text{C}$), je tedy možné tento typ umístit i na sondu za olejovým chladičem.

8.4 Měření odtržení proudění ve vstupním kanálu

Z CFD analýzy vstupního kanálu letové zkušebny a zkušenosti z jiných zástaveb vyplývá, že ve vstupním kanálu dochází k odtržení proudění na horní stěně. Jelikož odtržení proudění ve vstupním kanálu způsobuje zvýšení tlakové ztráty a zvýšení nerovnoměrnosti proudění před kompresorem, vznikla potřeba odtržení detekovat, kvantifikovat a lokalizovat.

8.4.1 Odtržení proudění

Působí-li na neodtržené proudění ($\partial u/\partial y > 0$) v mezní vrstvě nepříznivý (kladný) tlakový gradient $\partial p/\partial x > 0$, dochází ke zpomalování proudění v blízkosti stěny a růstu mezní vrstvy. V momentě kdy gradient rychlosti $\partial u/\partial y = 0$, dochází k odtržení proudění v mezní vrstvě a následnému vzniku zpětného proudění. V případě odtržení proudění ve vstupním kanálu je kladný tlakový gradient způsobený difuzorovitostí kanálu a jeho zahnutím.

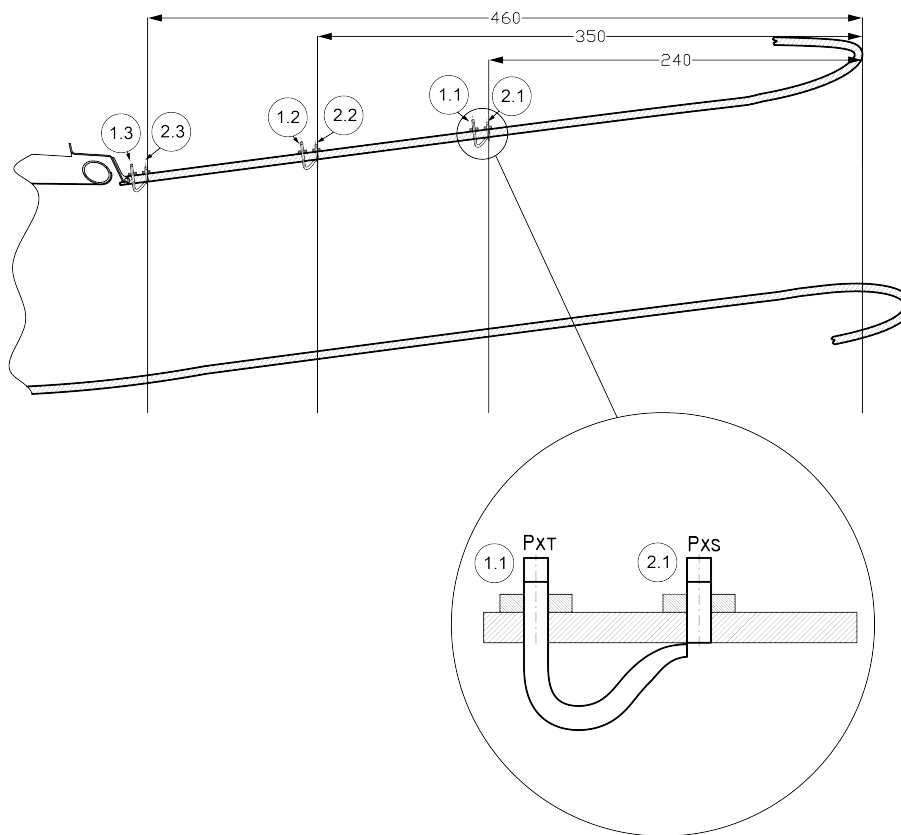


Obrázek 24: Odrážení mezní vrstvy

Odrážení proudění je možné detekovat pomocí páru Prestonovy sondy a sondy statického tlaku. Úkolem Prestonovy sondy je tak měřit celkový tlak proudění v těsné blízkosti stěny, což je dosaženo použitím zahnuté tenké trubky, jejíž měřicí konec je upravený do tvaru elipsy tak, aby těžiště vstupní plochy leželo co nejbližší u stěny (detail obr. 25). Z rozdílu celkového tlaku a statického tlaku je pak možné určit rychlost proudění v těsné blízkosti stěny a detekovat odtržení proudění.

8.4.2 Návrh umístění sond

Umístění Prestonových sond (obr. 25) (**1.x**) a sond statického tlaku (**2.x**) vychází z výsledků CFD simulace a ze zkušeností z jiných zástaveb. Z CFD analýzy vyplývá, že při režimu Cruise dochází k odtržení ve vzdálenosti 240 mm od vstupní roviny kanálu a při režimu Long Range Cruise dochází k odtržení ve vzdálenosti 480 mm. Jelikož by sondy ve vzdálenosti 480 mm od vstupní roviny kanálu zasahovaly do klapky separátoru pevných částic, bylo rozhodnuto umístit sondy do vzdáleností 240 mm, 460 mm (v těsné blízkosti klapky) a 350 mm.



Obrázek 25: Návrh umístění Prestonových sond a sond statického tlaku na horní stěně vstupního kanálu

8.4.3 Určení rozsahů sond

Jelikož jsou změny tlaků při měření v mezní vrstvě velmi malé a velmi rychlé, je nutné pro měření místo párů absolutních tlakových převodníků použít diferenční tlakové převodníky s vysokou vzorkovací frekvencí. Minimální rozsahy diferenčních tlakových převodníků při použití stejného typu ve všech měřicích místech jsou určeny jako maximální hodnota dynamického tlaku v měřicích místech. Pro známé hodnoty průtočného množství a průtočných ploch kanálu v rovinách umístění sond které nemohou být z důvodu utajení v práci uvedeny, je rychlost nerušeného proudění (maximální rychlost proudění v daném místě vstupního kanálu) v a dynamický tlak p_d určen jako:

$$v = \frac{\dot{m}}{\rho A}, \quad (8.19)$$

$$p_d = \frac{1}{2} \rho v^2, \quad (8.20)$$

kde \dot{m} je průtočné množství proudící vstupním kanálem, ρ je hustota vzduchu pro dané atmosferické podmínky (tab. 5) a A průtočná plocha kanálu v místech měření. Z tabulky 12 vyplývá, že minimální rozsah diferenčních tlakových

převodníků musí být 2443.851 Pa (0.354 psi). Požadavkům na přesné měření malých diferenčních tlaků s vypočteným rozsahem a vyšší vzorkovací frekvencí odpovídá diferenční tlakový převodník **Kulite ET-3DC-312(M)** s rozsahem 2 psi a vzorkovací frekvencí 2,5 kHz. [13]

Režim	p_{d1} [Pa]	p_{d2} [Pa]	p_{d3} [Pa]
MTO	2218.455	1782.688	1677.164
STCL	2443.851	1963.809	1847.564
CR	770.657	619.278	582.620
LRCR	852.288	684.874	644.334
HSCR	1151.488	925.303	870.531

Tabulka 12: Hodnoty dynamických tlaků v místech měření ve vstupním kanálu

9 Závěr

První část této práce se věnovala rešerši základních principů měření teplot, tlaků a rychlostí proudění. V první části byly také uvedeny základní informace o letounu King Air 350i, motoru GE Catalyst a spolupráci Fakulty strojní ČVUT s firmou GE Aviation.

Druhá část práce se zaměřila na popis měření a následný návrh umístění a typu tlakových a teplotních sond s ohledem na předpokládané parametry proudění v daném měřicím místě.

Pro měření parametrů proudění ve vstupním kanálu bylo navrženo umístit do vstupní roviny kanálu hřebenovou sondu se třemi Kielovými sondami a třemi termočlánky typu T pro měření celkového tlaku a celkové teploty a dvě pětivotvorové sondy pro měření úhlu vstupujícího proudění. Ke Kielovým sondám byly vybrány absolutní tlakové převodníky **Kulite XCQ-062** s rozsahem 25 psi, které svojí vysokou vzorkovací frekvencí umožní měřit nestacionární proudění, které vzniká vlivem vrtule a případných odtržení proudění na vstupní hraně kanálu. Tlakové výstupy z pětivotvorových sond jsou připojeny do diferenčního tlakového převodníku **Scanivalve MPS4264** s rozsahem 5 psi s referenčním tlakem odpovídajícím tlaku okolí. Referenční tlak je zároveň měřen absolutním tlakovým převodníkem **Kulite APTE-6-1000** s rozsahem 25 psi.

Pro měření odtržení mezní vrstvy u horní stěny vstupního kanálu byla vybrána kombinace Prestonových sond a sond statického tlaku umístěných do třech měřicích míst v různých vzdálenostech od vstupní roviny kanálu. Výstupy párů sond jsou připojené do diferenčních tlakových převodníků **Kulite ET-3DC-312** s rozsahem 2 psi, které umožní přesné měření malých tlakových rozdílů s vysokou vzorkovací frekvencí.

Pro měření parametrů proudění v kanálu olejového chladiče byla navržena hřebenová sonda skládající se ze třech Kielových sond, sondy statického tlaku a třech termočlánků typu T umístěná před olejovým chladičem a kombinovaná sonda skládající se z Kielovy sondy, sondy statického tlaku a termočlánku typu T umístěná za olejovým chladičem. Výstupy z tlakových sond jsou přivedeny do stejného diferenčního tlakového převodníku **Scanivalve MPS4264** s rozsahem 25 psi jako výstupy z pětivotvorových sond ve vstupním kanálu.

Za účelem měření úhlu náběhu a rychlosti letu byla navržena kombinovaná sonda umístěná pod křídlem skládající se z pětivotvorové sondy, sondy statického tlaku a termočlánku typu T. Výstupy z tlakových sond jsou připojeny do stejného diferenčního převodníku **Scanivalve MPS4264** s rozsahem 25 psi jako výstupy z pětivotvorových sond ve vstupním kanálu a výstupy ze sond v kanálu olejového chladiče.

	Typ	Rozsah	Množství
Scanivalve MPS4264	diferenční	5 psi	1
Kulite ET-3DC-312(M)	diferenční	2 psi	3
Kulite XCQ-062	absolutní	25 psi	3
Kulite APTE-6-1000	absolutní	25 psi	1
Termočlánek	T	-185 °C +300 °C	6

Tabulka 13: Seznam použitých tlakových převodníků a termočlánků

Seznam obrázků

1	Schématické zapojení termočlánku	3
2	Základní rozdělení tlaků [2]	5
3	Princip pístového tlakoměru [2]	6
4	Schéma U-trubice [2]	7
5	Příklady deformačních tlakoměru [2]	8
6	Schéma snímače tlaku s elektrickým výstupem [2]	8
7	Schéma potenciometrického a indukčnostního senzoru [2]	9
8	Princip kapacitního snímače tlaku [2]	9
9	Principiální schéma měření rychlosti proudění pomocí Pitotovy trubice	10
10	Schéma Kielovy sondy	11
11	Nákres pětivotvorové sondy	12
12	Principiální schéma Venturiho trubice	13
13	Schéma měření rychlostního pole pomocí metody PIV [6]	14
14	Motor GE Catalyst [8]	17
15	Letoun King Air 350i [10]	18
16	Principiální schéma vstupní soustavy	20
17	Návrh umístění sond ve vstupním kanálu	21
18	Schéma připojení pětivotvorových sond a referenčního tlaku k převodníku Scanivalve	22
19	Úhel náběhu letounu, převzato z yp.slx-online.biz	24
20	Návrh umístění pětivotvorové sondy pod křídlo letadla	26
21	Schéma připojení pětivotvorové sondy a referenčního tlaku k převodníku Scanivalve	26
22	Návrh umístění sond v kanálu olejového chladiče	28
23	Schéma připojení sond a referenčního tlaku k převodníku Scanivalve	29
24	Održení mezní vrstvy	31
25	Návrh umístění Prestonových sond a sond statického tlaku na horní stěně vstupního kanálu	32

Seznam tabulek

1	V současnosti nejpoužívanější typy termočlánků [1]	3
2	Srovnání vlastností odporových teploměrů, termočlánků a termistorů	4
3	Základní parametry letounu King Air 350i [10]	18
4	Výbrané letové režimy	19
5	Vlastnosti Mezinárodní standardní atmosféry při vybraných letových režimech	19
6	Vlastnosti Mezinárodní standardní atmosféry při vybraných pracovních režimech motoru	23
7	Hodnoty celkových tlaků v měřících bodech hřebenové sondy	23
8	Hodnoty celkových teplot v měřících bodech hřebenové sondy	24
9	Hodnoty diferenčních tlaků Δp měřených při daných režimech	27
10	Hodnoty celkových teplot proudění při daných režimech	28
11	Hodnoty celkových teplot v měřících bodech hřebenové sondy	30
12	Hodnoty dynamických tlaků v místech měření ve vstupním kanálu	33

13	Seznam použitých tlakových převodníků a termočlánků	34
----	---	----

Reference

- [1] MCGEE, Thomas D. *Principles and methods of temperature measurement*. New York: Wiley, 1988. ISBN 978-0471627678.
- [2] KADLEC, Karel. Snímače tlaku — principy, vlastnosti a použití. *Automa*. 2007, 5.
- [3] MATĚJKA, Milan. Směrová kalibrace pětivotrové kuželové sondy. In: *XXVI. Setkání kateder mechaniky tekutin a termomechaniky* [online]. 2007, s. 5 [cit. 2018-04-27]. ISBN 80-86786-09-9. Dostupné z: http://www.fluids.fs.cvut.cz/akce/konference/setkani_2007/sbornik/doc/Matejka.pdf
- [4] Kiel Probes. *United Sensor Corporation* [online]. 2015 [cit. 2018-05-03]. Dostupné z: www.unitedsensorcorp.com/kiel.html
- [5] PETERKA, Tomáš. *Měření proudových polí v objemu*. 2017. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Jakub Filipický.
- [6] *Advanced In-Flight Measurement Techniques* [online]. German Aerospace Center, 2017 [cit. 2018-05-08]. Dostupné z: <http://aim2.dlr.de>
- [7] Measurement principles of LDA. *Dantec Dynamics* [online]. 2018 [cit. 2018-05-13]. Dostupné z: <https://www.dantecdynamics.com/measurement-principles-of-lda>
- [8] GE Catalyst. *GE Aviation* [online]. 2018 [cit. 2018-04-27]. Dostupné z: <https://www.geaviation.com/bga/engines/ge-catalyst>
- [9] GE Catalyst. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-04-27]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_Catalyst
- [10] King Air 350i. *Beechcraft* [online]. 2018 [cit. 2018-04-27]. Dostupné z: <http://beechcraft.txtav.com/en/king-air-350i>
- [11] RŮŽEK, Josef a Petr KMOCH. *Teorie leteckých motorů II*. Brno: VA, 1983.
- [12] *Scanivalve* [online]. 2018 [cit. 2018-04-29]. Dostupné z: www.scanivalve.com
- [13] *Kulite: Kulite Semiconductor Products, Inc.* [online]. 2018 [cit. 2018-04-29]. Dostupné z: www.kulite.com
- [14] ANDERSON, John D. *Fundamentals of aerodynamics*. 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2011. McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering. ISBN 00-733-9810-1.