



**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

**FAKULTA DOPRAVNÍ**

Bc. Filip Křípský

Optimalizace zařízení pro měření horizontální  
rychlosti u VTOL prostředků

Diplomová práce

**2022**

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

děkan

Konviktská 20, 110 00 Praha 1



**K621.....Ústav letecké dopravy**

## **ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE**

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

**Bc. Filip Křipský**

Studijní program (obor/specializace) studenta:

**navazující magisterské – PL – Provoz a řízení letecké dopravy**

Název tématu (česky): **Optimalizace zařízení pro měření horizontální rychlosti u VTOL prostředků**

Název tématu (anglicky): **Optimisation of Horizontal Speed Measuring Device for VTOL Aircraft**

### **Zásady pro vypracování**

Při zpracování diplomové práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je navrhnout, namodelovat, vyrobit a softwarově/hardwarově otestovat funkčnost zařízení pro měření horizontální rychlosti prostředků s možností vertikálního vzletu a přistávání (VTOL), s eliminací vlivu náklonu pro měření rychlosti.
- Vypracujte analýzu současného stavu zaměřenou na nynější řešení měření horizontální rychlosti u bezpilotních systémů se schopností vertikálního vzletu a přistání (VTOL).
- Shrňte současná řešení problému měření horizontální rychlosti u VTOL bezpilotních systémů, spojená s klopením v průběhu přímočarého letu.
- Na základě CFD simulací a experimentů porovnejte navržené zařízení se současným řešením daného problému.
- Výsledky diskutujte a popište využitelnost přístupu v praxi.
- Formulujte závěry práce.



- Rozsah grafických prací: Podle pokynů vedoucího diplomové práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Węcel, D., et al. (2008). Experimental and numerical investigations of the averaging Pitot tube and analysis of installation effects on the flow coefficient.  
Klopfenstein Jr, R. (1998). Air velocity and flow measurement using a Pitot tube.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Stanislav Kušmírek**

Datum zadání diplomové práce: **16. července 2021**  
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání diplomové práce: **16. května 2022**  
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia  
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.  
vedoucí  
Ústavu Ústav letecké dopravy



doc. Ing. Pavel Hrubeš, Ph.D.  
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

Bc. Filip Křípský  
jméno a podpis studenta

V Praze, dne..... **16. července 2021**

## **Poděkování**

Děkuji panu Ing. Stanislavu Kušmírekovi za odborný přístup a vedení této diplomové práce, dále za všechny jeho cenné rady při plnění úkolů spojených s touto prací. Mé poděkování patří také všem, kteří mě v době celého studia a při psaní této práce podporovali.

## **Prohlášení**

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci, která byla zpracována v rámci závěru studia na ČVUT v Praze Fakultě dopravní.

Tímto prohlašuji, že předložená práce byla vypracována samostatně a veškeré použité zdroje jsou uvedeny v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

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

V Praze dne 16.května 2022

.....

Podpis

# Optimalizace zařízení pro měření horizontální rychlosti u VTOL prostředků

Diplomová práce

2022

Bc. Filip Křípský

## Abstrakt

Konvertoplány, konvenční letadla s možností vertikálního vzletu a přistání, vrtulníky, nebo multikoptéry jsou příkladem prostředků označovaných zkratkou VTOL. Měření horizontální vzdušné rychlosti pomocí klasické pitot-statické trubice se u VTOL prostředků potýká s problémem, spojeným se změnou úhlu podélného sklonu při dopředném horizontálním letu. Tato chyba při měření vychází z úhlu náběhu. Pokud úhel mezi podélnou osou trubice a směrem nabíhajícího proudu vzduchu dosáhne určité hodnoty, trubice není již nadále schopna přesně snímat celkový a statický tlak. Konvenční pitot-statické trubice nejsou uzpůsobeny pro přesné snímání tlaků při velkých hodnotách úhlu mezi podélnou osou trubice a směrem nabíhajícího proudu vzduchu. Aby bylo možno použít pitot-statickou trubici pro měření vzdušné rychlosti na multikoptérách, je potřeba upravit geometrii stávajícího řešení. Cílem diplomové práce je softwarově i hardwarově otestovat funkčnost zařízení pro měření horizontální rychlosti VTOL prostředků s eliminací vlivu náklonu na měření horizontální rychlosti v průběhu přímočarého letu. Práce také obsahuje analýzu a shrnutí současných řešení daného problému. Navrhnutá nová řešení problému při měření dopředné horizontální rychlosti jsou v práci porovnána, na základě CFD simulací a experimentů ve větrném tunelu, se současnými řešeními. V závěru práce se nachází diskuse výsledků měření a využitelnost navrhnutých řešení v praxi.

## Klíčová slova

měření rychlosti, multikoptéra, pitot-statická trubice, vzdušná rychlost

# Optimisation of Horizontal Speed Measuring Device for VTOL Aircraft

Master's thesis

2022

Bc. Filip Křipský

## Abstract

Convertibles, conventional vertical takeoff and landing aircraft, helicopters, or multicopters are examples of VTOL machines. Measurement of horizontal airspeed by a conventional pitot-static tube in VTOL aircraft has a problem associated with the change of the pitch angle during forward horizontal flight. The measurement error is based on the angle of attack. If the angle between the longitudinal axis of the tube and the direction of the approaching air flow reaches a certain value, the tube is no longer able to accurately sense total and static pressure. Conventional pitot-static tubes are not suitable for accurate pressure sensing at large values between the angle between the longitudinal axis of the tube and the direction of the approaching air flow. In order to be able to use a pitot-static tube to measure airspeed on multicopters, it is necessary to modify the geometry of the existing solution. The aim of this diploma thesis is to test, using software and hardware, the functionality of the device for measuring the horizontal velocity of VTOL machines with the elimination of the effect of bank on the measurement of horizontal velocity during straight flight. The thesis also contains an analysis and summary of current solutions to the problem. The proposed new solutions to the problem of measuring the forward horizontal velocity are compared with current solutions in the thesis. This comparison is based on CFD simulations and experiments in the wind tunnel. At the end of the thesis there is a discussion of measured results and the usability of the proposed solutions in practice.

## Key words

air speed, multicopter, pitot-static tube, speed measurement

## Obsah

Úvod .....	10
1. Analýza současného stavu.....	12
1.1. VTOL prostředky.....	12
1.1.1. Rozdělení .....	12
1.1.2. Legislativa .....	13
1.1.3. Budoucí požadavky na VTOL prostředky .....	14
1.2. Rychlosti v letectví.....	16
1.2.1. Druhy rychlostí .....	17
1.3. Používané typy sond.....	18
1.3.1. Venturiho trubice .....	20
1.3.2. Pitot-statická trubice .....	22
1.3.3. Kielova sonda.....	24
1.4. Rychloměr s pitot-statickou trubicí .....	25
1.5. Nedostatky – Pitot-statická trubice.....	25
1.5.1. Polohová chyba .....	25
1.5.2. Tvar a rozměry pitot-statické trubice .....	26
1.5.3. Problémy VTOL prostředků .....	27
1.5.4. Kombinace Pitot-statické trubice a indikátorů úhlu náběhu a bočního skluzu.....	28
1.6. Pitot-statické trubice pro VTOL prostředky.....	28
1.6.1. PSS-8 Pitot-Static Mount .....	29
1.6.2. PSS-8LS / L-Shaped Pitot-Static Probe.....	30
1.6.3. Heated Pitot-Static Probe HPS-1 .....	30
1.6.4. Flight Test Boom FTB-1.....	31
1.6.5. Helicopter air data system - HADS .....	32
1.6.6. Pitot-statická trubice - UAV Factory .....	32
1.7. Shrnutí .....	33
2. Metody .....	34
2.1. Návrhy úprav pitot-statické trubice pro použití na VTOL prostředcích .....	34
2.1.1. Referenční pitot-statická trubice.....	35
2.1.2. Geometrie CFD modelů .....	36
2.1.3. Geometrie 3D modelů .....	39
2.2. CFD simulace .....	43
2.3. Experimentální ověření .....	44
2.3.1. Zpracování dat.....	47

3. Presentace výsledků.....	49
3.1. CFD simulace - výsledky.....	49
3.2. Experimentální ověření - výsledky .....	52
3.3. Srovnání CFD simulací a experimentálního ověření.....	56
4. Diskuse výsledků.....	58
5. Závěr .....	62
Seznam použité literatury .....	63
Seznam obrázků .....	65
Seznam příloh.....	67



## Seznam použitých zkratek

ADC	Air Data Computer
AoA	Angle of Attack (Úhel náběhu)
AoS	Angle of Slide (Úhel bočního skluzu)
CAS	Calibrated Airspeed (Kalibrovaná rychlost)
CFD	Computational Fluid Dynamics
ČR	Česká republika
EAS	Equivalent Airspeed (Ekvivalentní rychlost)
EASA	European Union Aviation Safety Agency (Agentura Evropské unie pro bezpečnost letectví)
EU	European Union (Evropská unie)
FVM	Finite Volume Method (Metoda konečných objemů)
GPS	Global Positioning System (Globální polohový systém)
GS	Ground Speed (Traťová rychlost)
IAS	Indicated Airspeed (Indikovaná rychlost)
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
OAT	Outside Air Temperature (Venkovní teplota vzduchu)
RPM	Revolutions per minute (Otáčky za minutu)
TAS	True Airspeed (Pravá vzdušná rychlost)
UAV	Unmanned Aerial Vehicle (Bezpilotní letadlo)
ÚCL	Úřad pro civilní letectví
VTOL	Vertical Take-off and Landing (Vertikální vzlet a přistání)
2D	Two dimensional (Dvourozměrný)
3D	Three dimensional (Trojrozměrný)

## Seznam použitých veličin

$d$	Průměr průřezu „d“
$D$	Průměr průřezu „D“
$E_K$	Kinetická energie
$m$	Hmotnost
$p_{\text{celk}}$	Celkový tlak
$p_d$	Tlak vzduchu v průřezu „d“
$p_D$	Tlak vzduchu v průřezu „D“
$p_H$	Statický tlak
$p_1$	Tlak vzduchu v otvoru celkového tlaku
$\Delta p$	Rozdíl tlaku v průřezu „D“ a „d“ ( $p_D - p_d$ )
$\Delta p_{\text{celk}}$	Rozdíl celkového tlaku od referenčního tlaku (CFD simulace)
$\Delta p_H$	Rozdíl statického tlaku od referenčního tlaku (CFD simulace)
$q$	Dynamický tlak
$S_d$	Plocha v průřezu „d“
$S_D$	Plocha v průřezu „D“
$S_1$	Plocha v průřezu „1“
$S_2$	Plocha v průřezu „2“
$v$	Rychlost
$v_d$	Rychlost vzduchu v průřezu „d“
$v_D$	Rychlost vzduchu v průřezu „D“
$v_1$	Rychlost vzduchu v průřezu „1“
$v_2$	Rychlost vzduchu v průřezu „2“
$\rho ; \rho_H$	Hustota vzduchu
$\sigma$	směrodatná odchylka

## Úvod

Zařízení, které jsou schopny vertikálního vzletu a přistání, neboli VTOL prostředky, se dělí na několik kategorií. Jednou z nich jsou právě multikoptéry, jejichž součástí jsou i kvadrioptéry. Právě tyto zařízení zažívají v posledních 10 letech dynamický rozvoj v oblasti civilního použití. V historii byly VTOL prostředky využívány především pro vojenské účely. V současné době nachází své využití jak ve vojenské, tak i civilní oblasti. Multikoptéry pro civilní použití by v budoucnu mohly být hojně využívány např. pro transport zboží, či osob, ale také mnoho dalších potencionálních využití. Od hobby uživatelů multikoptér se postupem času využití multikoptér posouvá na profesionální úroveň. Od téměř nulové regulace tohoto provozu se legislativa postupně dostává do fáze, kdy bude v budoucnu možná úplná integrace do toho současného letového provozu. Tento proces integrace se sebou nese spoustu komplikací, které se týkají legislativy, provozu a technické úrovně. Potenciál využití těchto zařízení pro komerční účely v budoucnosti je obrovský, ovšem to přináší nové požadavky jak na piloty, tak i na technickou úroveň těchto zařízení. Je možné očekávat, že v budoucnu pro tyto zařízení používaná pro komerční účely, budou platit podobná pravidla pro certifikaci a provoz, jako pro dnešní pilotovaná letadla. Zařízení budou muset nepochybně umět měřit a odesílat základní letové parametry.

Pro měření letových parametrů bude možno využívat buď současné způsoby měření jako na dnešních letadlech, nebo zcela nové. Obecně VTOL prostředky se mohou pohybovat v jiných letových polohách než běžná letadla. V těchto letových polohách může docházet k nespolehlivým indikacím jednotlivých snímačů letových parametrů, které nejsou pro tyto polohy navrženy. Jeden z problémů se vyskytuje při snímání vzdušné rychlosti pomocí klasické pitot-statické trubice, fungující na základě měření rozdílu tlaků, konkrétně celkového a statického tlaku, jejichž rozdílem je tlak dynamický. Při nulových a malých nenulových úhlech náběhu měří trubice spolehlivě. Ovšem některé VTOL prostředky, jako například multikoptéry, se velice snadno dostávají do poloh, kdy by použití klasické pitot-statické trubice dávalo nespolehlivé výsledky měření rychlosti. V horizontálním dopředném letu při velkém úhlu náběhu (mezi osou trubice a směrem nabíhajícího proudu vzduchu), nebo při velkém úhlu bočního skluzu by docházelo k nepřesné indikaci rychlosti pomocí klasické pitot-statické trubice.

Cílem diplomové práce je navrhnout úpravu vstupní části současné pitot-statické trubice tak, aby spolehlivě snímala jak celkový, tak i statický tlak, od nulového úhlu náběhu až do velkých ( $\pm 40^\circ$ ) nenulových úhlů náběhu. Tímto způsobem by se dal jednoduchou úpravou geometrie pitot-statické trubice vyřešit daný problém, spojený s měřením rychlosti pomocí pitot-statické trubice na VTOL prostředcích v určitých režimech letu.

## 1. Analýza současného stavu

V první kapitole této práce se nachází popis a dělení VTOL prostředků. Jsou zde také popsány možné budoucí využití VTOL prostředků a požadavky, s tím spojené. Kapitola dále obsahuje definici jednotlivých rychlostí v letectví a senzory, které ji dokáží snímat. Jsou zde popsány také problémy, které se při měření rychlostí vyskytují. V závěru této kapitoly se nachází přehled komerčně dostupných pitot-statických trubic pro použití na VTOL prostředcích.

### 1.1. VTOL prostředky

Zařízení schopna vertikálního (svislého) vzletu a přistání se označují zkratkou VTOL. Zkratka VTOL vychází z anglických slov Vertical Take-off and Landing. VTOL prostředky mohou být řízené posádkou, nebo bez posádky; také různých velikostí a hmotností. [1]

#### 1.1.1. Rozdělení

VTOL prostředky lze dělit dle následujících kritérií:

Způsoby přechodu ze svislého do horizontálního letu:

- Dvojitý pohon
- Ohyb tahu
- Otočné uložení pohonné jednotky
- Naklápění letadla

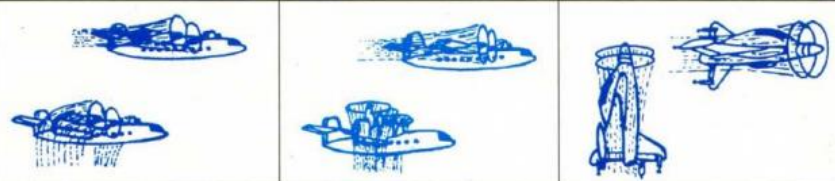

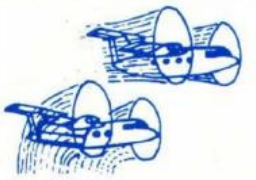

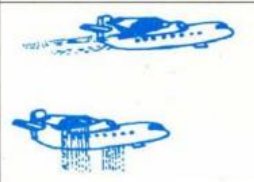
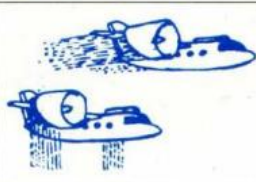
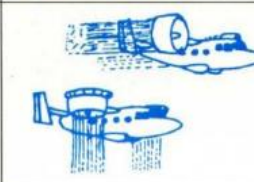

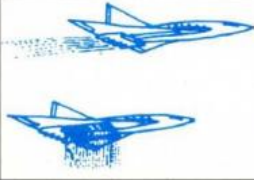
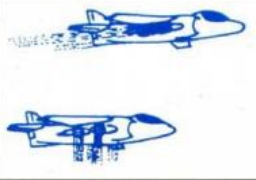
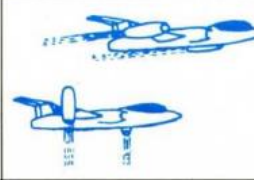
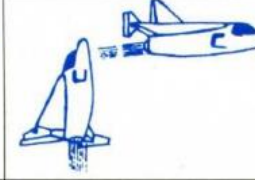
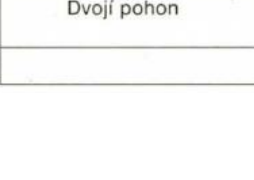
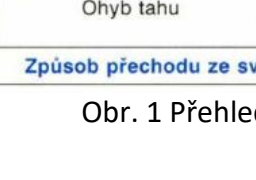
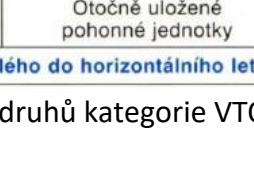
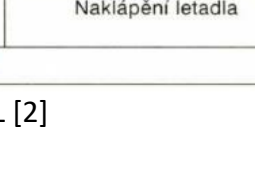
Prostředek k vyvození vztlakové síly:

- Vrtule
- Rotor
- Dmychadlo
- Proudový motor [2]

Toto rozdělení i s ilustračními obrázky je znázorněno na obr. 1. Do kategorie VTOL prostředků se mohou řadit např. letouny s překlopnými rotory (konvertoplány), letouny s možností vektorování tahu, vrtulníky, ale také například multikoptéry.

Multikoptéry jsou taková zařízení, která mají více než jeden rotor a dopředného horizontálního letu dosahují pomocí naklápění. Nejpoužívanější konfigurace multikoptér je

využívána pro bezpilotní letové prostředky, neboli UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Bzpilotní letový prostředek, lidově označovaný jako dron, je letadlo bez posádky, které může být řízeno na dálku, nebo je schopno létat samostatně pomocí předprogramovaných letových plánů. [3]

Přehled druhů letadel kategorie VTOL				Vrtule
				
				
				
				
Dvojitý pohon	Ohyb tahu	Otočně uložené pohonné jednotky	Naklápění letadla	
Způsob přechodu ze svislého do horizontálního letu				

Obr. 1 Přehled druhů kategorie VTOL [2]

### 1.1.2. Legislativa

Otázky potřebné regulace v oblasti legislativy bezpilotních systémů poukazují na jejich zvyšující se popularitu. Dne 1.3.2012 vstoupil v platnost v ČR Doplněk X předpisu L2. Předpis L2 týkající se pravidel létání do té doby nijak neupravoval provoz bezpilotních systémů, do kterých spadají i drony. Doplněk X byl pouze národní legislativou, platnou v ČR až do 30.12.2020. Tento doplněk byl zdařilý, ovšem hobby uživatelé dronů nic nezavazovalo k jeho dodržování a mnozí o jeho existenci ani nevěděli. Do té doby každá země EU měla pouze vlastní národní legislativu, která nebyla sjednocená, tudíž v každé zemi EU platila odlišná pravidla, což mohlo způsobovat problémy např. turistům s drony. Už v této době se rýsovaly nové a perspektivní možnosti využití dronů k podnikatelské činnosti, které stávající legislativa vůbec neumožňovala, nebo s nimi vůbec nepočítala. Z tohoto důvodu se začala vyvíjet nová celoevropská pravidla pro létání s bezpilotními prostředky. [4]

Od 31.12.2020 vstoupila v platnost nová celoevropská legislativa vydaná Agenturou Evropské unie pro bezpečnost v letectví (EASA). Konkrétně se jedná o Nařízení Komise (EU) č. 2019/945 a Nařízení Komise (EU) č. 2019/947. [5]

Podle nové legislativy se musí všichni provozovatelé povinně registrovat do registru ÚCL. Po registraci obdrží jedinečné identifikační číslo, kterými označí všechny své drony ze své letky. Registrovat se není třeba, pokud dron splňuje všechny z následujících podmínek: [6]

- maximální vzletová hmotnost nepřesahuje 250 g
- dron není při nárazu na člověka schopen přenést vyšší kinetickou energii než 80 Joulů
- dron není vybaven čidlem schopným zachytit osobní údaje [6]

Kostrou této nové legislativy je rozdělení dronů do tří základních kategorií a určení podmínek pro jednotlivé kategorie:

- Otevřené - Provoz bezpilotních systémů v „otevřené“ kategorii nevyžaduje žádné předchozí oprávnění k provozu ani prohlášení o provozu učiněné provozovatelem bezpilotních systémů před uskutečněním provozu. [6] Do této nejnižší kategorie spadá drtivá většina všech komerčně dostupných dronů.
- Specifické - Provoz bezpilotních systémů ve „specifické“ kategorii vyžaduje oprávnění k provozu vydané příslušným úřadem (v ČR je to ÚCL), nebo oprávnění prohlášení provozovatele bezpilotních systémů. [6] Do této střední kategorie spadají především drony určené ke komerční činnosti.
- Certifikované - provoz bezpilotních systémů v „certifikované“ kategorii vyžaduje osvědčení bezpilotního systému, osvědčení provozovatele a případně udělení průkazu způsobilosti dálkově řídicímu pilotovi. [6] Tato nejvyšší kategorie se v současnosti netýká provozovatelů provádějící komerční činnost, ale spíše počítá s budoucností, např. pro provoz nad shromážděním lidí, nebo přepravu osob a zboží.

### **1.1.3. Budoucí požadavky na VTOL prostředky**

Běžná populace z počátku létala s drony hlavně pro zábavu, jako koníček. Tito lidé se mohou také nazývat jako tzv. hobby piloti. Se vzrůstajícím využíváním a oblibou dronů přichází spousta nových potenciačních komerčních využití. Drony se využívají například pro letecké snímkování, expresní dopravu zboží, hledací a záchranné operace, využití v zemědělství,

meteorologické využití, využití v integrovaném záchranném systému a v budoucnu třeba i pro přepravu osob.

Obecně platí, že jednotná evropská legislativa směřuje k systému využívající elektronickou identifikaci dronů, kdy drony určitých kategorií v daném provozu budou muset být povinně vybaveny obdobnými odpovídači, které se používají dnes v pilotovaných letadlech. Odpovídač by měl odesílat určité letové parametry, jako je rychlost, výška, poloha a další, které umožní kontrolovaný provoz ve vzdušném prostoru. Generální ředitel ŘLP Jan Klas uvedl, že v roce 2025 již očekává pokročilejší služby v některých zemích EU, jako je například přeprava nákladů. A v roce 2030 očekává finální integraci služeb jako je přeprava osob. [4]

V podkapitole 1.1.2. zabývající se legislativou, jsou zmíněny i podmínky pro provozovatele dronů, kteří se nemusí registrovat. Jednou z podmínek je, že dron nesmí při nárazu na člověka schopen přenést vyšší kinetickou energii než 80 joulů. Kinetická energie ( $E_K$ ) je úměrná jedné polovině hmotnosti ( $m$ ) a kvadrátu rychlosti ( $v$ ), lze ji tedy vyjádřit následujícím vztahem:

$$E_K = \frac{1}{2} * m * v^2 \quad (0.1)$$

Rychlost, potřebná pro výpočet kinetické energie, je vzdušná rychlost, která je vyjádřena vůči vzdušné mase. Pro výpočet kinetické energie tedy není možné použít například GPS rychlost, protože tato rychlost je vyjádřena vůči zemi, tzv. Groundspeed (GS).

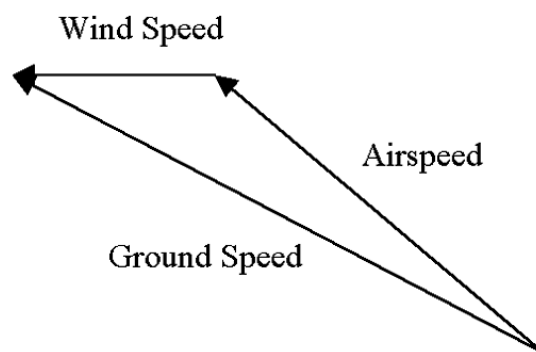
Je tedy pravděpodobné, že časem bude potřeba vybavit drony některých kategorií v určitém provozu zařízením, které bude měřit vzdušnou rychlost. Prvním důvodem může být požadavek na odpovídač, který bude vzdušnou rychlost odesílat. Dalším důvodem pro zavedení povinného měření vzdušné rychlosti, by mohli být budoucí omezující požadavky legislativy na kinetickou energii při nárazu přenesenou na člověka, pro jejíž určení je potřeba znát vzdušnou rychlost. Z těchto důvodů je pravděpodobné, že v tomto dynamickém prostředí bezpilotních systémů dojde v budoucnu k povinnosti měřit a odesílat letové parametry, včetně vzdušné rychlosti. Proto bude potřeba drony určitých kategorií vybavit mimo jiné zařízením pro měření vzdušné rychlosti.



Vzdušnou rychlost na letadlech v dnešní době určujeme nejčastěji pomocí pitot-statické trubice. Použití standartní pitot-statické trubice na dronech, nebo také na vrtulnicích, přináší jisté problémy při snímání tlaků ve velkých úhlech náběhu (AoA – Angle of attack) a úhlech bočního skluzu (AoS – Angle of slide). Oproti letadlům se drony i vrtulníky dostávají velmi často do velkých AoA ( $\pm 40^\circ$ ). Cílem této práce je upravit vstupní část klasické pitot-statické trubice tak, aby byla použitelná a spolehlivě snímala tlaky i při velkých AoA.

## 1.2. Rychlosti v letectví

Rychlost je fyzikální veličina, která charakterizuje jakým způsobem se mění poloha tělesa v čase. [25] Letadla se pohybují ve 3D prostoru, tudíž rychlosti v letectví se dají vyjadřovat v horizontální nebo vertikální rovině. Ve vertikální rovině se rychlost vyjadřuje pomocí tzv. vertikální rychlosti (vertical speed), používané např. při klesání/stoupání. V horizontální rovině se dá rychlost vyjádřit dvěma základními způsoby. První typ je rychlosti, která je vyjádřena vůči vzdušné mase, se nazývá vzdušná rychlost (airspeed). Druhý typ rychlosti, která je vyjádřena vůči zemi, se nazývá traťová rychlost (ground speed). Vektor traťové rychlosti získáme součtem vektoru vzdušné rychlosti a vektoru větru (wind speed). Tato závislost je znázorněna na následujícím obr. 2.



Obr. 2 Vztah mezi vzdušnou rychlostí a traťovou rychlostí

Vzdušná rychlost se na letadlech většinou určuje pomocí pitot-statické trubice na základě rozdílu snímaných tlaků. Pro pilotáž letounu je potřeba znát vzdušnou rychlost, která je indikována na rychloměru. Pro navigační účely se využívá traťová rychlost, kterou lze získat opravou vzdušné rychlosti o vliv větru. Další možností je přijímat signály např. GPS, který umožňuje určit traťovou rychlost.

### 1.2.1. Druhy rychlostí

Rychlost, která je zobrazena na rychloměru je vzdušná rychlost a nazývá se Indikovaná rychlost (IAS – Indicated air speed). Je to naměřená rychlost opravená o přístrojovou chybu rychloměru (instrument error), která je dána jeho konstrukcí.

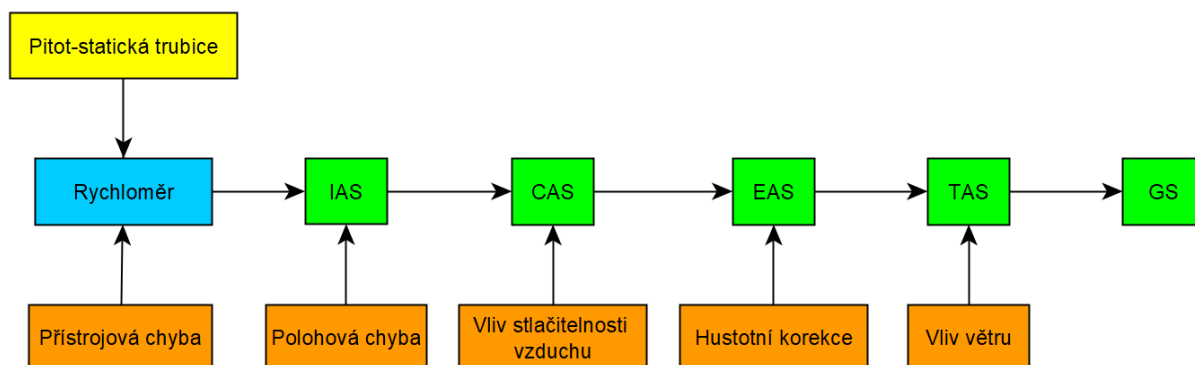
Indikovaná rychlost opravená o polohovou chybu snímačů (position error) se nazývá Kalibrovaná rychlost (CAS – Calibrated air speed).

Kalibrovaná rychlost opravená o vliv stlačitelnosti vzduchu (compressibility correction) se nazývá Ekvivalentní rychlost (EAS – Equivalent airspeed).

Ekvivalentní rychlost opravená o vliv výšky se nazývá Pravá vzdušná rychlost (TAS – True airspeed). Hustota vzduchu se mění s výškou a pro získání TAS je potřeba opravit EAS o tzv. hustotní korekci (density correction).

Pravá vzdušná rychlost opravená o vliv větru (wind correction) na naše letadlo se nazývá Traťová rychlost (GS – Groundspeed). Je to tzv. absolutní rychlost neboli rychlost vůči zemi. [7]

Do rychloměru je z pitot-statické trubice veden celkový a statický tlak. Jak již bylo zmíněno, naměřená rychlost opravená o přístrojovou chybu je IAS. Na následujícím obr. 3 se nachází grafická závislost jednotlivých rychlostí a aplikovaných korekcí.



Obr. 3 Vztah rychlostí a jejich korekce

### 1.3. Používané typy sond

Dva nejpoužívanější typy sond používané historicky i v dnešní době pro měření vzdušné rychlosti jsou:

- Venturiho trubice
- Pitot-statická trubice

Další možností je také mít oddělenou pitotovu trubici pro snímání pouze celkového tlaku a oddělené snímače statického tlaku, které jsou umístěny většinou z boku na trupu letadla. Toto řešení se většinou používá u velkých dopravních letadel z důvodu nežádoucího ovlivnění vzdušným proudem. Jednou z možností je také tzv. Kielova sonda, ovšem toto řešení se v současné době na letounech nevyužívá.

Tyto sondy snímají celkový a statický tlak. Celkový tlak ( $p_{celk}$ ) je součtem statického ( $p_H$ ) a dynamického tlaku ( $q$ ).

$$p_{celk} = p_H + q \quad (1.1)$$

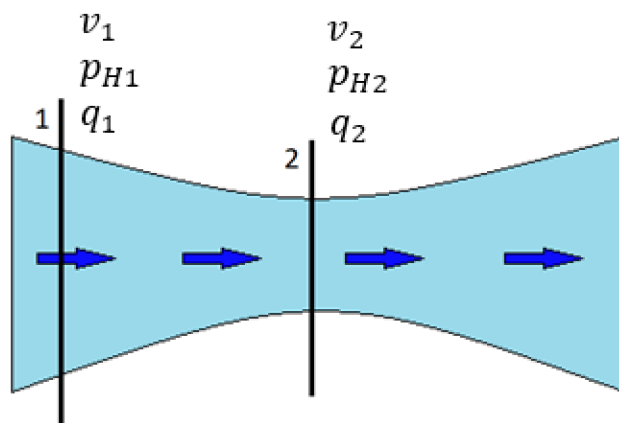
Statický tlak je tlak okolního vzduchu. Při nulové rychlosti tělesa se statický tlak rovná celkovému tlaku ( $q=0$ ). Dynamický tlak je přímo úměrný jedné polovině hustoty vzduchu a druhé mocnině rychlosti letu. Dynamický tlak nelze přímo měřit, lze ho určit rozdílem celkového a statického tlaku a lze vyjádřit následujícím vztahem:

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1.2)$$

#### Bernoulliho rovnice

Bernoulliho rovnice je využita při sestavování kalibračních rovnic pro pitot-statickou trubici i Venturiho trubici. Bernoulliho rovnice je aplikací zákona zachování energie a říká, že množství energie do děje vstupujícího se rovná množství energie z děje vystupujícího. Aby platil tento zákon, musí být součet všech druhů energií v jednotlivých průřezech konstantní. Bernoulliho rovnice říká, že součet dynamického a statického tlaku je konstantní a tuto rovnici lze zapsat v následujícím tvaru: [8]

$$p_H + q = konst. \quad (1.3)$$



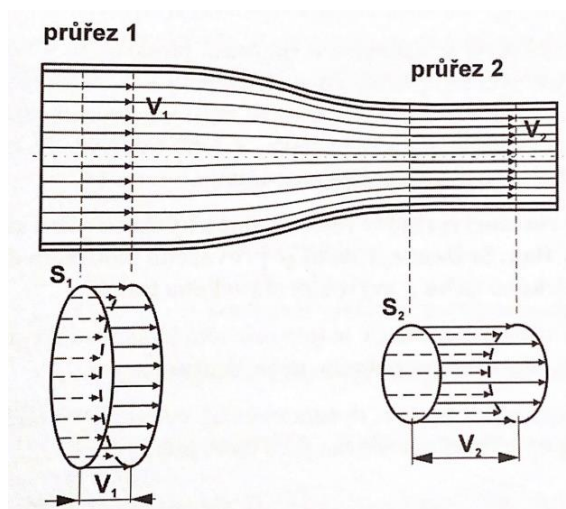
Obr. 4 Proudění v trubici proměnného průměru

Pro nestlačitelné prostředí platí pravidlo: S rostoucí rychlostí roste dynamický tlak a klesá statický tlak. Snížení rychlosti je provázeno poklesem dynamického tlaku a zvýšením statického tlaku. [8]

Na obr. 4 je znázorněno proudění v trubici proměnného průměru, z Bernoulliho rovnice vyplývá, že celková energie v řezu 1 a 2 musí být konstantní. Celkový tlak v řezu „1“ a „2“ je také konstantní. Dále platí:  $V_1 < V_2$ ;  $p_{H1} > p_{H2}$ ;  $q_1 < q_2$ . Pokud budeme uvažovat nestlačitelné prostředí, tak se hustota vzduchu při průchodu trubicí nemění.

### Zákon spojitosti proudění

Zákon spojitosti proudění je využit při sestavování kalibračních rovnic pro Venturiho trubici. Tento zákon lze také nazývat rovnice kontinuity a je aplikací zákona zachování hmoty. Zákon zachování hmoty říká, že množství hmoty do děje vstupujícího se rovná množství hmoty z děje vystupujícího. [8]



Obr. 5 Proudění v trubici proměnného průřezu [8]

Na obr. 5 výše je znázorněna proudová trubice s proměnným průřezem. Aby byl zachován zákon zachování hmoty, musí v určitém časovém intervalu protéci každým místem trubice protéci stejné množství vzduchu. Pokud uvažujeme vzduch za nestlačitelné prostředí, bude množství hmoty protékající jednotlivými průřezy rovno součinu rychlosti a plochy průřezu. Protože v nestlačitelném prostředí nedochází ke změně hustoty, lze zákon o spojitosti proudění napsat ve tvaru: [8]

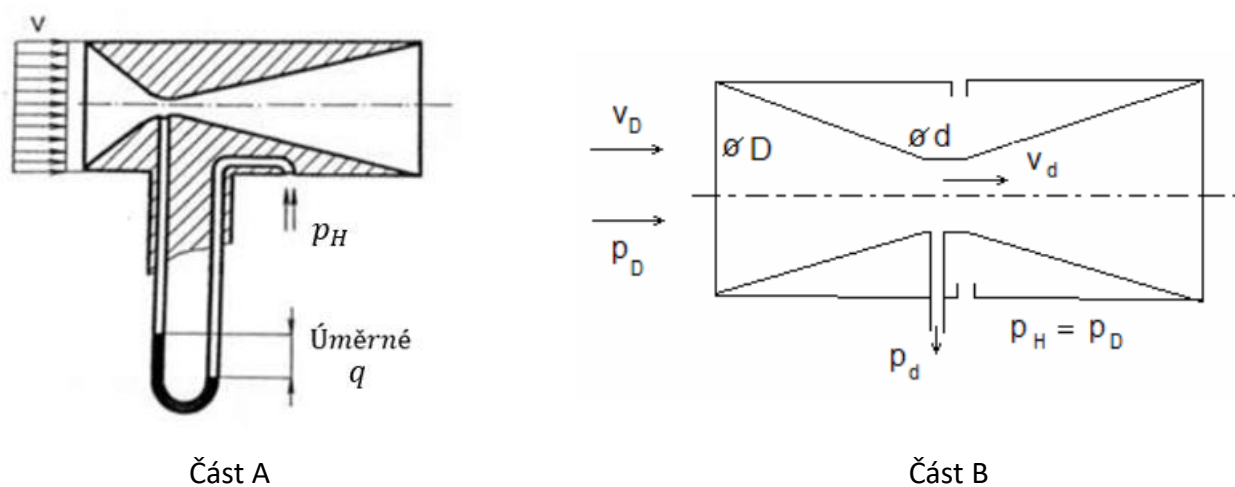
$$v_1 * S_1 = v_2 * S_2 \quad (1.4)$$

Symbol „v„ označuje rychlost proudění, symbol „S„ plochu průřezu trubice. Index „1“ označuje průřez 1 a index „2“ označuje průřez 2.

Z rovnice 1.4 vyplývá, že čím je plocha průřezu větší, tím je menší rychlost proudění v tomto místě a naopak, tedy čím je plocha průřezu menší, tím je větší rychlost proudění v tomto místě.

### 1.3.1. Venturiho trubice

Venturiho trubice má tvar dvou kuželů, které jsou spojeny v nejužším místě. Vzduch vstupující do kužele, jehož průřez se zmenšuje, se urychluje a tlak klesá. Výsledkem je poměr tlaku v nejužší části trubice a statického tlaku, který se měří na vnějších pláštích trubice. Venturiho trubice je vhodná pro měření nízkých rychlostí (do 400 km/h), kde rozdíl tlaků je malý. Venturiho trubice se používala zejména v počátcích letectví, kdy letadla nedosahovala vysokých rychlostí. V dnešní době je možné najít Venturiho trubici např. na vrtulnících, u kterých se rychlost pohybuje běžně i ve velmi malých hodnotách. [7]



Obr. 6 Venturiho trubice [7]

### Postup získání kalibračních rovnic pro ceichování rychloměru s Venturiho trubicí:

Při pohybu v rozmezí malých rychlostí může být vzduch považován za nestlačitelný (hustota vzduchu se při protékání sondou nemění), a proto pro určení rychlosti postačí Bernoulliho rovnice 2.1.

$$p_D + \frac{1}{2} * \rho_H * v_D^2 = p_d + \frac{1}{2} * \rho_H * v_d^2 \quad (2.1)$$

Pro definování kalibračních rovnic je dále potřeba vycházet z rovnice kontinuity, ze které vyjádříme rychlost proudu vzduchu:

$$v_D * S_D = v_d * S_d \quad \rightarrow \quad v_D * \frac{\pi * D^2}{4} = v_d * \frac{\pi * d^2}{4} \quad \rightarrow$$
$$v_d = v_D * \left(\frac{D}{d}\right)^2 \quad (2.2)$$

Dosazením rovnice 2.2 do Bernoulliho rovnice 2.1, získáme výraz:

$$\Delta p = p_D - p_d = \frac{1}{2} * \rho_H * v_D^2 * \left[ \left(\frac{D}{d}\right)^4 - 1 \right] \quad (2.3)$$

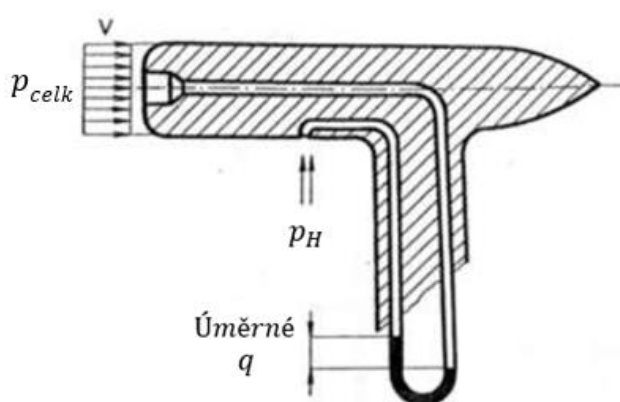
Rychlost proudění vzduchu v průřezu „ $S_D$ “ je stejná jako rychlost nerušeného proudu vzduchu a tedy naše měřená rychlost „ $v$ “. Tlak vzduchu v prostoru průřezu „ $S_D$ “ je rovněž stejný jako statický tlak vzduchu  $p_H = p_D$ . Rovnici 2.3. lze zapsat do finálního tvaru:

$$v = v_D = \sqrt{\frac{2 * \Delta p}{\rho_H * \left[ \left(\frac{D}{d}\right)^4 - 1 \right]}} \quad (2.4)$$

Z rovnice 2.4 vyplývá, že rychlost je funkcí rozdílu tlaku „ $\Delta p$ “ a poměru průřezů  $D/d$  Venturiho trubice. Hustota vzduchu „ $\rho_H$ “ je stanovena jako konstantní. Nevýhodou je, že tato sonda má poměrně velký aerodynamický odpor, a jelikož pracuje se zvýšenou rychlostí v nejužší části hrdla, stává se citlivější na stlačitelné prostředí. Proto jsou Venturiho trubice při vyšších rychlostech nevyhovující. [7]

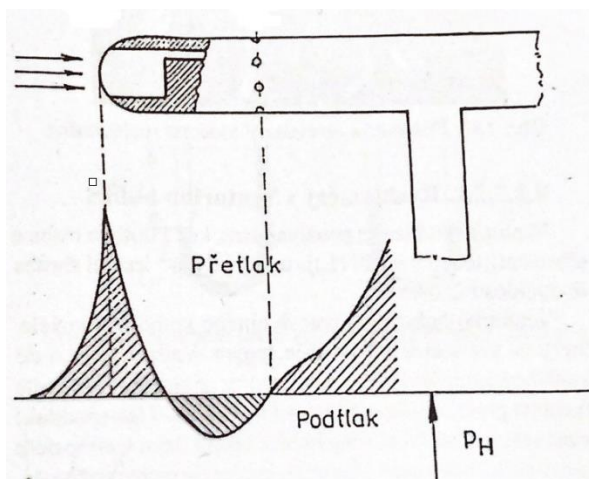
### 1.3.2. Pitot-statická trubice

Pitot-statická trubice je kombinace pitotovi trubice a snímačů statického tlaku. Pitot-statická trubice je většinou kruhového průřezu, jejíž čelní část má obvykle kruhový, polokruhový, či ogivální tvar. Na povrchu trubice jsou rozmístěny otvory, sloužící ke snímání statického tlaku. Vstupní otvor na čele trubice slouží ke snímání celkového tlaku. Tyto tlaky jsou následně pomocí potrubí přenášeny např. do rychloměru, který indikuje vzdušnou rychlost. Tento systém používá většina letadel. Je vhodný pro měření nízkých (do 400 km/h) i vysokých rychlostí (až  $M > 3$ ). Pitot-statická trubice může být vybavena vyhřívacím tělískem, sloužící jako ochrana proti námraze, a kanálkem pro odvedení vody. [7]



Obr. 7 Pitot-statická trubice

Vzdálenost umístění otvorů pro snímání statického tlaku od čela trubice, záleží na rychlostech pro které je navržena. Čím je pitot-statická trubice určena pro vyšší rychlosti, tím je větší vzdálenost otvorů pro snímání statického tlaku od čela trubice snímající celkový tlak. Cílem je umístit otvory do takové vzdálenosti, aby byly co nejméně ovlivněny přetlakem či podtlakem způsobeným obtékáním trubice – viz. obr. 8. [8]



Obr. 8 Rozložení tlaků na pitot-statické trubici [8]

### Postup získání kalibračních rovnic pro cejchování rychloměru s pitot-statickou trubicí:

Pro získání výsledného vztahu mezi rychlostí a jednotlivými tlaky je třeba aplikovat Bernoulliho rovnici. Parametry nerozrušeného proudu vzduchu před pitot-statickou trubicí jsou označeny symboly s indexem „H“. Parametry charakterizující proud vzduchu v otvoru celkového tlaku jsou označeny symboly s indexem 1.

$$p_H + \frac{1}{2} * \rho_H * v^2 = p_1 + \frac{1}{2} * \rho_H * v_1^2 \quad (3.1)$$

Po natlakování soustavy celkového tlaku klesne rychlost „ $v_1$ “ v otvoru na nulu. Bernoulliho rovnice se dá zapsat ve tvaru:

$$p_{celk} = p_1 = p_H + \frac{1}{2} * \rho_H * v^2 \quad (3.2)$$

kde člen „ $p_1$ “ se dá zapsat jako celkový tlak označený jako „ $p_{celk}$ “. Z tohoto výrazu vyplývá, že celkový tlak je součet statického tlaku  $p_H$  a dynamického tlaku, který si označíme symbolem „ $q$ “.

$$p_{celk} = p_H + q \quad (3.3)$$

Dosažením rovnice 3.3 do upravené Bernoulliho rovnice 3.2 se získá konečná rovnice pro cejchování rychloměru s pitot-statickou trubicí. [7]

$$v = \sqrt{2 * \frac{p_{celk} - p_H}{\rho}} = \sqrt{2 * \frac{q}{\rho}} \quad (3.4) ; \quad q = \frac{1}{2} * \rho_H * v^2 \quad (3.5) [7]$$

Hustota vzduchu se stanoví podle Mezinárodní standardní atmosféry pro danou výšku. Rychlost tedy závisí pouze na dynamickém tlaku. Dynamický tlak ovšem nelze měřit, proto musíme měřit celkový a statický tlak, jejichž rozdílem je tlak dynamický.

### Postup odvození jednotky ze vzorce pro výpočet rychlosti pomocí pitot-statické trubice

Dosažením do základního vzorce 3.4 pro výpočet rychlosti hodnoty celkového a statického tlaku v jednotce Pascal – [Pa] a hustotu vzduchu v jednotce [kg/m<sup>3</sup>], výsledná hodnota rychlosti bude v jednotce [m/s].

Jednotku tlaku Pascal lze vyjádřit jako:

$$Pa = \frac{N}{m^2} = \frac{kg * m}{m^2 * s^2} = \frac{kg}{m * s^2}$$



Po dosažení a provedení potřebných úprav popsanych níže se získá výsledná jednotka rychlosti [m/s].

$$v = \sqrt{2 * \frac{p_{celk} - p_H}{\rho}} \Rightarrow \sqrt{\frac{Pa}{\frac{kg}{m^3}}} = \sqrt{\frac{\frac{kg}{m * s^2}}{\frac{kg}{m^3}}} = \sqrt{\frac{m^2}{s^2}} = \frac{m}{s} \quad (4.1)$$

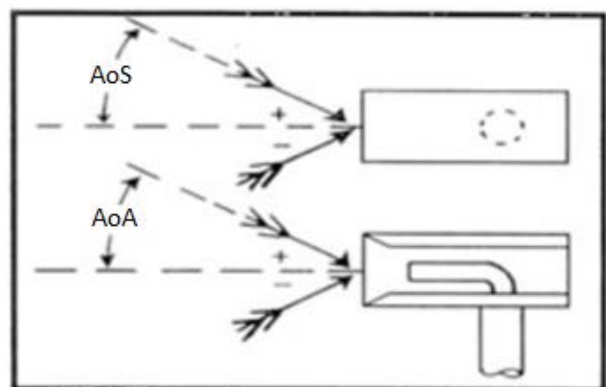
### 1.3.3. Kielova sonda

Kielova sonda je kombinace Pitotovi trubice a Venturiho trubice. Výhoda této sondy je malá citlivost na směr proudění (úhel mezi podélnou osou trubice a směrem nabíhajícího proudu vzduchu). Přípustný odklon sondy od směru proudění činí zhruba  $\pm 40^\circ$ . [9] Kielova sonda se v současné době, ani historicky, nepoužívá na letadlech. Kielova sonda se v současnosti uplatňuje například při zdokonalování aerodynamiky závodních vozů F1.

Kielova sonda se na letadlech nepoužívá, protože klasická pitot-statická trubice dosahuje větší přesnosti v nulových a malých nenulových úhlech náběhu, což je pro letadla vyhovující. [26] Jelikož je Kielova sonda kombinací Pitotovi trubice a Venturiho trubice, tak je pravděpodobné, že bude mít i větší hmotnost než klasická pitot-statická trubice. Vstupní část Kielovi sondy, která má zužující se tvar, by se dala využít při řešení daných problémů při měření horizontální rychlosti u VTOL prostředků při velkých AoA a AoS. Jedním z možných řešení problému pitot-statické trubice při snímání tlaků ve velkých úhlech náběhu může být použití zužujícího se tvaru vstupní části u pitot-statické trubice, tak jak je tomu i Kielovi sondy.



Část A



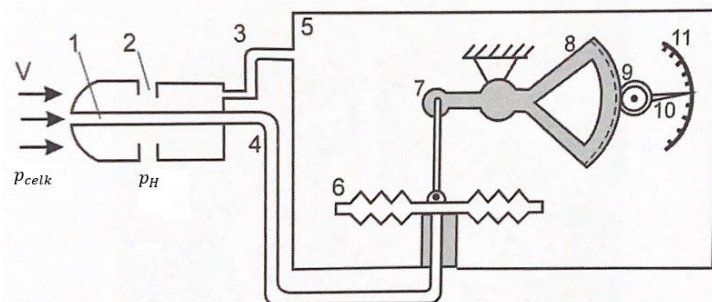
Část B

Obr. 9 Část A - Kielova sonda; Část B - Kielova sonda – úhly proudění [10]

## 1.4. Rychloměr s pitot-statickou trubicí

Schéma rychloměru s pitot-statickou trubicí je zobrazeno na obr. 10. Celkový tlak je přiváděn vedením do tlakoměrné krabice (6). Statický tlak je přiváděn do pouzdra přístroje (5). Rychloměr je v podstatě diferenční tlakoměr, který měří rozdíl mezi celkovým a statickým tlakem, tedy dynamický tlak. Přes převodní mechanismy je dynamický tlak indikován na stupnici, která je již cejchována většinou v jednotkách km/h, nebo knotech (námořní míle za hodinu). Rychloměr ukazuje Indikovanou vzdušnou rychlost – IAS. [8]

Indikovaná vzdušná rychlost je totožná s Pravou vzdušnou rychlostí pouze ve výšce 0 m (na hladině moře). IAS je se vzrůstající výškou nižší než TAS, která zohledňuje pokles hustoty vzduchu s vzrůstající výškou. Do rychloměru je možno zavádět hustotní korekci a to tak, že do převodového mechanismu je zařazena tlakoměrná krabice, která mění převodový poměr na základě statického tlaku. S hustotní korekcí, tedy TAS, je potřeba počítat při navigačních výpočtech. [8]



- 1 – snímač celkového tlaku, 2 – snímač statického tlaku,
- 3 – vedení stat.tlaku, 4 – vedení celkového tlaku,
- 5 – těleso přístroje, 6 – barokrabice (Vidiho),
- 7 – převodový mechanismus, 8, 9 – ozubený převod,
- 10 – ukazatel, 11 – stupnice

Obr. 10 Schéma rychloměru s pitot-statickou trubicí [8]

## 1.5. Nedostatky – Pitot-statická trubice

Při snímání celkového a statického tlaku se vyskytují jisté problémy a chyby popsané níže v jednotlivých podkapitolách.

### 1.5.1. Polohová chyba

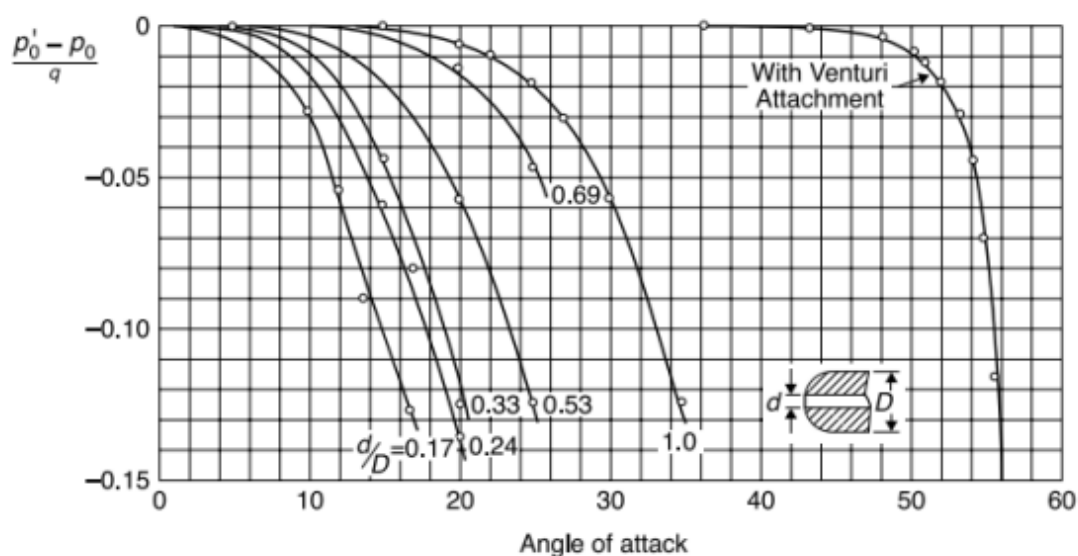
Polohová chyba je způsobena nevhodným umístěním snímačů na letadle. Pitot-statická trubice se umísťuje do míst, kde je proudění vzduchu co nejméně ovlivněno letadlem, například před před trupu, nebo před náběžnou hranu křídla. U dopravních letadel bývá pitot-

statická trubice umístěna na bocích přídě v blízkosti pilotní kabiny. U vrtulníků se dá umístit na spodek trupu, aby byla co nejméně ovlivněna proudem vzduchu od rotorů. Otvory pro snímání statického tlaku bývají rozmístěny v určité vzdálenosti rovnoměrně po obvodu trubice. Toto rozmístění otvorů pro snímání statického tlaku je z důvodu, aby chyby způsobené obtékáním trubice byly minimální. [11]

### 1.5.2. Tvar a rozměry pitot-statické trubice

Rozměry a tvar pitot-statické trubice ovlivňují její vlastnosti, zejména přesnost snímání celkového a statického tlaku při nenulových úhlech náběhu a vybočení. Pokud není podélná osa trubice a směr nabíhajícího proudu vzduchu rovnoběžný, pak naměřený tlak nemusí odpovídat skutečnému tlaku. [11] Velikost chyby při snímání obou tlaků se dá do určitého úhlu náběhu zanedbávat, protože odchylky jsou minimální. Velikost vlivu úhlu náběhu je závislý také na poměru vstupního průměru sondy  $d$  a vnějšího průměru sondy  $D$ . Závislost tlakové difference na úhlu náběhu a geometrie trubice je znázorněna na obr. 11.

Z diagramu na obr. 11 vyplývá, že měření samozřejmě záleží na geometrii trubice, ovšem obecně lze říct, že u klasické pitot-statické trubice dochází k výrazným nepřesnostem v snímání tlaků přibližně od 10-20 stupňů úhlu náběhu. Na diagramu je také znázorněna tzv. Kielova sonda, která by měla zajistit přesná měření až do úhlů náběhu okolo 40 stupňů.

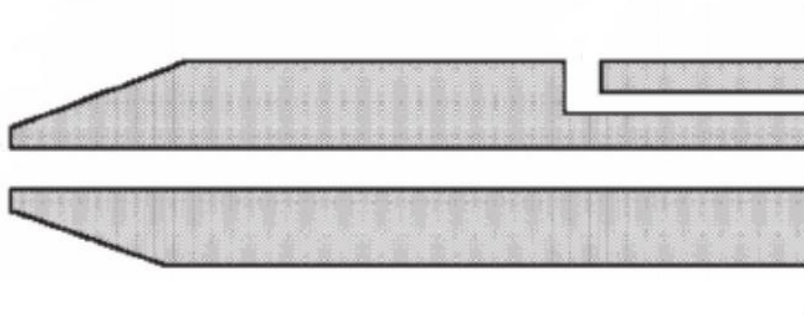


Obr. 11 Závislost tlakové difference na úhlu náběhu [12]

### 1.5.3. Problémy VTOL prostředků

Běžná letadla, která používají pitot-statickou trubici, či její variace, se při běžných letových polohách nedostávají do situací, kdy by je problém s velkým úhlem mezi podélnou osou trubice a směrem nabíhajícího proudu zatěžoval. Pohybují se totiž v polohách, kdy úhel mezi podélnou osou pitot-statické trubice a směrem nabíhajícího vzduchu se pohybuje v přípustných mezích pro přesnou indikaci. Problém ovšem nastává v případě, pokud by měla být použita pitot-statická trubice s běžnou geometrií pro měření horizontální dopředné rychlosti u VTOL prostředků, konkrétně například u multikoptér, či vrtulníků.

Běžná geometrie pitot-statické trubice, která se používá ve většině případů, je znázorněna na následujícím obr. 12. Vstup celkového tlaku je kruhový a dále se nerozšiřuje, ani nezužuje. Vstupy statického tlaku jsou rovnoměrně umístěny v určité vzdálenosti po obvodu trubice.



Obr. 12 Geometrie pitot-statické trubice

Drony, či vrtulníky se při dopředném horizontálním letu mohou dostávat do polohy, ve které je úhel mezi osou pitot-statické trubice a směrem nabíhajícího proudu vzduchu výrazně větší než u běžných letadel. Tento úhel může pohybovat v rozmezí až  $\pm 40^\circ$ , a to jak krátkodobě, tak dlouhodobě. Problém nastává, pokud by se VTOL prostředek pohyboval právě v této poloze dlouhodobě, tak měření pomocí klasické pitot-statické trubice bez jakékoliv úpravy by bylo naprosto nevyhovující. Geometrie klasické pitot-statické trubice není pro snímání tlaků v této poloze navržena. Problém je hlavně ve snímání celkového tlaku, protože otvor pro snímání celkového tlaku je na trubici jen jeden a při zvětšujícím se úhlu náběhu přesnost jeho indikace klesá. Cílem této práce je navrhnout úpravu vstupu celkového tlaku do pitot-statické trubice tak, aby řešila tento problém. Výsledkem práce by měla být pitot-statická trubice, která dokáže s větší přesností, než současný stav, snímat tlaky jak při nulových, tak i velkých nenulových úhlech ( $\pm 40^\circ$ ) mezi podélnou osou trubice a směrem nabíhajícího proudu vzduchu. Upravená pitot-statická trubice by tím pádem měla i přesněji indikovat dopřednou rychlost při

horizontálním letu ve velkém rozmezí úhlů náběhu. Upravená trubice by se dala využít pro spolehlivé měření rychlosti na určitých druzích VTOL prostředků, např. na multikoptérách a vrtulnících.

#### **1.5.4. Kombinace Pitot-statické trubice a indikátorů úhlu náběhu a bočního skluzu**

Jednou z možností, jak řešit problém spojený se snímáním tlaků při velkých úhlech náběhu/úhlech skluzu, je vybavit pitot-statickou trubicí indikátorem úhlu náběhu, či indikátorem bočního skluzu. Při experimentálním testování se dá zjistit, k jak velkým odchylkám od skutečné rychlosti při měření při jednotlivých úhlech náběhu a úhlech bočního skluzu dochází. Tyto odchylky pro jednotlivé úhly náběhu by následně bylo možno softwarově zavádět pro opravu naměřené rychlosti.

Přidáním indikátorů úhlu náběhu a bočního skluzu se ovšem navýší i celková hmotnost zařízení, což je v letectví obecně nežádoucí jev. U malých VTOL prostředků by také mohlo docházet k chybám v indikaci úhlů náběhu a bočního skluzu z důvodu ovlivnění indikátorů proudem vzduchu od rotorů. Na obr. 13 níže je vidět, jak by mohla kombinace pitot-statické trubice a indikátoru úhlu náběhu vypadat. Kombinace pitot-statické trubice s indikátorem úhlu náběhu a indikátorem bočního skluzu se nachází také na obr. 19 v podkapitole 1.6.4.



Obr. 13 Pitot-statická trubice v kombinaci s indikátorem úhlu náběhu [13]

### **1.6. Pitot-statické trubice pro VTOL prostředky**

V této podkapitole jsou uvedeny příklady komerčně dostupných pitot-statických sond pro UAV s různou konstrukcí (konkrétně například pro drony, nebo UAV s pevnými křídly) a pro vrtulníky. Jsou zde popsány jejich základní parametry a vlastnosti.

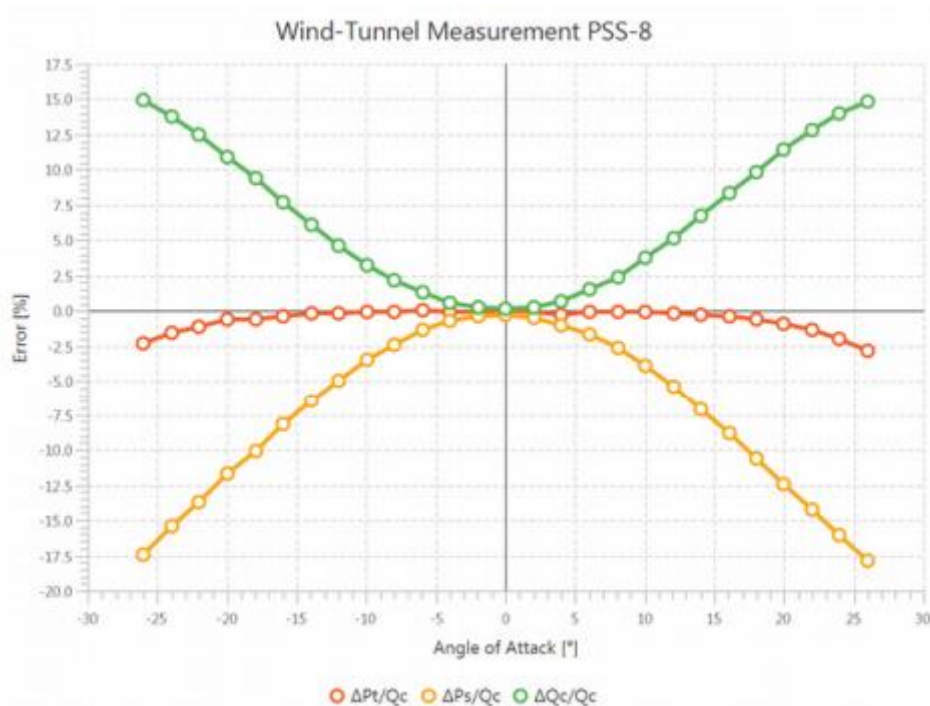
### 1.6.1. PSS-8 Pitot-Static Mount

Pitot-statická trubice PSS-8 od švýcarské firmy Simtec AG je optimalizována pro menší UAV. PSS-8 je vyrobena z uhlíkových vláken a leteckého hliníku pro dosažení maximální tuhosti. Vstupy statického tlaku jsou vyvrtány rovnoměrně po obvodu do hliníkové trubice.



Obr. 14 Pitot-statická trubice PSS-8 [14]

Trubice byla navržena a testována ve větrném tunelu pro dosažení největší výkonnosti při nulových, ale i velkých úhlech náběhu (AoA – Angle of Attack) a při bočním skluzu (AoS – Angle of Side-slip). Velikost chyb v procentech v závislosti na AoA ve stupních je znázorněn na diagramu na obr. 15. Tento obrázek vyjadřuje tuto závislost vůči skutečnému dynamickému tlaku „Qc„ (correct reference pressure). Symbol „Pt„ označuje celkový tlak a symbol „Ps„ statický tlak. Na diagramu lze také vidět, že zařízení má stejné vlastnosti v kladných i záporných úhlech náběhu. [14]



Obr. 15 Vlastnosti PSS-8 změřené v aerodynamickém tunelu [14]

### 1.6.2. PSS-8LS / L-Shaped Pitot-Static Probe

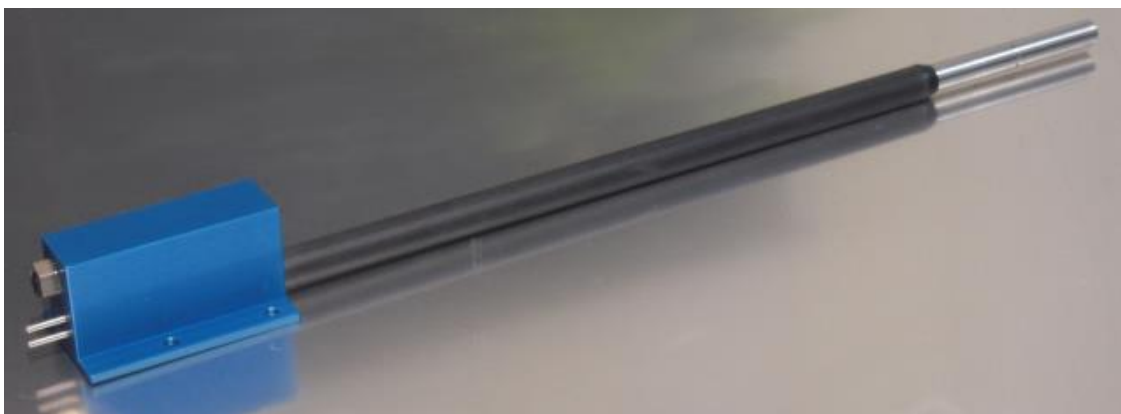
Modifikací předchozí trubice PSS-8 od firmy Simtec AG je pitot-statická trubice PSS-8LS, která je určena pro menší UAV. Vstupní hliníková část trubice je totožná, liší se pouze v tvaru, tato trubice je tvarovaná do tvaru L. Tato trubice má tedy i stejné vlastnosti jako PSS-8, které jsou znázorněny na obr. 15. Pro některé UAV může být tvar trubice do L výhodný, pokud se tento tvar hodí pro umístění trubice do nerušeného proudu vzduchu. [15]



Obr. 16 Pitot-statická trubice PSS-8LS [15]

### 1.6.3. Heated Pitot-Static Probe HPS-1

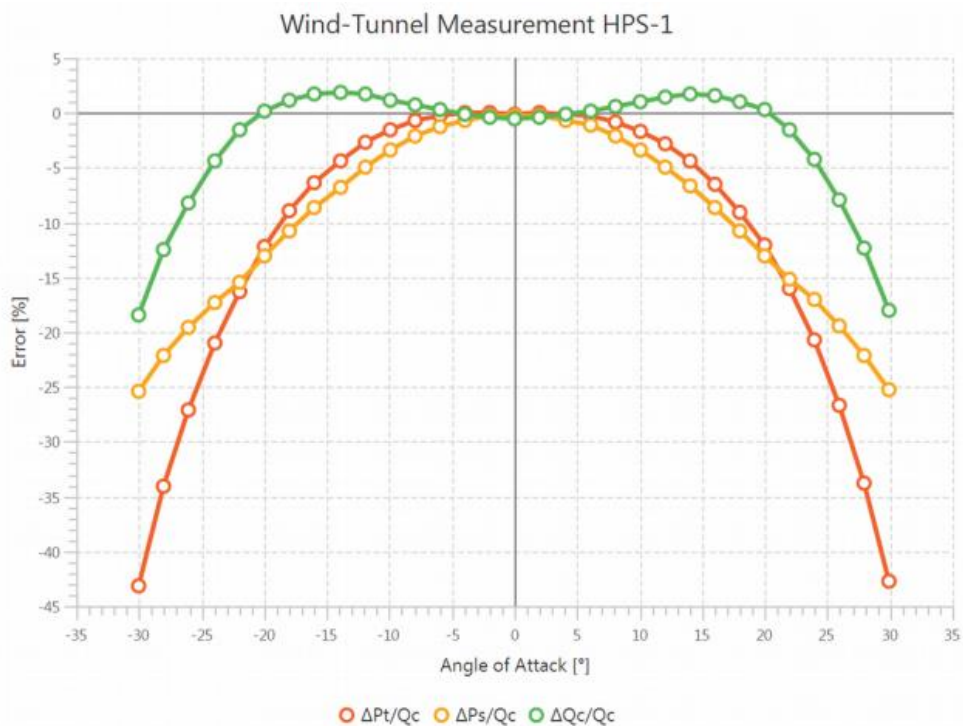
Pitot-statická trubice HPS-1 od firmy Simtec AG je primárně určena pro UAV a RPA - (Remotely piloted aircraft), což jsou dálkově řízené letouny. HPS-1 je vybavena systémy vyhřívání a odvodu vlhkosti. Systém vyhřívání zabraňuje akumulaci námrazy a je ovládán elektronicky s možností automatického zapnutí a vypnutí. Systém odvodu vlhkosti zajišťuje, aby se voda, či led nedostal do tlakového potrubí, ale byl odváděn ven z trubice. Tyto systémy zabraňují akumulaci námrazy a vlhkosti. Tato trubice je vyrobena z nerezové oceli, uhlíkových vláken a leteckého hliníku. [16]



Obr. 17 Pitot statická trubice HPS-1 [16]



Na obr. 18 níže se nachází charakteristika této pitot-statické trubice.



Obr. 18 Vlastnosti HPS-1 změřené v aerodynamickém tunelu [16]

#### 1.6.4. Flight Test Boom FTB-1

FTB-1 je navržena a určena primárně pro multikoptéry a UAV. FTB-1 vychází z pitot-statické trubice PSS-8, která je prodloužena a vybavena navíc indikátorem úhlu náběhu (AoA) a indikátorem bočního skluzu (AoS). Pokud je zařízení také vybaveno snímačem OAT (Outside Air Temperature), díky němuž je toto zařízení ve spolupráci s vhodným ADC (Air Data Computer) schopno dopočítávat další letové parametry, jako například TAS. Snímače úhlu náběhu a bočního skluzu jsou schopny snímat v rozsahu  $\pm 140^\circ$ . FTB-1 byla navržena a vyvíjena speciálně pro UAV a drony. FTB-1 je vyrobena z uhlíkových vláken a leteckého hliníku. [17]



Obr. 19 FTB-1 [17]



### 1.6.5. Helicopter air data system - HADS

Tento systém od firmy Meggitt Avionics je určen primárně pro vrtulníky. HADS dokáže snímat úhly proudění, celkový tlak, statický tlak a teplotu v rozsahu celé letové obálky, díky tomu, že je plně otočný. V kombinaci s GPS je tento systém schopen také určovat aktuální směr a rychlost větru. Tento systém se používá na vrtulnících jako např. AH-64D Longbow Apache, AH-1F /AH-1Z Cobra, nebo A-129 Mangusta [18]



Obr. 20 HADS – Helicopter Air Data System [18]

### 1.6.6. Pitot-statická trubice - UAV Factory

Pitot-statická trubice od firmy UAV Factory je určena pro malé UAV a je vyrobena z uhlíkových vláken a leteckého hliníku. Váha trubice je 41 gramů a výrobce říká, že se jedná o nejlehčí komerčně dostupnou pitot-statickou trubicí. Standartní délka trubice je 238 mm. Dostupná je ve verzi bez, nebo s vyhříváním. [19]



Obr. 21 Pitot-statická trubice – UAV Factory [19]

## 1.7. Shrnutí

Z přehledu komerčně dostupných pitot-statických trubic jsou vidět možné přístupy k řešení problému při snímání tlaků při velkých AoA a AoS. Trubice PSS-8/ PSS8-LS se daný problém snaží řešit úpravou geometrie trubice. Zařízení FTB-1 se snaží řešit daný problém pevnou trubicí doplněnou o indikátory úhlu náběhu a bočního skluzu. Systém HADS řeší daný problém pomocí aktivního natáčení celé trubice do horizontální polohy.

Přístup osadit pevnou pitot-statickou trubicí indikátory AoA/AoS, nebo systém aktivního natáčení trubice do horizontální polohy, přinese nepochybně určitou hmotnost navíc a u malých VTOL prostředků, by to mohlo mít negativní vliv. Další nevýhoda těchto dvou řešeních může nastat při nevhodném umístění těchto systémů. Např. u dronů, by proud vzduchu od rotorů mohl negativně ovlivnit indikaci AoA/AoS, nebo také natáčení celé trubice. Úprava geometrie pevné pitot-statické trubice, tak aby snímala i při velkých úhlech náběhu, se jeví jako nejvýhodnější varianta. Optimalizací geometrie vstupu celkového tlaku do pitot-statické trubice, by se mohlo dát zajistit přesné snímání tlaků ve velkém rozsahu úhlů náběhu.

## 2. Metody

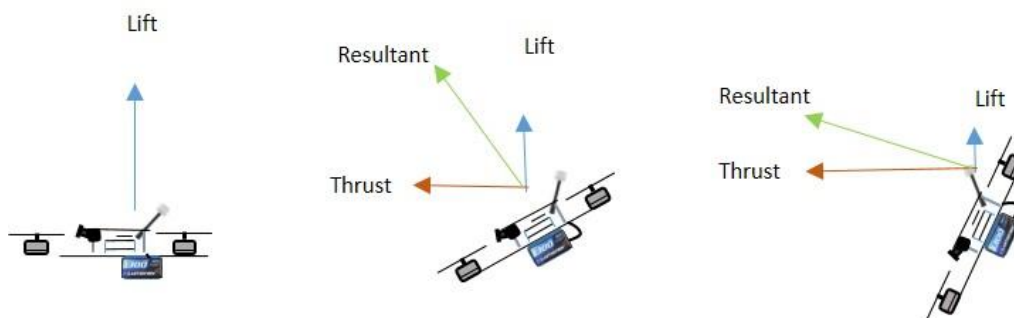
Při vývoji nového zařízení, či součásti, je obecně potřeba provádět testování. Během testů se může spousta věcí ověřit, upravit, nalézt skryté problémy a optimalizovat řešení do finální podoby. U leteckých součástí je testování naprosto nutnou podmínkou. Jedním z důvodů jsou aerodynamické vlastnosti, které je potřeba optimalizovat. Tato práce se zabývá návrhem úpravy pitot-statické trubice, která snímá celkový a statický tlak. Je zcela jasné, že během vývoje je potřeba tuto novou úpravu testovat a upravovat do finální podoby.

Jednou z možností je zjišťovat chování proudění experimentálně. Experimentální ověření je v mnoha případech časově a finančně náročné. V některých případech, kde se vyskytují složité fyzikální jevy, je dokonce experimentální ověření nemožné. Druhou možností jsou CFD simulace, neboli matematicko-fyzikální numerické řešení proudění tekutin. CFD simulace mohou také snížit časové i finanční náklady. V praxi se většinou oba přístupy kombinují. [20]

V případě této práce se využilo právě zmíněných kombinací obou možností. V první fázi bylo nutné provést CFD simulace z důvodu optimalizace geometrie trubice pro snímání i ve velkých úhlech náběhu. V další fázi se nové návrhy experimentálně otestovaly.

### 2.1. Návrhy úprav pitot-statické trubice pro použití na VTOL prostředcích

Problémy spojené se snímáním tlaků pomocí běžně používané pitot-statické trubice byly popsány v předešlé kapitole. Jedná se především o problém snímání tlaků při velkých úhlech ( $\pm 40^\circ$ ) mezi podélnou osou trubice a směrem nabíhajícího proudu. Některé VTOL prostředky, konkrétně např. multikoptéry se při dopředném horizontálním letu dostávají velice často do polohy, kdy je právě úhel mezi podélnou osou trubice a směrem nabíhajícího proudu velký a měření rychlosti pomocí klasické pitot-statické trubice by bylo v těchto polohách nepřesné. Čím rychleji se dron pohybuje, tím větší je tento úhel, tato závislost je znázorněna na obr. 22.



Obr. 22 Závislost úhlu náklonu na dopředné rychlosti

Aby bylo možné použít pitot-statickou trubici pro měření rychlosti na multikoptérách, je potřeba upravit vstupní část trubice, kde do ní vstupuje celkový tlak tak, aby snímala jak při nulových úhlech náběhu, tak i při velkých úhlech náběhu.

### 2.1.1. Referenční pitot-statická trubice

Jako referenční pitot-statická trubice byla vybrána komerčně dostupná pitot-statická trubice určená pro bezpilotní systémy znázorněná na obr. 23. Tato trubice byla využita pro referenční měření a pro následné porovnání dosažených výsledků pomocí nových upravených pitot-statických trubic. Úpravy referenční pitot-statické trubice se týkaly pouze tvaru vstupní části trubice tak, aby byla schopna přesně snímat celkový tlak i při velkých úhlech náběhu.

Referenční pitot-statická trubice je sestavena z vnitřní a vnější trubice. Na konci jsou obě trubice vyvedeny a připraveny pro připojení gumového potrubí, kterým je celkový a statický tlak veden dále do senzoru snímání rychlosti vzduchu. Pro účely této práce byl použit senzor blíže popsany v kapitole 2.3. Vstupní část trubice je tvořena samostatnou, oddělitelnou částí, která je vsunuta mezi vnitřní a vnější trubici, viz obr. 23. Jednotlivé návrhy úprav vstupní části trubice byly navrženy, otestovány pomocí CFD simulací a poté vyrobeny pomocí tisku na 3D tiskárně. Tyto nové návrhy vstupních částí pitot-statické trubice jsou vyměnitelné a dají se vsouvat mezi vnější a vnitřní trubici tak, jak tomu bylo u původní referenční. Nové návrhy úprav vstupní části trubice byly po vyrobení otestovány ve větrném tunelu.



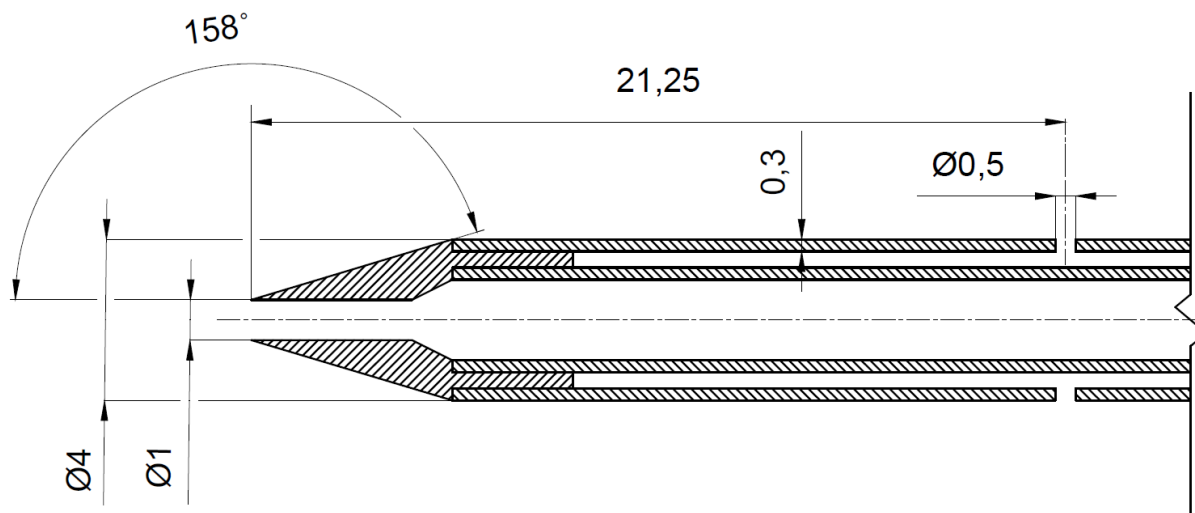
Obr. 23 Referenční pitot-statická trubice

### 2.1.2. Geometrie CFD modelů

Tvar a rozměry nových návrhů vstupních částí trubíc vznikaly a byly postupně optimalizovány pomocí 2D CFD simulací pro přesné snímání tlaků ve velkém rozsahu úhlů náběhů. Tato podkapitola obsahuje tvary a rozměry referenční pitot-statické trubice a jednotlivých úprav.

#### Referenční pitot-statická trubice

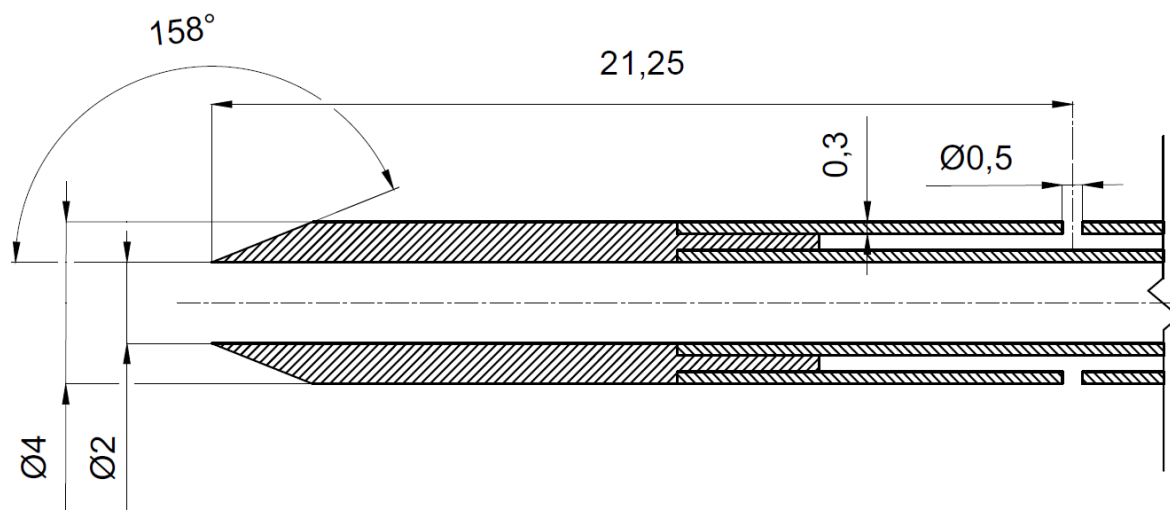
Celková délka referenční trubice je 80 mm. Vstupní otvor pro celkový tlak má průměr 1 mm. Vnější průměr trubice je 4 mm. Vstupní otvory pro statický tlak jsou rovnoměrně rozmístěny po obvodu trubice, jsou celkem čtyři o průměru 0,5 mm. Osa vstupů statického tlaku do trubice je vzdálena 21,25 mm od začátku trubice. Tloušťka stěny trubíc je 0,3 mm. Rozměry a tvar této trubice jsou znázorněny na obr. 24 níže.



Obr. 24 Tvar a rozměry referenční pitot-statické trubice

#### Úprava č.1

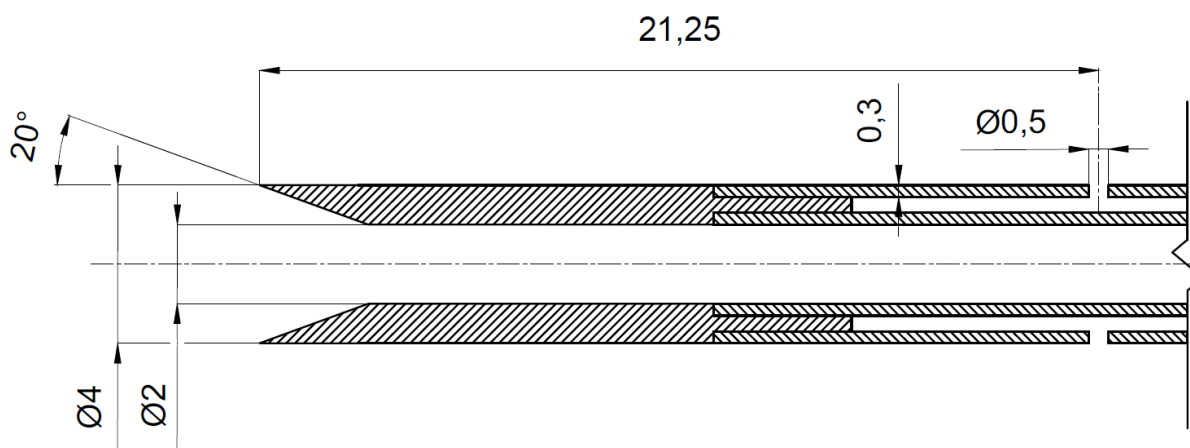
Po provedení CFD simulací referenční pitot-statické trubice bylo viditelné, že pro snímání celkového tlaku ve větších úhlech bude potřeba zvětšit vstupní otvor. První úprava vstupní části do trubice tedy spočívá ve zvětšení průměru vstupního otvoru pro celkový tlak z původního 1 mm na 2 mm. Celková délka pitot-statické trubice je stejná jako u referenční, tedy 80 mm. Otvory pro snímání statického tlaku jsou zachovány ve stejné vzdálenosti. Rozměry a tvar této úpravy jsou znázorněny na obr. 25.



Obr. 25 Tvar a rozměry úpravy č.1

### Úprava č.2

Druhý způsob zvětšení průměru otvoru pro snímání celkového tlaku byl navržen podle schématu na obr. 29. Jedná se o zvětšení průměru vstupního otvoru na 4 mm. Tento vstup se následně pod úhlem 20° zužuje na 2 mm. Tato úprava by podle CFD simulací měla zajistit větší rozsah úhlů, pro snímání celkového tlaku. Celková délka trubice je zachována na původních 80 mm. Otvory pro snímání statického tlaku jsou zachovány ve stejné vzdálenosti. Tvar a rozměry a tvar této úpravy jsou znázorněny na obr. 26.

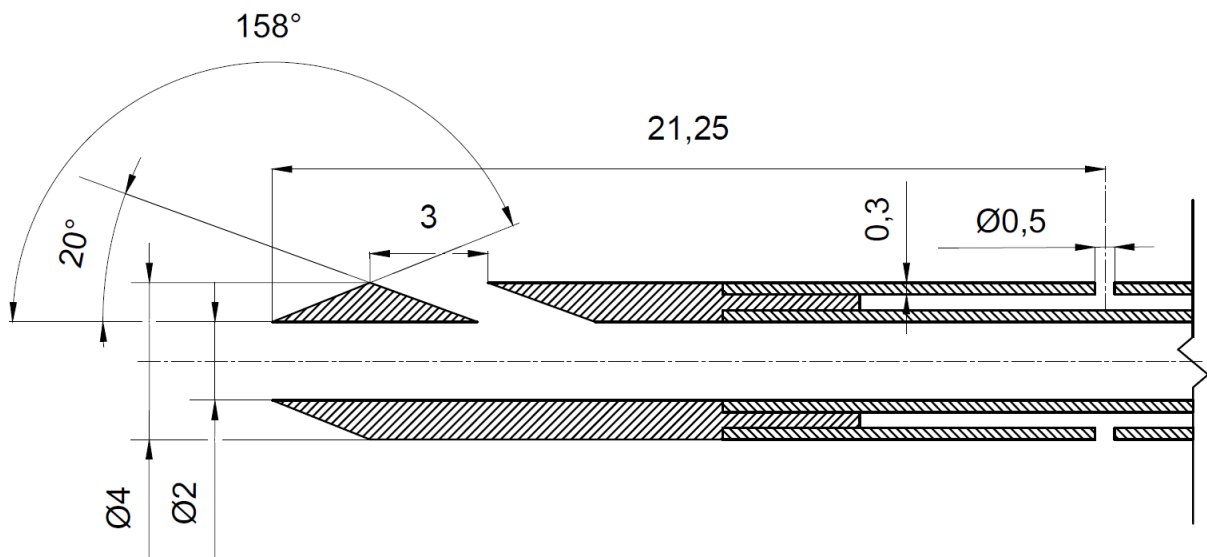


Obr. 26 Tvar a rozměry úpravy č.2

### Úprava č.3

Podle CFD simulací předchozích návrhů bylo vidět, že jsou schopny snímat celkový tlak přibližně do úhlu 20°. Tato informace je také vidět v kapitole 1 (obr. 15, obr. 18) u charakteristik jednotlivých komerčně dostupných pitot-statických trubic. Tento návrh vychází

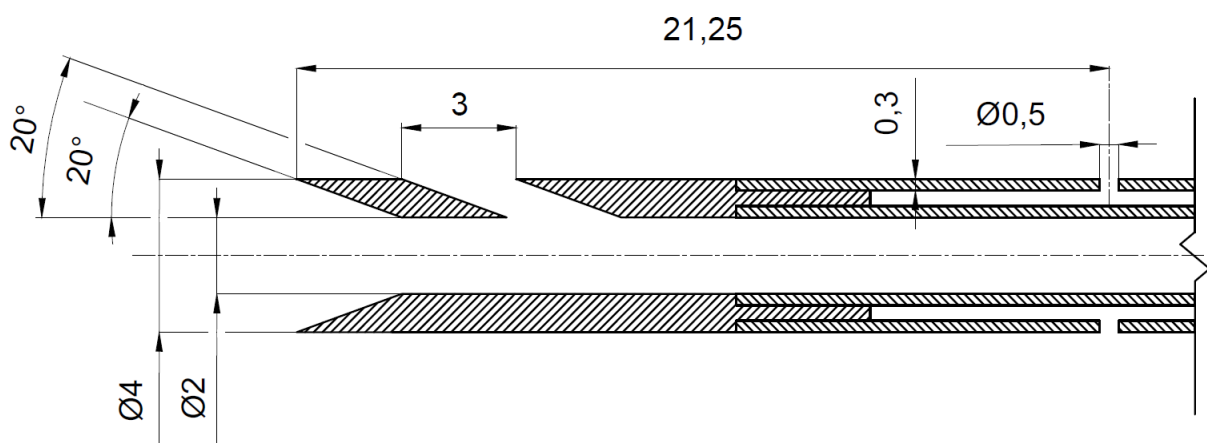
z tvaru a rozměrů úpravy č.1, která je doplněna pouze o vstupní otvor na horní straně trubice a má tedy celkem dva vstupy celkového tlaku. Tento otvor vstupuje do trubice právě pod úhlem  $20^\circ$  a má velikost 3 mm. Konkrétní úhel byl zvolen jako nejvhodnější na základě CFD simulací předchozích úprav, a jeho účel je umožnit vstup vzduchu do trubice i při větších negativních úhlech náběhů, do kterých se např. drony často dostávají. Rozměry a tvar této úpravy jsou znázorněny na obr. 27.



Obr. 27 Tvar a rozměry úpravy č.3

#### Úprava č.4

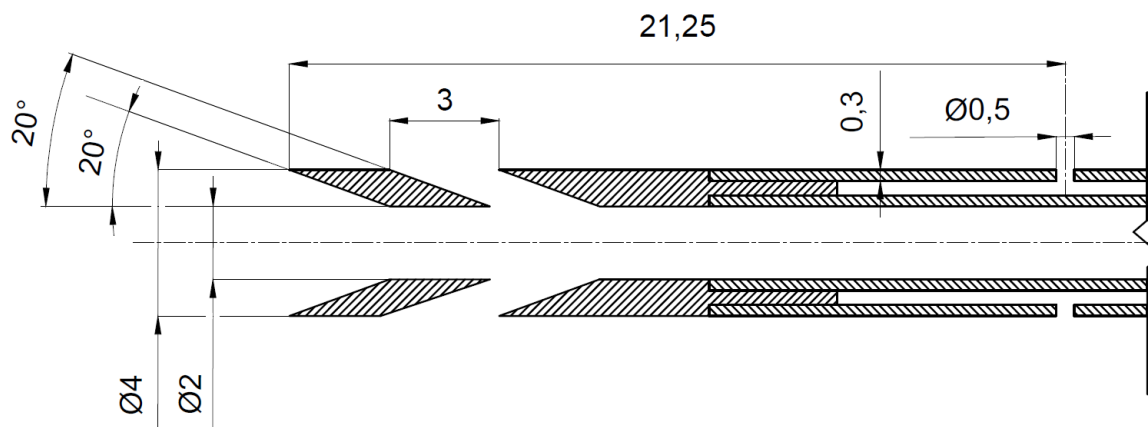
Stejnou úvahou jako úprava č.3, vznikla úprava č.4. Ovšem tvar a rozměry této úpravy vychází z návrhu úpravy č.2, která je doplněna pouze o vstupní otvor na horní straně trubice a má tedy celkem dva vstupy celkového tlaku. Tento otvor opět vstupuje do trubice pod úhlem  $20^\circ$  a má velikost 3 mm. Rozměry a tvar této úpravy jsou znázorněny na obr. 28.



Obr. 28 Tvar a rozměry úpravy č.4

## Úprava č.5

Předchozí úpravy byly navrženy pro snímání celkového tlaku ve velkém rozsahu negativních úhlů náběhu, do kterých se drony často dostávají. Tato úprava vychází z návrhu úpravy č.4, která je doplněna o vstupní otvor i na dolní straně trubice a má tedy celkem tři vstupy celkového tlaku. Účelem této úpravy je umožnit vstup vzduchu do trubice jak při negativních úhlech náběhů, tak i kladných. Nový otvor na dolní straně vstupuje do trubice opět pod úhlem 20°. Rozměry a tvar této úpravy jsou znázorněny na obr. 29.



Obr. 29 Tvar a rozměry úpravy č.5

### 2.1.3. Geometrie 3D modelů

Nově navržené části byly vytisknuty na 3D tiskárně od firmy Anycubic, konkrétně na typu Photon Mono X. Jedná se o resinovou 3D tiskárnu, jež jako materiál nepoužívá filamenty, ale pryskyřici (resin) vytvrzovanou světelným zdrojem. Nově navržené části byly vytisknuty konkrétně metodou SLA, u které je pryskyřice vytvrzována UV laserem.

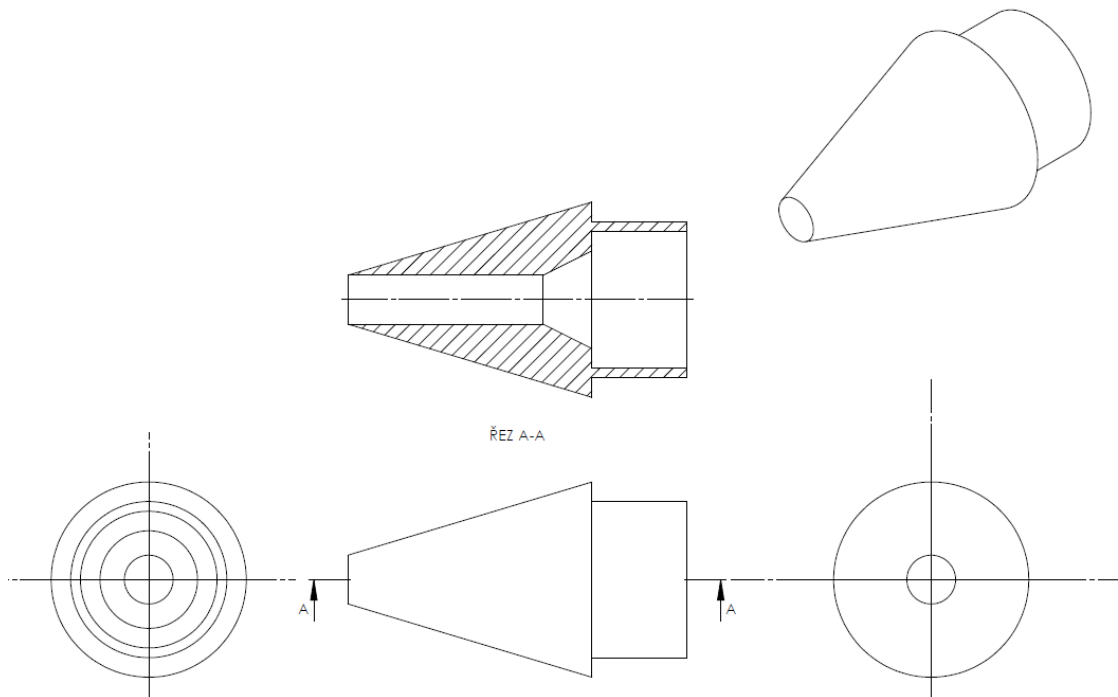


Obr. 30 Vstupní části do pitot-statické trubice – 3D tisk



## Referenční pitot-statická trubice

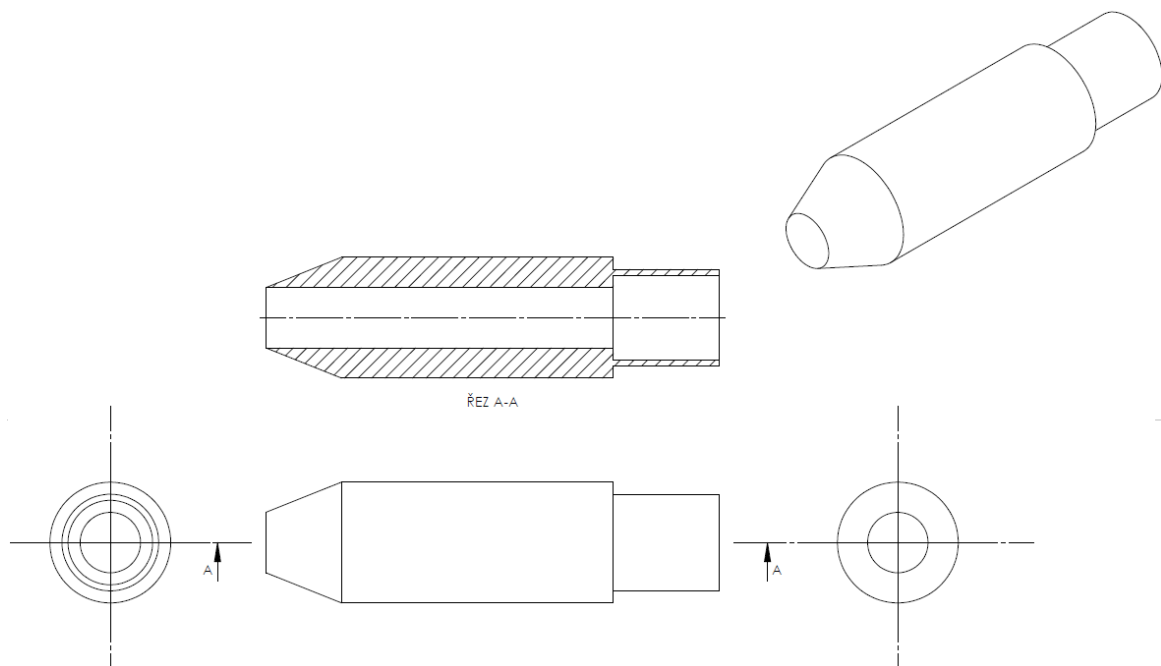
Tato vstupní část do pitot-statické trubice, znázorněná na obr. 31, byla instalována na zakoupené pitot-statické trubici. Pro účely této práce sloužila pro referenční měření a dosažené výsledky pomocí nových úprav se porovnávaly oproti této variantě.



Obr. 31 Vstupní část do referenční pitot-statické trubice

## Úprava č.1

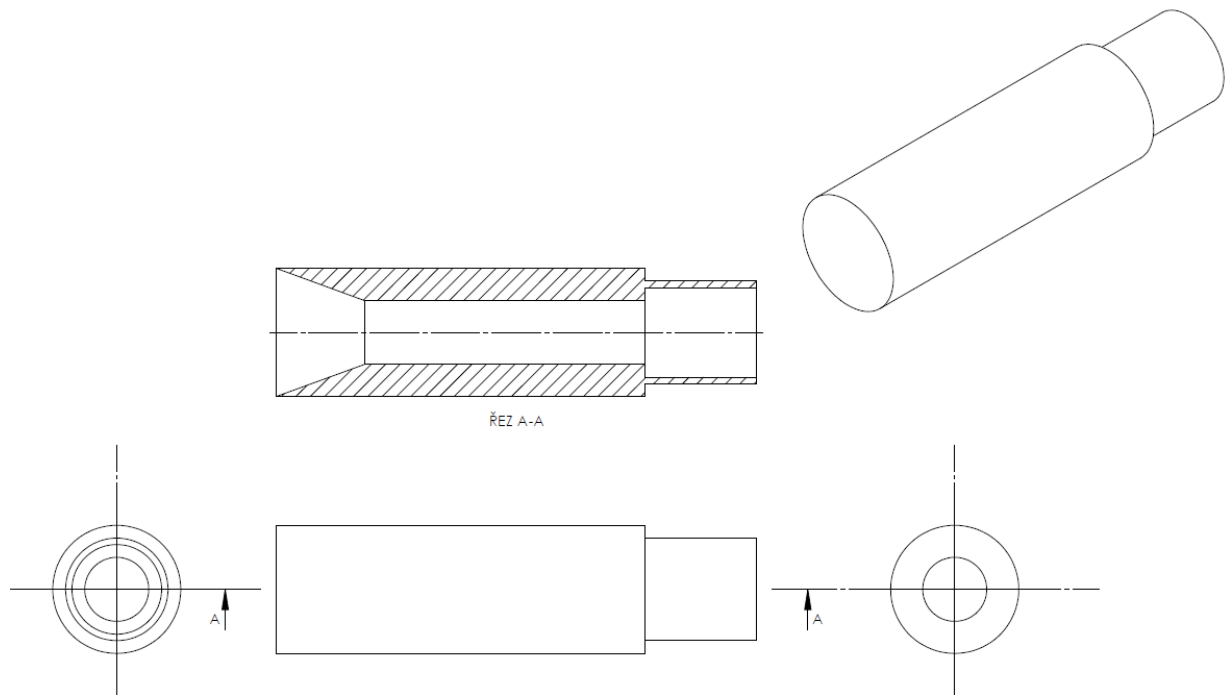
Úprava č.1, jejíž tvar byl popsán v podkapitole 2.1.2. je znázorněna i na následujícím obr. 32.



Obr. 32 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č. 1

### Úprava č.2

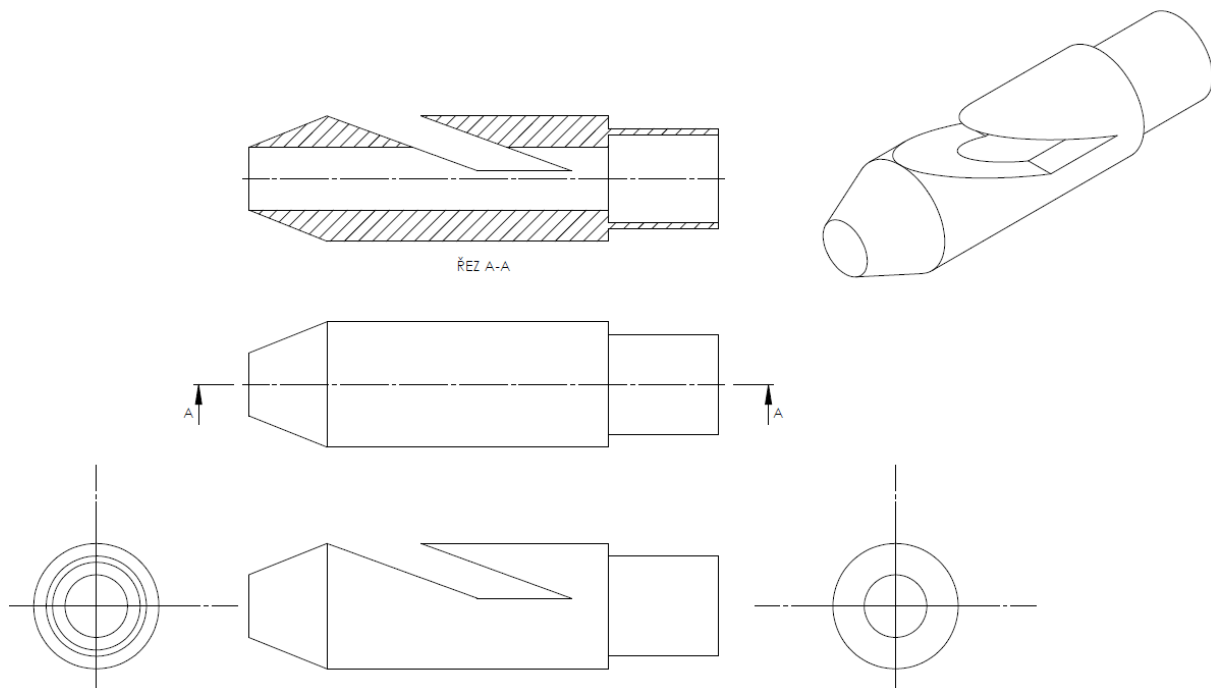
Úprava č.2, jejíž tvar byl popsán v podkapitole 2.1.2. je znázorněna i na následujícím obr. 33.



Obr. 33 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č. 2

### Úprava č.3

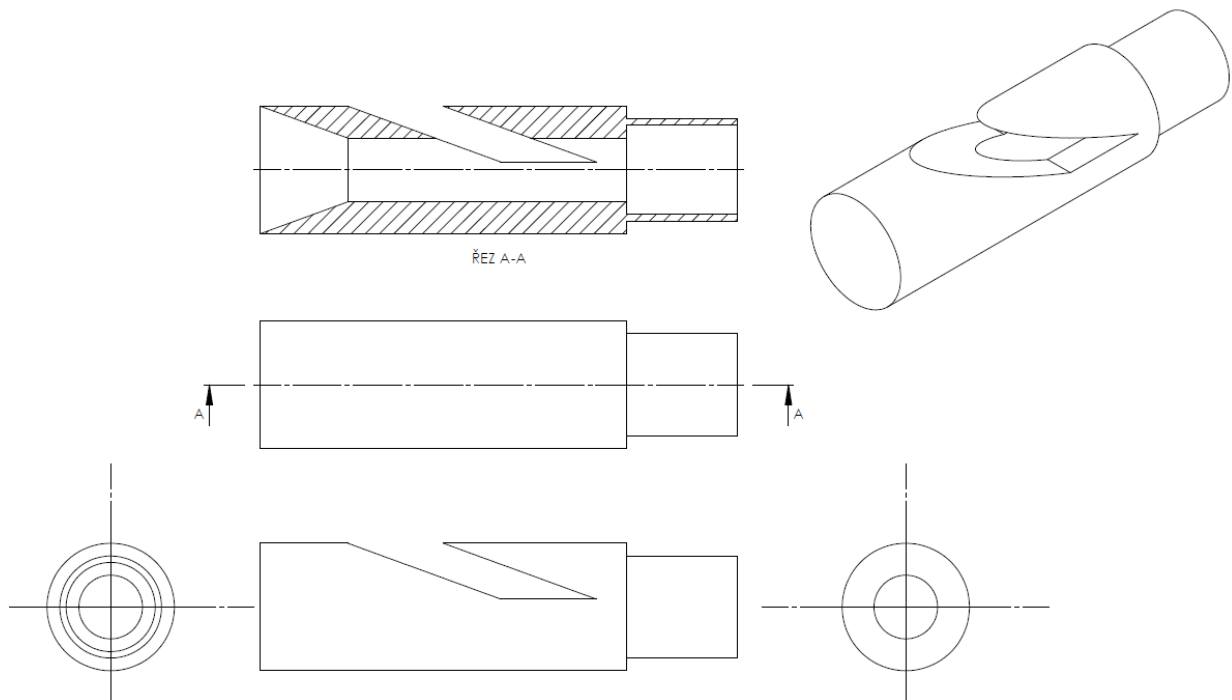
Úprava č.3, jejíž tvar byl popsán v podkapitole 2.1.2. je znázorněna i na následujícím obr. 34.



Obr. 34 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č.3

#### Úprava č.4

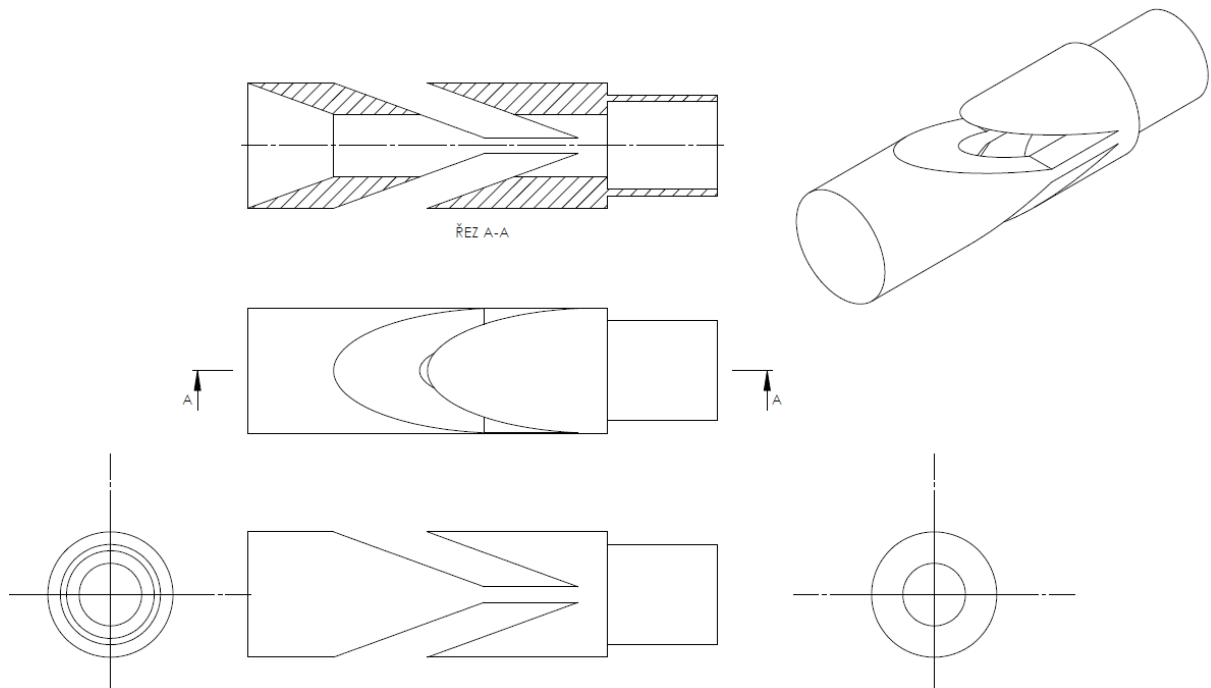
Úprava č.4, jejíž tvar byl popsán v podkapitole 2.1.2. je znázorněna i na následujícím obr. 35.



Obr. 35 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č.4

#### Úprava č.5

Úprava č.5, jejíž tvar byl popsán v podkapitole 2.1.2. je znázorněna i na následujícím obr. 36.



Obr. 36 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č.5

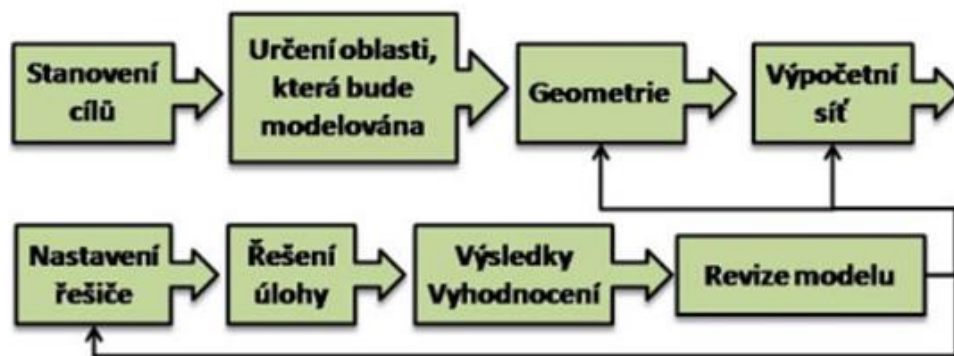
## 2.2. CFD simulace

Zkratka CFD vychází ze slov Computational Fluid Dynamics. CFD simulace lze použít např. pro zobrazení rychlostního pole, teplotního pole nebo pro určování tlakových ztrát. CFD výpočty pomáhají levně a rychle a stanovit vliv a chování tekutiny nebo porovnávat a optimalizovat geometrické parametry zařízení. [21] Hlavní výhodou těchto simulací je to, že je možno otestovat chování virtuálního modelu (v případě této práce pitot-statické trubice) v různých situacích a za různých podmínek, bez nutnosti vyrábět fyzický model. Čím přesněji model nastavíme, tím více se bude blížit reálné situaci, ovšem téměř vždy dochází k jistému zjednodušení.

CFD simulace se dají pro účely předložené diplomové práce využít na otestování a optimalizaci geometrie pitot-statické trubice pro potřebné účely. Po provedení CFD simulací se vyrobí fyzický model a následně provede experimentální testování. Lze se tím vyhnout výrobě velkého množství prototypů, jejichž nevhodnost pro daný účel by se ukázala během experimentálního ověření. Aby byly CFD simulace přínosem, je potřeba také umět správně interpretovat jejich výsledky.

Při nastavování CFD simulací je v první řadě potřeba si stanovit oblast, která bude modelována. Následně je potřeba definovat geometrii dané oblasti. Z geometrie se odstraní části, které nemají na proudění vliv a vytvoří se výpočetní síť. Dále je potřeba nastavit počáteční a okrajové podmínky, materiálové vlastnosti a další parametry podle typu úlohy a použitých modelů. Další fází jsou samotné výpočty a poté vyhodnocení výsledků. Na základě získaných výsledků je důležité provést kontrolu modelu. Poté již následuje zhodnocení získaných výsledků. [20]

Na obr. 37 je znázorněno zjednodušené schéma postupu při výpočtech proudění tekutiny pomocí simulačních nástrojů. Obecný postup nastavení je popsán v odstavci výše. Pokud jsou výsledky neuspokojivé, je potřeba provést revizi modelu. Revizi modelu lze provést změnou geometrie, výpočetní sítě nebo změnou nastavení řešiče, to znamená změnit počáteční podmínky, nebo další parametry dle typu úlohy a použitého modelu.



Obr. 37 Postup při výpočtech proudění tekutiny pomocí simulačních nástrojů [20]

Jak již bylo zmíněno, před výrobou prvních fyzických modelů (prototypů) je z pohledu časových i finančních nákladů výhodné nové návrhy vstupů do pitot-statické trubice prvně otestovat pomocí CFD simulací. Pro dosažení co nejlepších výsledků během těchto simulací byly tvary a rozměry prvotních návrhů postupně upravovány a optimalizovány až do výsledné podoby, které jsou znázorněny v předchozích podkapitolách.

Simulace byly provedeny pro referenční pitot-statickou trubici a pro nové úpravy pitot-statické trubice. Simulace byly provedeny pro záporné úhly náběhu, kterých se daný problém se snímáním tlaků týká. Každá úprava byla otestována pro rychlosti: 5 m/s; 10 m/s; 15 m/s. Každá simulace začínala při nastavení úhlu náběhu 0° a postupně byl úhel náběhu měněn po 5-ti stupňových krocích. Simulace byly provedeny pro jeden stav, jako CFX simulace. V přílohách práce se nachází kompletní výsledky zaznamenané v tabulkách a grafické znázornění rozložení tlakového pole při jednotlivých simulacích.

### 2.3. Experimentální ověření

Aerodynamický tunel je zařízení, které vytváří ovladatelný vzdušný proud, v němž je možno zkoumat aerodynamické vlastnosti těles. [22] Po provedení CFD simulací a následném vyrobení fyzického modelu, byla ověřena jeho funkčnost v reálném prostředí. Pro experimentální ověření pitot-statických trubic v rámci diplomové práce byl použit aerodynamický tunel, který je popsán v níže v této podkapitole.

## **Princip relativnosti proudění**

Funkce aerodynamického tunelu je založena na principu relativnosti proudění, který spočívá v tom, že proudové poměry a velikost aerodynamických sil se v okolí tělesa nezmění v následujících případech:

- Těleso se pohybuje v klidném prostředí.
- Těleso stojí a je ofukováno proudem vzduchu, který má stejnou rychlost, ale opačný smysl.

Z výše uvedeného tedy plyne, že je lhostejné, zda těleso stojí a pohybuje se vzduch, či naopak. Princip relativnosti proudění umožňuje nejen využití aerodynamických tunelů, ale také využití při výuce a teoretických rozborech v aerodynamice a mechanice letu. [8]

Experimentální ověření proběhlo ve větrném tunelu a bylo provedeno pro referenční pitot-statickou trubici a pro nové úpravy. Při testování byl nastaven frekvenční měnič, který ovládá otáčky elektromotoru (RPM), na hodnotu frekvence 25 Hz. Toto nastavení odpovídalo rychlosti 3,60 m/s. Testování vždy začínalo při nulovém úhlu náběhu a postupně po 10-ti stupňových krocích byl úhel náběhu zvyšován. Některé úpravy byly částečně otestovány i po 5-ti stupňových krocích ve změně úhlu náběhu za účelem přesnějších výsledků zejména při velkých úhlech náběhu. Měření pro každý úhel náběhu trvalo přibližně 120 vteřin s frekvencí zápisu 2 Hz. Pro každý úhel náběhu se naměřilo okolo 240 vzorků.

## **Větrný tunel**

Referenční a upravené pitot-statické trubice byly testovány na experimentálním aerodynamickém tunelu otevřeného typu, který byl vytvořen pro účely Katedry letecké dopravy Žilinské univerzity v Žilině. Jedná se o samonosnou dřevěnou konstrukci složenou ze čtyř navzájem propojených částí (vstupní kužel, testovací část, difuzor a pohonná jednotka). Pohonná jednotka je v případě tohoto tunelu ventilátor, který je osazený na výstupu difuzoru. [23] Tento tunel se nachází na následujícím obr. 38.



Obr. 38 Aerodynamický tunel – Žilinská univerzita v Žilině [23]

### **Stojan pro uchycení pitot-statické trubice**

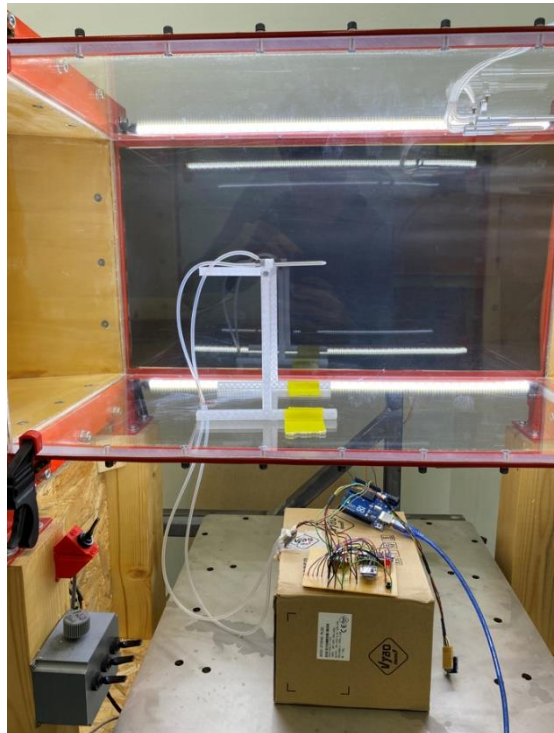
Pro uchycení pitot-statických trubic uvnitř větrného tunelu byl použit tento stojan, který byl vymodelován a následně vytisknut na 3D tiskárně Original Prusa i3 MK3S+. Jako materiál pro tisk byl použit filament Prusament PETG Clear. Stojan se skládá ze dvou podstavných nohou a dále uprostřed se nachází část pro uchycení pitot-statické trubice. Podstavné nohy a prostřední část stojanu jsou spojeny pomocí matice a šroubu na obou stranách, kterými je možno nastavit požadovaný úhel náběhu. Na následujícím obr. 39 níže je znázorněn tento stojan s uchycenou pitot-statickou trubicí. Délka podstavné nohy je 160 mm, výška podstavné nohy je 170 mm a šířka celého stojanu je 160 mm.



Obr. 39 Stojan pro uchycení pitot-statické trubice

## Zařízení pro snímání rychlosti vzduchu

Z pitot-statické trubice je gumovým potrubím veden celkový a statický tlak do senzoru snímání rychlosti vzduchu (mRo I2C Airspeed Sensor JST-GH - MS4525DO). Pro účely této práce byl tento senzor použit jako součást zařízení pro měření letových parametrů multikoptér, které je navrženo k zaznamenávání letových parametrů VTOL prostředků. Zařízení dokáže zaznamenávat šest letových parametrů, například vzdušnou rychlost, magnetický kurz, atmosférický tlak, zrychlení nebo gyroskopická data. Prototyp tohoto zařízení byl vytvořen na open-source platformě Arduino od společnosti Atmel. Celková hmotnost zařízení je 162 gramů. [24]



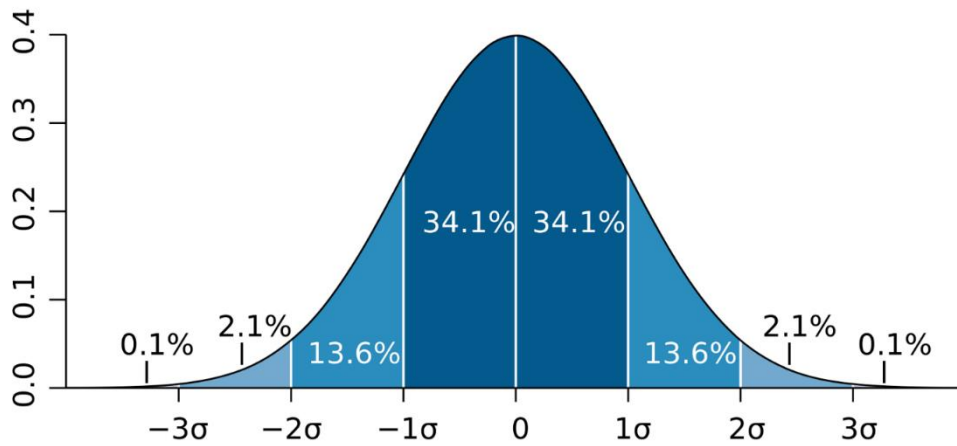
Obr. 40 Zařízení pro měření letových parametrů multikoptér připojeno na pitot-statickou trubicí ve větrném tunelu

### 2.3.1. Zpracování dat

Při každém měření v tunelu s frekvencí zápisu 2 Hz, které trvalo přibližně 120 vteřin, bylo zaznamenáno okolo 240 vzorků. Z naměřených hodnot rychlostí pro danou úpravu a konkrétní úhel náběhu byl následně vypočítán aritmetický průměr a směrodatná odchylka ( $\sigma$ ). Dané parametry byly poté použity pro grafické znázornění závislosti naměřené rychlosti na hodnotě úhlu náběhu.



Na grafech zachycující hodnotu průměrné rychlosti v závislosti na úhlu náběhu je také znázorněna směrodatná odchylka  $\pm\sigma$  (červená čára) od hodnoty průměrné rychlosti (modrá čára). Uvažujeme-li normální rozdělení (Gaussova křivka), tak v tomto intervalu  $\pm 1\sigma$  okolo průměrné rychlosti se nachází správný výsledek s pravděpodobností 68,27%. Pokud bychom do grafu vynesli interval  $\pm 2\sigma$  okolo průměrné rychlosti, dostáváme pravděpodobnost 95,45%. Rozptyl  $\pm 3\sigma$  se rovná pravděpodobnosti 99,73%. [27]

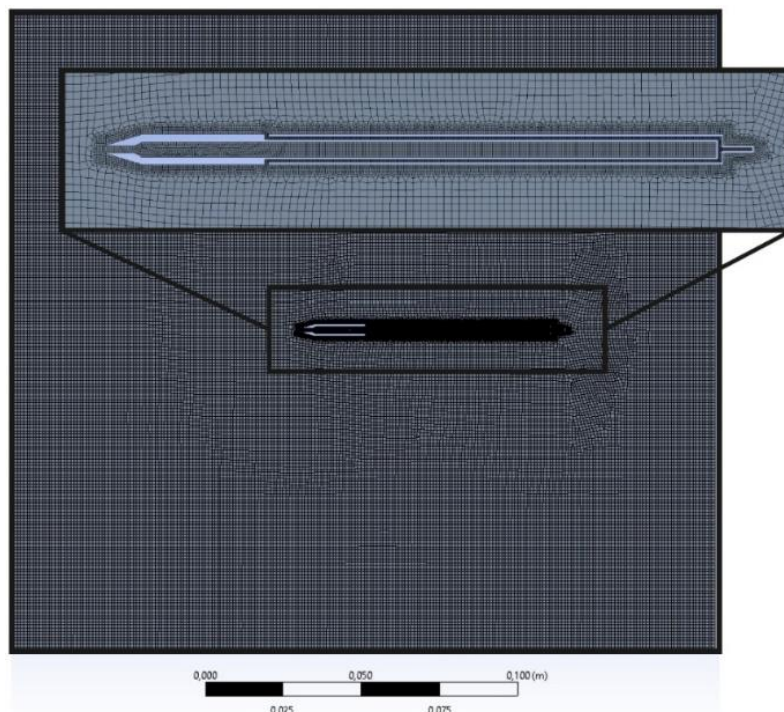


Obr. 41 Normální rozdělení (Gaussova křivka) [27]

### 3. Prezentace výsledků

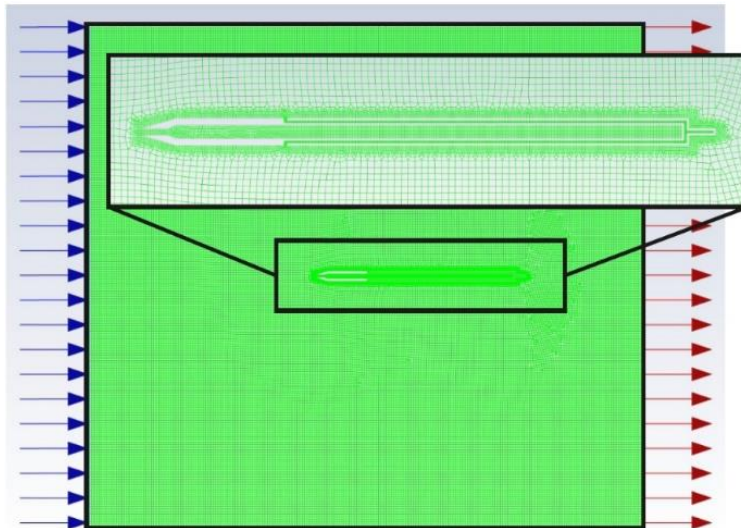
#### 3.1. CFD simulace - výsledky

Simulace byly provedeny metodou konečných objemů (FVM – Finite Volume Method) v programu ANSYS. Všechny simulace byly provedeny ve 2D a byla použita geometrie, která je znázorněna v podkapitole 2.1.2. Výpočetní mřížka pro nulové úhly náklonu byla definována jako dominantní čtyřúhelníková a pro nenulové úhly náklonu jako trojúhelníková. Čtyřúhelníková výpočetní síť obsahovala více než 50 tisíc buněk, trojúhelníková více než 110 tisíc. Výpočetní síť byla u všech simulací lokálně zahuštěna okolo všech hran trubice, jak je vidět na obr. 42 níže.



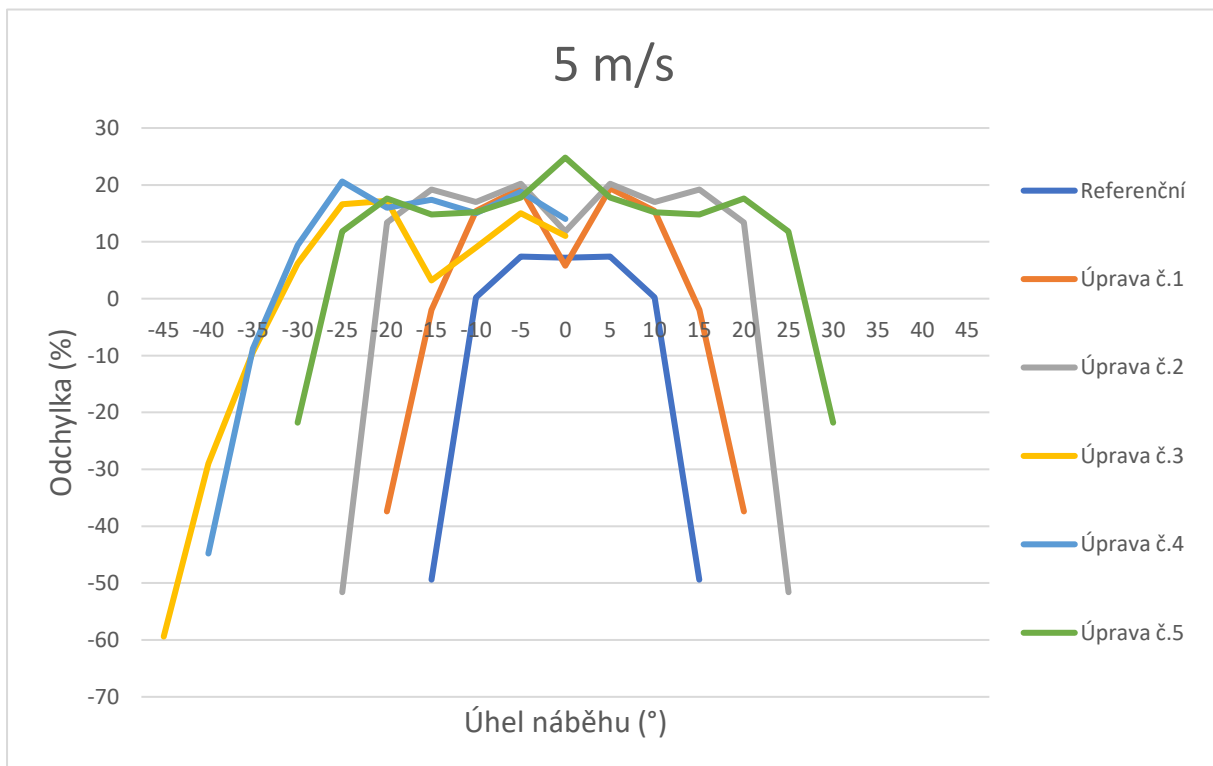
Obr. 42 Zahuštění výpočetní sítě

Trubice byla v simulacích umístěna do prostředí znázorněném na obr. 43 níže, kde modré šipky znázorňují vstup vzduchu a červené odtok vzduchu. Simulace byly provedeny pro 3 rychlosti (5 m/s; 10 m/s; 15 m/s) pod různými úhly náběhu (u některých úprav až do  $-45^\circ$ ) pitot-statické trubice. Úhel náběhu se postupně měnil po 5-ti stupňových krocích.

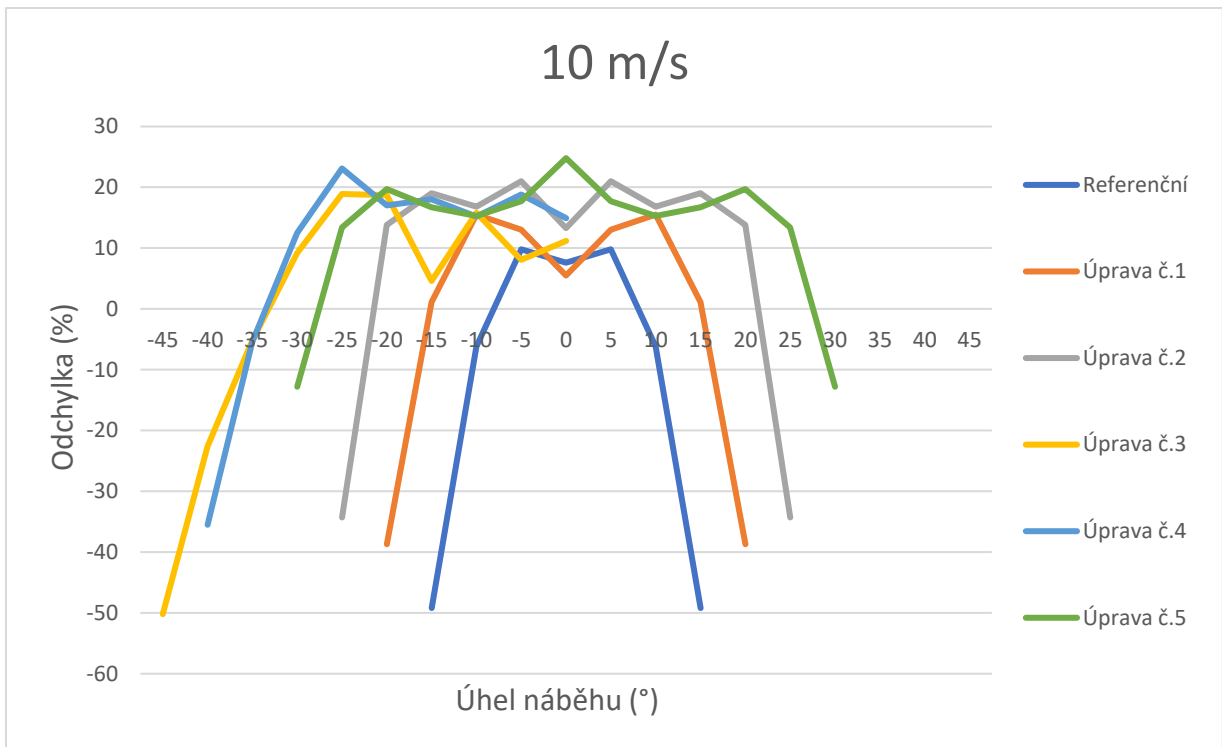


Obr. 43 Nastavení CFD – Vstup a odtok vzduchu

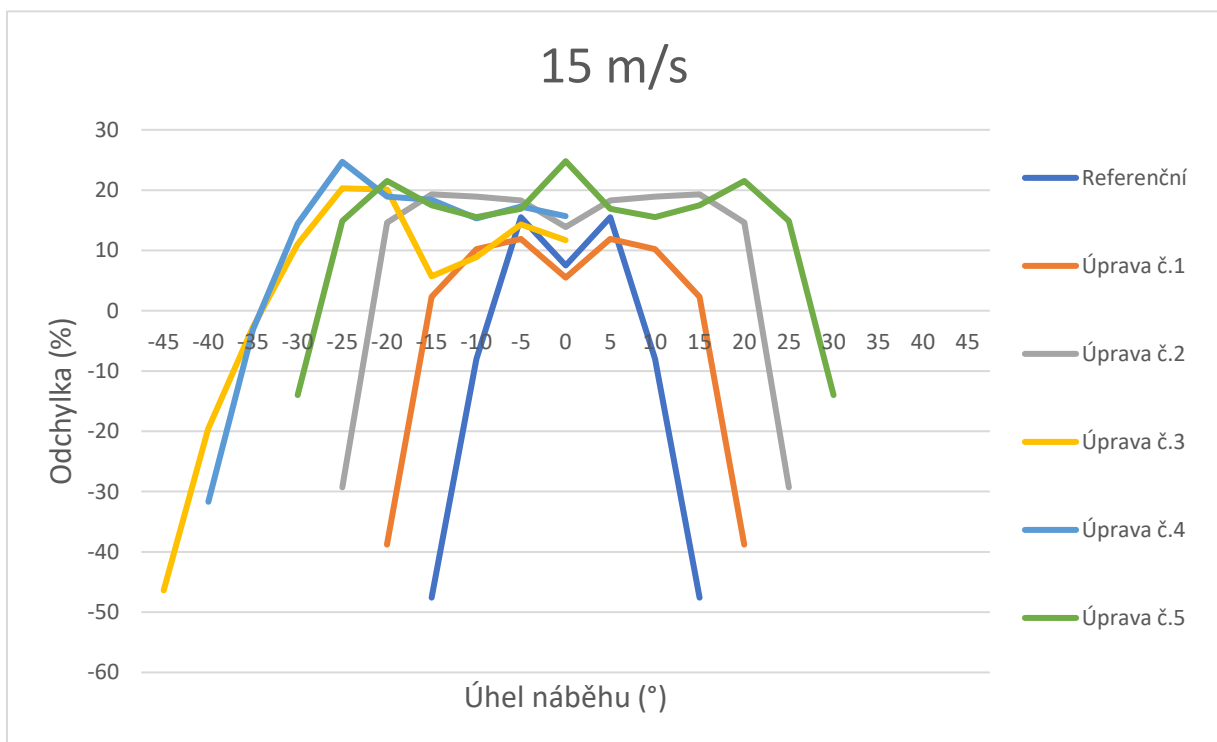
Grafy zachycují závislost odchylny [%] vypočtené rychlosti, od rychlosti nastavené v simulacích, v závislosti na úhlu náběhu [°]. Simulace byly provedeny pro záporné úhly náběhu, ovšem kromě úprav č.3 a č.4, jsou všechny ostatní úpravy symetrické a tudíž lze výsledky přenést i do kladných úhlů náběhu. Úpravy č.3 a č.4 nejsou symetrické a CFD simulace byly provedeny pouze pro záporné úhly náběhu, kterých se problém snímání tlaků týká při dopředném horizontálním letu.



Obr. 44 Grafické výsledky CFD simulací - rychlost 5 m/s



Obr. 45 Grafické výsledky CFD simulací - rychlost 10 m/s



Obr. 46 Grafické výsledky CFD simulací - rychlost 15 m/s

Z výsledků CFD simulací lze vidět, že vypočtené odchylky naměřených rychlostí při jednotlivých úhlech náběhu se od referenční hodnoty rychlosti (nastavené v CFD simulacích) pro všechny tři rychlosti liší minimálně, maximálně v jednotkách procent. Obecně lze říci, že křivky mají velice podobný tvar pro všechny tři rychlosti. To znamená, že se jednotlivé úpravy chovají poměrně nezávisle na zvolené rychlosti.

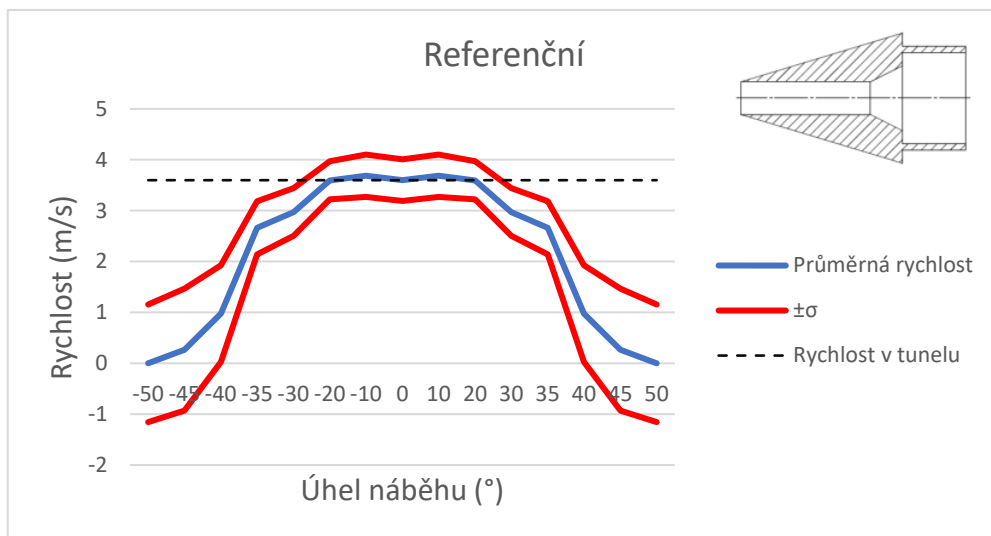
Referenční pitot-statická trubice se při CFD simulacích chovala tak, že při úhlu náběhu  $\pm 10^\circ$  se začal odtrhávat proud vzduchu vstupující do otvoru celkového tlaku a při  $\pm 15^\circ$  byla odchylka od referenční rychlosti již přibližně -50%. U úpravy č.1 došlo k odtržení proudu vzduchu v otvoru vstupu celkového tlaku přibližně okolo úhlu  $\pm 15^\circ$  a při úhlu  $\pm 20^\circ$  byla odchylka téměř -40%. U úpravy č.2 dochází k odtržení proudu vzduchu v otvoru celkového tlaku okolo úhlu  $\pm 22^\circ$  a při úhlu  $\pm 25^\circ$  je odchylka již okolo -40%. Úpravy č.3, č.4 se podle výsledků z CFD simulací chovají podobně a okolo úhlu náběhu  $-15^\circ$  vzniká chyba mimo odhadovaný trend. K odtržení proudu vzduchu v otvoru celkového tlaku dochází okolo úhlu náběhu  $-35^\circ$ . U úpravy č. 5 dochází k odtržení proudu vzduchu v otvoru celkového tlaku okolo úhlu náběhu  $\pm 27^\circ$ .

### **3.2. Experimentální ověření - výsledky**

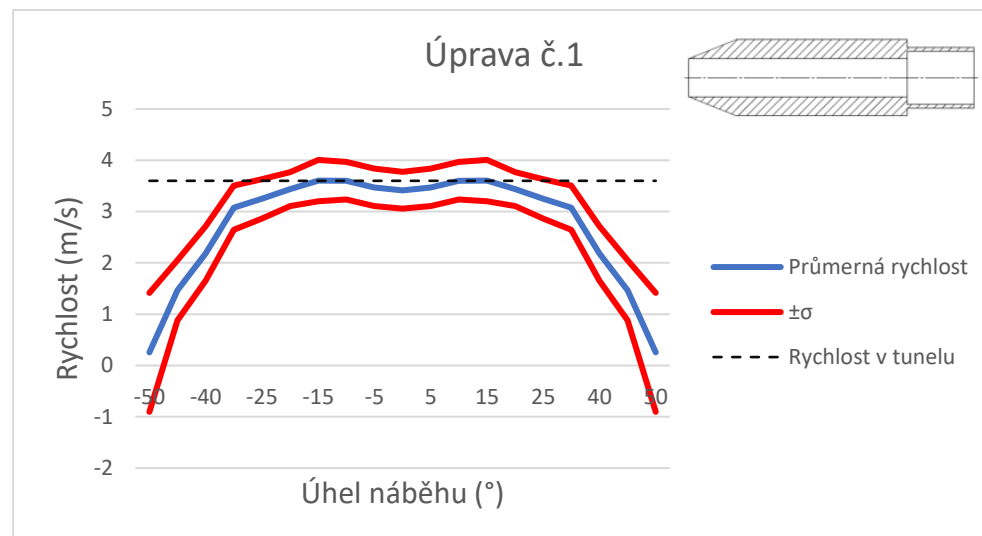
Testování v aerodynamickém tunelu vždy začínalo na nulovém úhlu náběhu a pokračovalo do záporných hodnot úhlů náběhu. Grafické znázornění výsledků Referenční pitot-statické trubice a Úprav č.1, č.2, č.5 je přeneseno pro lepší názornost i do kladných úhlů náběhu, protože tyto úpravy jsou symetrické. Úpravy č.3 a č.4 nejsou symetrické a z toho důvodu jsou v grafech znázorněny pouze naměřené hodnoty ze záporných úhlů náběhu.

#### **Výsledky – průměrná rychlost**

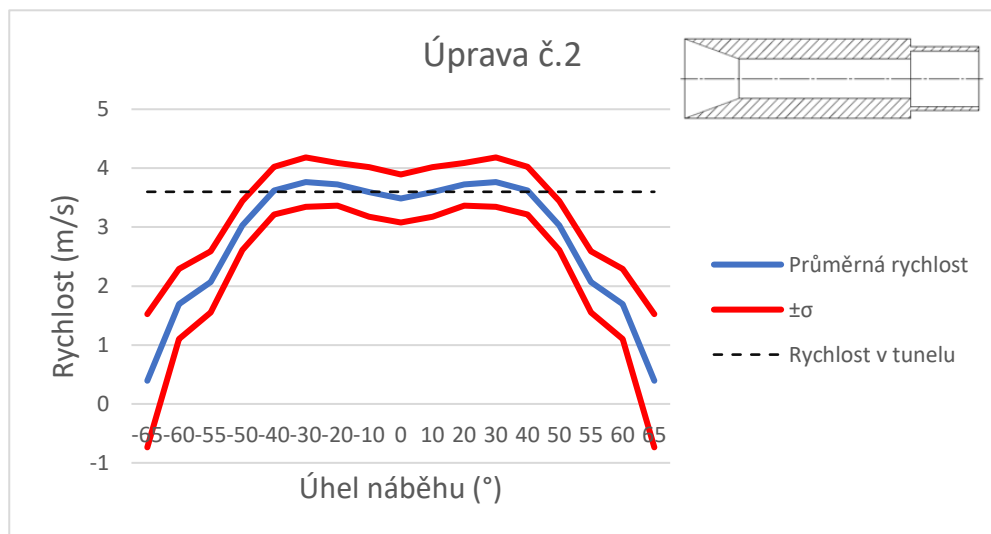
Výsledky experimentálního testování jsou znázorněny na grafech závislosti naměřené rychlosti na úhlu náběhu pitot-statické trubice při měření (obr. 47, 48, 49, 50, 51, 52). V těchto grafech je znázorněna modrou čarou průměrná hodnota z naměřených rychlostí pro jednotlivé úhly náběhu. Červené čáry znázorňují směrodatnou odchylku  $\pm\sigma$ . Černá přerušovaná horizontální čára značí nastavenou rychlost v tunelu při měření, tedy rychlost 3,60 m/s. Na obr. 53 jsou pro srovnání znázorněny hodnoty průměrných rychlostí referenční pitot-statické trubice a nových úprav v závislosti na úhlu náběhu.



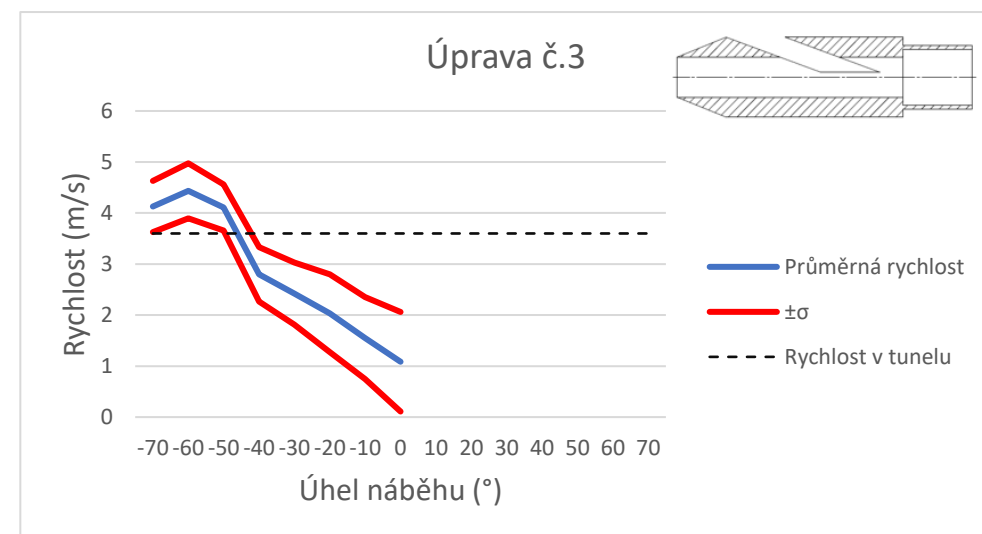
Obr. 47 Referenční pitot-statická trubice – Průměrná rychlost



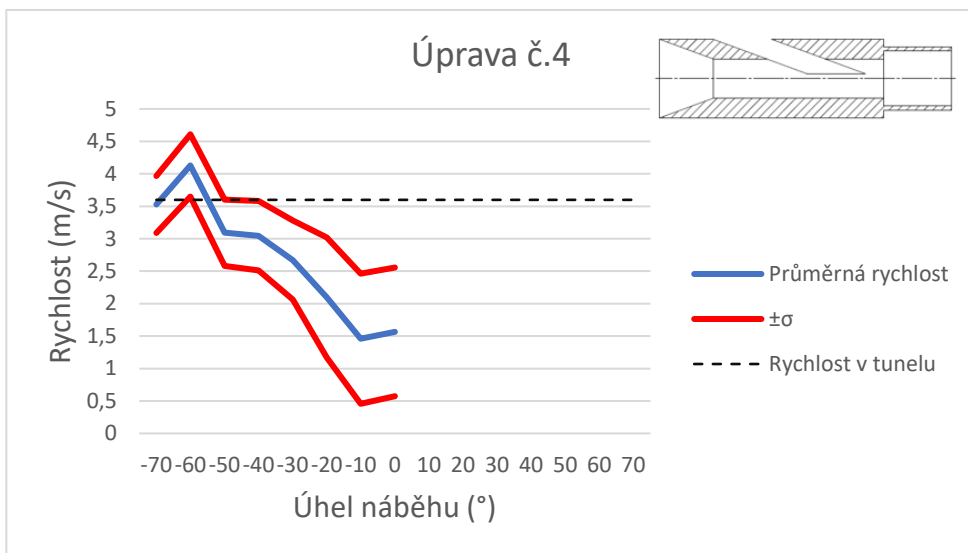
Obr. 48 Úprava č.1 – Průměrná rychlost



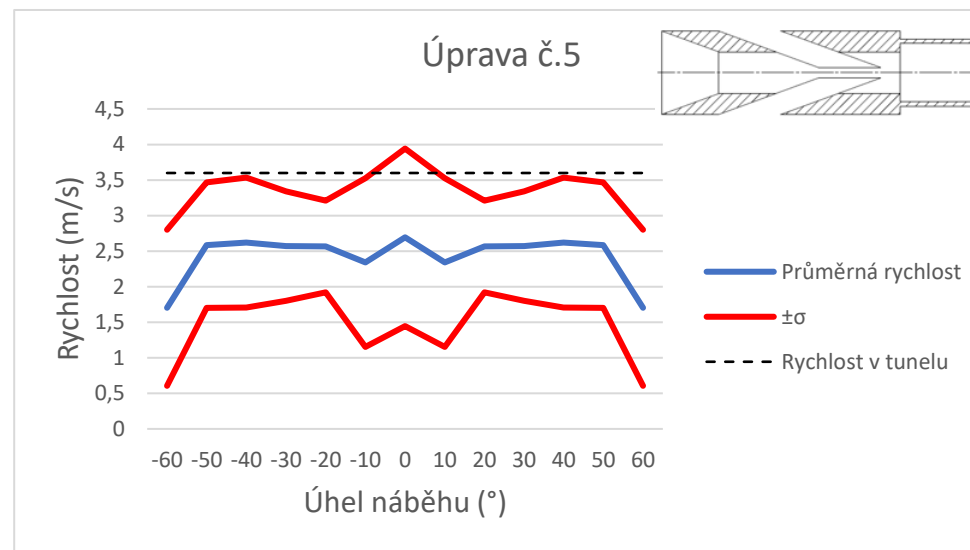
Obr. 49 Úprava č.2 – Průměrná rychlost



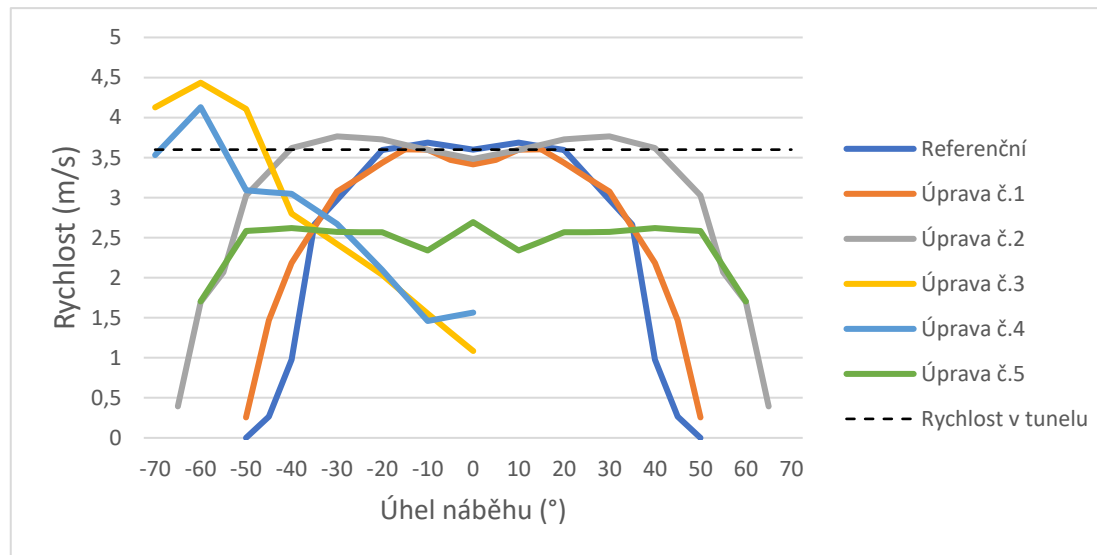
Obr. 50 Úprava č.3 – Průměrná rychlost



Obr. 51 Úprava č.4 – Průměrná rychlost



Obr. 52 Úprava č.5 – Průměrná rychlost



Obr. 53 Grafické srovnání průměrných rychlostí referenční pitot-statické trubice s novými návrhy

Referenční pitot-statická trubice dokáže spolehlivě indikovat rychlost do úhlů náběhu  $\pm 20^\circ$ , při kterém je odchylka od správné rychlosti pouze  $-0,1\%$ . Následně se začne přesnost měření výrazně zhoršovat. Úprava č.1 má při nulovém úhlu náběhu odchylku od nastavené rychlosti v tunelu přibližně  $-5\%$  a se zvětšujícím se úhlem náběhu se odchylka zvětšuje a následně se opět dostává na hodnoty  $-5\%$  okolo úhlu náběhu  $\pm 20^\circ$ . Následně se začne přesnost měření zhoršovat. U úpravy č.1 lze tedy pozorovat podobné chování jako u referenční pitot-statické trubice, ovšem s mírnou oscilací odchylky. Úprava č.2 má při nulovém úhlu náklonu odchylku pouze  $-1,91\%$ . Se zvětšujícím se úhlem náběhu se odchylka mírně zvětšuje a okolo úhlu náběhu  $\pm 40^\circ$  se pohybuje na hodnotě  $+0,35\%$ . Lze vidět, že chování této úpravy je podobné jako u předchozích dvou ovšem s tím rozdílem, že přesnost měření se začne výrazně zhoršovat až při úhlu náběhu  $\pm 40^\circ$ . Hodnoty směrodatných odchylek dosahují u referenční trubice, úpravy č.1 a úpravy č.2 přibližně stejných hodnot a pohybují se v rozmezí od 0,40 do 1,15. Nejmenší směrodatná odchylka je vždy při úhlu náběhu  $0^\circ$  a postupně se zvětšujícím se úhlem náběhu se zvětšuje i velikost směrodatné odchylky.

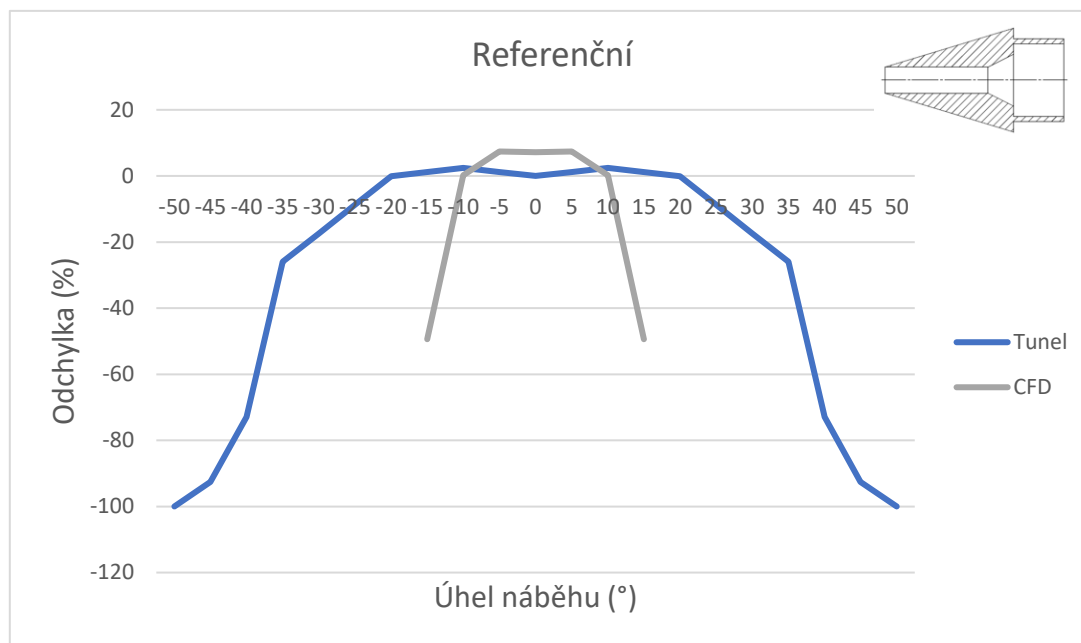
Úprava č.3 a č.4, které při CFD simulacích dokázaly měřit do největších úhlů náběhu, v aerodynamickém tunelu také dokázaly měřit do největších úhlů, ovšem odchylka při malých úhlech náběhu je obrovská. Při úhlu náběhu  $0^\circ$  je odchylka více jak  $-50\%$ . Odchylka se následně zvětšuje a okolo úhlu náběhu  $-50^\circ$  se odchylka blíží nule, a následně stále stoupá až do hodnot okolo  $+20\%$  při úhlu  $-60^\circ$ . Odchylky naměřených rychlostí u úprav č.3 a č.4 jsou poměrně velké a se změnou úhlu náběhu se výrazně mění. Hodnoty směrodatných odchylek u těchto úprav se pohybují v rozmezí od 0,44 do 1,00. Rozdílem oproti předchozím úpravám je ten, že největší hodnoty směrodatné odchylky je dosaženo při úhlu náběhu  $0^\circ$  a se zvětšujícím se úhlem náběhu se hodnota směrodatné odchylky postupně zmenšuje.

Úprava č.5 vykazuje zajímavé chování. Odchylka od správné rychlosti se pohybuje okolo  $-30\%$  v rozmezí úhlů náběhu  $0^\circ$  až  $\pm 50^\circ$ . Okolo nulového úhlu náběhu se odchylka pohybuje v rozmezí  $\pm 5\%$  od zmíněných  $-30\%$  a následně se ustálí a drží na hodnotě přibližně  $-30\%$  až do úhlů náběhu  $\pm 50^\circ$ . Hodnoty směrodatných odchylek u této úpravy se pohybují v rozmezí od 0,65 do 1,25, bez vzrůstající či klesající tendence.

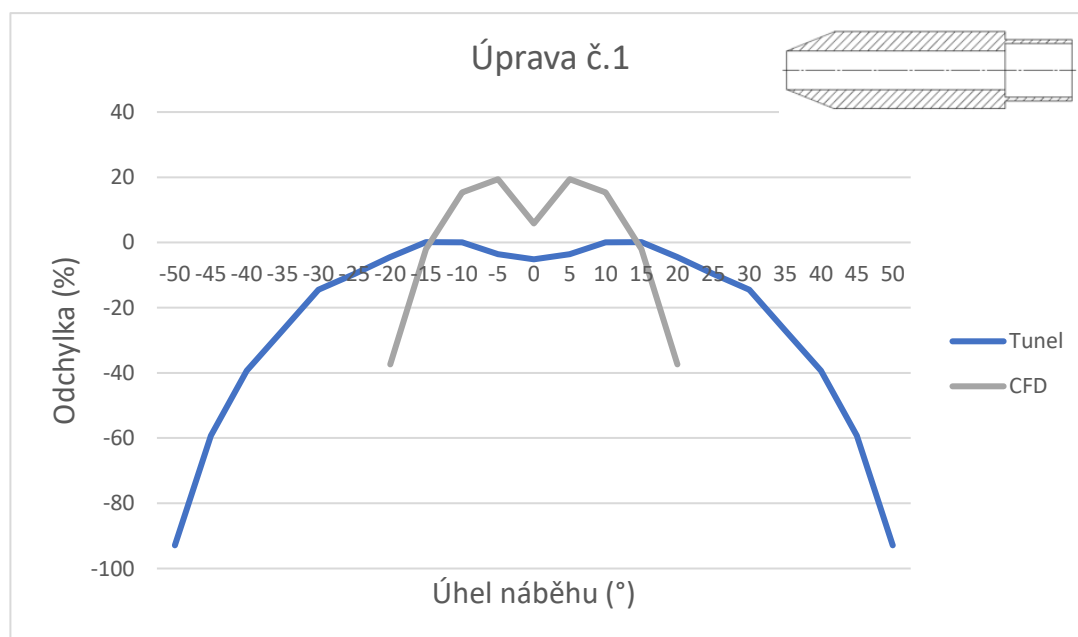


### 3.3. Srovnání CFD simulací a experimentálního ověření

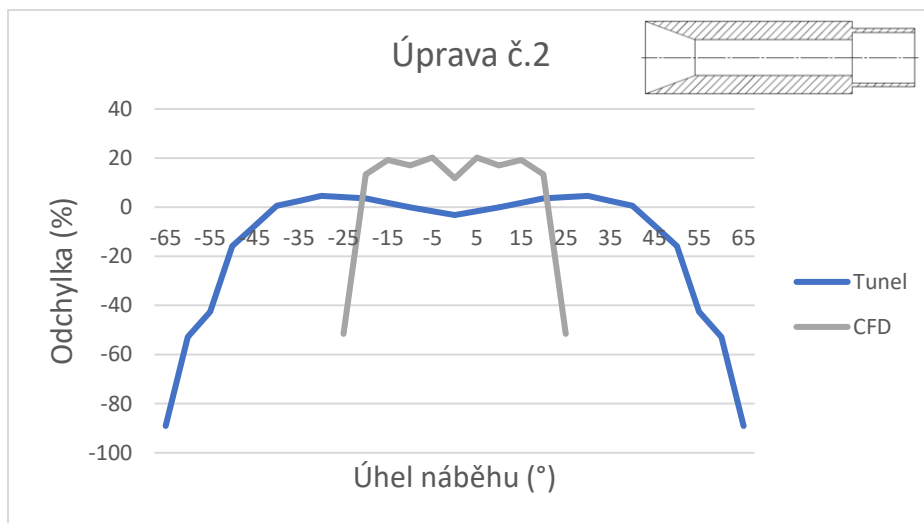
Na následujících grafech se nachází srovnání velikostí odchylek naměřených rychlostí od nastavených rychlostí při CFD simulacích a v aerodynamickém tunelu. Pro srovnání velikostí odchylek byla použita nastavená rychlost v aerodynamickém tunelu (3,60 m/s) oproti nastavené rychlosti v CFD simulacích (5 m/s).



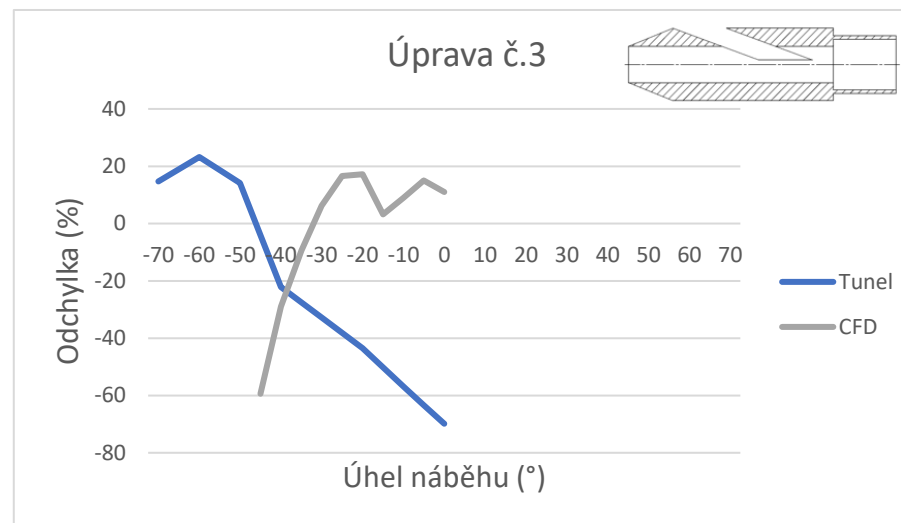
Obr. 54 Referenční pitot-statická trubice – srovnání odchylek CFD a tunel



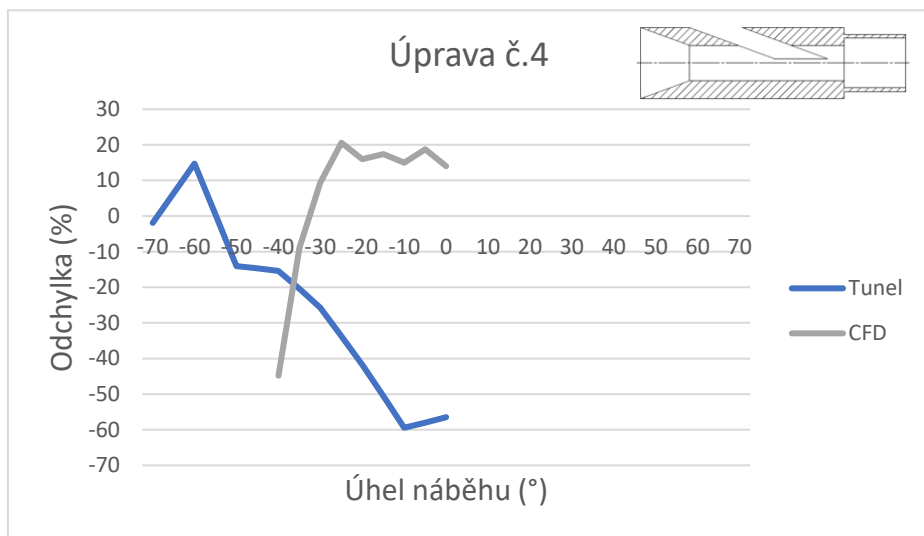
Obr. 55 Úprava č.1 – srovnání odchylek CFD a tunel



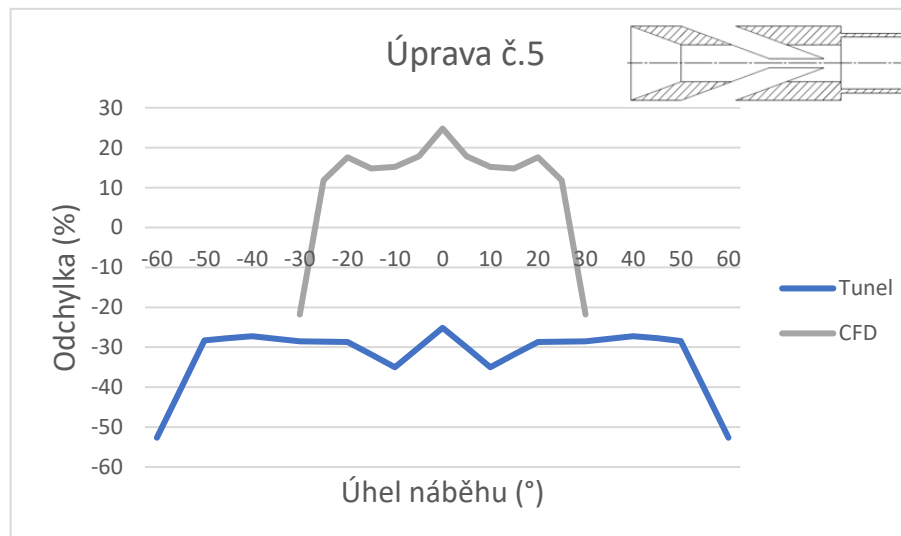
Obr. 56 Úprava č.2 – srovnání odchylek CFD a tunel



Obr. 57 Úprava č.3 – srovnání odchylek CFD a tunel



Obr. 58 Úprava č.4 – srovnání odchylek CFD a tunel



Obr. 59 Úprava č.5 – srovnání odchylek CFD a tunel

## 4. Diskuse výsledků

### Zhodnocení výsledků CFD simulací

Výsledky CFD simulací ukazují, že veškeré naměřené rychlosti jsou posunuty o jistou kladnou odchylku od nastavené rychlosti v CFD simulacích. Hlavním faktorem, kterému je to možné přisoudit, je fakt, že při 2D CFD simulacích byly pouze dva vstupy statického tlaku oproti čtyřem při experimentálním ověření. Při CFD simulacích vstupoval do statické větve větší podtlak než při experimentálním ověření a to mohlo zapříčinit tuto odchylku. Pro experimentální ověření bylo očekáváno, že se tato kladná odchylka již nebude vyskytovat a odchylky se budou blížit více k nule. Průběh křivek na obr. 44, 45, 46 je velice podobný. Z toho lze konstatovat, že se jednotlivé úpravy chovaly při simulacích téměř nezávisle na zvolené rychlosti.

Podle CFD simulací je možné tvrdit, že referenční pitot-statická trubice dokáže snímat tlaky v rozsahu úhlů náběhu  $\pm 10^\circ$ . Úprava č.1 dokáže snímat v rozsahu úhlů náběhu  $\pm 15^\circ$ , úprava č.2 v rozsahu úhlů náběhu  $\pm 22^\circ$ , úprava č.3 a č.4 v rozsahu úhlů náběhu  $\pm 35^\circ$  a úprava č.5 v rozsahu úhlů náběhu  $\pm 27^\circ$ . V CFD simulacích dokázala referenční pitot-statická trubice snímat tlaky do nejmenších úhlů náběhu. Úpravy č.1, č.2, č.5 dokázaly snímat tlaky do větších úhlů náběhu než referenční pitot-statická trubice a je vidět jisté zlepšení. Do největších úhlů náběhu ze všech úprav dokázaly snímat úpravy č.3 a č.4.

### Zhodnocení výsledků experimentálního ověření

Referenční pitot-statická trubice při experimentálním ověření má minimální odchylku od nastavené rychlosti v tunelu. Tento fakt potvrzuje správnou funkci a nastavení veškerého hardwarového a softwarového příslušenství používaného při měření.

Referenční pitot-statická trubice dokázala spolehlivě s minimální odchylkou indikovat rychlost v rozmezí úhlů náběhu  $\pm 20^\circ$ . Podobné vlastnosti vykazovala i úprava č.1, která také dokázala měřit v rozmezí úhlů náběhu  $\pm 20^\circ$ . U úpravy č.2 došlo ke zlepšení a dokázala indikovat rychlost v rozmezí úhlů náběhu  $\pm 40^\circ$ . Úpravy č.3 a č.4 se v aerodynamickém tunelu chovaly nespolehlivě. Hodnoty naměřených rychlostí se se zvětšujícím úhlem náběhu zvětšovaly a následně při úhlu  $-60^\circ$  začaly lehce klesat, ovšem odchylka při úhlu náběhu  $0^\circ$  byla u obou úprav více než  $-50\%$ . Úprava č.5 vykazovala zajímavé vlastnosti a hodnoty naměřených rychlostí

byly v rozmezí úhlů náběhu  $\pm 50^\circ$  téměř konstantní, ovšem všechny rychlosti s podobnou odchylkou okolo -30%.

Hodnoty vypočtených směrodatných odchylek u referenční pitot-statické trubice, úpravy č.1, č.2, č.3 a č.4 dosahují podobných hodnot v rozmezí od 0,40 do 1,15. Rozdíl je v tom, že u referenční pitot-statické trubice, úpravy č.1 a č.2 je při nulovém úhlu náběhu hodnota směrodatné odchylky nejmenší a následně se zvětšujícím se úhlem náběhu se zvětšuje i hodnota směrodatné odchylky. U úpravy č.3 a č.4 je při nulovém úhlu náběhu hodnota směrodatné odchylky největší a se zvětšujícím se úhlem náběhu se zmenšuje. Největších hodnot směrodatné odchylky (od 0,65 do 1,25) dosahuje úprava č.5 a hodnoty nemají vzrůstající ani klesající tendenci, což bude pravděpodobně způsobeno nejsložitějším tvarem vstupní části trubice, který má tři otvory pro vstup celkového tlaku do trubice.

Podle výsledků z aerodynamického tunelu lze konstatovat, že symetricky navrhnuté úpravy (č.1, č.2, č.5) dosahují lepších výsledků než ty nesymetrické (č.3, č.4). Zdá se, že čím je tvar vstupu celkového tlaku do trubice jednodušší, tím přesnější výsledky dostaneme.

### **Srovnání výsledků CFD simulací a experimentálního ověření**

U referenční pitot-statické trubice a úprav č.1 a č.2 se potvrdilo očekávání, že křivky zachycující odchylku, naměřené rychlosti od nastavené rychlosti), budou blíže posunuty k nule. Všechny tyto tři varianty při testování ve větrném tunelu vykazaly schopnost indikovat rychlost do větších úhlů náběhů než při 2D CFD simulacích. Úpravy č.3 a č.4 se chovají naprosto odlišně při CFD simulacích a ve větrném tunelu. To bych přisuzoval faktu, že při CFD simulacích je 2D tvar jednodušší oproti tomu reálnému ve 3D. Při CFD simulacích dosahovaly zajímavých výsledků, ovšem v tunelu tyto úpravy nefungovaly dobře a měly příliš velkou a hlavně měnící se odchylku při jednotlivých úhlech náběhu. U úpravy č.5 došlo opět ke zmenšení odchylky, ovšem až pod hodnotu nula do záporných hodnot. Opět tato úprava vykazuje schopnost indikovat rychlost v tunelu do větších úhlů náběhu než při CFD simulacích.

### **Využitelnost v praxi**

Zakoupená referenční pitot-statická trubice vykazuje schopnost nejpřesnější indikace okolo nulového úhlu náběhu a je použitelná s minimální odchylkou do úhlů náběhu okolo  $\pm 20^\circ$ . Tato trubice je tedy použitelná v rozsahu úhlů náběhu  $\pm 20^\circ$ . Pro některé VTOL prostředky, které se dostávají při dopředném horizontálním letu do polohy, při které je úhel

mezi směrem nabíhajícího proudu a podélnou osou trubice větší jak  $\pm 20^\circ$ , by tato trubice nedokázala spolehlivě indikovat rychlost. Úprava č.1 vykazuje podobné vlastnosti jako referenční pitot-statická trubice. Dokáže indikovat rychlost do úhlů náběhu okolo  $\pm 20^\circ$ . Odchylka od správné rychlosti ovšem osciluje více než u referenční. Pokud bychom měli na výběr z této úpravy a referenční pitot-statické trubice, bylo by výhodnější použít referenční pitot-statickou trubici. Obě varianty dokáží snímat tlaky do podobného úhlu náběhu, ovšem referenční pitot-statická trubice s větší přesností.

Úprava č.2 dosahuje podobného chování jako předchozí dvě varianty, ovšem do hodnot úhlu náběhu  $\pm 40^\circ$ . Odchylka od správné rychlosti ovšem také osciluje více než u referenční. Tuto oscilaci by bylo potřeba zmenšit, např. optimalizací velikosti a vzdálenosti statických vstupů od začátku trubice. Následně se tato úprava jeví jako využitelná a se schopností měřit rychlost do vyšších úhlů náběhu než referenční. Využití této úpravy bych viděl právě na VTOL prostředcích, které se dostávají do poloh, kdy úhel mezi směrem nabíhajícího proudu vzduchu a podélnou osou trubice nabývá velkých hodnot ( $\pm 40^\circ$ ). Pokud by bylo například softwarově zajištěno, že se multikoptéra bude pohybovat maximálně v rozmezí úhlů náběhů  $\pm 40^\circ$ , tak poté by se dala tato úprava použít na tento typ zařízení a měla by být schopna přesně indikovat rychlost v celém možném rozmezí podélného sklonu při dopředném horizontálním letu. Jelikož je úprava symetrická, tak lze předpokládat, že by podobných výsledků při testování dosáhla i při změnách úhlu vybočení (AoS). Nevýhodou této úpravy může být větší vstupní otvor celkového tlaku do trubice, který např. v prašném prostředí bude více náchylný na ucpání cizími částicemi než menší otvor.

Úprava č.3 a č.4 mají velké, ale hlavně měnící se odchylky naměřené rychlosti od správné rychlosti. Z tohoto důvodu jsou v této konkrétní podobě nepoužitelné a nevidím pro ně žádné potencionální využití.

U úpravy č.5 jsou všechny naměřené rychlosti samozřejmě nesprávné a na první pohled se mohou zdát jako nepoužitelné, ovšem všechny naměřené rychlosti mají téměř konstantní odchylku od nastavené rychlosti. U této úpravy se jako možné řešení nabízí naměřené výsledky matematicky upravovat o danou zápornou odchylku a tím posunout celou křivku blíže k nulové odchylce. Tímto bychom se teoreticky mohli dostat k přesné indikaci až do úhlů  $\pm 50^\circ$ . Problém je s velkými hodnotami směrodatných odchylek. Pokud by se podařilo snížit hodnoty

směrodatných odchylek, tak by tato úprava také mohla najít své využití např. pro měření rychlosti na VTOL prostředcích, konkrétně multikoptéry.

Jako jedno z dalších možných řešení problému, který je spojený s použitím klasické neupravené pitot-statické trubice ve velkých úhlech náběhu, se nabízí umístit klasickou pitot-statickou trubicí na gimbal. Gimbal je stabilizační zařízení a při vhodné konstrukci a umístění, by dokázal udržet trubicí stabilizovanou. Tímto způsobem by se dal zajistit a udržet konstantní úhel náběhu (AoA) i úhlu vybočení (AoS) trubice na  $0^\circ$  ve všech letových polohách. Toto řešení se jeví jako použitelné, ovšem má své nedostatky. První problém vidím v navýšení hmotnosti oproti použití pouze upravené pitot-statické trubice. Dalším nedostatkem by mohlo být samotné umístění gimbalu s trubicí. Nevhodně zvolené umístění by mohlo zhoršovat aerodynamické vlastnosti. Pro funkci tohoto řešení by také zcela jistě byla potřeba určitá elektrická energie navíc pro funkci gimbalu oproti použití upravené pitot-statické trubice bez aktivního natáčení. Použití tohoto řešení v praxi bych viděl pro taková zařízení, pro které bude hmotnost gimbalu a spotřeba elektrické energie tímto zařízením zanedbatelná.

## 5. Závěr

Hlavním cílem diplomové práce bylo navrhnout, namodelovat, vyrobit a poté otestovat funkčnost zařízení pro měření horizontální rychlosti VTOL prostředků, s eliminací vlivu náklonu při měření rychlosti. Jako první byly zvoleny počáteční návrhy úprav vstupní části pitot-statické trubice, které byly dále použity pro CFD simulace. Během CFD simulací se následně tvary a rozměry návrhů vstupních částí trubice upravovaly až do výsledných podob, které dosahovaly přijatelných výsledků. Tyto nové úpravy vstupních částí trubic byly následně vytisknuty na 3D tiskárně, a poté otestovány ve větrném tunelu. Ve větrném tunelu byla otestována zakoupená referenční pitot-statická trubice a pět nových úprav.

Experimentální ověření v aerodynamickém tunelu ukázalo vhodnost, či nevhodnost jednotlivých úprav pro indikaci rychlosti v různých úhlech náběhů. Referenční trubice a úprava č.1 se chovají velice podobně a dokáží indikovat rychlost do úhlů náběhu  $\pm 20^\circ$ . Úprava č.2 vykazuje schopnost indikovat rychlost až do úhlů náběhu  $\pm 40^\circ$ , což je poměrně dobrý výsledek s potencionálním využitím na VTOL prostředcích. Úprava č.2 se jeví jako nejvyužitelnější v praxi, například pro použití na multikoptérách. Úprava č.3 a č.4 prokázaly nevhodnost pro použití jak při malých, tak i velkých úhlech náběhu. Úprava č.5 má jistý potenciál, ovšem výsledky by bylo nutno matematicky upravovat, protože všechny mají podobnou odchylku v rozmezí úhlů náběhů  $\pm 50^\circ$ .

Závěrem lze konstatovat, že symetrické úpravy dosahovaly lepších výsledků, než ty nesymetrické. Ukázalo se, že je výhodnější použít pouze jeden vstup celkového tlaku do pitot-statické trubice, než více vstupů. Nesymetrické úpravy s více vstupy celkového tlaku do trubice dosahovali nejhorších výsledků. Symetrický kruhový otvor vstupu celkového tlaku o různých velikostech dosahoval dobrých a velice podobných výsledků. Jako nejvýhodnější se ukázal zvětšený symetrický kruhový otvor vstupu celkového tlaku, který se následně zužuje opět na kruhový tvar (viz. Úprava č.2). Podobný tvar se používá např. i na Kielově sondě, kde je právě z důvodu zajištění indikace rychlosti do větších úhlů náběhu. Lze vidět, že tento tvar vstupního otvoru celkového tlaku se dá využít i na pitot-statické trubici a dojde ke zvětšení rozsahu úhlů náběhu, ve kterých dokáže spolehlivě trubice pracovat.

## Seznam použité literatury

- [1] Intwala, Aditya & Parikh, Yash. (2015). A Review on Vertical Take Off and Landing (VTOL) Vehicles. *International Journal of Innovative Research in Advanced Engineering (IJIRAE)*. 2. 186-191.
- [2] KOVAČIK, Matej. *LETADLA S CHARAKTERISTIKAMI VTOL A STOVL* [online]. Brno, 2012 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://dspace.vutbr.cz/xmlui/bitstream/handle/11012/5669/final-thesis.pdf?sequence=6&isAllowed=y>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ing. MAREK HORÁK.
- [3] Bezpilotní letadlo. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 2022 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Bezpilotn%C3%AD\\_letadlo](https://cs.wikipedia.org/wiki/Bezpilotn%C3%AD_letadlo)
- [4] NOVÁK, Jan A. V platnost vstoupila nová pravidla pro drony. *Droneweb* [online]. 9.1.2021 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <http://www.droneweb.cz/legislativa-provozu-dronu/item/366-drony-legislativa-nova-pravidla>
- [5] Schéma evropské legislativy a základních dokumentů EASA. *Úřad pro civilní letectví* [online]. [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/06/Schema-EU-legislativa.pdf?cb=004f76171d54c97a2d2cdfda2756efbd>
- [6] *PROVÁDĚCÍ NAŘÍZENÍ KOMISE (EU) 2019/947: o pravidlech a postupech pro provoz bezpilotních letadel*. In: . 2019. Dostupné také z: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=CELEX:32019R0947&from=EN>
- [7] MOKOŠ, Marian. *MĚŘENÍ RYCHLOSTI LETADEL* [online]. Brno, 2009 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: [https://www.vut.cz/www\\_base/zav\\_prace\\_soubor\\_verejne.php?file\\_id=17187](https://www.vut.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=17187). Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Ing. PAVEL ZIKMUND.
- [8] *Učebnice pilota 2016*. Cheb: SVĚT KŘÍDEL - nakladatelství letecké literatury - Arnošt MOUCHA, 2016, 405 s. ISBN 978-80-87567-89-0.
- [9] WILLINGER, R. – BENONI, A. Unterlagen zur Laborübung: „Strömungsmessung mit pneumatischen Sonden“. Wien: Technische Universität Wien, 2010. 24 s.
- [10] KIEL PROBES. *UNITED SENSORS* [online]. [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://www.unitedsensorcorp.com/kiel.html>
- [11] ČIŽMÁR, Jan a Miroslav TRUBAČ, KULČÁK, Ludvík, ed. *Přístrojové vybavení*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. ISBN 80-7204-445-1.
- [12] RUSSO, Giuseppe P. *Aerodynamic measurements: from physical principles to turnkey instrumentation*. Philadelphia, PA: Woodhead Publishing, 2011. Woodhead Publishing in mechanical engineering. ISBN 18-456-9992-0.
- [13] The problem with airspeed sensors. *DELTAQUAD* [online]. [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://www.deltaquad.com/the-problem-with-air-speed-sensors/>
- [14] PSS-8 Pitot-Static Mount. *Swiss Air-data* [online]. 2015 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: [https://www.swiss-airdata.com/user/pages/02.products/03.pss8/PSS-8\\_Pitot-Static\\_Mount-R2.pdf](https://www.swiss-airdata.com/user/pages/02.products/03.pss8/PSS-8_Pitot-Static_Mount-R2.pdf)



- [15] PSS-8LS / L-Shaped Pitot-Static Probe. *Swiss Air-data* [online]. 2016 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: [https://www.swiss-airdata.com/user/pages/02.products/03.pss8/PSS-8LS\\_L-Shaped\\_Pitot-Static\\_Tube.pdf](https://www.swiss-airdata.com/user/pages/02.products/03.pss8/PSS-8LS_L-Shaped_Pitot-Static_Tube.pdf)
- [16] Heated Pitot-Static Probe HPS-1. *Swiss Air-data* [online]. 2018 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: [https://www.swiss-airdata.com/user/pages/02.products/04.hps1/Heated\\_Pitot-Static\\_Probe\\_HPS-1\\_R6.pdf](https://www.swiss-airdata.com/user/pages/02.products/04.hps1/Heated_Pitot-Static_Probe_HPS-1_R6.pdf)
- [17] Flight Test Boom FTB-1. *Swiss Air-data* [online]. 2017 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://www.swiss-airdata.com/user/pages/02.products/05.ftb1/Datasheet-FTP1-R5.pdf>
- [18] Helicopter air data system (HADS). *Meggitt Avionics* [online]. 2017 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://www.meggitt-avionics.co.uk/wp-content/uploads/2017/10/Meggitt-Avionics-Data-Sheet-HADs-sept-2017.pdf>
- [19] Pitot-Static Tube for UAVs. *UAV Factory* [online]. [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://uavfactory.com/en/products/uav-accessories/pitot-static-tube-for-uavs>
- [20] SOUČKOVÁ, Natálie, Petr KOLÁŘ a Antonín TUČEK. Simulace proudění tekutin pomocí CFD. *CAD.cz* [online]. [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://www.cad.cz/strojirenstvi/38-strojirenstvi/3604-simulace-proudeni-tekutin-pomoci-cfd.html>
- [21] CFD výpočty proudění. *RotMach* [online]. [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: <https://www.rotmach.com/cs/sluzby-cfd-vypocty-proudeni/>
- [22] Aerodynamický tunel. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 2019 [cit. 2022-04-03]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Aerodynamick%C3%BD\\_tunel](https://cs.wikipedia.org/wiki/Aerodynamick%C3%BD_tunel)
- [23] HRÚZ, Michal a Pavol PECHO. *NÁVRH A KONŠTRUKCIA MODELU DEMONŠTRAČNÉHO AERODYNAMICKÉHO TUNELA* [online]. Žilina [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: [https://drepo.uniza.sk/bitstream/handle/hdluniza/144/10.26552\\_pas.Z.2020.2.1-27-33.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://drepo.uniza.sk/bitstream/handle/hdluniza/144/10.26552_pas.Z.2020.2.1-27-33.pdf?sequence=1&isAllowed=y). Žilinská univerzita v Žilině, Fakulta prevádzky, ekonomiky dopravy a spojov Žilinskej univerzity v Žiline.
- [24] S. Kušmírek *et al.*, "Device for Measuring Multicopters Performance Parameters," *2021 International Conference on Military Technologies (ICMT)*, 2021, pp. 1-7, doi: 10.1109/ICMT52455.2021.9502763.
- [25] Rychlost. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Rychlost>
- [26] LEJDEBY, Angelica. *Design and Calibration of Pneumatic Probes for Aerodynamic Testing* [online]. Stockholm, 2021 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1586506/FULLTEXT01.pdf>. Diplomová práce. Královský technologický institut Stockholm. Vedoucí práce Jens Fridh, Ulf Johansson.
- [27] Pravidlo tří sigma. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2022-05-14]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Pravidlo\\_t%C5%99%C3%AD\\_sigma](https://cs.wikipedia.org/wiki/Pravidlo_t%C5%99%C3%AD_sigma)

## Seznam obrázků

- Obr. 1 Přehled druhů kategorie VTOL
- Obr. 2 Vztah mezi vzdušnou rychlostí a traťovou rychlostí
- Obr. 3 Vztah rychlostí a jejich korekce
- Obr. 4 Proudění v trubici proměnného průměru
- Obr. 5 Proudění v trubici proměnného průřezu
- Obr. 6 Venturiho trubice
- Obr. 7 Pitot-statická trubice
- Obr. 8 Rozložení tlaků na pitot-statické trubici
- Obr. 9 Část A - Kielova sonda; Část B - Kielova sonda – úhly proudění
- Obr. 10 Schéma rychloměru s pitot-statickou trubicí
- Obr. 11 Závislost tlakové difference na úhlu náběhu
- Obr. 12 Geometrie pitot-statické trubice
- Obr. 13 Pitot-statická trubice v kombinaci s indikátorem úhlu náběhu
- Obr. 14 Pitot-statická trubice PSS-8
- Obr. 15 Vlastnosti PSS-8 změřené v aerodynamickém tunelu
- Obr. 16 Pitot-statická trubice PSS-8LS
- Obr. 17 Pitot statická trubice HPS-1
- Obr. 18 Vlastnosti HPS-1 změřené v aerodynamickém tunelu
- Obr. 19 FTB-1
- Obr. 20 HADS – Helicopter Air Data System
- Obr. 21 Pitot-statická trubice – UAV Factory
- Obr. 22 Závislost úhlu náklonu na dopředné rychlosti
- Obr. 23 Referenční pitot-statická trubice
- Obr. 24 Tvar a rozměry referenční pitot-statické trubice
- Obr. 25 Tvar a rozměry úpravy č.1
- Obr. 26 Tvar a rozměry úpravy č. 2
- Obr. 27 Tvar a rozměry úpravy č. 3
- Obr. 28 Tvar a rozměry úpravy č.4
- Obr. 29 Tvar a rozměry úpravy č.5
- Obr. 30 Vstupní části do pitot-statické trubice – 3D tisk

- Obr. 31 Vstupní část do referenční pitot-statické trubice
- Obr. 32 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č. 1
- Obr. 33 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č. 2
- Obr. 34 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č.3
- Obr. 35 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č.4
- Obr. 36 Vstupní část do Pitot-statické trubice – Úprava č.5
- Obr. 37 Postup při výpočtech proudění tekutiny pomocí simulačních nástrojů
- Obr. 38 Aerodynamický tunel – Žilinská univerzita v Žilině
- Obr. 39 Stožan pro uchycení pitot-statické trubice
- Obr. 40 Zařízení pro měření letových parametrů multikoptér připojeno na pitot-statickou trubici ve větrném tunelu
- Obr. 41 Normální rozdělení (Gaussova křivka)
- Obr. 42 Zahuštění výpočetní sítě
- Obr. 43 Nastavení CFD – Vstup a odtok vzduchu
- Obr. 44 Grafické výsledky CFD simulací - rychlost 5 m/s
- Obr. 45 Grafické výsledky CFD simulací - rychlost 10 m/s
- Obr. 46 Grafické výsledky CFD simulací - rychlost 15 m/s
- Obr. 47 Referenční pitot-statická trubice – Průměrná rychlost
- Obr. 48 Úprava č.1 – Průměrná rychlost
- Obr. 49 Úprava č.2 – Průměrná rychlost
- Obr. 50 Úprava č.3 – Průměrná rychlost
- Obr. 51 Úprava č.4 – Průměrná rychlost
- Obr. 52 Úprava č.5 – Průměrná rychlost
- Obr. 53 Grafické srovnání průměrných rychlostí referenční pitot-statické trubice s novými návrhy
- Obr. 54 Referenční pitot-statická trubice – srovnání odchylek CFD a tunel
- Obr. 55 Úprava č.1 – srovnání odchylek CFD a tunel
- Obr. 56 Úprava č.2 – srovnání odchylek CFD a tunel
- Obr. 57 Úprava č.3 – srovnání odchylek CFD a tunel
- Obr. 58 Úprava č.4 – srovnání odchylek CFD a tunel
- Obr. 59 Úprava č.5 – srovnání odchylek CFD a tunel

## Seznam příloh

Příloha 1	Výkres s rozměry – Referenční pitot-statická trubice (vstupní část)
Příloha 2	Výkres s rozměry – Úprava č.1 (vstupní část)
Příloha 3	Výkres s rozměry – Úprava č.2 (vstupní část)
Příloha 4	Výkres s rozměry – Úprava č.3 (vstupní část)
Příloha 5	Výkres s rozměry – Úprava č.4 (vstupní část)
Příloha 6	Výkres s rozměry – Úprava č.5 (vstupní část)
Příloha 7	Výsledky CFD simulací - Referenční pitot-statická trubice
Příloha 8	Výsledky CFD simulací - Úprava č.1
Příloha 9	Výsledky CFD simulací - Úprava č.2
Příloha 10	Výsledky CFD simulací - Úprava č.3
Příloha 11	Výsledky CFD simulací - Úprava č.4
Příloha 12	Výsledky CFD simulací - Úprava č.5
Příloha 13	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 14	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 15	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 16	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 17	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 18	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 19	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v=10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 20	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v=10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 21	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 22	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 23	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v=15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 24	Grafické výsledky CFD – Referenční pitot-statická trubice ( $v=15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 25	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 26	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 27	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 28	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 29	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-20^\circ$ )
Příloha 30	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )

Příloha 31	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 32	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 33	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 34	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-20^\circ$ )
Příloha 35	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 36	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 37	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 38	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 39	Grafické výsledky CFD – Úprava č.1 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-20^\circ$ )
Příloha 40	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 41	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 42	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 43	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 44	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-20^\circ$ )
Příloha 45	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-25^\circ$ )
Příloha 46	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 47	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 48	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 49	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 50	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-20^\circ$ )
Příloha 51	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-25^\circ$ )
Příloha 52	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 53	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 54	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 55	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )
Příloha 56	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-20^\circ$ )
Příloha 57	Grafické výsledky CFD – Úprava č.2 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-25^\circ$ )
Příloha 58	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=0^\circ$ )
Příloha 59	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-5^\circ$ )
Příloha 60	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-10^\circ$ )
Příloha 61	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $\text{AoA}=-15^\circ$ )

Příloha 62	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-20^\circ$ )
Příloha 63	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-25^\circ$ )
Příloha 64	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-30^\circ$ )
Příloha 65	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-35^\circ$ )
Příloha 66	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-40^\circ$ )
Příloha 67	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-45^\circ$ )
Příloha 68	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=0^\circ$ )
Příloha 69	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-5^\circ$ )
Příloha 70	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-10^\circ$ )
Příloha 71	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-15^\circ$ )
Příloha 72	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-20^\circ$ )
Příloha 73	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-25^\circ$ )
Příloha 74	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-30^\circ$ )
Příloha 75	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-35^\circ$ )
Příloha 76	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-40^\circ$ )
Příloha 77	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=10\text{ m/s}$ ; $AoA=-45^\circ$ )
Příloha 78	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=0^\circ$ )
Příloha 79	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-5^\circ$ )
Příloha 80	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-10^\circ$ )
Příloha 81	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-15^\circ$ )
Příloha 82	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-20^\circ$ )
Příloha 83	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-25^\circ$ )
Příloha 84	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-30^\circ$ )
Příloha 85	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-35^\circ$ )
Příloha 86	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-40^\circ$ )
Příloha 87	Grafické výsledky CFD – Úprava č.3 ( $v=15\text{ m/s}$ ; $AoA=-45^\circ$ )
Příloha 88	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=0^\circ$ )
Příloha 89	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-5^\circ$ )
Příloha 90	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-10^\circ$ )
Příloha 91	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-15^\circ$ )
Příloha 92	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v=5\text{ m/s}$ ; $AoA=-20^\circ$ )

Příloha 93	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-25^\circ$ )
Příloha 94	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-30^\circ$ )
Příloha 95	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-35^\circ$ )
Příloha 96	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-40^\circ$ )
Příloha 97	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=0^\circ$ )
Příloha 98	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-5^\circ$ )
Příloha 99	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-10^\circ$ )
Příloha 100	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-15^\circ$ )
Příloha 101	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-20^\circ$ )
Příloha 102	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-25^\circ$ )
Příloha 103	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-30^\circ$ )
Příloha 104	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-35^\circ$ )
Příloha 105	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-40^\circ$ )
Příloha 106	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=0^\circ$ )
Příloha 107	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-5^\circ$ )
Příloha 108	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-10^\circ$ )
Příloha 109	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-15^\circ$ )
Příloha 110	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-20^\circ$ )
Příloha 111	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-25^\circ$ )
Příloha 112	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-30^\circ$ )
Příloha 113	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-35^\circ$ )
Příloha 114	Grafické výsledky CFD – Úprava č.4 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ; $AoA=-40^\circ$ )
Příloha 115	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=0^\circ$ )
Příloha 116	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-5^\circ$ )
Příloha 117	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-10^\circ$ )
Příloha 118	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-15^\circ$ )
Příloha 119	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-20^\circ$ )
Příloha 120	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-25^\circ$ )
Příloha 121	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 5 \text{ m/s}$ ; $AoA=-30^\circ$ )
Příloha 122	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=0^\circ$ )
Příloha 123	Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ; $AoA=-5^\circ$ )

- Příloha 124 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-10^\circ$ )
- Příloha 125 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-15^\circ$ )
- Příloha 126 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-20^\circ$ )
- Příloha 127 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-25^\circ$ )
- Příloha 128 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 10 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-30^\circ$ )
- Příloha 129 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=0^\circ$ )
- Příloha 130 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-5^\circ$ )
- Příloha 131 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-10^\circ$ )
- Příloha 132 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-15^\circ$ )
- Příloha 133 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-20^\circ$ )
- Příloha 134 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-25^\circ$ )
- Příloha 135 Grafické výsledky CFD – Úprava č.5 ( $v= 15 \text{ m/s}$ ;  $\text{AoA}=-30^\circ$ )