

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Obor *Aplikovaná mechanika*



Diplomová práce

*Porovnání metod k určování rozložení tlaku na
letadlovém křídle při malých Re*

Vedoucí práce :

Ing. Jan Čížek, PhD.

Vypracoval :

Aleš Trnka

Praha 2015

Anotační list

Jméno autora:	Aleš Trnka
Název DP:	Porovnání metod k určování rozložení tlaku na letadlovém křídle při malých Re
Anglický název:	The comparison of low Reynolds number wing pressure distribution methods
Akademický rok:	2014 / 2015
Obor studia:	Aplikovaná mechanika
Ústav:	Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí BP:	Ing. Jan Čížek, PhD.
Bibliografické údaje:	
	Počet stran: 78
	Počet obrázků: 86
	Počet tabulek: 1
Klíčová slova:	Rozložení tlaku na letadlovém křídle, teorie nosné čáry, letové měření, tlakový pásek, sonda na měření úhlu náběhu.
Keywords:	Wing pressure distribution, lifting line theory, in-flight measurements, pressure strip, angle of attack probe.
Anotace:	Práce shrnuje experimentální a výpočtové metody k určení rozložení tlaku na letadlovém křídle. Poté se věnuje výpočtu rozložení tlaku a jeho následnému ověření pomocí experimentálního měření za letu.
Abstract:	This thesis talks about theoretical and experimental methods to estimate wing pressure distribution. In the second part the pressure distribution is being calculated and verified by in-flight measurement.

Prohlášení:

Prohlašuji, že jsem předloženou diplomovou prací s názvem

Porovnání metod k určování rozložení tlaku na letadlovém křídle při malých Re

vypracoval samostatně s použitím úplného výčtu citací informačních pramenů uvedených v seznamu, který je součástí této práce.

V Praze dne 5.1.2015

.....

Podpis

Poděkování:

Za podnětné rady při tvorbě práce děkuji svému vedoucímu práce Ing. Janu Čížkovi, PhD. Dále děkuji Ing. Jakubovi Filipskému za přínosné konzultace k technickým řešením částí práce. V neposlední řadě děkuji celé své rodině za podporu, bez které by tato práce nevznikla.



ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

pro:	Bc. Aleše TRNKU
program:	Strojní inženýrství
obor:	Aplikovaná mechanika
název česky:	Porovnání metod k určování rozložení tlaku na letadlovém křídle při malých Re
název anglicky:	The Comparison of Low Reynolds Number Wing Pressure Distribution Methods

Zásady pro vypracování:

- 1) Proveďte rešerši výpočtových a experimentálních metod pro určení rozložení tlaku na letadlovém křídle.
- 2) Vhodnou výpočtovou metodou proveďte výpočet rozložení tlaku na letadlovém křídle.
- 3) Na základě rešerše vyberte vhodnou experimentální metodu a s její pomocí určete rozložení tlaku na letadlovém křídle. Proveďte ověření zvolené metody.
- 4) Experimentálně ověřte zvolený výpočtový model a rozhodněte, zda je při malých Reynoldsových číslech použitelný.

Rozsah průvodní zprávy: 40 stran
Rozsah grafických prací: 20 stran včetně výkresové dokumentace
Seznam doporučené literatury: dle doporučení vedoucího práce
Vedoucí diplomové práce: Ing. Jan Čížek, Ph.D.
Konzultant diplomové práce: -
Datum zadání diplomové práce: 3. 10. 2014
Datum odevzdání diplomové práce: 18. 12. 2014


.....
Prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
Vedoucí Ú 12112



.....
Prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
Děkan fakulty

V Praze dne 3. 10. 2014

Obsah

Úvod	12
1 Výpočtové metody k určování rozložení tlaku na letadlovém křídle	13
1.1 Teorie nosné čáry	13
1.1.1 Pozadí metody	13
1.1.2 Proudění kolem křídla	13
1.1.2 Matematický aparát	15
1.1.3 Geometrické souvislosti	16
1.2 Analýza profilů prostřednictvím konformní transformace	17
1.3 Teorie tenkého profilu	17
1.4 2D Panelová metoda	18
1.4.1 Geometrické souvislosti	18
1.4.2 Numerické řešení	18
1.5 CFD (Computational Fluid Dynamics)	19
1.5.1 Princip CFD	19
1.5.2 Soustava rovnic CFD	19
1.6 Zhodnocení a výběr výpočtové metody	21
2 Experimentální metody pro určování rozložení tlaku na letadlovém křídle	22
2.1 Přímé experimentální metody	22
2.1.1 Vnitřní tlakové odběry	22
2.1.2 Vnější tlakové odběry	23
2.1.3 Tlakocitlivá barva	24
2.2 Nepřímé experimentální metody	25
2.2.1 Dopočet tlakového pole z rychlostního pole	25
2.2.2 Validace tlakového měření silovým měřením	25
2.3 Prostředí prováděného experimentu	25
2.3.1 Měření v aerodynamických tunelech	25
2.3.2 Letová měření	26
2.4 Porovnání a výběr experimentální metody	26
3 Výpočet	27
3.1 Návrh výpočtu	27
3.1.1 Kompatibilita s plánovaným experimentem	27
3.1.2 Realizace výpočtu	27

3.2	Výpočet rozložení tlaku po profilu	32
3.2.1	Provedení výpočtu rozložení tlaku po profilu	32
3.2.2	Zhodnocení výpočtu rozložení tlaku po profilu.....	34
3.3	Výpočet rozložení tlaku po rozpětí.....	34
3.3.1	Provedení výpočtu rozložení tlaku podél rozpětí.....	34
3.3.2	Zhodnocení výpočtu rozložení tlaku podél rozpětí	36
4	Návrh experimentu	37
4.1	Základní koncept	37
4.2	Měření rozložení tlaku během letu	38
4.2.1	Tlakový pásek	38
4.2.2	Umístění tlakových pásků.....	39
4.3	Měření úhlu náběhu během letu	39
4.3.1	Problematika měření úhlu náběhu	39
4.3.2	Základní typy sond pro měření úhlu náběhu	40
4.4	Měření rychlosti během letu.....	42
4.4.1	Motivace.....	42
4.4.2	Problematika měření rychlosti za letu	42
4.4.3	Způsoby měření rychlosti letu.....	43
4.4.4	Výběr způsobu měření rychlosti letu	44
4.5	Měření teploty během letu	45
5	Příprava experimentu.....	46
5.1	Křídla	46
5.1.1	Výroba křidel	46
5.1.2	Osazení křídla měřicí a řídicí technikou.....	47
5.2	Tlakové pásky	47
5.2.1	Kalibrace tlakových pásků	47
5.2.2	Ověřovací měření tlakových pásků	49
5.2.3	Osazení tlakových pásků na měřicí křídlo	54
5.3	Sonda na měření úhlu náběhu	55
5.3.1	Analýza umístění sondy.....	55
5.3.2	Návrh a výroba sondy úhlu náběhu	55
5.3.3	Kalibrace a ověření sondy	57
5.4	Sonda na měření rychlosti letu	58

5.4.1	Návrh sondy	58
5.4.2	Výroba a kalibrace sondy	59
6	Provedení experimentu	60
6.1	Letové podmínky	60
6.2	Záměr prováděných letů	60
6.3	Provedení letu	60
7	Vyhodnocení experimentálně získaných dat.....	63
7.1	Zpracování dat z tlakového měření podél profilu	63
7.1.1	Poznámky k vyhodnocení.....	63
7.1.2	Rozložení tlaku po profilu.....	63
7.1.3	Zhodnocení experimentálně získaných výsledků $cP(x)$	65
7.2	Zpracování dat z tlakového měření podél rozpětí	66
7.2.1	Rozložení tlaku po rozpětí.....	66
7.2.2	Zhodnocení experimentálně získaných výsledků $cP(z)$	67
8	Porovnání výsledků experimentu s výpočtem	69
8.1	Motivace porovnání experimentu s výpočtem	69
8.2	Rozložení tlaku po profilu křídla.....	69
8.3	Rozložení tlaku po rozpětí	72
8.4	Výsledky porovnání experimentálních a výpočtových dat.....	75
	Závěr.....	77

Seznam použitých veličin

v_∞	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost volného nabíhajícího proudu vzduchu
x	$[m]$	Podélná souřadnice letadlového souřadného systému
y	$[m]$	Kolmá souřadnice letadlového souřadného systému
z	$[m]$	Příčná souřadnice letadlového souřadného systému
l	$[m]$	Délka křídla (polovina celkového rozpětí)
c_L	$[1]$	Součinitel vztlaku
Γ	$[1/s]$	Cirkulace
v_i	$[m/s]$	Indukovaná rychlost
α_i	$[^\circ, rad]$	Indukovaný úhel náběhu
v_{ef}	$[m/s]$	Efektivní rychlost
α_{ef}	$[^\circ, rad]$	Efektivní úhel náběhu
α_∞, α	$[^\circ, rad]$	Úhel náběhu volného proudu vzduchu
$c_{L\infty}^\alpha$	$[rad^{-1}]$	Směrnice vztlakové čáry
α_0	$[^\circ, rad]$	Úhel náběhu při nulovém vztlaku
b	$[m]$	Tětiva profilu
Re	$[1]$	Reynoldsovo číslo
AR	$[1]$	Štíhlost křídla
c_{LW}	$[1]$	Součinitel vztlaku křídla
A_n	$[1]$	n-tý koeficient Fourierovy transformace
v_x	$[m/s]$	Přídavná rychlost ve směru x
v_y	$[m/s]$	Přídavná rychlost ve směru y
u	$[m/s]$	Složka rychlosti ve směru x
v	$[m/s]$	Složka rychlosti ve směru y
w	$[m/s]$	Složka rychlosti ve směru z
t	$[s]$	Čas
T	$[K]$	Termodynamická teplota

p	[Pa]	Statický tlak
p_{celk}	[Pa]	Celkový tlak
c_p	[1]	Tlakový součinitel
c_{pD}	[1]	Tlakový součinitel na tlakové straně profilu
c_{pH}	[1]	Tlakový součinitel na sací straně profilu
h	[m]	Výška letu
ρ	[kg/m ³]	Hustota
r	[J · kg ⁻¹ K ⁻¹]	Měrná plynová konstanta
g	[m · s ⁻²]	Tíhové zrychlení

Úvod

Aerodynamické vlastnosti křídla za letu v dané konfiguraci mají přímou souvislost s momentálním rozložením tlaku na křídle. Při vodorovném letu je na letadlovém křídle generována aerodynamická síla, která je teoreticky rozkládána na vztlak a odpor, veličiny klíčové pro silovou rovnováhu letounu a cílové veličiny ve fázi návrhu a optimalizace vlastností budoucího letounu. Nicméně aerodynamické síly generované pohybem křídla jsou pouhým důsledkem jevu více elementárního, a sice tlakového rozložení. Aerodynamické síly jsou tedy určeny tlakovým rozložením na křídle. Efektivní výpočtové a experimentální nástroje pro určení tlakového rozložení se ukázaly být nezbytnou součástí vývoje a optimalizace letadlových křídel. S prohlubováním teoretických poznatků a zdokonalováním výpočtových nástrojů se v rytmu doby prosazuje levný, rychlý a efektivní výpočet nad drahým a časově náročným experimentem.

Tato práce si klade za cíl experimentálně ověřit použitelnost zvolené výpočtové metody rozložení tlaku na letadlovém křídle při malých Reynoldsových číslech. Do této chvíle bylo po celém světě provedeno množství experimentálních měření za účelem validace výpočtových metod. Na začátku této práce také proto stojí záměr provést experiment s letovým měřením pomocí bezpilotního létajícího prostředku a ne v aerodynamickém tunelu, kde bylo realizováno již mnoho měření rozložení tlaku na letadlových křídlech. Proudění v aerodynamických tunelech se na rozdíl od případu, kdy se křídlo pohybuje klidným vzduchem, vyznačuje vysokou mírou intenzity turbulence. Také proto je zajímavé provést ověření výpočtové metody za letu. Experiment bude mít v aerodynamice jistě vždy své pevné místo přinejmenším ve výzkumné větvi. Nicméně končí doba, kdy byl experiment hybnou silou vývoje aerodynamických aplikací. Stává se v tomto smyslu prostředkem k validaci stále silnějšího, výpočtového nástroje.

První část této práce se věnuje rešerši a výběru vhodné výpočtové a experimentální metody k určení rozložení tlaku na letadlovém křídle.

Následuje výpočtová část práce, která se zabývá jednak tvorbou výpočtového modelu a dále samotným výpočtem rozložení tlaku na profilu křídla a podél rozpětí křídla.

Nejrozsáhlejší experimentální část práce je složena z více kapitol. V kapitole *Návrh experimentu* je vytvořen koncept experimentu, proveden rozbor dílčích problémů a probrány varianty jejich řešení. Kapitola *Příprava experimentu* se zabývá konkrétním řešením dílčích problémů, mimo jiné například ověřovacím měřením vybrané experimentální metody na měřicím křídlovém nástavci, vlastním návrhem, výrobou a kalibrací sondy na měření úhlu náběhu nebo specifickou výrobou experimentálních křídel. V kapitole *Provedení experimentu* je učiněna analýza letových měření z komplexního hlediska, vyhodnocení konkrétních časových okamžiků je provedeno v kapitole *Vyhodnocení experimentálně získaných dat*.

Kapitola *Porovnání výsledků experimentu s výpočtem* se věnuje společné analýze naměřených a vypočtených dat. Je zde zhodnocena použitelnost výpočtového modelu a míra jeho přesnosti.

1 Výpočtové metody k určování rozložení tlaku na letadlovém křídle

Existuje množství analytických a numerických výpočtových metod, které slouží k návrhu nebo analýze letadlových profilů a křídel. Obsahem této kapitoly je průzkum a výběr vhodného výpočtového nástroje pro výpočet rozložení tlaku na letadlovém křídle.

1.1 Teorie nosné čáry

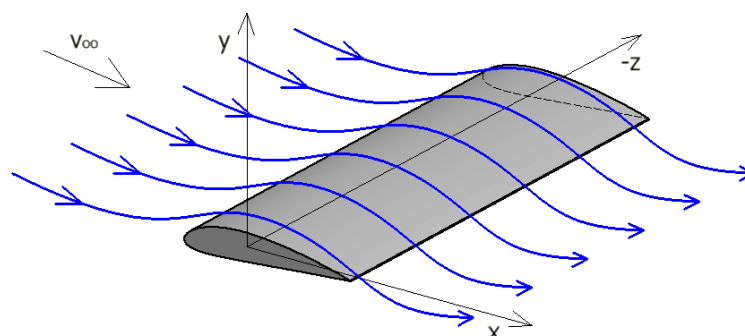
1.1.1 Pozadí metody

Teorie pro stanovení rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí křídla byla zpracována v Německu v průběhu 2. světové války Ludwigem Prandtlm a detailně popsána ve zprávě NACA pod číslem 116 [1]. Ačkoli je pomocí teorie nosné čáry (LLT – z anglického „*lifting line theory*“) získán průběh rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí křídla, nikoli přímo rozložení tlaku, přináší exaktní analytický popis aerodynamiky křídla s konečným rozpětím. Teorie je využívána jako nástroj na počátku návrhu letounu, kdy takto lze s dostatečnou přesností stanovit průběh součinitele vztlaku podél rozpětí, celkový součinitel vztlaku křídla a tedy i samotný vztlak. S jejím použitím lze provádět optimalizaci rozložení součinitele vztlaku pro různé geometrické parametry křídla, jako například půdorysný tvar, použité profily v jednotlivých sekcích křídla, zkroucení křídla, atd. Kromě informace o silových poměrech na křídle poskytuje LLT důležité informace o lokální změně proudění v daném místě rozpětí.

1.1.2 Proudění kolem křídla

Obtékání křídla nekonečného rozpětí

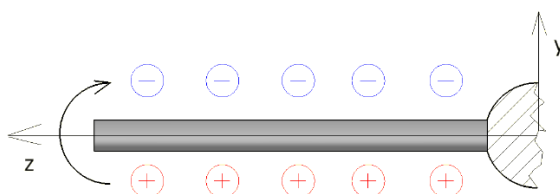
Tento případ obtékání křídla je ryze teoretický. Bývá také označován jako 2D úloha. Obtékání křídla nekonečného rozpětí je znázorněno na obrázku 1.1. Jak je patrné z modře vyznačených proudnic, proudění ve dvou libovolných řezech křídlem rovinou rovnoběžnou s rovinou x - y jsou totožná. Proudnice také v těchto rovinách leží. Z toho důvodu je možné tento případ proudění nahradit obtékáním jediného profilu, které reprezentuje proudění kolem celého křídla (proto 2D proudění) [18].



Obr. 1.1: Obtékání křídla nekonečného rozpětí

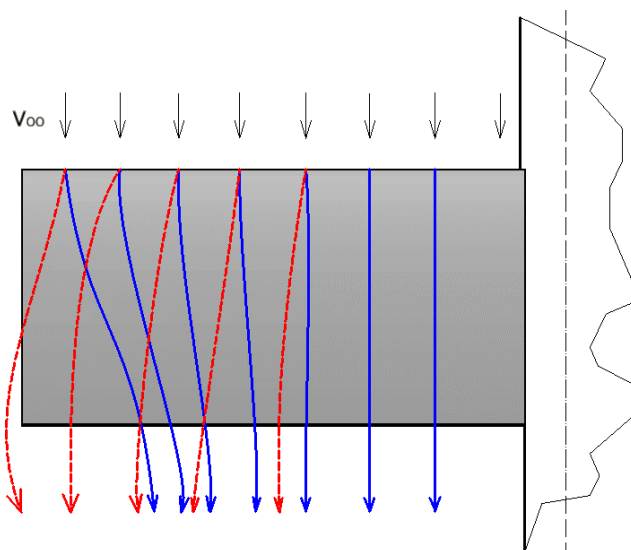
Obtékání křídla s konečným rozpětím

Ve skutečných aplikacích se setkáváme pouze s křídly s konečným rozpětím, jejichž aerodynamika se podstatně liší od výše zmíněného případu. Právě vliv konců křídel je klíčový pro charakter proudění kolem křídla s konečným rozpětím. Tato problematika je podrobně zpracována v knize [2]. Při obtékání běžného letadlového křídla dojde k rozložení tlaku na horní a dolní straně křídla tak, že nahoře vznikne podtlak (strana se nazývá sací) a dole přetlak (tlaková strana). Tato situace je znázorněna na obrázku 1.2.



Obr. 1.2: Tlakové poměry na křídle konečného rozpětí

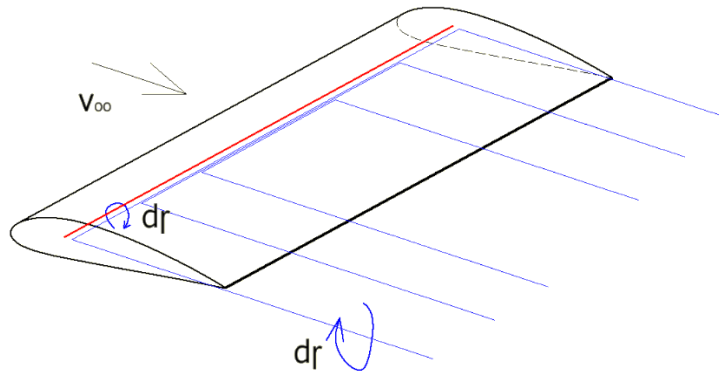
Vlivem rozdílných tlaků dochází v místě konce křídla k přirozenému vyrovnávání tlaků (vzduch se pohybuje z místa vyššího tlaku do místa s nižším tlakem), jak je znázorněno na obrázku černou šipkou. V této souvislosti dochází na sací straně křídla k odchýlení proudnic směrem od konce křídla k trupu a na tlakové straně obráceně, tedy směrem od trupu ke konci křídla. Tento jev je vyobrazen na obrázku 1.3. Modrá čára znázorňuje proudnice na sací straně, červená na straně tlakové.



Obr. 1.3: Odchýlení proudnic vlivem vyrovnávání tlaku

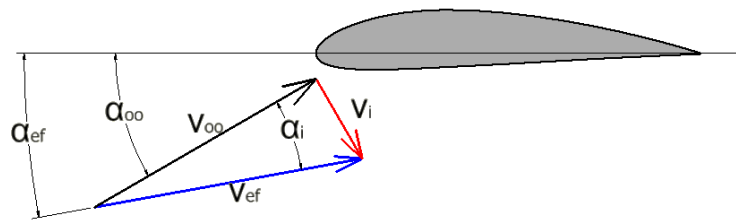
Takto odchýlené proudnice tvoří za odtokovou hranou křídla vírovou plochu [2], která je však nestabilní a v určité vzdálenosti od odtokové hrany přechází v jeden mohutný vír za každým koncem křídla. Tato vygenerovaná vírová oblast leží v kruhu o průměru přibližně $2\sqrt{2}l$, kde l je polovina rozpětí (délka jednoho křídla) [3]. Důsledkem tohoto efektu je pokles součinitele vztlačnosti (c_L) na konci křídla a vznik obecného rozložení součinitele vztlačnosti podél rozpětí. Křídlo s nekonečným rozpětím má konstantní průběh součinitele vztlačnosti. Z pohledu LLT je však pokles c_L na koncích křídel důsledkem jevu jiného,

jak bude hned vysvětleno. LLT nahrazuje křídlo úsečkou, kterou prochází podkovovitě tvarovaná vírová vlákna o cirkulaci $d\Gamma$. Schéma je znázorněno na obr. 1.4.



Obr. 1.4: Nahrazení proudového pole vírovými vlákny

Každé vírové vlákno (na obrázku modře) se skládá z nosného víru, který prochází zavedenou úsečkou, a dvou volných vírů, které odplovají za odtokovou hranou křídla. Vznik vírů podstatně ovlivňuje rychlostní pole v okolí křídla a to tak, že generuje tzv. indukovanou rychlost v_i , která při kladném vztlaku směřuje dolů. Tento děj je znázorněn na obr. 1.5.



Obr. 1.5: Indukovaná rychlost a úhel náběhu profilu

Jak je zřejmé z obrázku 1.5, vlivem indukované rychlosti dochází k lokálnímu poklesu úhlu náběhu o indukovaný úhel náběhu α_i . Je zaveden takzvaný efektivní úhel náběhu α_{ef} , pro který platí

$$\alpha_{ef} = \alpha_{\infty} - \alpha_i \quad (1.1)$$

Nejlépe asi vystihuje význam efektivního úhlu náběhu věta z [2], str. 154: „Profil na křídle konečného rozpětí se chová jako profil na nekonečném křídle obtékáný pod efektivním úhlem náběhu.“

1.1.2 Matematický aparát

Matematickým pilířem teorie nosné čáry je podle [2] Prandtlova integro-diferenciální rovnice křídla:

$$\Gamma = \frac{1}{2} v_{\infty} b c_{L_{\infty}}^{\alpha} \left[\alpha_a + \frac{1}{4\pi v_{\infty}} \int_{-l/2}^{l/2} \frac{d\Gamma}{dz_1} \frac{dz_1}{z_1 - z} \right] \quad (1.2)$$

Efektivní řešení Prandtlovy rovnice nabídl Glauert, který podrobil rovnici (1.2) transformaci

$$z = -\frac{l}{2} \cos \theta \quad (1.3)$$

a hledaný průběh Γ aproximoval pomocí Fourierovy řady [2]:

$$\Gamma(\theta) = 2lv_\infty \sum_n A_n \sin(n\theta) \quad (1.4)$$

Podle [4] se postupnými úpravami dostáváme k soustavě rovnic (1.5), pomocí kterých se získají koeficienty Fourierovy transformace A_n :

$$\mu(\alpha_0 - \alpha) = \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta) \left(1 + \frac{\mu n}{\sin(\theta)}\right) \quad (1.5)$$

Kde parameter μ je definován jako

$$\mu = \frac{b \cdot c_{L_\infty}^\alpha}{4l} \quad (1.6)$$

b je délka tětiny v daném místě rozpětí a $c_{L_\infty}^\alpha$ směrnice lineární části vztlakové čáry. Průběh součinitele vztlaku na rozpětí křídla je poté dán vztahem [4]:

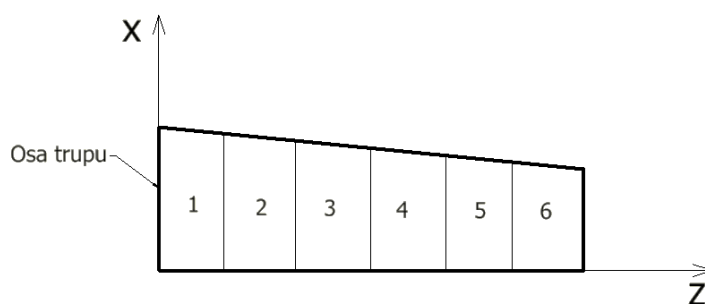
$$c_{L_i} = \frac{4b}{c_l} \sum A_n \sin(n\theta) \quad (1.7)$$

Součinitel vztlaku celého křídla je určen vztahem

$$c_{L_W} = \pi \cdot AR \cdot A_1 \quad (1.8)$$

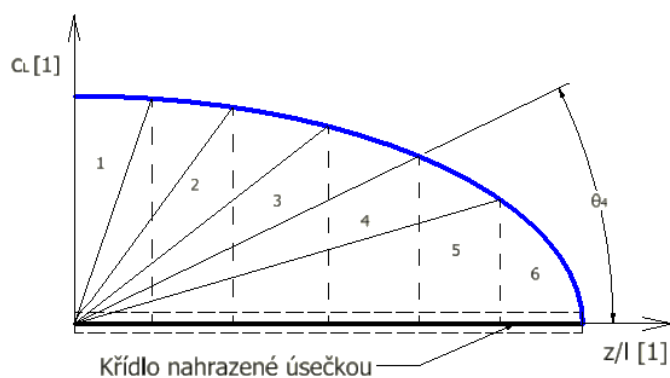
1.1.3 Geometrické souvislosti

Při řešení rozložení součinitele vztlaku na letadlovém křídle se provede rozdělení křídla na menší sekce podle obrázku 1.6. Čím je větší počet sekcí, tím je metoda přesnější.



Obr. 1.6: Rozdělení křídla na sekce

Obrázek 1.7 znázorňuje transformaci polohy podél rozpětí do polárních souřadnic. Jedná se o závislost součinitele vztlaku na poloze na křídle normované polovinou rozpětí. Předpokládá se eliptický průběh rozložení součinitele vztlaku ale jde pouze o počáteční odhad.



Obr. 1.7: Transformace úlohy do polárních souřadnic

1.2 Analýza profilů prostřednictvím konformní transformace

Jedním z prvních výpočtových nástrojů pro návrh a analýzu letadlových profilů je metoda opírající se o komplexní potenciál a konformní transformaci. Metoda vychází z problematiky potenciálního proudění, ve které je možné vhodnou superpozicí elementárních případů proudění (zdroj, propad, ...) popsat proudění kolem jednoduchých těles, jako je válec nebo koule. Konformní transformace je ve své aerodynamické aplikaci vlastně zobrazením geometrického tělesa v jiném komplexním souřadném systému [2]. Touto cestou je tedy možné proudění kolem profilu převést na jednoduchý a řešitelný případ proudění kolem válce.

Podle [5] lze pomocí konformní transformace generovat pouze určité geometrie profilů (*Žukovského transformace*). V případě potřeby popisu proudění například kolem profilu řady NACA existuje možnost zpětné transformace požadované geometrie na válec v původní komplexní rovině. Použitý matematický aparát je popsán v [6]. Výsledkem této metody je rozložení rychlosti kolem profilu a součinitel vztlaku při zvoleném úhlu náběhu.

1.3 Teorie tenkého profilu

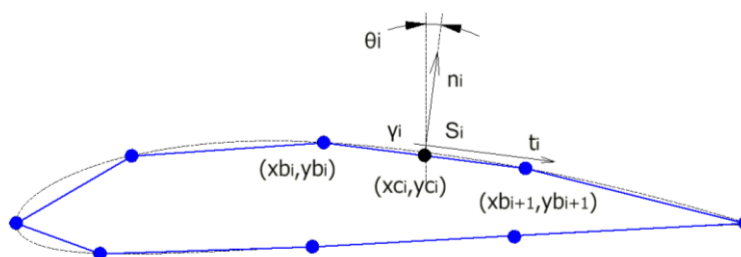
Tato výpočtová metoda pro řešení 2D nevazkého proudění kolem profilu se omezuje na řešení tenkých profilů, jak napovídá její název. Požadavkem na geometrii profilu je také malé prohnutí střední křivky profilu a malé úhly náběhu. Velikost místní rychlosti na profilu se skládá z v_∞ a přídavných složek rychlosti v_x a v_y . Vzhledem k malému prohnutí střední křivky profilu a malé tloušťce se složka v_y zanedbává. Přídavná rychlost v_x je ve vztahu s elementární cirkulací [2]:

$$d\Gamma = 2v_x dx \quad (1.9)$$

1.4 2D Panelová metoda

1.4.1 Geometrické souvislosti

2D panelová metoda je numerická výpočtová metoda, pomocí které lze popsat potenciální nestlačitelné proudění tekutiny při obtékání profilu libovolného tvaru při libovolném úhlu náběhu. Hlavním výsledkem výpočtu je získání rozložení rychlosti po profilu, potažmo po přepočítání rozložení tlaku po profilu. Metoda spočívá v nahrazení spojité geometrie profilu obecnou lomenou křivkou, která je složená z N částí – panelů. Taková geometrická transformace spolu se zavedeným značením je znázorněna na obrázku 1.8.



Obr. 1.8: Panelová metoda a značení

Na obrázku je vysvětleno značení i -tého z celkem N panelů o délce S_i . Každý panel je specifikován geometrickými souřadnicemi bodů na svých koncích. Úhel θ je úhel, který svírá normála panelu s kladnou osou y . Na každém panelu je zavedeno imaginární vírové vlákno o intenzitě γ_i , které nahrazuje mezní vrstvu na povrchu profilu. Na panelu je generována cirkulace

$$\Gamma_i = \gamma_i \cdot S_i \quad (1.10)$$

1.4.2 Numerické řešení

Ve finále je v této metodě řešena soustava $(N+1)$ rovnic pro $(N+1)$ neznámých [20]:

$$v_{y\infty} y_i - v_{x\infty} x_i - \sum_{j=1}^N A_{i,j} \gamma_{0j} - C = 0 \quad (1.11)$$

$$\gamma_{C,1} = -\gamma_{C,N} \quad (1.12)$$

Neznámými soustavy rovnic jsou vírové intenzity γ_{Cj} a konstanta C . Druhá rovnice vyjadřuje tak zvanou Kuttovu podmínku. Při řešení rovnic bez její implementace dochází ve vyřešeném proudovém poli k výraznému „přetékání“ proudnic v oblasti odtokové hrany profilu ze spodní strany profilu na horní stranu. Tato podmínka vnáší požadavek vyrovnaných rychlostí na horní a dolní straně profilu v oblasti odtokové hrany. Člen $A_{i,j}$ v rovnici je definován jako

$$A_{i,j} = \frac{1}{2\pi} \int_S \ln(|\bar{r}_i - \bar{r}_c|) ds \quad (1.13)$$

Vzdálenost $|\bar{r}_i - \bar{r}_c|$ je definována jako $|\bar{r}_i - \bar{r}_c| = \sqrt{(x - x_c)^2 + (y - y_c)^2}$.

Index i v soustavě, kde $i = 1 \dots N$, značí středy panelů, popřípadě jejich souřadnice. Index j ($j = 1 \dots N$) je sčítací index v každé rovnici.

Vzhledem k tomu, že fyzikální interpretací γ_{Cj} je $\gamma_{Cj} = v_j$, známe vyřešením soustavy rovnic přímo rozložení rychlosti po profilu. Nyní lze už jen stačí přepočítat rychlosti na hodnoty tlakových součinitelů, neboť platí:

$$c_p = 1 - \frac{\gamma_C^2}{v_\infty^2} \quad (1.14)$$

Prostorovým ekvivalentem popsané 2D panelové metody je 3D panelová metoda.

1.5 CFD (Computational Fluid Dynamics)

1.5.1 Princip CFD

CFD je komplexní výpočtový nástroj používaný nejen pro výpočty klasické mechaniky tekutin, ale také například termodynamiky či chemických reakcí. Pilířem této metody je numerické řešení soustavy parciálních diferenciálních rovnic, které jsou interpretací známých fyzikálních zákonů.

1.5.2 Soustava rovnic CFD

Řešenými rovnicemi jsou matematické interpretace fyzikálních zákonů: Zákona zachování hmoty, zákona zachování energie a druhého Newtonova pohybového zákona. Reprezentativně se jedná o tyto rovnice [19]:

Vyjádření zákona zachování hmoty (rovnice kontinuity)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1.15)$$

Tato rovnice je ekvivalentem rovnice kontinuity. ρ značí hustotu, \vec{v} vektor rychlosti.

Vyjádření 2. Newtonova pohybového zákona (hybnostní rovnice)

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (1.16)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (1.17)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (1.18)$$

Jedná se o tři rovnice ve směru x, y, z . Veličiny u, v, w jsou příslušné složky místního vektoru rychlosti \vec{v} , τ_{ij} značí složku smykového napětí a f_x, f_y, f_z složku objemové síly.

Vyjádření zákona zachování energie (energetická rovnice)

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) \right] + v \cdot \left[\rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) \right] = \\ & = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \frac{\partial (up)}{\partial x} - \frac{\partial (vp)}{\partial y} - \frac{\partial (wp)}{\partial z} + \\ & + \frac{\partial (u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (u\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial (v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial (v\tau_{zy})}{\partial z} + \\ & + \frac{\partial (w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial (w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial (w\tau_{zz})}{\partial z} + \rho \vec{f} \cdot \vec{v} \end{aligned} \quad (1.19)$$

kde e značí měrnou vnitřní energii, \dot{q} měrné teplo, k tepelná vodivost a T termodynamická teplota.

Těchto 5 výše popsaných rovnic pro 7 neznámých při uvažování viskózního a stlačitelného proudění je navíc doplněno o dvě další rovnice:

Stavová rovnice

$$p = \rho RT \quad (1.20)$$

Další závislost stavových veličin

$$e = e(T, p) \quad (1.21)$$

Nyní je kompletní soustava rovnic připravena řešit neznámé ρ, p, u, v, w, e, T . Výše uvedené rovnice jsou uvedeny v parciálním diferenciálním tvaru a popisují spojité oblasti daných veličin. Pro další posun v řešení se provede vhodná diskretizace a přepis parciálních diferenciálních rovnic do diskrétní podoby. Například dopředná diference

$$\frac{\partial p}{\partial x} = \frac{p(i+1) - p(i)}{\Delta x} \quad (1.22)$$

Pro každý bod je vygenerována soustava rovnic v diskretizačním tvaru. Počet bodů (uzlů) závisí na jemnosti sítě a mohutnosti řešeného problému ale bývá běžně v řádu milionů. Soustava rovnic je následně řešena vhodnou iterační metodou.

1.6 Zhodnocení a výběr výpočtové metody

Z pohledu zadání této práce má být vybrána výpočtová metoda, která bude následně experimentálně ověřena. Jelikož bude experiment prováděn na profilu NACA 4415, ukazuje se jako nevhodná metoda tenkého profilu. Limitující je u této metody také požadavek na malý úhel náběhu. Pro potřebu provést výpočet na profilu řady NACA není vhodná ani metoda založená na konformní transformaci, neboť přináší zbytečné komplikace při transformaci.

Jelikož již existuje záměr provedení experimentu za letu na křídle konečného rozpětí, nabízí se možnost kombinace 2D řešení proudění a teorie nosné čáry, která zohledňuje právě změny proudění kolem křídla konečného rozpětí. Další výhodou tohoto řešení je nezávislé řešení proudového pole v každém místě na rozpětí křídla samostatně. V případě potřeby je tak poměrně jednoduché provést analýzu získaných výsledků.

Pro výpočtovou část této práce je tedy vybráno **2D řešení pomocí panelové metody v kombinaci s teorií nosné čáry**.

2 Experimentální metody pro určování rozložení tlaku na letadlovém křídle

2.1 Přímé experimentální metody

Jako přímé experimentální metody pro určení rozložení tlaku jsou označeny metody, kdy je primárně vyhodnocován tlak, nikoli nějaká jiná veličina, ze které je poté tlak dopočítáván, nebo pomocí které je validován.

2.1.1 Vnitřní tlakové odběry

Klasickou a léty prověřenou metodou měření tlakového pole na obtékaném tělese jsou tlakové odběry. Odběrem se rozumí válcová dutinka (nebo například štěrbina) určitých parametrů uvnitř měřeného tělesa, zpravidla s osou totožnou s normálou plochy v místě odběru. V tělese je měřený tlak dále veden pomocí hadiček popřípadě přepážek do tlakového převodníku. Každý tlakový odběr poskytuje informaci o tlaku v jednom diskrétním bodě a není možné ho jednoduše přesunout na jiné místo. Dá se říci, že metoda je velmi pracná a časově náročná ve fázi výroby a je vždy fyzicky pevně spojena s tělesem. Jinými slovy s aplikováním této metody vždy souvisí výroba nového modelu nebo modifikace stávajícího tělesa. Proto je typicky aplikována na prototypy nebo tělesa sloužící k validaci jiné metody či výpočtu. Typická aplikace vnitřních tlakových odběrů v podobě měřícího křídlového nástavce je znázorněna na obrázku 2.1.



Obr.2.1: Tlakové odběry v křídle (převzato z <http://www.aerolab.com/products/pressure-wing/>)

Tlakové odběry přináší prosté a nezpochybnitelné řešení experimentálního určení tlaku. O povrchu zkoumaného tělesa se dá říci, že je minimálně narušen a proudění kolem tělesa tak zůstává prakticky neovlivněné. Vnitřní tlakové odběry jsou vhodné pro aplikace, u kterých je kladen důraz na přesnost měření a minimální zásah do měřeného povrchu. Volba vnitřních tlakových odběrů je nezbytná také v případech, kdy není možné použít metody aplikované na vnějším povrchu křídla. Důvodem mohou být například měření při hypersonických rychlostech. Hlavní nevýhodou vnitřních tlakových odběrů je

pracnost a časová náročnost při výrobě modelu a osazování. Fakt, že vestavěný systém odběrů se zpravidla stává trvalou součástí modelu a je nepřenositelný na model jiný, je také nevýhodou.

2.1.2 Vnější tlakové odběry

Méně používanou aplikací tlakových odběrů je případ, kdy odběr není zapuštěn do měřeného modelu, ale je umístěn přímo na měřeném povrchu. Je zřejmé, že tyto aplikace přinášejí řadu výhod i nevýhod oproti standardním vnitřním tlakovým odběrům.

Izolované odběry

Elementárním případem vnějšího odběru je osamělý bodový odběr, který je tvořen tenkou plechovou dutinkou, která je opatřena malým otvorem (odběr) a nástavcem k připojení hadičky. Celá destička je k povrchu přilepena prostřednictvím přelepu. Hlavní výhodou oproti vnitřním odběrům je řádově kratší doba přípravy měření. Tím se celá metoda stává i levnější. Nevýhodou je podstatná invazivnost, neboť ke každému odběru vede jedna hadička, která je také umístěna na měřeném povrchu.

Tlakové pásy

Do skupiny vnějších tlakových odběrů patří také tlakové pásy. Jedná se o způsob měření tlakového pole, který má v historii své místo, ale není zatím příliš rozšířený. Pro ilustraci je na obrázku 2.2 zachycen tlakový pásek vyvinutý na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky Fakulty strojní ČVUT v Praze.



Obr. 2.2: Tlakový pásek

Jedná se o podlouhlou pružnou desku plošných spojů, na které jsou v určité rozteči umístěny elektronické tlakové senzory absolutního tlaku. Všechny senzory mohou mít digitální typ komunikace a svou unikátní adresu. To znamená, že pro vycítání dat ze všech sensorů na tlakovém pásku postačí jeden kabel. Možností je pásy také libovolně napojovat a větvit. Tlakové pásy tedy přináší hned několik výhod oproti bodovým odběrům. Instalací jednoho pásku se získá informace o tlakovém poli, tlakovém gradientu po zvolené křivce na měřeném povrchu. Instalace tlakového pásku na měřený povrch je časově stejně náročná jako u bodového senzoru při získání řádově většího množství měřených bodů. Při použití tlakových pásků postačí aplikovat 2 pásy na předpokládané místo kolmo na sebe a bude tak změřen tlakový gradient ve dvou směrech, ze kterého je poměrně přesně možné stagnační bod určit. V případě použití množství bodových odběrů by byl čas strávený přípravou experimentu řádově delší a při vedení velkého množství hadiček by k bodovým odběrům také hrozilo ovlivnění skutečného proudění. Další aplikací, kterou tlakový pásek nabízí je pohodlné určení místa,

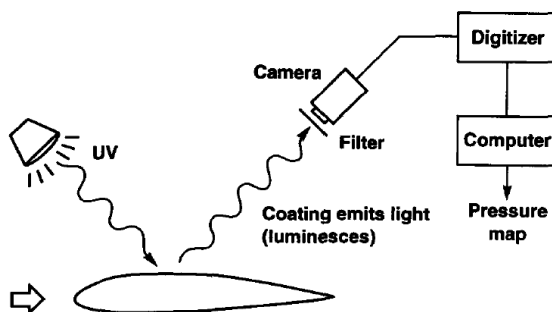
kde dochází například k odtržení proudění. Vyhodnocením průměrné směrodatné odchylky v čase lze geometricky identifikovat místo odtržení nebo přechodu.

Hlavní výhody tlakového pásku jsou časová úspora při aplikaci a zredukování přívodních hadiček na jeden trojžilový kabel k napájení a komunikaci. Tlakový pásek si s sebou nese i jisté nevýhody, jako je třeba určitá míra invazivnosti. Při dnešních výrobních možnostech v oblasti mikroelektroniky je například dosažená výška tlakového pásku zobrazeného na obr. 2.2 1,5 mm. Při použití vhodných přelepů lze vliv pásku na proudění minimalizovat.

2.1.3 Tlakocitlivá barva

Tlakocitlivá barva (PSP – Pressure Sensitive Paint) je poměrně mladá metoda sloužící k zjišťování tlakového rozložení. Její vznik sahá do bývalého sovětského svazu na počátek 80. let. Podstatným přínosem je, že na rozdíl od tradičních tlakových odběrů, měřících tlak bodově, PSP podává informaci o souvislém tlakovém poli nad měřenou plochou. Výsledkem jsou tak 2D tlakové kontury nad měřenou oblastí, které zatím mezi přímými metodami nemají obdoby. Metoda spočívá v nanesení tlakocitlivé barvy na měřený povrch a následnému měření odráženého světelného spektra pomocí speciální kamery.

Jádrem celé metody jsou výrazné fotoluminescenční vlastnosti některých materiálů. Jedná se o materiály s výraznou luminiscenční citlivostí na parciální tlak vzdušného kyslíku ve svém okolí. Luminescencí se rozumí míra světelného vyzařování při vystavení světlu určitých vlnových délek [7]. Na obrázku 2.3 je znázorněno typické schéma měření pomocí PSP (převzato z [8]).



Obr. 2.3: Měřicí schéma PSP (převzato z [8])

Výhodami této metody je její rychlá aplikovatelnost a množství a souvislost získaných výsledků. Tloušťka aplikované vrstvy barvy je 30 – 50 μm , což je vrstva, která v žádném případě neovlivní tvar měřené plochy. Nepříznivou okolností je poměrně vysoká pořizovací cena (v řádu 100.000 €) a časově náročné procesy kalibrace před každým měřením a vyhodnocování dat [9]. Stěžující může být také mohutnost technického zázemí pro potřebu měření.

2.2 Nepřímé experimentální metody

Nepřímé metody měření rozložení tlaku jsou takové, kdy je tlak dopočítáván následně po naměření jiné veličiny, typicky rychlosti proudění.

2.2.1 Dopočet tlakového pole z rychlostního pole

Elegantním řešením, jak stanovit rozložení tlaku na křídle, je změření rychlostního pole a následný dopočet pole tlakového. Za předpokladu nestlačitelného a nevazkého proudění se dopočet provede pomocí známého vzorce

$$c_p = 1 - \frac{v^2}{v_\infty^2} \quad (2.1)$$

kde v značí místní rychlost na povrchu křídla (předpokládá se nevazké proudění) a v_∞ rychlost nabíhajícího proudu vzduchu. Experimentální způsoby určení rychlostního pole jsou například metoda PIV (Particle Image Velocimetry), LDA (Laser Doppler Anemometry) popřípadě klasické traverzování proudového pole pomocí směrové sondy nebo žhaveného drátku (metoda CCA). Nevýhodou metod je poměrně dlouhý čas přípravy experimentu a náročné vyhodnocení.

2.2.2 Validace tlakového měření silovým měřením

Pokud je tlakové měření prováděno za účelem měření aerodynamických sil, je možné provádět zároveň měření silové pomocí tenzometrických členů a následně toto měření použít jako validační měření k tlakovému. Pomocí tenzometrických členů je měřen silový aerodynamický účinek na křídlo ve dvou složkách (odpor, vztlak) a porovnán s integrálním silovým účinkem naměřeného tlakového pole v těchto směrech.

2.3 Prostředí prováděného experimentu

2.3.1 Měření v aerodynamických tunelech

Jednoznačně nejčastěji probíhají aerodynamická měření v aerodynamických tunelech. Je to proto, že v tunelu lze poměrně snadno přesně definovat a udržet potřebné parametry (teplota vzduchu, rychlost proudění, vlhkost vzduchu, geometrické nastavení měřeného tělesa – například úhel náběhu). Díky tomu není problém již jednou provedené měření znovu opakovat a třeba použít jiný měřicí aparát a měření následně porovnat. Ve velké míře se využívá možnosti měnit jednu veličinu za konstantního průběhu ostatních (změna rychlosti při konstantní teplotě). Takto je možné velmi efektivně provádět kalibrace měřidel nebo třeba měřit charakteristiky profilů či lopatkových strojů.

Na druhou stranu, aplikace měřené v aerodynamických tunelech jsou velmi často provozovány v reálných podmínkách. Například letadlová křídla se pohybují v podmínkách s jinou intenzitou turbulence, než jaká je v tunelu. V jiných případech není technicky možné samotné měření v tunelu realizovat, například nestacionární jevy při přechodu do vývrtky nebo pádu. Někdy může být pouze jednodušší realizovat měření za letu nebo v daném provozu.

2.3.2 Letová měření

Letová měření probíhala již dlouho předtím, než došlo k nástupu aerodynamických tunelů. Nejednalo se o letová měření v pravém slova smyslu ale principiálně je zastupovala. Jednalo se o měření na rotujících ramenech (whirling arm) [10]. Hlavní nevýhodou skutečných letových měření je, že se nedají rozsáhle plánovat ani opakovat. Někdy může být i velmi nepříjemné nebo nebezpečné určité režimy měřit (záporný úhel náběhu). Elegantním řešením je využití bezpilotních létajících prostředků (UAV).

2.4 Porovnání a výběr experimentální metody

V tabulce 2.1 jsou shrnuty zmíněné experimentální metody a zhodnocena jednotlivá zohledňovaná kritéria. Vzhledem k záměru provedení letového experimentu a potřebě měření rozložení tlaku byla pro experimentální část práce vybrána metoda měření rozložení tlaku pomocí **tlakových pásků**.

Kritérium	Vnitřní tlakové odběry	Vnější bodové odběry	Tlakové pásky
<i>Spolehlivost</i>	Vysoká	Vysoká	Vysoká
<i>Přesnost</i>	Vysoká	Vysoká	Vysoká
<i>Mobilita</i>	Žádná	Výborná	Výborná
<i>Aplikovatelnost</i>	Dlouhodobá	Okamžitá	Okamžitá
<i>Invazivnost</i>	Nízká	Vyšší	Vyšší
<i>Náklady</i>	Vysoké	Nízké	Nízké
<i>Spojitosť</i>	Nízká	Nízká	Střední
<i>Příprava</i>	Dlouhá	Krátká	Nízké
<i>Měření v AD tunelu</i>	Vhodné	Vhodné	Vhodné
<i>Měření za letu</i>	Vhodné	Možné	Možné

Kritérium	Tlakocitlivá barva	Nepřímá metoda PIV, LDA	Nepřímá metoda traversování
<i>Spolehlivost</i>	Dobrá	Vysoká	Dobrá
<i>Přesnost</i>	Vysoká	Vysoká	Dostačující
<i>Mobilita</i>	Dobrá	Špatná	Dobrá
<i>Aplikovatelnost</i>	Středně dlouhá	Středně dlouhá	Středně dlouhá
<i>Invazivnost</i>	Nízká	Žádná	Vyšší
<i>Náklady</i>	Vysoké	Vysoké	Střední
<i>Spojitosť</i>	Vysoká	Vysoká	Vysoká
<i>Příprava</i>	Vysoké	Vysoké	Střední
<i>Měření v AD tunelu</i>	Vhodné	Vhodné	Vhodné
<i>Měření za letu</i>	Nevhodné	Nevhodné	Nevhodné

Tab. 2.1: Srovnání experimentálních metod pro měření rozložení tlaku

3 Výpočet

3.1 Návrh výpočtu

3.1.1 Kompatibilita s plánovaným experimentem

Celá výpočtová část práce si klade za cíl získat rozložení tlaku na křídle v daných místech. Hodnoty získané výpočtem budou později porovnány s experimentálně získanými výsledky. S ohledem na technické možnosti plánované experimentální části práce, byly zvoleny dva úseky křídla, na kterých bude proveden výpočet.

Výpočtový model

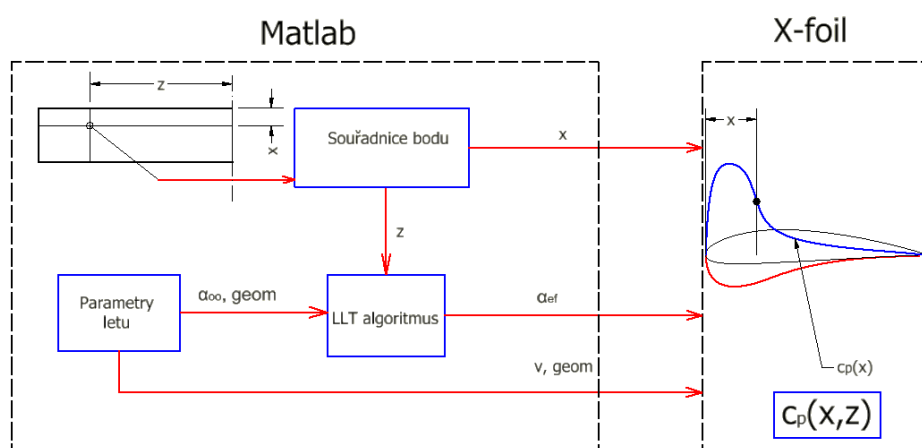
Jako model bude sloužit obdélníkové křídlo s profilem NACA 4415. Jedná se o křídlo UAV, které bude sloužit pro experimentální část práce. Základními parametry jsou celkové rozpětí $l = 2226 \text{ mm}$ a tětiva $b = 302 \text{ mm}$. Pro účely použité výpočtové metody je bráno celkové rozpětí včetně šířky trupu, která je 100 mm .

Body výpočtu tlakového pole

Jak bylo řečeno, výpočet tlaků bude proveden ve dvou samostatných úsecích. První oblastí je rozložení tlaku podél profilu v řezu vedeném v polovině rozpětí jednoho křídla. Druhou oblastí je rozložení tlaku podél rozpětí na sací straně křídla ve vzdálenosti $0.3 b$ od náběžné hrany křídla.

3.1.2 Realizace výpočtu

Jak bylo uvedeno v části 1.6, pro výpočtovou část práce byla vybrána kombinace teorie nosné čáry a 2D panelové metody. Zjednodušené blokové schéma výpočtu tlaku v daném bodě je uvedeno na obrázku 3.1.



Obr. 3.1: Blokové schéma výpočtu

Jak je patrné z výše znázorněného schématu, výpočet tlaku v zadaném bodě je rozdělen na dva oddíly. Jak bylo popsáno v části 1.1, při řešení proudění kolem křídla konečného rozpětí je zapotřebí nejprve určit hodnotu efektivního úhlu náběhu v daném místě rozpětí. Toto místo je určeno geometrickou

souřadnicí z . Určení efektivního úhlu náběhu v místě z je zajištěno LLT algoritmem v programu Matlab, který bude popsán níže. Ve druhé části výpočtu je získáno 2D panelovou metodou rozložení tlaku na profilu pro efektivní úhel náběhu. 2D výpočet rozložení tlaku po profilu bude realizován pomocí léty prověřeného software X-foil, který je používán jako řešič 2D panelové metody.

LLT algoritmus

Glauertovo řešení teorie nosné čáry přináší vztah pro výpočet indukovaného úhlu náběhu v místě rozpětí určeném θ [2]:

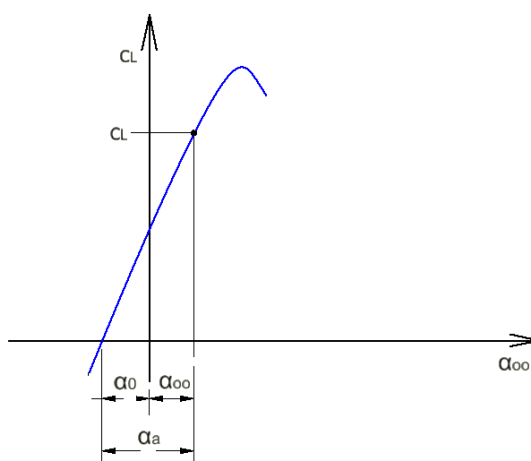
$$\alpha_i = \frac{1}{\sin(\theta)} \sum_n n \cdot A_n \cdot \sin(n \cdot \theta) \quad (3.1)$$

kde A_n je n -tý koeficient Fourierovy řady. Dosazením rovnice (3.1) do Prandtlovy integro-diferenciální rovnice křídla a po matematické úpravě dostaneme soustavu n rovnic pro výpočet koeficientů A_n Fourierovy řady:

$$\sum_n (\sin(\theta) + \mu \cdot n) A_n \cdot \sin(n \cdot \theta) = \mu \cdot \alpha_a \cdot \sin(\theta) \quad (3.2)$$

Je vhodné znovu zmínit, že uvedená rovnice je rovnicí pro dané θ , kterému odpovídá jedna konkrétní poloha na rozpětí křídla. Těchto poloh je celkem n , stejně jako počet koeficientů A_n , přes které se v rovnici sčítá. Proto je možné hovořit o soustavě n rovnic.

Veličina α_a v rovnici (3.2) se nazývá aerodynamický (absolutní) úhel náběhu. Obrázek 3.2 vysvětluje, co tento úhel značí. Je zde znázorněna vztaková čára profilu, což je závislost součinitele vztlaku c_L na úhlu náběhu profilu (nikoli na efektivním úhlu náběhu křídla). Úhel náběhu profilu α_∞ v tomto diagramu je měřen od směru tětiny profilu a nazývá se geometrický úhel náběhu. Naproti tomu aerodynamický úhel náběhu α_a je měřen od hodnoty geometrického úhlu náběhu, které odpovídá nulový součinitel vztlaku. Tato hodnota úhlu náběhu je značena α_0 .



Obr. 3.2: Aerodynamický úhel náběhu

Jelikož je pro standardní profily hodnota α_0 záporné číslo, platí mezi úhly vztah

$$\alpha_a = \alpha_\infty - \alpha_0 \quad (3.3)$$

V případě profilu NACA 4415, jehož rozložení tlaků je počítáno v této práci, je hodnota úhlu náběhu při nulovém vztlaku $\alpha_0 = -4,19^\circ$. Hodnota je převzata ze zprávy NACA 460 [11].

Koeficient μ v rovnici (3.2) je dán vztahem

$$\mu = \frac{b \cdot c_{L\infty}^\alpha}{4l} \quad (3.4)$$

ve kterém výraz $c_{L\infty}^\alpha$ značí směrnici vztakové čáry profilu. Podle [2] je dostatečně přesná hodnota směrnice tlakové čáry používaných profilů $c_{L\infty}^\alpha = 2\pi$.

V tomto místě je čas přistoupit k řešení soustavy n rovnic pro n neznámých koeficientů A_n (3.2). Pro obdržení symetrického rozložení cirkulace po rozpětí (řešení rovnice 1.5) se uvažují pouze liché koeficienty ($n = 1, 3, 5, \dots$). Vzniklá soustava rovnic poté vypadá následovně (pro lepší přehlednost bude pro index úhlu θ použito písmeno m):

$$\sum_n (\sin(\theta) + \mu \cdot (2n - 1)) A_n \cdot \sin((2n - 1) \cdot \theta) = \mu \cdot \alpha_a \cdot \sin(\theta) \quad (3.5)$$

Výše uvedenou rovnici lze jednoduše symbolicky zapsat jako

$$\mathbf{M} \cdot \mathbf{a} = \mathbf{p} \quad (3.6)$$

kde \mathbf{M} je matice vzniklá vytknutím koeficientů z levé strany rovnice (3.5), \mathbf{a} je vektor koeficientů Fourierovy transformace a \mathbf{p} je vektor pravých stran soustavy rovnic. Řešení v podobě vektoru koeficientů \mathbf{a} dostaneme přenásobením rovnice (3.6) inverzí matice \mathbf{M} :

$$\mathbf{a} = \text{inv}(\mathbf{M}) \cdot \mathbf{p} \quad (3.7)$$

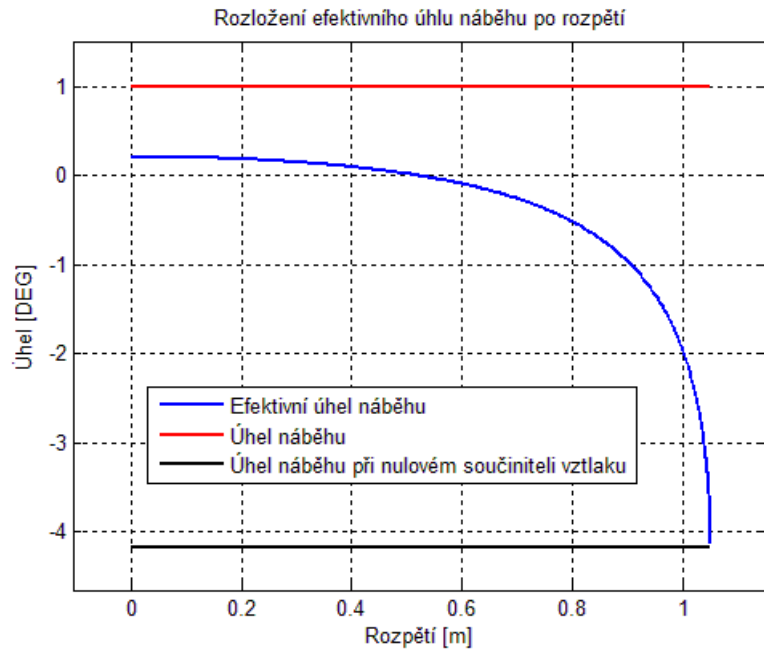
Pokud m značí pořadí úhlu θ a n označuje pořadí koeficientu A_n a nabývají hodnot $m, n = (1; k)$, bude mít matice \mathbf{M} tvar:

$$\begin{pmatrix} (\sin(\theta(1)) + \mu \cdot 1 \cdot A_n) \cdot \sin(1 \cdot \theta(1)) & \cdots & (\sin(\theta(1)) + \mu \cdot (2k - 1) \cdot A_n) \cdot \sin((2k - 1) \cdot \theta(1)) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ (\sin(\theta(k)) + \mu \cdot 1 \cdot A_n) \cdot \sin(1 \cdot \theta(k)) & \cdots & (\sin(\theta(k)) + \mu \cdot (2k - 1) \cdot A_n) \cdot \sin((2k - 1) \cdot \theta(k)) \end{pmatrix} \quad (3.8)$$

Po vypočtení koeficientů A_n dojde k jejich dosazení do rovnice (3.1) a následnému výpočtu indukovaných úhlů náběhu α_i po rozpětí. Poté už zbývá jen dopočítat efektivní úhel náběhu ze vztahu

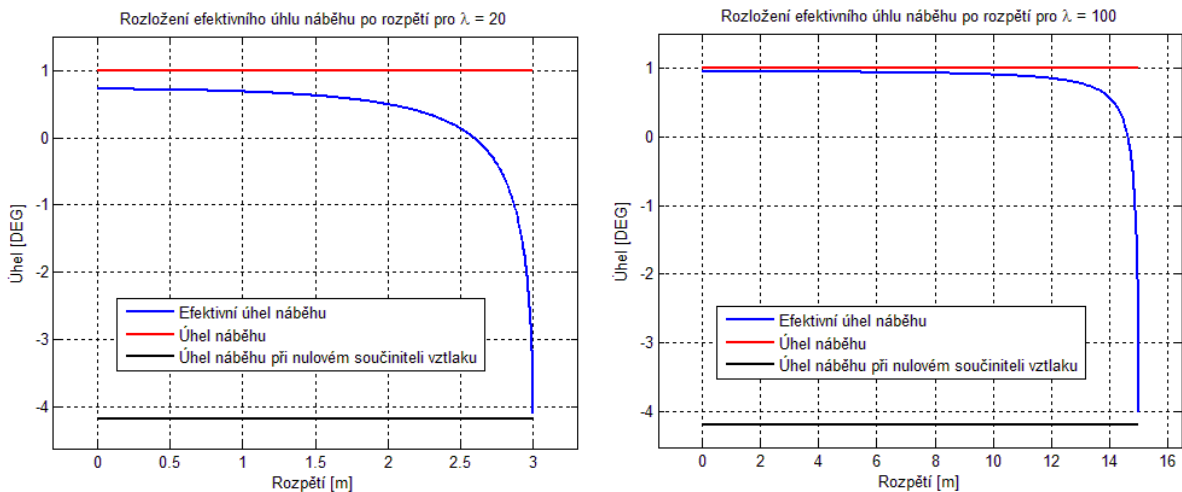
$$\alpha_{ef} = \alpha_\infty - \alpha_i \quad (3.9)$$

Na obrázku 3.3 je znázorněn zkušební výpočet rozložení efektivního úhlu náběhu po rozpětí $\alpha_{ef}(z)$. Zkušební úhel náběhu křídla byl volen $\alpha_\infty = 1^\circ$.



Obr. 3.3: Zkušební rozložení efektivního úhlu náběhu

Z obrázku je patrné, že po celé délce rozpětí jsou hodnoty efektivního úhlu náběhu α_{ef} nižší než hodnoty úhlu náběhu křídla α_∞ . Hodnota α_{ef} je nejvyšší v místě rozpětí $z = 0$, kde se nachází osa letounu, a měla by se blížit hodnotě α_∞ . V místě konce křídla ($z = 1,05 \text{ m}$) hodnota α_{ef} prudce klesá k hodnotě úhlu náběhu nulového součinitele vztlaku α_0 . Uvedený průběh se týká štíhlosti použitého křídla $\lambda = 3$. Pro porovnání a případné ověření výpočtového algoritmu je na obr 3.4 znázorněn průběh α_{ef} pro dvě další štíhlosti křídla. Je zřejmé, že efektivní úhel náběhu profilu se v místě centroplánu limitně blíží úhlu náběhu křídla.



Obr. 3.4: Rozložení α_{ef} pro $\lambda=20$ (vlevo) a 100 (vpravo)

Skutečný průběh součinitele vztlaku po rozpětí

Stejně jako na reálném křídle konečného rozpětí existuje vlivem koncových jevů nelineární průběh efektivního úhlu náběhu, tak i, vlastně jako přímý důsledek, průběh součinitele vztlaku po rozpětí není

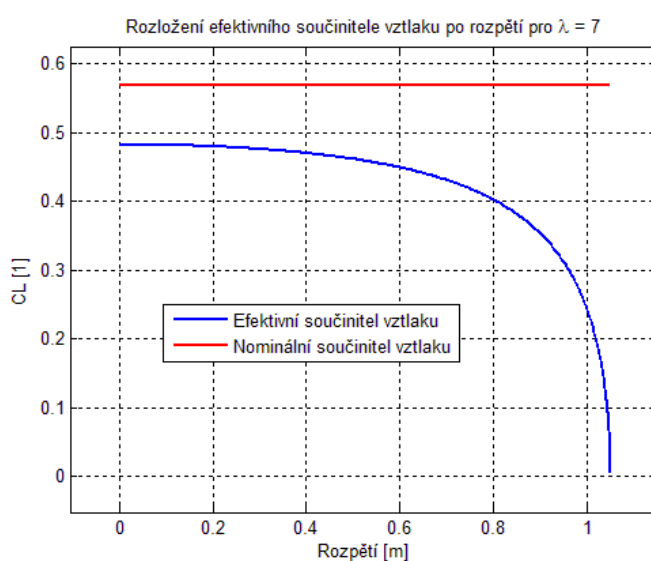
konstantní. Pokud je stoupající část vztlakové čáry uvažována jako lineární, platí mezi úhlem náběhu a součinitelem vztlaku jednoduchý vztah. Je-li je $c_{L\infty}^\alpha$ směrnice přímky a α_0 úhel náběhu pro nulový vztlak, potom lze na základě obrázku 3.2 pro součinitel vztlaku při úhlu náběhu α psát:

$$c_L(\alpha) = c_{L\infty}^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad (3.10)$$

Pokud je tedy efektivní úhel náběhu profilu v daném místě snížením úhlu náběhu křídla o složku indukovaného úhlu náběhu α_i , je místní efektivní součinitel vztlaku dán vztahem

$$c_{Leff} = c_{L\infty}^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0 - \alpha_i) \quad (3.11)$$

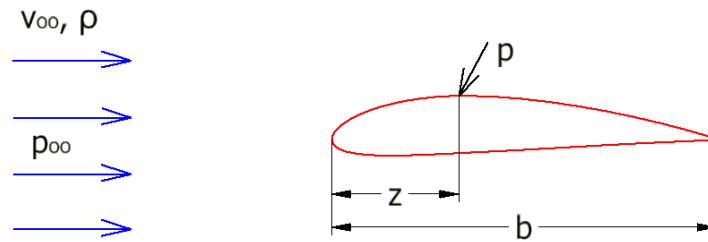
Takový průběh je znázorněn na obrázku 3.5. Výpočet efektivního součinitele vztlaku může sloužit pro porovnání s hodnotou c_L získanou integrací rozložení tlaku po profilu z 2D úlohy řešené panelovou metodou.



Obr. 3.5: Rozložení efektivního součinitele vztlaku

Rozložení tlaku podél profilu

Jak bylo znázorněno na schématu 3.1, po přepočítání úhlu náběhu křídla na efektivní úhel náběhu profilu v daném místě rozpětí α_{ef} je tato hodnota spolu s dalšími parametry použita pro výpočet rozložení tlaku kolem profilu, který je proveden pomocí programu *X-foil*. Jedná se o program vhodný pouze pro podzvukovou oblast proudění. Vstupními parametry pro program *X-foil* jsou již zmíněný efektivní úhel náběhu profilu α_{ef} , Reynoldsovo číslo Re , Machovo číslo Ma a geometrie profilu. Výsledkem programu použitým v této práci je průběh tlakového součinitele c_p na sací i tlakové straně profilu v závislosti na vzdálenosti od náběžné hrany. Tlakový součinitel c_p poskytuje lepší představu o tlakových poměrech na profilu, jak vysvětluje obrázek 3.6:



Obr. 3.6: Zavedení c_p

Je obtékán profil proudem vzduchu o rychlosti v_{∞} a hustotě ρ . Nerušenému proudu vzduchu v daném místě, popřípadě i čase, náleží hodnota statického tlaku p_{∞} . Při obtékání profilu dojde na povrchu profilu k vytvoření tlakového pole. Hodnota tlaku v daném místě na profilu je p . Tlakový součinitel je pak definován jako

$$c_p = \frac{p - p_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2} \quad (3.12)$$

nebo po úpravě

$$c_p = 1 - \left(\frac{v}{v_{\infty}}\right)^2 \quad (3.13)$$

kde v je místní rychlost na profilu (pro nevazké proudění). Pokud označíme $c_{pH}(z)$ průběh tlakového součinitele na horní straně profilu a $c_{pD}(z)$ na dolní straně profilu, je vhodné zavést rozdíl součinitelů v daném místě tětiny profilu b .

$$\Delta c_p(z) = c_{pD}(z) - c_{pH}(z) \quad (3.14)$$

Součinitel vztlaku daného profilu je potom dán vztahem

$$c_L = \frac{1}{b} \int_0^b \Delta c_p dz \quad (3.15)$$

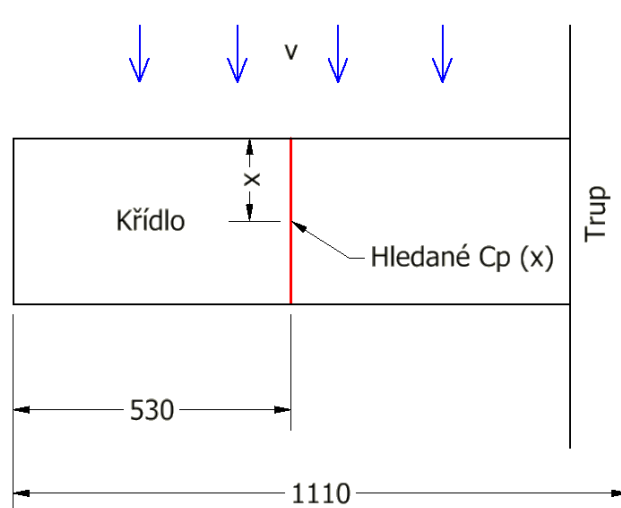
Tento vztah může být užitečný pro porovnání s hodnotou c_L získanou z LLT.

3.2 Výpočet rozložení tlaku po profilu

3.2.1 Provedení výpočtu rozložení tlaku po profilu

Geometrie

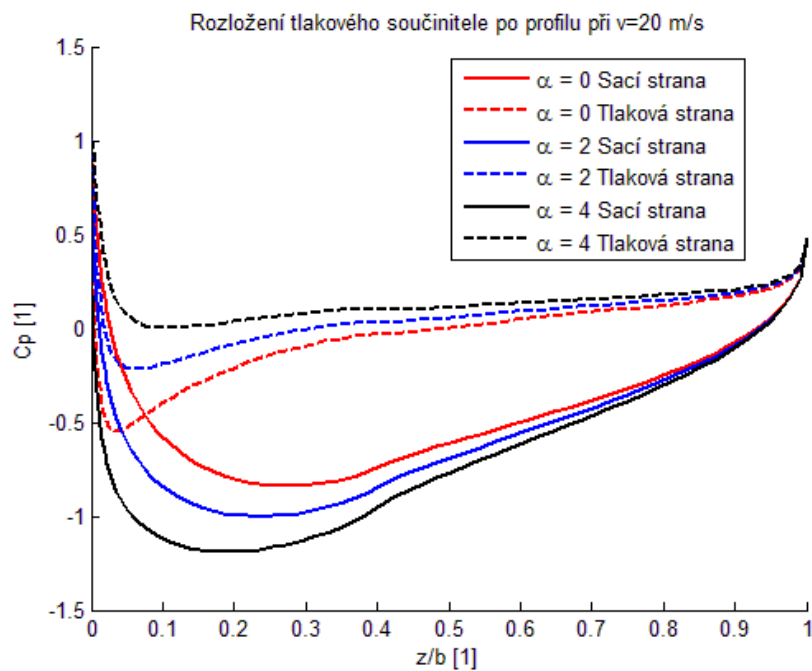
Poloha rozložení součinitele tlaku po profilu, pro něž je proveden výpočet je patrná z obrázku 3.7. Jedná se o polovinu délky jednoho křídla bez uvažování trupu.



Obr. 3.7: Oblast výpočtu c_p po profilu

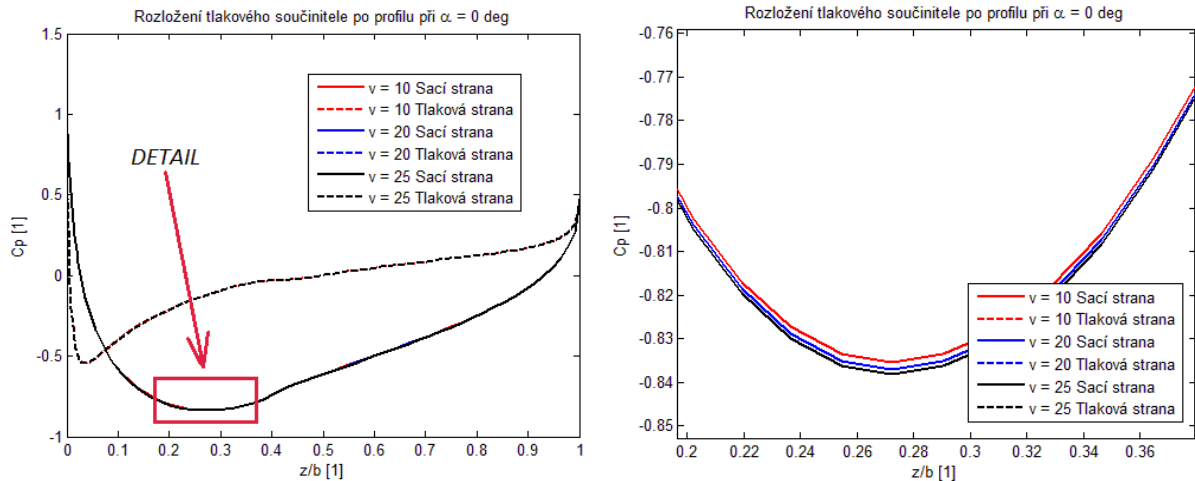
Výpočet

Nyní bude následovat provedení výpočtu podle výše popsaného schématu. Budou vybrány parametry výpočtu, které nejlépe odpovídají plánovanému letu UAV. Na obrázku 3.8 jsou znázorněny průběhy c_p při $Re = 400\,000$ (20 m/s) pro úhly náběhu křídla $0, 2$ a 4 stupně. Při experimentálním měření se předpokládají letové parametry blízké těmto.



Obr. 3.8: Průběh c_p pro různé úhly náběhu

Na obrázku 3.9 jsou znázorněny průběhy c_p pro úhel náběhu křídla $\alpha_\infty = 0^\circ$ a tři různé rychlosti, které jsou charakteristické pro let UAV. Minimální rychlost $v_{min} = 10\text{ m/s}$, cestovní rychlost $v_c = 20\text{ m/s}$ a maximální rychlost $v_{max} = 25\text{ m/s}$.



Obr. 3.9: Detail průběhu c_p pro různé rychlosti proudění, detail vpravo

3.2.2 Zhodnocení výpočtu rozložení tlaku po profilu

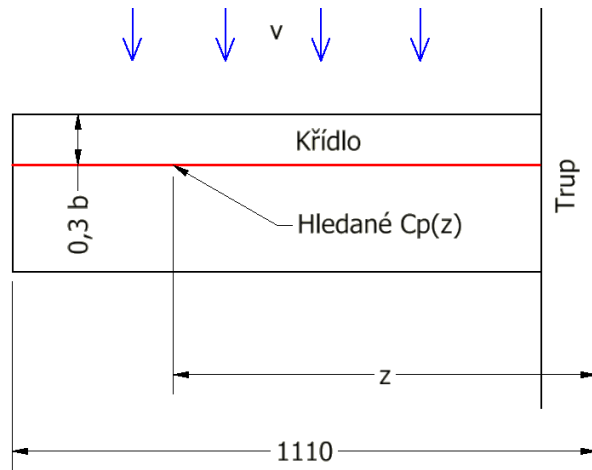
V této části byl proveden výpočet rozložení součinitele tlaku po profilu v místě poloviny rozpětí jednoho křídla pro předpokládanou cestovní rychlost 20 m/s a úhly náběhu $0^\circ, 2^\circ$ a 4° . Výsledky jsou připravené k porovnání s experimentálním měření rozložení tlaku kolem profilu pomocí tlakových pásků. Dále byl proveden výpočet c_p pro různé rychlosti proudění vzduchu pro stejný úhel náběhu křídla $\alpha_\infty = 0^\circ$. Účelem bylo zjištění citlivosti průběhu c_p na Reynoldsově čísla. Z obrázku 3.9 je patrné, že tato citlivost je zanedbatelná. V pravé části obrázku je detail oblasti, kde se hodnoty c_p liší nejvíce. Jedná se o místo s největším podtlakem na sací straně profilu. Jedná se o rozdíl $0,003c_p$, což je chyba $err_{c_p} = 0,4 \%$. To znamená, že pro účely získání průběhu rozložení součinitele tlaku na profilu je možné uvažovat nominální cestovní rychlost UAV $v = 20 \text{ m/s}$.

3.3 Výpočet rozložení tlaku po rozpětí

3.3.1 Provedení výpočtu rozložení tlaku podél rozpětí

Geometrie

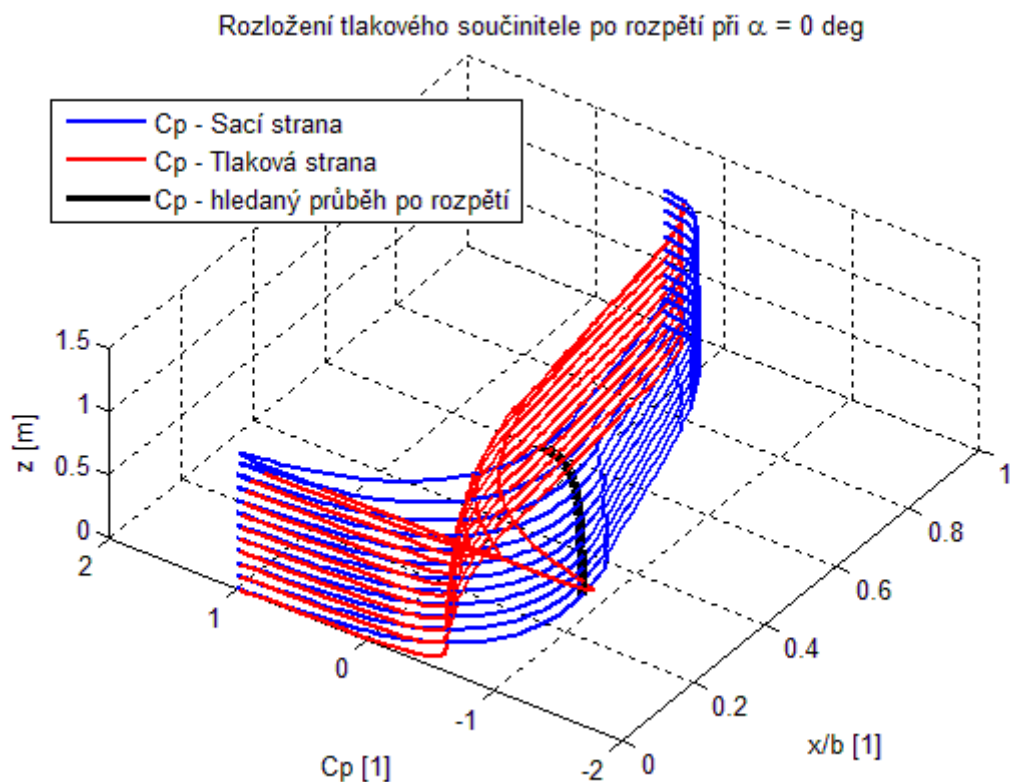
Poloha rozložení součinitele tlaku po profilu, pro něž je proveden výpočet je patrná z obrázku 3.10. Oblast výpočtu je znázorněna červenou čarou a nachází se ve vzdálenosti $3/10 b$ od náběžné hrany křídla.



Obr. 3.10: Oblast výpočtu rozložení c_p po rozpětí

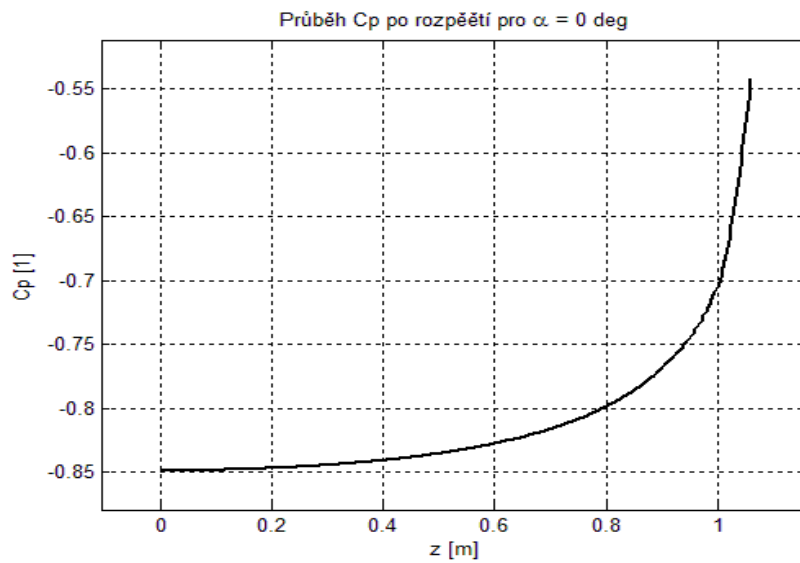
Výpočet

Výpočtové schéma bude vycházet z předchozího výpočtu rozložení c_p po profilu. Bude provedeno n 2D výpočtů v místech rozpětí $z(1)$ až $z(n)$. Průběh c_p po profilu bude získán průnikem všech 2D úloh s kolmou rovinou ve vzdálenosti $0,3 b$ od náběžné hrany. Na obrázku 3.11 je znázorněn způsob získání rozložení c_p po rozpětí. Modré a červené křivky jsou vykreslené průběhy c_p na sací a tlakové straně jednotlivých profilů. Černá křivka spojuje všechny hodnoty c_p na sací straně křídla ve vzdálenosti $0,3 b$ od náběžné hrany křídla.



Obr. 3.11: Rozložení c_p po rozpětí – 3D

Na obrázku 3.12 je vykresleno samotné rozložení rozložení c_p po rozpětí křídla. Je vidět, že hodnota je v celém rozpětí záporná a má rostoucí charakter směrem ke konci křídla.



Obr. 3.12: Rozložení c_p po rozpětí

3.3.2 Zhodnocení výpočtu rozložení tlaku podél rozpětí

V této části byl proveden výpočet rozložení c_p po rozpětí křídla. Jednalo se o použití teorie nosné čáry pro určení efektivních úhlů náběhu a následnému řešení jednotlivých poloh podél rozpětí křídla panelovou metodou. Výsledky výpočtu budou ověřeny experimentálními výsledky z měření tlakového pole pomocí tlakových pásků.

4 Návrh experimentu

4.1 Základní koncept

Volba nosiče experimentu

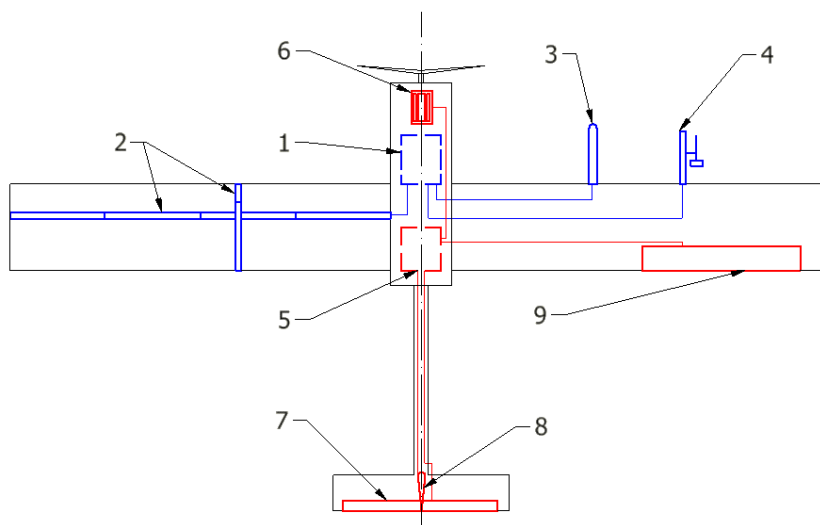
V kapitole 2.4 byla pro provedení experimentu vybrána varianta měření za letu na bezpilotním létajícím zařízení (UAV) pomocí tlakových pásek. Pro tento účel bylo zvoleno UAV vyrobené na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky a zalétané na podzim 2013. Jedná se o celokompozitový hornoplošník s rozpětím přibližně 2,1 m. Cestovní rychlost modelu se pohybuje kolem 20 m/s. UAV je zachyceno na obr. 4.1. Z důvodu aerodynamické kompatibility se zamýšleným ověřovacím měřením tlakových pásek bylo rozhodnuto o výrobě nových křídel s profilem *NACA 4415*. Tento profil byl totiž použit při výrobě křídlových nástavců s tlakovými odběry, na kterých bude ověření tlakových pásek probíhat. Dalším důvodem pro výrobu nových křídel je záměr výroby drážek pro zapuštění tlakových pásek. Bylo voleno křídlo obdélníkové bez geometrického a aerodynamického zkroucení. S ohledem na rozměry tlakových pásek byla volena délka křídla 1056 mm, aby mohly být zapojeny 4 pásky za sebou. Délka tětivy křídla byla převzata z křídla původního, tedy 300 mm.



Obr. 4.1: Vybrané UAV pro měření s tlakovými pásky

Koncept měření a ovládání UAV

Kvůli aerodynamické čistotě měření tlakového rozložení na křídle byla křídla rozdělena na křídlo měřicí, sloužící pouze k osazení tlakovými pásky, a křídlo řídicí. Na obrázku 4.2 je znázorněno návrhové schéma rozmístění ovládacích a měřicích prvků.



Obr. 4.2: Měřicí a ovládací prvky UAV

Modře je znázorněn okruh měřicí. Patří sem *centrální jednotka* (1), sloužící k napájení snímačů a ukládání dat, dále *systém tlakových pásků* (2), sonda rychlosti letu (3) a sonda úhlu náběhu (4). Červenou barvou je znázorněn systém řízení UAV. Patří sem řídicí jednotka (5), elektromotor (6), výškové kormidlo (7), směrové kormidlo (8) a křídélko umístěné pouze na pravém křídle (9). Z původního projektu byl tedy převzat trup letounu s výškovým a směrovým kormidlem a pohonnou jednotkou, regulátor výkonu motoru a řídicí rozhraní pro ovládání modelu vysílačem.

4.2 Měření rozložení tlaku během letu

Za experimentální metodu bylo v kapitole 2 vybráno měření tlakového rozložení pomocí tlakových pásků. K tomu posloužily senzory vyvinuté na *Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky*.

4.2.1 Tlakový pásek

Celý tlakový pásek a jeho detail je zachycen na obrázku 4.3. Jeho součástí je 24 snímačů absolutního tlaku *Bosh sensortec BMP180* vzdálenými od sebe 10 mm . Platformou tlakového pásku je pružný plošný spoj, tudíž je zařízení schopno kopírovat tvar povrchu, na kterém se provádí aerodynamické měření. To vyhovuje i účelu měření na křídle. Pásek je na obou koncích opatřen konektorem, který umožňuje spojení několika pásků v řadě. Pásky je také možné libovolně propojovat pomocí kabelů. Všechny 24 snímačů je obsluhováno jedním procesorem, který je připojen na sériovou komunikační linku vedoucí do centrální jednotky. Mezi centrální jednotkou a PC funguje standardní ethernetové rozhraní.



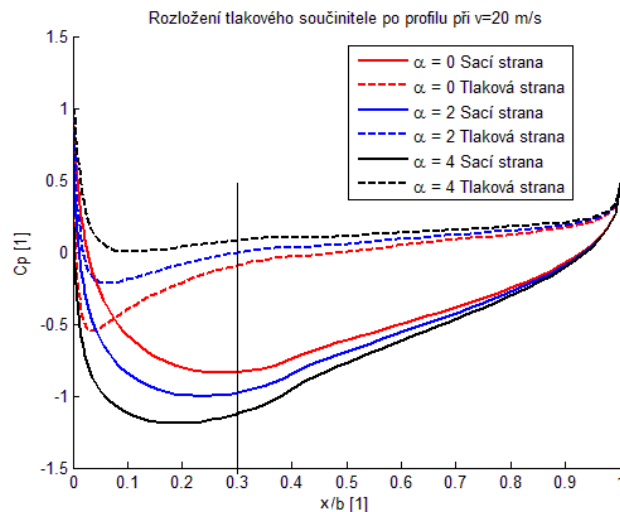
Obr. 4.3: Tlakový pásek

Z kapacitních důvodů sériové linky se doporučuje maximální zapojení 10 pásků na jednu centrální jednotku. Základní vzorkovací frekvence je 10 Hz a dále je nepřímo úměrná počtu připojených pásků. Zařízení je schopno provozu při teplotách $0^{\circ}\text{C} - 40^{\circ}\text{C}$ a je určeno pro měření tlaků v rozmezí $93\text{ kPa} - 107\text{ kPa}$. Přesnost zařízení udávaná výrobcem je menší než 10 Pa v celém provozním rozsahu [12].

4.2.2 Umístění tlakových pásků

Počet aplikovaných pásků na křídle je omezen nejen z hlediska bezproblémové komunikace, ale také pokud možno co nejmenším vzájemným ovlivněním jednotlivých pásků. Ačkoli bylo rozhodnuto tlakové pásky do křídla zapustit, je zapotřebí střídmosti při osazování. Přítomnost pásků do určité míry naruší tvar profilu a toto narušení by mělo být minimální. Rozmístění pásků koresponduje s polohou vypočteného tlakového rozložení (kapitola 3) a analýza umístění pásků byla provedena paralelně s návrhem výpočtové části, jen je formálně zařazena do této kapitoly. Je potřeba v první řadě provést kontrolu průběhu tlakového koeficientu po sací straně profilu a rozhodnout, zda nehrozí výrazné vnesení chyby tím, že vlivem výrobních a zástavbových nepřesností bude poloha podélného pásku více či méně vzdálená od náběžné hrany.

Na obrázku 4.4 je znázorněn průběh c_p po profilu v místě poloviny rozpětí křídla. Sací strana profilu, kde budou umístěné tlakové pásky, je znázorněna nepřerušovanou čarou. Poloha umístění podélného pásku je znázorněna černou kolmou úsečkou (vzdálenost $0.3 b$ od náběžné hrany křídla). Pro úhel náběhu křídla $\alpha_\infty = 0^\circ$, který je značen červeně, leží oblast c_p s nulovým gradientem právě v místě $0.3 b$. To je z hlediska nároků na přesnost výsledků optimální poloha. Případná chyba v umístění podélných pásků se projeví ve výsledcích c_p minimálně. S rostoucím úhlem náběhu křídla je možné vidět, že se oblast nulového gradientu c_p posouvá směrem k náběžné hraně křídla. Případné nepřesné umístění pásků způsobí chybu, která je přímo úměrná směrnici průběhu c_p v daném místě. Uvažuje se přesnost umístění pásku ve směru $x \pm 1,5 \text{ mm}$. Například v případě zobrazeného průběhu c_p pro $\alpha_\infty = 4^\circ$ je místní směrnice průběhu v místě $c_p(0,3)$ 1,1413. To znamená, že při délce tělivity 302 mm způsobí vychýlení pásku od uvažované polohy chybu v místním tlakovém součiniteli $err_{c_p} = 0,5 \%$.



Obr. 4.4: Analýza umístění pásků

4.3 Měření úhlu náběhu během letu

4.3.1 Problematika měření úhlu náběhu

Pro účely vyhodnocení dat z letu UAV je potřeba k hodnotám tlaků znát také momentální úhel náběhu křídla. Údaj poslouží především pro porovnání výpočtu s provedeným experimentem.

Běžná potřeba informace o velikosti úhlu náběhu má v letectví své opodstatnění. Primárním důvodem k vybavování letadel senzory úhlu náběhu je potřeba varování posádky při letu blízko pádové rychlosti v dané konfiguraci. Úhel náběhu je dále využíván jako veličina pro autopilota. Například měřicí systém vzdušné rychlosti (pitot-statická sonda) je citlivý na směr nabíhajícího proudu vzduchu a díky měření úhlu náběhu je v post-processingu dat z měření rychlosti možné provést korekci indikované rychlosti na úhel náběhu.

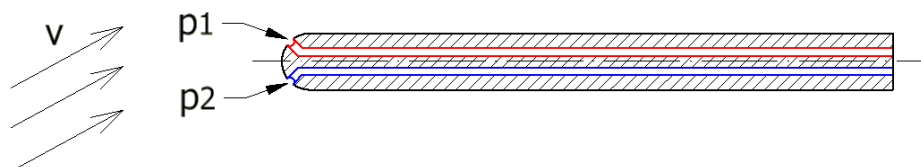
Literatura nabízí množství variant definic úhlu náběhu například pro profil křídla, křídlo samotné, či letoun, obecně jde o úhel mezi vektorem rychlosti nerušeného proudu vzduchu a libovolným vektorem či rovinou pevně spojenou s letadlovým souřadným systémem. V našem případě bude použita definice úhlu náběhu pro křídlo. Jedná se o úhel, který svírá vektor nabíhajícího proudu vzduchu s rovinou procházející náběhovou a odtokovou hranou křídla. Takovou definici lze zavést v případě nezkroutěného křídla, což je případ plánovaného experimentu.

Následuje představení základních typů sond pro měření úhlu náběhu. Bylo respektováno rozdělení sond zavedené napříč literaturou zabývající se touto problematikou [13], [14].

4.3.2 Základní typy sond pro měření úhlu náběhu

1. Sonda diferenčního tlaku

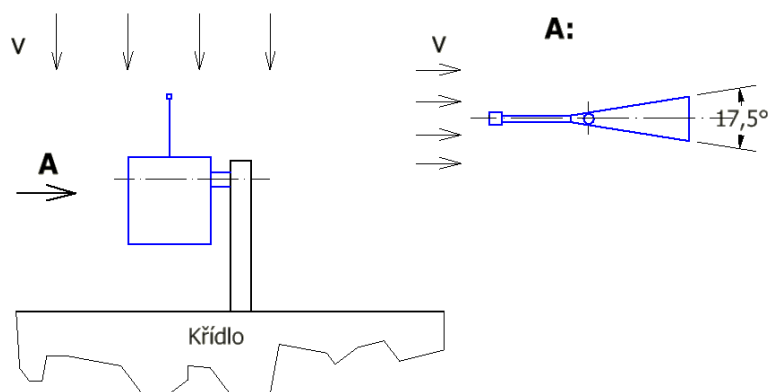
Jedná se nejčastěji o trubici či trn pevně spojený s konstrukcí letadla. Půlkulová špička trubice je opatřena dvěma tlakovými odběry, které jsou umístěné symetricky vzhledem k podélné rovině symetrie sondy, typicky pod úhlem 45° [14]. Osa sondy je zpravidla volena rovnoběžně s tětivou křídla. V ideálním případě je tedy při nulovém úhlu náběhu sonda obtékána symetricky a z tlakových odběrů je odečítán stejný tlak respektive nulový tlakový rozdíl. Pokud proud vzduchu obtéká sondu pod úhlem, vytvoří se kolem sondy nerovnoměrné tlakové pole. Oba odběry se potom nachází v oblasti s rozdílným tlakem. Tento tlakový rozdíl se měří a dále slouží k vyhodnocení úhlu náběhu. V realitě především z důvodů nepřesností výroby nulovému úhlu náběhu odpovídá nenulový tlakový rozdíl, nicméně tato nesymetrie je eliminována kalibrací sondy. Díky pevnému spojení sondy s konstrukcí křídla je úhel nabíhajícího proudu vzduchu na křídlo roven úhlu nabíhajícího proudu vzduchu na zkalibrovanou sondu. Schéma sondy diferenčního tlaku je na obrázku 4.5. Odběry mohou být připojeny například na diferenční tlakový převodník.



Obr. 4.5: Diferenční sonda úhlu náběhu

2. Rotující sonda

Dalším často používaným typem je tzv. rotující sonda. Jedná se o aerodynamické těleso rotačně uložené na konstrukci, která je pevně spojená s křídlem či trupem letounu. Těleso je rovinně symetrické, přičemž tato rovina symetrie prochází osou rotace. Při obtékání tělesa vzduchem dojde k ustálení tělesa tak, že vektor rychlosti leží v rovině symetrie a je kolmý na osu rotace. Měření úhlové polohy může být zajištěno například za pomoci potenciometru. Předchozí tvrzení platí za předpokladu splnění požadované přesnosti výroba a malých pasivních odporů v rotační vazbě. Na obrázku 4.6 je schéma rotující sondy.

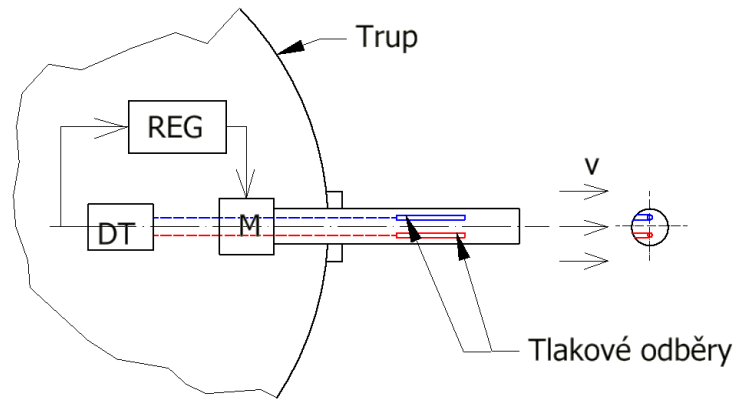


Obr. 4.6: Rotující sonda

V levé části obrázku je zobrazeno půdorysné uložení sondy na křídle, vpravo potom pohled A, profil aerodynamického tělesa podle [14]. Důležité je podélné statické vyvážení sondy vzhledem k ose rotace.

3. Regulovaná sonda nulového diferenčního tlaku

Posledním často používaným typem sondy je případ, který je stejně jako první případ založen na měření diferenčního tlaku dvou míst na sondě. V tomto případě se však jedná o trubici, která je rotačně uložena tak, aby se mohla otáčet kolem své osy symetrie. Schéma takové sondy je na obrázku 4.7. Jak je patrné z obrázku, tlak je měřen ve dvou místech na trubici pomocí tlakových odběrů ve tvaru štěrbin rovnoběžných s osou trubice. Pokud je trubice natočena tak, že obě štěrbin jsou symetricky nastaveny proudu vzduchu, je pomocí tlakového převodníku naměřen nulový diferenční tlak. V případě nesymetrického nastavení štěrbin proudu vzduchu dojde ke vzniku nenulového tlakového rozdílu měřeného diferenčním tlakovým převodníkem (ve schématu značen DT). Tato informace slouží jako vstup regulátoru (REG) se zápornou zpětnou vazbou, který dá korekční signál motoru (M). Toto propojení se ve výsledku projeví tak, že rovina symetrie trubice je rovnoběžná s vektorem rychlosti vzduchu. Poté stačí měřit úhlovou polohu trubice například pomocí potenciometru.



Obr. 4.7: Regulovaná sonda diferenčního tlaku

Výběr typu sondy úhlu náběhu

Výběr sondy byl proveden s přihlédnutím k doporučení ve [14], kde je sonda diferenčního tlaku popsána jako nejméně vyhovující pro aplikaci na letounech. Za letu hojně používané jsou zbylé dva druhy sond. Vzhledem ke značné složitosti regulované sondy a sníženému zástavbovému prostoru v trupu UAV bylo rozhodnuto o výrobě rotujícího typu sondy.

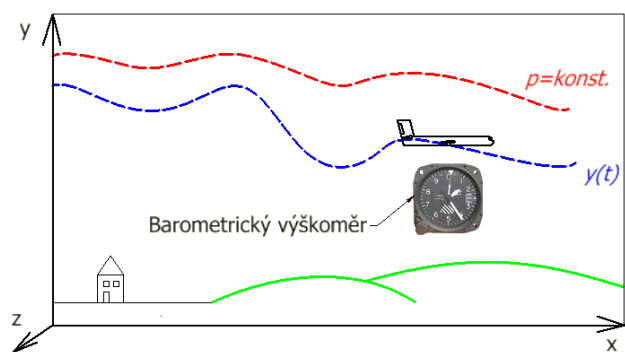
4.4 Měření rychlosti během letu

4.4.1 Motivace

Potřeba znát rychlost, tedy rychlost letounu vzhledem k okolnímu vzduchu, je nevyhnutelná hned z několika hledisek. Je zapotřebí znát hodnotu Reynoldsova čísla za účelem porovnání experimentálních a výpočtových výsledků. Hodnoty statického tlaku z měření rychlosti budou také užitečné při pozdější korekci naměřeného rozložení tlaku na křídle na výšku letu.

4.4.2 Problematika měření rychlosti za letu

Na rozdíl od uměle vytvořeného proudění v aerodynamickém tunelu je měření rychlosti během letu ovlivněno řadou faktorů. Obecně se dá říci, že během letu dochází k výrazným změnám okolních podmínek, které přímo ovlivňují měřenou rychlost. Jedná se především o změnu místního atmosférického tlaku během letu. Tato změna je opravdu všudypřítomná, jelikož dochází ke změně tlaku s nadmořskou výškou, na trati letu ale i v daném bodě pevně spojeném se zemským povrchem vlivem atmosférického proudění. Fenomenální se stala problematika indikované nadmořské výšky, viz obrázek 4.8. Průběh skutečné výšky letounu, udržující stálou výšku letu podle barometrického výškoměru (indikovaná výška letu) má naprosto obecný tvar. Na obrázku je modrou přerušovanou čarou znázorněna skutečná výška letu, ačkoli indikovaná výška na barometrickém výškoměru je po celou dobu traťového letu stejná. Červeně je znázorněna oblast (ve skutečnosti plocha) s konstantním



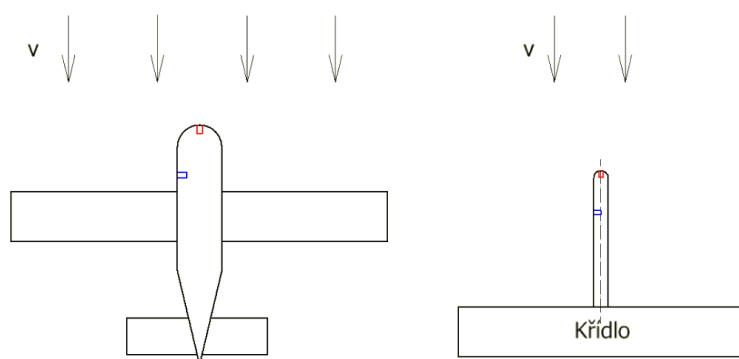
Obr 4.8: Vliv atmosférického tlaku na měření výšky letu

atmosférickým tlakem, jejíž tvar prakticky určuje tvar vertikální trajektorie letu. Během letu dochází také k výraznější změně hustoty vzduchu, která souvisí se změnou tlaku a okolní teploty. Hustota vzduchu v okolí sondy hraje důležitou roli, pokud je rychlost vyhodnocována pomocí matematického modelu.

4.4.3 Způsoby měření rychlosti letu

Princip měření rychlosti letu

Pro měření vzdušné rychlosti se osvědčil léty prověřený pitot – statický systém. Jedná se o měření celkového a statického tlaku nabíhajícího proudu vzduchu. Tlaky mohou být měřeny ručičkovými manometry, kde vhodný mechanismus převádí tlakové poměry na pohyb ukazatele rychlosti, nebo pomocí tlakových převodníků a dále přepočítány na rychlost. Existuje řada umístění tlakových odběrů, nicméně dva nejpoužívanější jsou vyobrazené na obrázku 4.9.

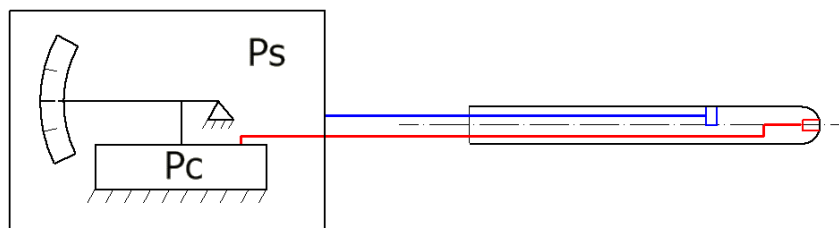


Obr. 4.9: Pitot - statický systém měření rychlosti

Prvním způsobem je umístění odběrů přímo na trup letounu (levá část schématu). Odběr celkového tlaku je umístěn na špičce trupu a statický odběr na straně přední části trupu. Jedná se o řešení používané u větroňů a někdy také u vícemotorových letounů. Druhé komplexnější řešení je Pitot – statická nebo Prandtlova trubice, na které jsou umístěny odběry statického i celkového tlaku. Jelikož se jedná o normalizované absolutní měřidlo rychlosti, bude Prandtlova trubice použita také v připravovaném experimentu [15].

Manometrický rychloměr

Zavedeným a spolehlivým vyhodnocením rychlosti je za pomoci manometrického rychloměru [13]. Jedná se o čistě mechanické zařízení do dnešní doby používané na palubách moderních letadel. Zjednodušené schéma takového rychloměru je na obrázku 4.10. Celý mechanismus je uvnitř hermeticky uzavřené pevné nádoby, která je spojena pouze s odběrem statického tlaku p_s . Uvnitř je menší hermeticky uzavřená nádoba spojená pouze s odběrem celkového tlaku p_c . Tato nádoba má pružnou membránu, která se vychyluje při změně celkového tlaku. Pohyb membrány prostřednictvím citlivého mechanismu pohybuje s ručičkou indikující rychlost. Změna celkového tlaku uvnitř velké nádoby plní funkci kompenzace změny celkového tlaku vlivem výšky letu.



Obr. 4.10: Mechanický tlakový převodník - schéma

Vyhodnocení rychlosti výpočtem

Údaj rychlosti letu je také možné dopočítat na základě matematického využití těch samých fyzikálních principů, na kterých je založeno fungování manometrického rychloměru. Níže je uveden příklad výpočtu rychlosti z tlaků, jedná se o zjednodušený případ, který nepostihuje všechny faktory ovlivňující měření rychlosti, například vlhkost vzduchu.

$$p_{celk} = p + \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (4.1)$$

Celkový p_{celk} a statický tlak p se měří například pomocí tlakových převodníků a vzdušná rychlost je potom dopočtena vyjádřením rychlosti z rovnice (4.1):

$$v = \sqrt{\frac{2(p_{celk} - p)}{\rho}} \quad (4.2)$$

kde ρ je hustota vzduchu v okolí letounu. Jelikož se jedná o poměrně proměnnou veličinu, kterou není snadné měřit, je možné ji dopočítat ze stavové rovnice pro ideální plyn:

$$pv = rT \quad (4.3)$$

kde statický tlak p je měřen, r je měrná plynová konstanta vzduchu, tedy známá konstanta, a teplota T je měřena. Malé v je měrný objem okolního vzduchu, pro který platí $v = V/m$ a jedná se o převrácenou hodnotu hledané hustoty ρ . Rovnice (4.3) potom přechází na tvar

$$\rho = \frac{p}{rT} \quad (4.4)$$

4.4.4 Výběr způsobu měření rychlosti letu

Pro měření rychlosti letu bude použita Prandtlova sonda. Kvůli ovlivnění obtékání trupu vrtulovým vírem nepřichází zabudování odběrů do trupu modelu v úvahu. S využitím Bernoulliho rovnice bude probíhat měření rozdílu celkového a statického tlaku diferenčním tlakovým převodníkem a rychlost bude následně vypočtena ze vzorce pro dynamický tlak. Odběr statického tlaku na Prandtlově sondě bude dále použit pro vyhodnocení výšky letu a korekci změřených tlaků na výšku letu.

4.5 Měření teploty během letu

Jak vyplývá z předchozí podkapitoly, pro správné vyhodnocení rychlosti pomocí matematického modelu je nutné znát hustotu okolního vzduchu, která se dopočítá ze stavové rovnice. K tomu je však potřeba znát okolní teplotu. Součástí experimentu bude tedy měření teploty okolního vzduchu pomocí digitálního teploměru *DALLAS DS18B20*. Jedná se o teploměr s vnitřní kalibrací od výrobce, který také zaručuje přesnost měření $\pm 0,5^{\circ}\text{C}$.

5 Příprava experimentu

5.1 Křídla

5.1.1 Výroba křídel

Jak již bylo zmíněno, tělo UAV bylo převzato z již existujícího letounu, ale byla vyrobena nová křídla s profilem NACA4415. Celá výroba probíhala v několika etapách, které jsou zde stručně shrnuty.

Výroba polystyrenového těla

Jako základní materiál byl zvolen stavební polystyren. Jako technologie výroby bylo zvoleno řezání žhaveným odporovým drátem na CNC stroji. Výroba je zachycena na obrázku 5.1. Aby křídlo vydrželo namáhání na ohyb, bylo navrženo podélné vyztužení dvěma uhlíkovými trubkami. Na obrázku je vidět řezání dutin pro vložení trubek.



Obr. 5.1: Výroba polystyrenového těla

Úprava povrchu polystyrenového těla

V dalším kroku bylo nutné zatmelit spáry po řezání otvorů a provést zbroušení celého povrchu křídla na dostatečně malou drsnost. V této fázi již proběhlo vlepení uhlíkových trubek napříč celým křídlem. Tento krok je zachycen na obrázku 5.2.

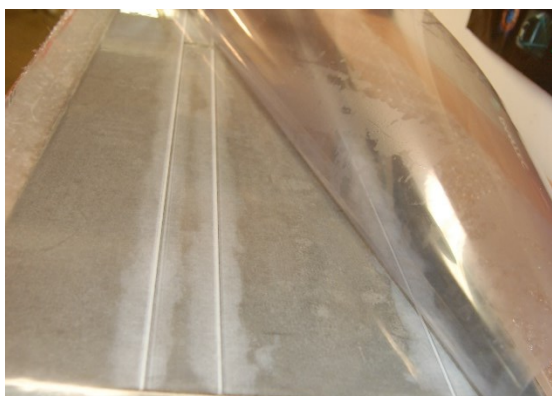


Obr. 5.2: Tmelení a broušení

Vakuové laminování povrchu křídla

Kvůli dosažení dokonale hladkého povrchu křídla a kvůli zajištění povrchu, který by byl schopen přenášet smyková napětí, byla provedena laminace povrchu křídel. Jako matrice byla použita skelná

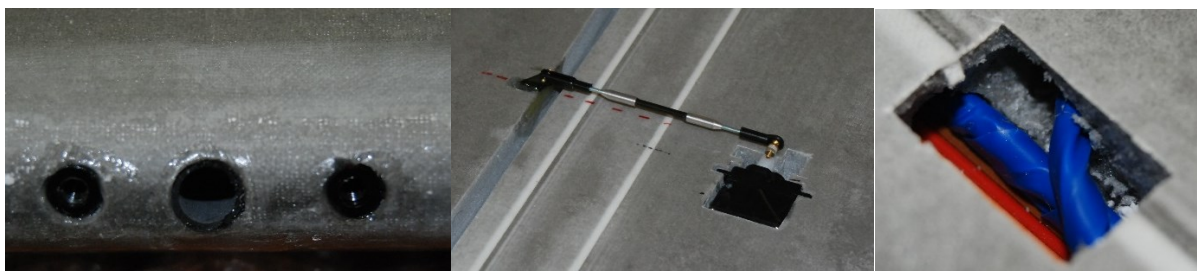
tkanina a plnivem byl epoxid. Laminace probíhala v pytli, kde byl vytvořen podtlak. Tím bylo docíleno hladkého povrchu. Na obrázku 5.3 je zachycen moment odstraňování separační folie z křídla po vytvrzení v peci.



Obr. 5.3: Odstraňování folie po laminování

5.1.2 Osazení křídla měřicí a řídicí technikou

Součástí řídicího křídla je poměrně velké množství prvků – sonda na měření úhlu náběhu, Prandtlova sonda a křídélko. Pro pevnou a pohodlnou instalaci obou sond bylo navrženo pouzdro pro rychlé vsunutí a zajištění sondy (obrázek 5.4 vlevo). Uprostřed je zachycen servo mechanismus ovládání křídélka a vpravo montážní otvor v křídle kvůli protažení napájecích a komunikačních kabelů. Osazení měřicího křídla tlakovými páskami je záměrně uvedeno v podkapitole tlakových pásků.



Obr. 5.4: Prvky řídicího křídla

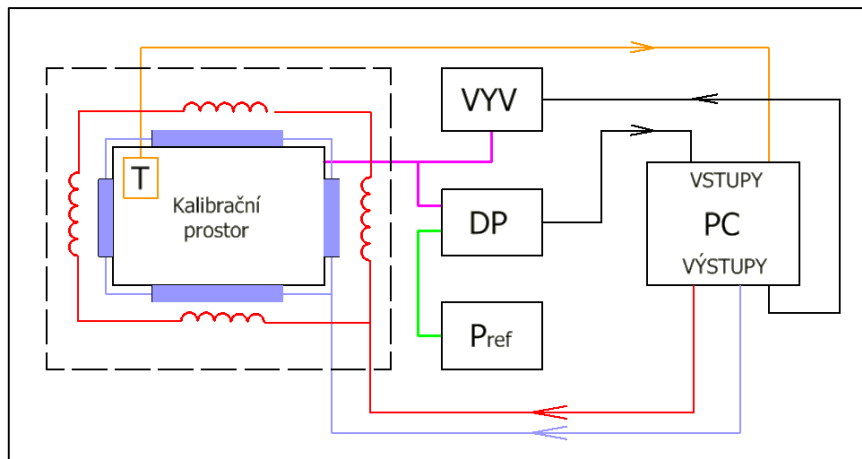
5.2 Tlakové pásky

5.2.1 Kalibrace tlakových pásků

Pro zajištění požadované přesnosti měření tlakových pásků byla provedena jejich kalibrace na tlak a teplotu. Pro účely kalibrace bylo použito již vyrobené a plně funkční kalibrační zařízení. Jedná se o tepelně izolovanou hermeticky uzavřenou nádobu, do které se vloží kalibrovaný senzor. Proces kalibrace je plně automatizován, postačí nastavit požadovaný kalibrační rozsah tlaků a teplot. Kalibrační zařízení je zobrazeno na obrázku 5.5.



Obr. 5.5: Kalibrační zařízení. Vpravo nádoba s tlakovými pásky.



Obr. 5.6: Schéma kalibrátoru

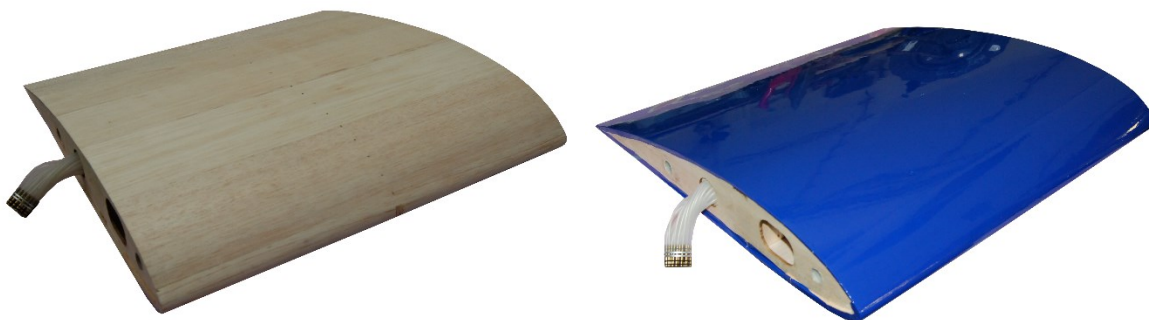
Na obrázku 5.6 je znázorněno zjednodušené funkční schéma kalibrátoru. Teplota uvnitř nádoby je měřena pomocí sady digitálních teploměrů *Dallas DS18B20* zkalibrovaných od výrobce (oranžový okruh ve schématu). Kalibrační teplota uvnitř nádoby je regulována pomocí chladicího okruhu a ohřívacího okruhu. Chladicí okruh je tvořen chladicími deskami na stěně nádoby, kterými proudí chladicí medium. Okruh je na schématu znázorněn modrou barvou. Nejnižší dosažitelná kalibrační teplota je 3°C. Ohřívací okruh je složen z tepelných spínaných spirál rozložených v okolí nádoby (červený okruh ve schématu). Kalibrační tlak uvnitř nádoby je generován pomocí vývěvy (VYV) a sady ventilů, které jsou zapojeny tak, aby bylo možné vytvářet v nádobě podtlak i přetlak. Přívod tohoto tlaku je znázorněn fialovou barvou. Větev tohoto tlaku je také jedním vstupem diferenčního tlakového převodníku Honeywell (DP). Jako druhý vstup diferenčního převodníku slouží referenční tlak (zelený okruh). Jedná se o tlak v hermeticky a tepelně izolované nádobě (p_{ref}). Cílem je, aby se referenční tlak v průběhu kalibrace, která trvá v řádu hodin, neměnil. Hodnoty diferenčního tlakového převodníku Honeywell jsou brány jako hodnoty etalonové. Jedná se o měřidlo s kalibrací provedenou v Českém metrologickém institutu.

Celý kalibrační proces je řízen pomocí PC. Program pracuje se vstupy, kterými jsou tlak a teplota v nádobě, a pomocí výstupů (řízení ventilů a vývěvy, tepelných spirál, chladicího okruhu) jsou vstupní veličiny regulovány dle požadavků dané kalibrace.

5.2.2 Ověřovací měření tlakových pásků

Návrh validačního měření

Za účelem ověření spolehlivosti a přesnosti měření tlakových pásků je potřeba provést validační měření. Pro tento účel bylo navrženo měření rozložení tlaku na křídle pomocí tlakových pásků a klasických vestavěných odběrů. Pro měření bylo vybráno křídlo s konstantním profilem NACA 4415, čtvercového půdorysu $0,5 \times 0,5 \text{ m}$, které je již opatřeno 27 odběry statického tlaku po profilu v polovině rozpětí. Na obrázku 5.7 je vlevo zachycena balzová konstrukce s viditelnými odběry, vpravo je již potažené křídlo před výrobou otvorů tlakových odběrů. Na straně je vidět připojovací hadičkový konektor.

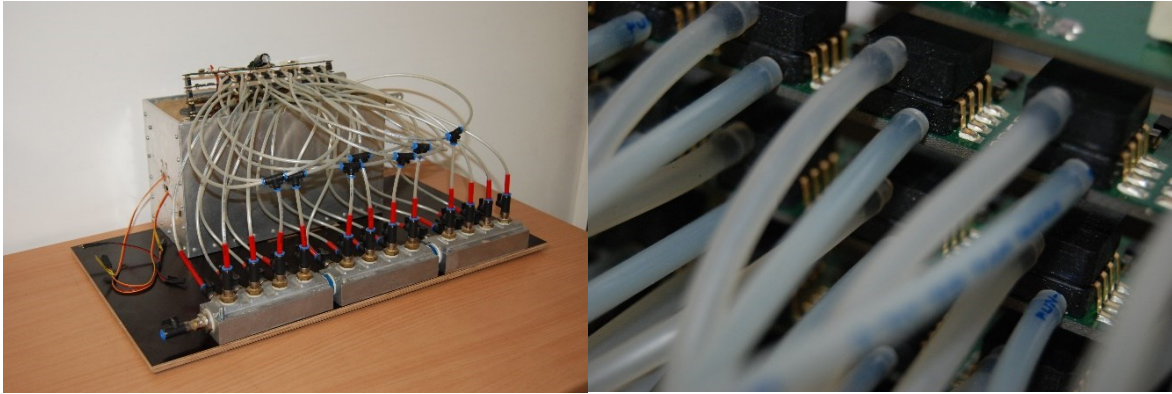


Obr. 5.7: Ověřovací křídlo NACA 4415

Pro validační měření byla vyhotovena konstrukce umožňující uchycení křídla, jeho polohování (nastavení úhlu náběhu) a pevnou instalaci k podlaze aerodynamického tunelu.

Měření pomocí tlakových odběrů

Měřené křídlo je opatřeno 27 odběry statického tlaku umístěnými s pravidelnou roztečí na tlakové a sací straně křídla. Odběry jsou spojené pomocí hadiček s měřicí ústřednou, která je zachycena na obrázku 5.8 vlevo. Je tvořena sestavou SMD diferenčních tlakových převodníků *MPXV 7002DP* (obr. 5.8 vpravo). Analogový výstupní signál senzoru v rozmezí $0.5 - 4.5 \text{ V}$ je přímo úměrný měřenému rozdílu tlaků od -2 kPa do 2 kPa . Chyba udávaná výrobcem je 2.5% při rozmezí teplot od 10°C do 60°C . Mechanismus teplotní korekce je již implementován v samotném senzoru. Uvedená přesnost měření byla pro účely validačního měření nedostačující, proto byla provedena vlastní kalibrace tlakových převodníků.



Obr. 5.8: Vlevo: Společná tlaková kalibrační sběrnice. Vpravo: Detail pole tlakových převodníků.

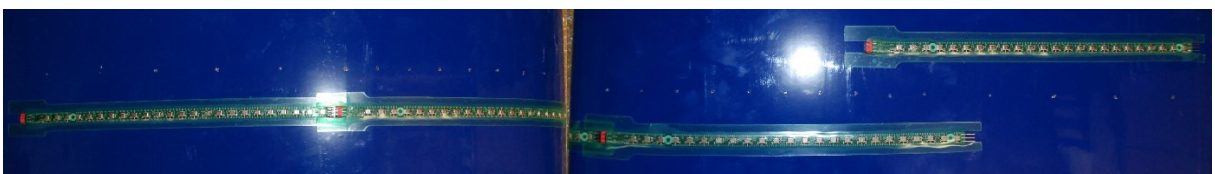
Kalibrace snímačů byla provedena v kalibrátoru popsaném výše. Byla vytvořena sběrnice společného tlaku generovaného vývěvou. Jelikož časová náročnost kalibrace je řádově menší než u tlakových pásek, byl jako referenční tlak použit tlak atmosférický v okolí snímačů. Zapojení kalibračního měření tlakových převodníků je na obrázku 5.9.



Obr. 5.9: Kalibrace tlakových převodníků

Měření s tlakovými pásky

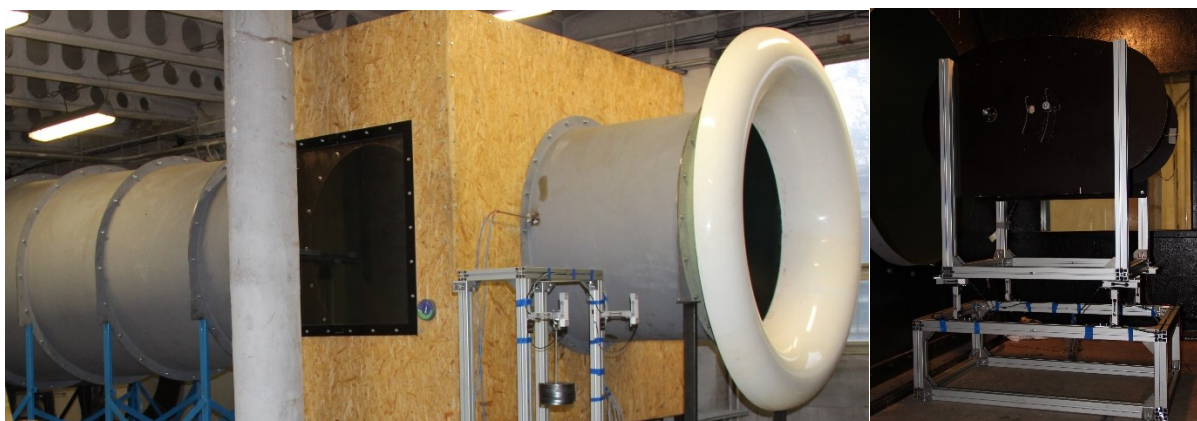
Tlakové pásky byly osazeny po obvodu celého profilu v bezpečné vzdálenosti od tlakových odběrů. S přihlédnutím k faktu, že na koních křídla budou při validačním měření koncové desky, zanedbává se případný rozdíl v naměřených tlacích mezi odběry a tlakovými pásky způsobený umístěním v jiném místě na rozpětí. Na obrázku 5.10 je znázorněno osazení křídla tlakovými pásky na sací a tlakové straně.



Obr. 5.10: Osazení kalibračního křídla tlakovými pásky na sací a tlakové straně

Validační měření v AD tunelu v Malešicích

Validační měření tlakových pásků bylo realizováno v aerodynamickém tunelu v Praze - Malešicích, patřícímu Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky (obr. 5.11 vlevo). Jedná se o otevřený tunel s nasávaným proudem vzduchu. Tunel umožňuje nastavení rychlosti proudění v měřicím prostoru mezi 15 a 40 m/s . Předpokládané rychlosti plánovaného letového měření 20 m/s a tětivě křídla modelu $b = 0.3 m$ odpovídá hodnota Reynoldsova čísla 400 000. Jelikož validační měření probíhá na křídle s délkou tětivy 0,5 m , je požadovaná rychlost pro dosažení stejného Reynoldsova čísla 12 m/s . Proto bude validační měření provedeno pro rychlost 15 m/s a hodnoty úhlu náběhu $-5^\circ, 0^\circ$ a 10° . Na obrázku 5.11 vpravo je zachycen měřicí prostor v tunelu, ve kterém je umístěn měřicí stend. Jedná se o tuhou hliníkovou konstrukci, ve které je rotačně uložené křídlo s koncovými deskami.

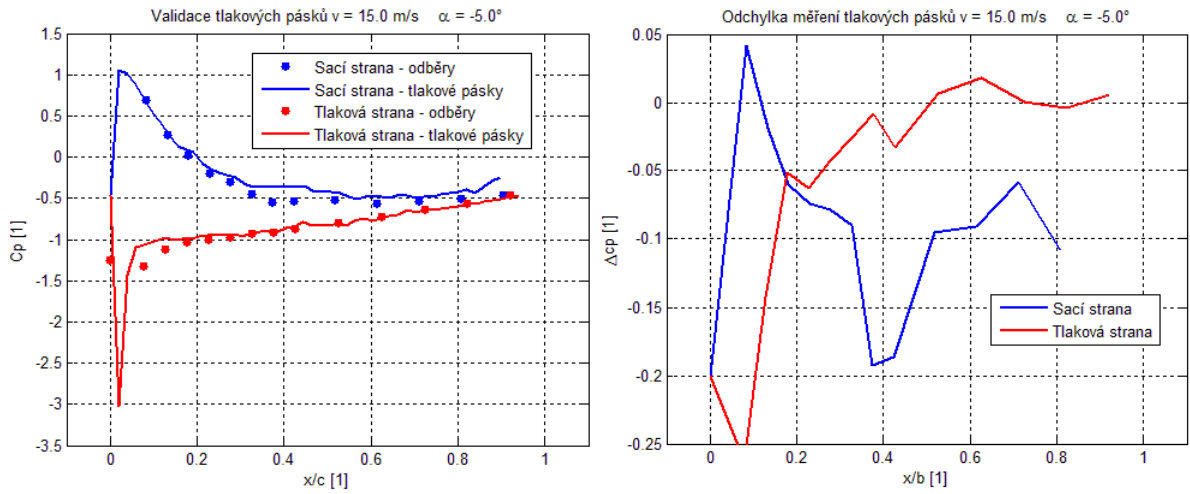


Obr. 5.11: Vlevo: Aerodynamický tunel v Praze, Malešicích. Vpravo: Měřicí stend křídla.

Výsledky validačního měření

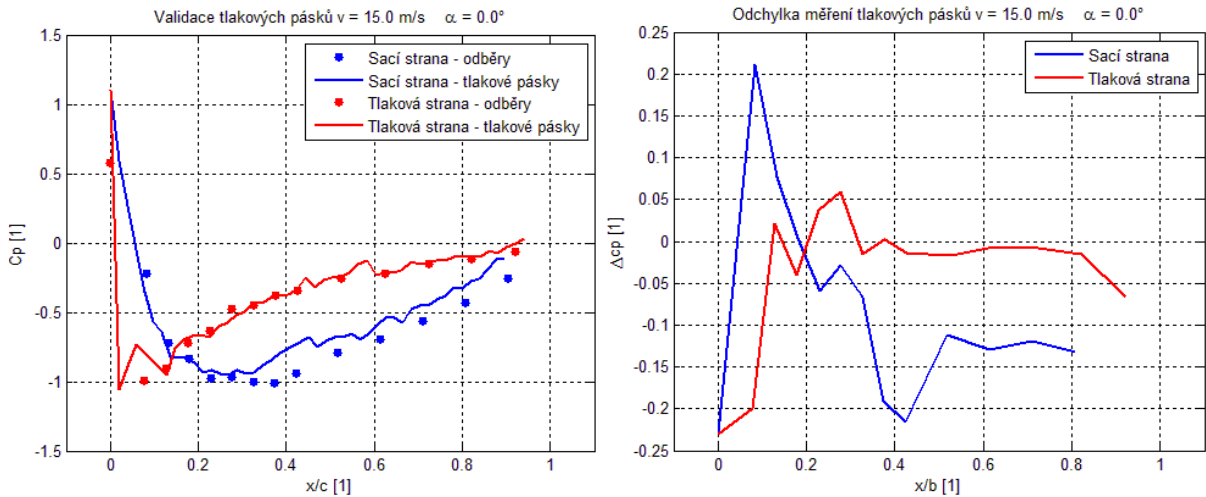
Následují grafy zpracovaných dat z validačního měření. Jedná se o průběhy $c_p(x)$ tlakové i sací strany profilu vykreslené společně pro vestavěné odběry a tlakové pásky. Hodnoty na sací straně křídla jsou vždy znázorněny modrou barvou, na tlakové straně červenou barvou. Plná čára značí data tlakových pásků, body znázorňují data z tlakových odběrů. Vykreslení $c_p(x)$ je doplněné o grafické znázornění odchylky měření tlakových pásků od vestavěných odběrů. Jelikož se hodnoty c_p pohybují blízko nule, není odchylka měření vyjádřena procentuálně, ale jako rozdíl hodnot.

A. Konfigurace $\alpha = -5^\circ$ $v = 15$ m/s



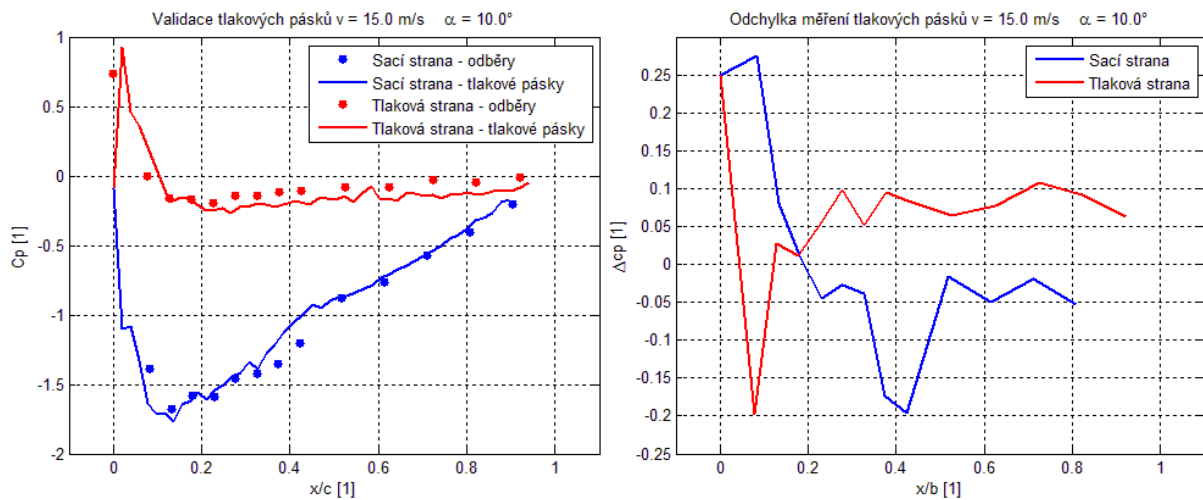
Obr. 5.12: Průběh c_p (vlevo) a Δc_p (vpravo) při $\alpha = -15^\circ$, $v = 15$ m/s

B. Konfigurace $\alpha = 0^\circ$ $v = 15$ m/s



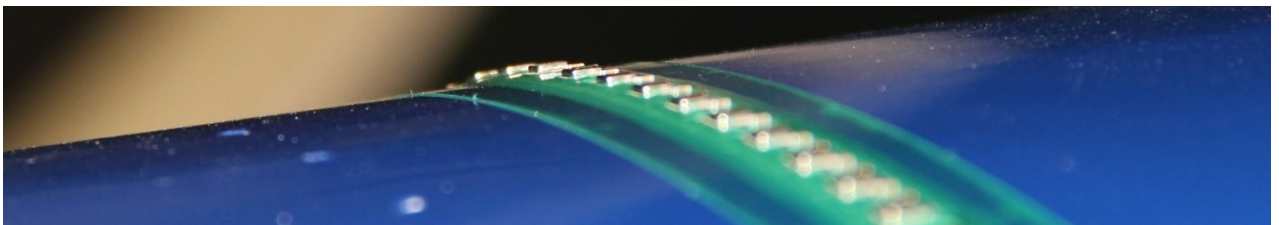
Obr. 5.13: Průběh c_p (vlevo) a Δc_p (vpravo) při $\alpha = 0^\circ$, $v = 15$ m/s

C. Konfigurace $\alpha = 10^\circ$ $v = 15$ m/s



Obr. 5.14: Průběh c_p (vlevo) a Δc_p (vpravo) při $\alpha = 10^\circ$, $v = 15$ m/s

Validační měření pokrylo předpokládanou oblast letových konfigurací, které mohou nastat během letového měření. Validace byla provedena pro Reynoldsovo číslo 500 000, což je proudění dostatečně blízké chystanému letovému měření. Z uvedených průběhů c_p je vidět, že pro všechny 3 validované konfigurace kopírují hodnoty c_p z tlakových pásků hodnoty naměřené pomocí tlakových odběrů. Z průběhů lze vyzorovat menší hodnoty podtlaku na sací straně křídla a větší hodnoty přetlaku na tlakové straně křídla změřených tlakovými pásky než u podobných hodnot změřených tlakovými odběry. Tyto odchylky jsou vysvětlovány faktem, že při validačním měření nebyly tlakové pásky, a tedy i jejich odběry srovnané s povrchem křídla, ale převyšující jeho povrch, jak je patrné z obrázku 5.15. Uvedené průběhy odchylky c_p tlakových pásků od c_p odběrů říkají, že absolutní chyba c_p není větší než 0,3. Je potřeba si uvědomit, že se jedná o osamělé hodnoty v místě s největším gradientem c_p v blízkosti náběžné hrany křídla a například drobná chyba v geometrické identifikaci polohy odběru způsobí značnou změnu v c_p . Pro většinu bodů dosahuje velikost chyby $\pm 0,1$. Závěrem této kapitoly je, že validace tlakových pásků potvrdila jejich vhodnost pro plánované letové měření. Přinesla doporučení, že za účelem zvýšení přesnosti měření je vhodné tlakové pásky zapustit do měřeného povrchu.



Obr. 5.15: Vystupující reliéf tlakových pásků

5.2.3 Osazení tlakových pásků na měřicí křídlo

Možnosti a výběr osazení

Nabízí se série možností, jakým způsobem osadit tlakové pásky na vyráběné měřicí křídlo. Je přitom ale zapotřebí vybrat takovou variantu, která minimálně ovlivní tvar a kvalitu povrchu křídla. Zde jsou uvedeny možnosti, které se nabízí:

- Připevnění tlakových pásků k povrchu křídla pomocí oboustranné lepicí pásky
- Použití přelepů
- Zapuštění pásků do křídla bez další úpravy povrchu
- Zapuštění do křídla s následnou úpravou povrchu

První dvě možnosti nabízí rychlé a efektivní řešení (pružné přelepy tlakových pásků již byly na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky vyvinuty), nicméně při aplikaci na pásky uložené podélně, by de facto fungovaly jako turbulátor a zásah do obtékání by byl značný. Jako nejvhodnější byla nakonec vybrána poslední možnost, tedy opatření křídla drážkami v místě osazení pásků, upevnění pásků, vyplnění zbylého prostoru vhodnou hmotou a obnovení odběrů pro každý snímač.

Postup osazení křídla pásky

Volba způsobu osazení probíhala paralelně se samotnou výrobou křídla. V opačném případě by při prořezání drážky do již laminovaného křídla došlo ke ztrátě pevnosti křídla a celé laminování by z pevnostního hlediska nemělo smysl. Následuje stručné shrnutí postupu osazení pásků na křídlo, které je zdokumentováno na obrázku 5.11 (1 – vytvoření drážky v křídle žhaveným drátem, 2 – laminování křídla s vloženým separovaným jádrem v drážce, 3 – vyjmutí jádra po skončení laminování, 4 a 5 – osazení tlakových pásků do drážky, 6 – konečná podoba křídla po vyplnění spár silikonovým tmelem).



Obr. 5.11: Osazení křídla tlakovými pásky

5.3 Sonda na měření úhlu náběhu

Z finančních důvodů a také kvůli rozměrovým požadavkům byl zvolen vlastní návrh a výroba sondy. Byl zvolen plovoucí typ sondy použitelný při letovém měření.

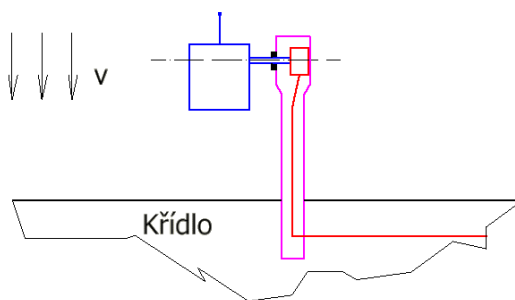
5.3.1 Analýza umístění sondy

Podle [16] je každé umístění sondy na letounu doprovázeno chybou umístění (position error), která se projeví zkreslením měření. Jedná se o ovlivnění volného proudu vzduchu v okolí obtékaného tělesa. V případě sondy úhlu náběhu to znamená rozdíl mezi lokálním úhlem náběhu (v místě umístění sondy) a úhlem náběhu vzhledem k nerušenému proudu vzduchu v dostatečně velké vzdálenosti před letounem. Podle [16] je možné tuto chybu vhodným umístěním sondy eliminovat a zanedbat. V případě umístění sondy v místě, kde je proudění ovlivněno, je potřeba provést kalibraci sondy pro tuto danou polohu. V rámci této práce je sonda umístěna na křídle letounu, a pokud bude ve vzdálenosti větší než $0,5 b$ před náběžnou hranou křídla, kalibrace není dle [16] nutná.

5.3.2 Návrh a výroba sondy úhlu náběhu

Základní koncept

Na obrázku 5.12 je znázorněn základní koncept sondy a její instalace na křídle. Jedná se o dostatečně tuhý trn zabudovaný v křídle (fialová barva), rotační mechanismus (černě), aerodynamické tělísko (modře) sledující proudění vzduchu a systém měření úhlové polohy (červeně). Principem činnosti je snímání úhlu natočení tělíska vzhledem k pevnému rámu (trnu).



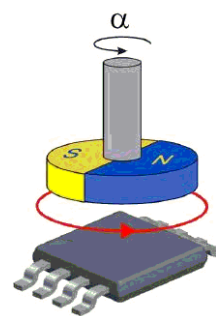
Obr. 5.12: Konceptní návrh sondy úhlu náběhu

Návrh jednotlivých dílů

Snímání polohy

Nabízí se celá řada hotových řešení, jak úhel natočení získat – převážně v podobě potenciometrů s analogovým nebo digitálním výstupem. Nicméně pro naše účely se ukázaly nevhodné z hlediska rozměrů, hmotnosti a velikosti pasivního odporu. Jako vhodné řešení se ukázal senzor úhlové polohy *Melexis MLX 90316*. Jedná se o SMD elektronickou součást o rozměrech $5 \times 6 \times 1,6 \text{ mm}$. Model senzoru spolu s nastíněním principu činnosti je na obrázku 5.13 (převzato z www.melexis.com). Výrobce nabízí množství provedení senzorů jako například různé druhy pouzder, tepelnou odolnost či formu

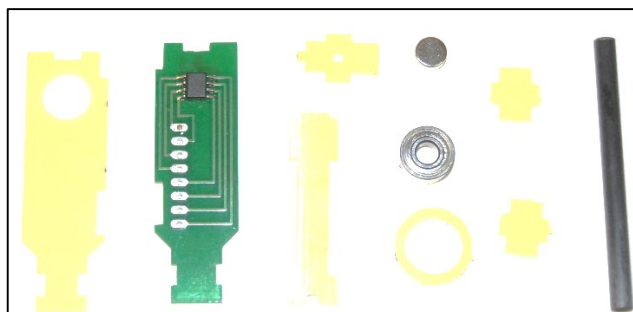
výstupního signálu. Ta může být analogová, PWM či digitální na bázi SPI protokolu. SPI varianta byla vybrána pro tuto práci, neboť na stejném protokolu komunikují i ostatní snímače. Napájení, komunikace i programování senzoru je zajišťováno prostřednictvím osmi pinů, kterými je senzor osazen. Pro zajištění detekce otočení magnetického pole je nutné použít pro aplikaci diametrálně zmagnetizovaný válcový magnet. Výrobce udává přesnost měření je $\pm 0,5^\circ$ [17].



Obr. 5.13: MLX 90316

Konstrukce sondy

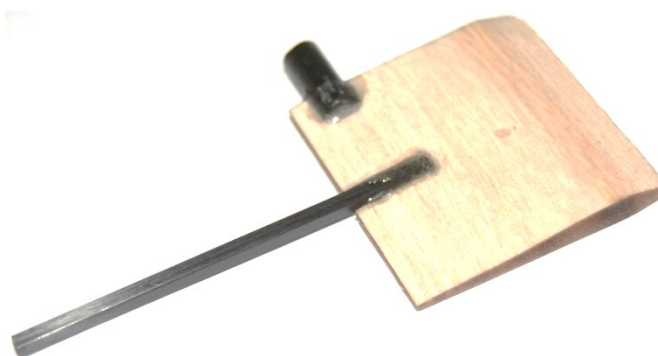
Při analýze možností realizace konstrukce sondy bylo využito potřeby zajistit komunikaci a napájení Hallova rotačního senzoru. Proto byla navržena deska plošných spojů pro osazení senzorem, která zároveň plní funkci stěny sondy. Na obrázku 5.14 je zachycen tento díl spolu s ostatními konstrukčními a funkčními prvky sondy (osa, ložisko, magnet).



Obr. 5.14: Komponenty sondy úhlu náběhu

Aerodynamické těleso

Při návrhu tvaru tělesa bylo čerpáno z doporučení [16], jak bylo řečeno v předchozí kapitole. Těleso je zachyceno na obrázku 5.15. Skládá se ze samotného aerodynamického těla, které bylo zhotoveno z balzy, vyvažovací uhlíkové tyčky a náboje pro spojení s osičkou na konstrukci sondy.

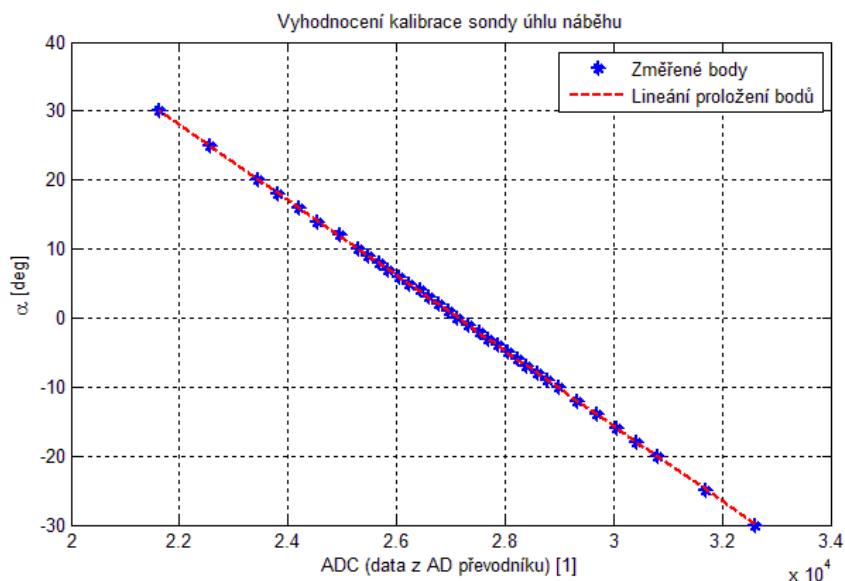


Obr. 5.15: Aerodynamické těleso

Sonda byla testována v aerodynamickém tunelu Ústavu mechaniky tekutin při rychlosti 12 m/s. Během testu prokazovala sonda stabilitu a zároveň nebyla vyzorována odchylka od indikovaného a skutečného úhlu náběhu. Z toho důvodu byla také provedena pouze geometrická kalibrace sondy.

5.3.3 Kalibrace a ověření sondy

Kalibrace sondy byla provedena geometricky. Konstrukční část sondy byla pevně ukotvena a nastavovala se poloha aerodynamického tělesa za použití klasického úhlooměru. Kalibrace byla provedena pro rozmezí úhlů -30° až $+30^\circ$. V každé poloze bylo provedeno 500 odečtů hodnot z AD převodníku, ze kterých byl vytvořen aritmetický průměr, popřípadě odfiltrovány chybné hodnoty. Na obrázku 5.16 jsou znázorněna vyhodnocená data z kalibrace. Modrou barvou jsou vykresleny změřené body kalibrace a je vidět, že velmi dobře respektují lineární průběh. Lineární proložení těchto bodů je znázorněno červenou přerušovanou čarou.



Obr. 5.16: Vyhodnocení kalibrace sondy úhlu náběhu

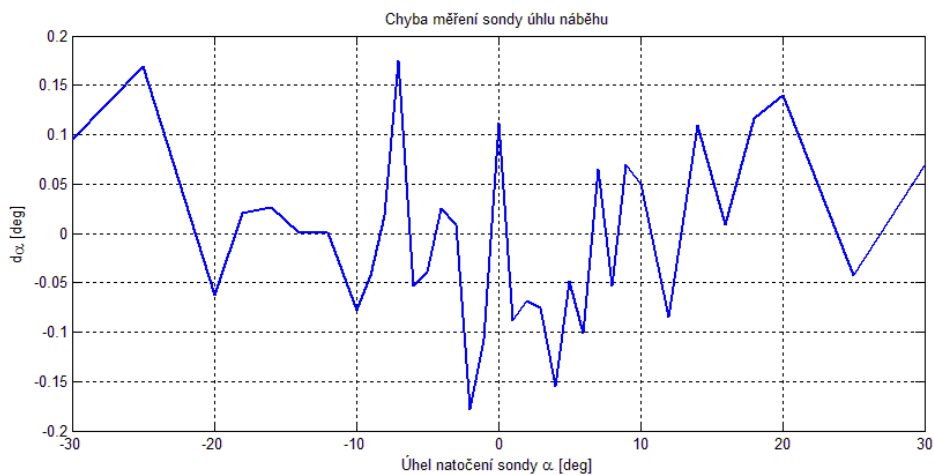
V rámci vyhodnocení kalibračních dat byl zároveň proveden ověřovací výpočet chyby linearizace převodní závislosti. Změřená data z kalibrace byla přepočtena pomocí získaného lineárního modelu na úhlové hodnoty podle vzorce:

$$\alpha_{deg} = \alpha_{ADC} \cdot c_1 + c_2 \quad (5.1)$$

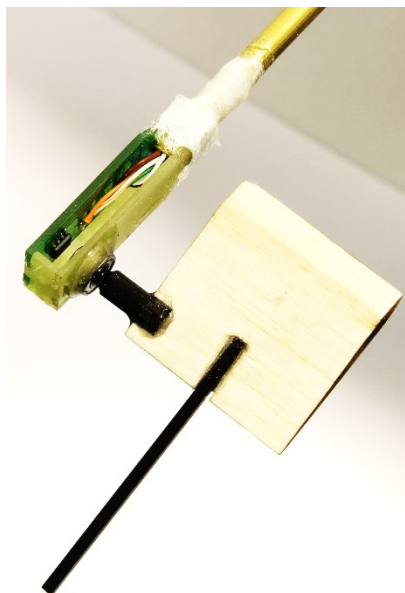
kde c_1 a c_2 jsou koeficienty lineární interpolace. Chyba linearizace je potom rovna

$$d_\alpha = \alpha_{deg} - \alpha \quad (5.2)$$

Na obrázku 5.17 je graf závislosti chyby měření d_α v dané poloze sondy na této poloze. Chyba je vykreslena ve stupňových hodnotách. Jak je z grafu vidět, přesnost výsledků po přepočtu lineárním modelem je $\pm 0,2^\circ$. Na obrázku 5.18 je zachycena hotová sonda na měření úhlu náběhu.



Obr. 5.17: Chyba linearizace převodní závislosti sondy

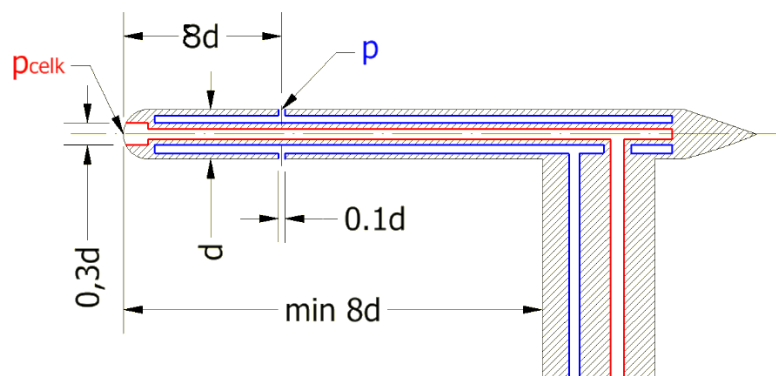


Obr. 5.18: Hotová sonda úhlu náběhu

5.4 Sonda na měření rychlosti letu

5.4.1 Návrh sondy

Sonda pro měření rychlosti letu, tedy pitot-statická nebo Prandtlova sonda je již normalizované zařízení, parametricky přesně definované podle vnějšího průměru, jak bylo uvedeno v předchozí kapitole. Rozměrové schéma Prandtlovy sondy podle [8] je znázorněno na obrázku 5.19.



Obr. 5.19: Prandtlůva sonda

Umístění sondy musí být provedeno s ohledem na možné ovlivnění okolního proudění tělesem, ke kterému je připevněna, popřípadě v blízkosti kterého se nachází. Ovlivnění bude dostatečně malé, pokud bude část s odběry, stejně jako v případě sondy úhlu náběhu, ve vzdálenosti alespoň $0,5 b$ od náběžné hrany křídla. Pro aplikaci měření rychlosti na UAV bude sonda směřovat přímo do náběžné hrany křídla.

5.4.2 Výroba a kalibrace sondy

Sonda rychlosti proudění byla vyrobena z mosazné trubičky, ke které byla vysoustružena půlkulová špička s odběrem celkového tlaku. Uvnitř mosazné trubičky byl celkový tlak veden trubičkou s menším průměrem. Odběry statického tlaku byly spojeny přímo s dutinou větší trubičky. Hotová sonda je zobrazena na obrázku 5.20.



Obr. 5.20: Prandtlůva sonda

Jelikož je Prandtlůva sonda absolutní měřidlo rychlosti, není potřeba provádět kalibraci. Z naměřených tlaků se přímo dopočítá rychlost proudění.

6 Provedení experimentu

6.1 Letové podmínky

Provedená letová měření se konala na modelářském letišti u obce Velké Přílepy ve Středních Čechách s nadmořskou výškou 275 m. n. m. Během prováděných letových měření byl kladen obzvláště velký důraz na povětrnostní podmínky. Hlavním předpokladem byla teplota vzduchu alespoň 4°C, což je spodní teplotní hranice, pro kterou byla provedena kalibrace tlakových pásků. Vzhledem ke skutečnosti, že měření byla realizována v měsících listopadu a prosinci, bylo nutné letové podmínky pečlivě monitorovat. Stav počasí těsně před zahájením jednoho z letů dokumentuje obrázek 6.1. Kromě teploty vzduchu bylo nutné se soustředit i na další faktory – rychlost a nárazovost větru, vlhkost vzduchu či srážky.



Obr. 6.1: Letové podmínky

6.2 Záměr prováděných letů

Záměrem letových měření bylo získat data z různých letových konfigurací, kterým odpovídají různé rychlosti letu, úhly náběhu a tlaková rozložení na křídle. Proto byl kladen důraz na provedení ustálených letů v daných konfiguracích. Jedná se především o následující:

- Vodorovný let cestovní rychlostí
- Průlet na maximální rychlosti
- Průlet na minimální rychlosti
- Let na zádech
- Přechod do pádu

6.3 Provedení letu

V této kapitole je provedena časová analýza záznamu letových dat. Jsou zde rozebrány a zhodnoceny časové průběhy měřených veličin v horizontu celého letu od startu do přistání. Součástí vyvíjené měřicí techniky na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky je také systém ukládání dat. Během letu byla data ukládána přímo na SD kartu, připravená ve formátu csv na další zpracování v programu Matlab. Na obrázku 6.2 je série fotografií z provedených letových měření.

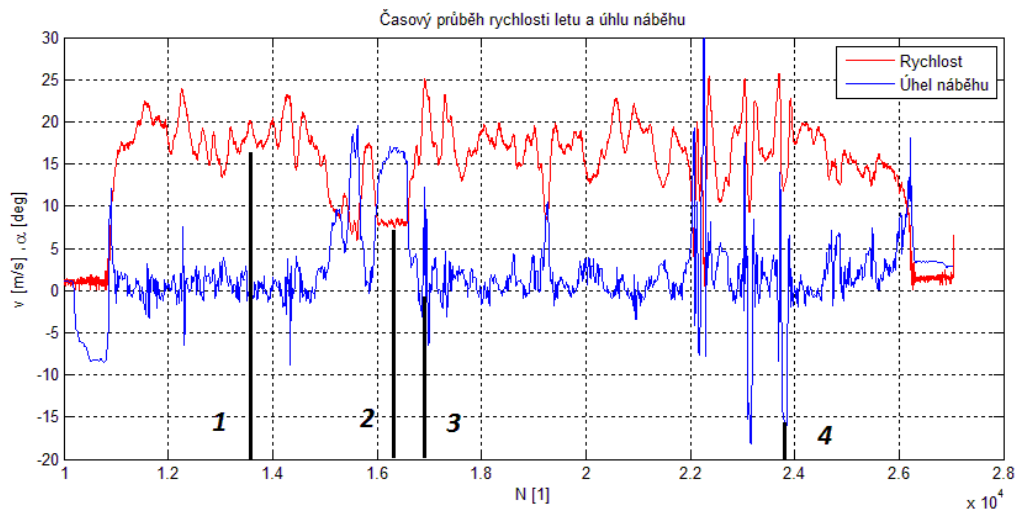


Obr. 6.2: Letové měření

V průběhu letových měření byly vystřídány všechny požadované konfigurace a navíc některé další, jako například ostrý pád a looping.

Časová analýza letového měření

Před samotným vyhodnocením dat z vybraného letového měření je v této kapitole provedena časová analýza měřených dat a označení charakteristických oblastí měření. U časových průběhů naměřených veličin se v grafech na ose x nevynáší čas v klasických časových jednotkách ale pořadí odečtu. Vzorkovací frekvence měřicí aparatury je 10 Hz . Samotnému vyhodnocení měření v jednotlivých časových bodech se věnuje následující kapitola. Řádově stejné hodnoty rychlosti letu a úhlu náběhu dovolují společné vykreslení jejich časového průběhu, který je na obrázku 6.3.



Obr. 6.3: Průběh rychlosti letu a úhlu náběhu

Zobrazený úsek měření trval přibližně 10 minut. Průběh je složen ze vzletu, provedeného letu s uvedenými konfiguracemi a přistání. Za povšimnutí stojí například tyto úseky:

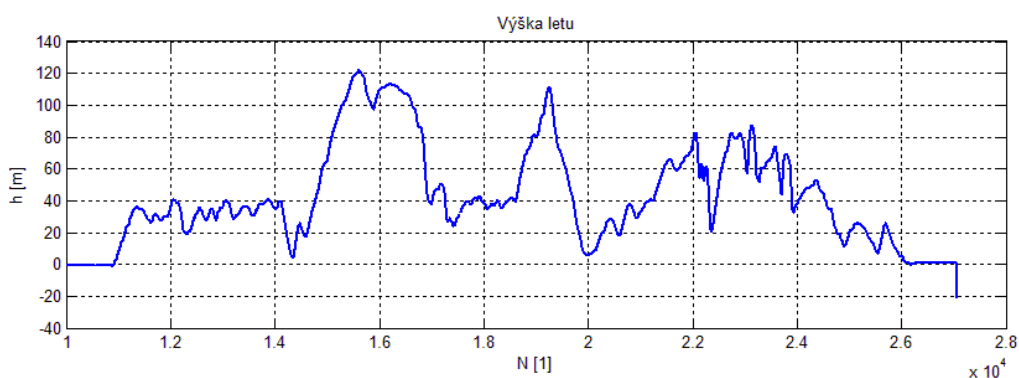
- 1 – ustálený let rychlostí 20 m/s
- 2 – průlet na minimální rychlosti
- 3 – průlet na maximální rychlosti
- 4 – let na zádech

Z časového průběhu je zřejmé, že lze vybírat z mnoha kombinací rychlosti letu a úhlu náběhu. Úsek letu mezi vzorky $2,2 \cdot 10^4$ a $2,4 \cdot 10^4$ je akrobatická část letu, kdy byly provedené mírné a ostré pády, looping a let na zádech.

Na obrázku 6.4 je znázorněn průběh výšky letu. Jedna z větví statického odběru Prandtlovy sondy je napojena na absolutní tlakový převodník. Díky znalosti průběhu statického tlaku (měnícího se s výškou letu) je možné především provést potřebnou korekci hodnot naměřených tlakovými pásky na změnu tlaku způsobenou výškou letu. Dopočet výšky letu je pak dán jednoduchým vztahem

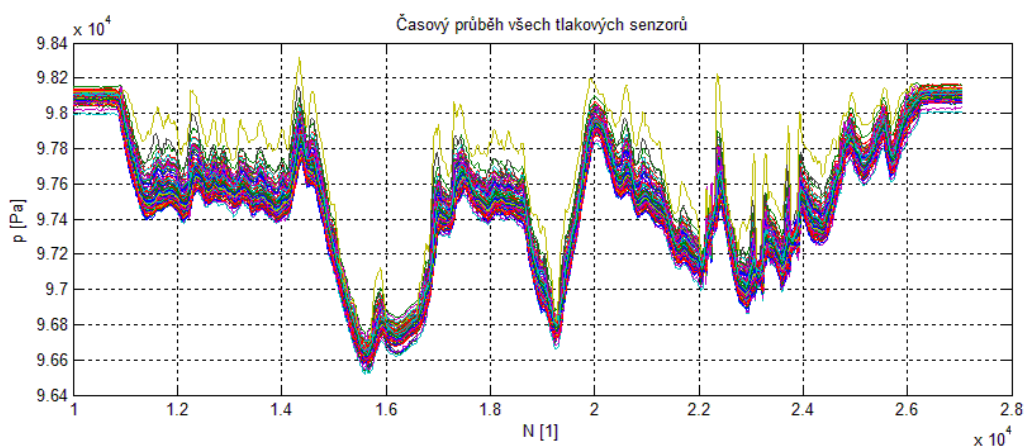
$$h = \frac{p_0 - p}{\rho \cdot g} \quad (6.1)$$

kde p_0 je tlak ve výšce přistávací dráhy, p je tlak v daném bodě letu, ρ je hustota okolního vzduchu a g tíhové zrychlení. Jedná se o zjednodušený vztah předpokládající lineární změnu tlaku s výškou a platí pouze pro malé výšky.



Obr.6.4: Výška letu

Na obrázku 6.5 je znázorněn časový průběh hodnot tlaků všech senzorů tlakových pásek během letu, kterých je celkem 144. Jedná se o dosud nevynulované hodnoty, proto je rozptýl hodnot na začátku grafu tak značný.



Obr. 6.5: Časový průběh všech tlaků

7 Vyhodnocení experimentálně získaných dat

7.1 Zpracování dat z tlakového měření podél profilu

7.1.1 Poznámky k vyhodnocení

Geometrická identifikace odběrů

V této části jsou vyhodnocena data z měření rozložení tlaků kolem profilu pomocí tlakových pásek. Jedná se o spojení tlakových pásek umístěné ve vzdálenosti poloviny délky levého křídla. Tlakové senzory jsou na tlakových páscích umístěny s roztečí 10 mm, nicméně při vynášení průběhu c_p je zapotřebí znát souřadnici průmětu tlakového odběru do roviny xz . Rozteč koncových odběrů dvou spojených pásek také nelze přesně definovat. Identifikace byla provedena pomocí fotografie křídla z velké vzdálenosti, která byla importována do programu AutoCAD.

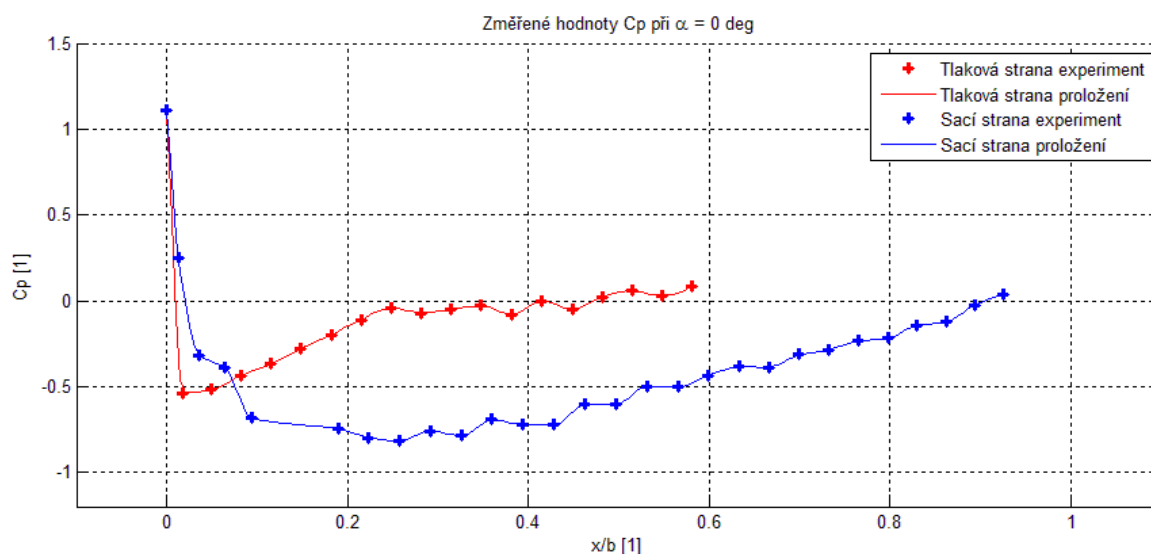
Nástroj a cesta vyhodnocení

Pro vyhodnocení naměřených dat byl použit program Matlab. Z důvodu přehlednosti naměřených výsledků není obsahem této kapitoly cesta, kterou bylo nutné projít od syrových dat z AD převodníku senzorů k získání grafu průběhu c_p , ačkoli byla velmi náročná.

7.1.2 Rozložení tlaku po profilu

Rozložení tlaku po profilu pro $\alpha_\infty = 0^\circ$

Na obrázku 7.1 je vykresleno naměřené a vyhodnocené rozložení tlakového součinitele c_p na poměrné délce x/b pro úhel náběhu křídla $\alpha_\infty = 0^\circ$.

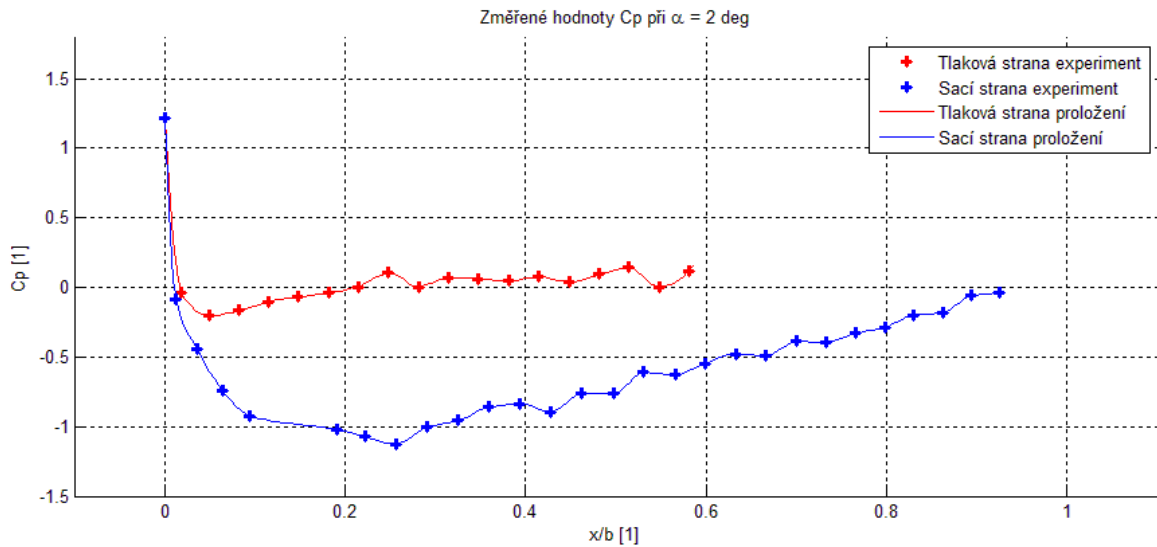


Obr. 7.1: Změřené c_p po profilu pro $\alpha = 0^\circ$

Změřené hodnoty jsou znázorněny diskrétně pomocí červených a modrých znaků, dle příslušné strany profilu. Naměřené hodnoty byly spojeny čarami pro přehlednější znázornění geometrické návaznosti. Získaný průběh poměrně uspokojivě respektuje očekávaný tvar. Křivka má drobné vady v nespojitosti, ale tomu bude věnována pozornost v další kapitole při porovnání s výpočtem. Oblast znázorněného tlaku na tlakové straně je menší z důvodu nedostatku místa na profilu pro další tlakový pásek.

Rozložení tlaku po profilu pro $\alpha_{\infty} = 2^{\circ}$

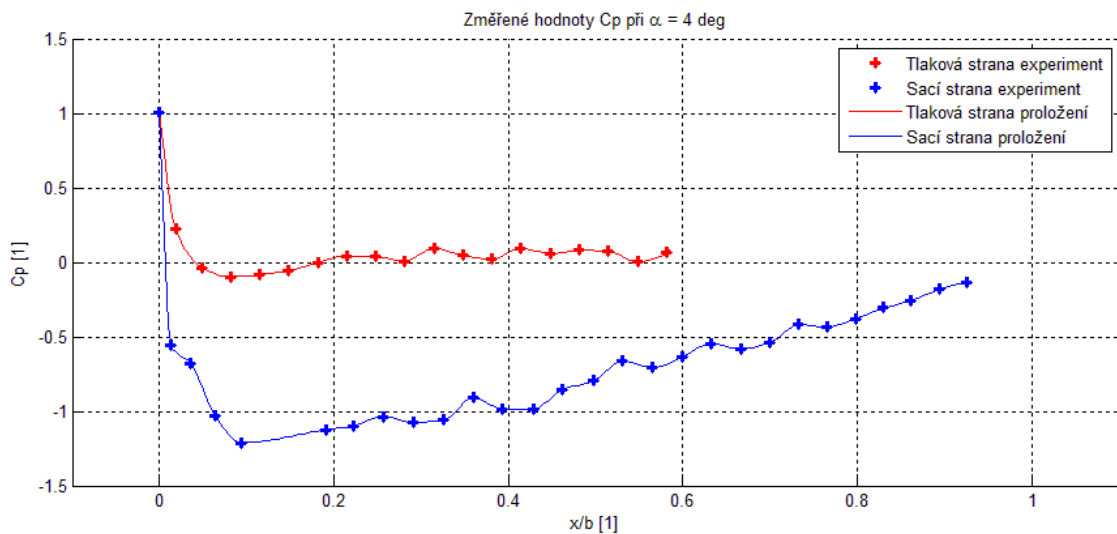
Dalším vyhodnoceným režimem je let pod úhlem náběhu křídla $\alpha = 2^{\circ}$. Naměřené hodnoty a proložený průběh je znázorněn na obrázku 7.2:



Obr. 7.2: Změřené c_p po profilu pro $\alpha = 2^{\circ}$

Rozložení tlaku po profilu pro $\alpha_{\infty} = 4^{\circ}$

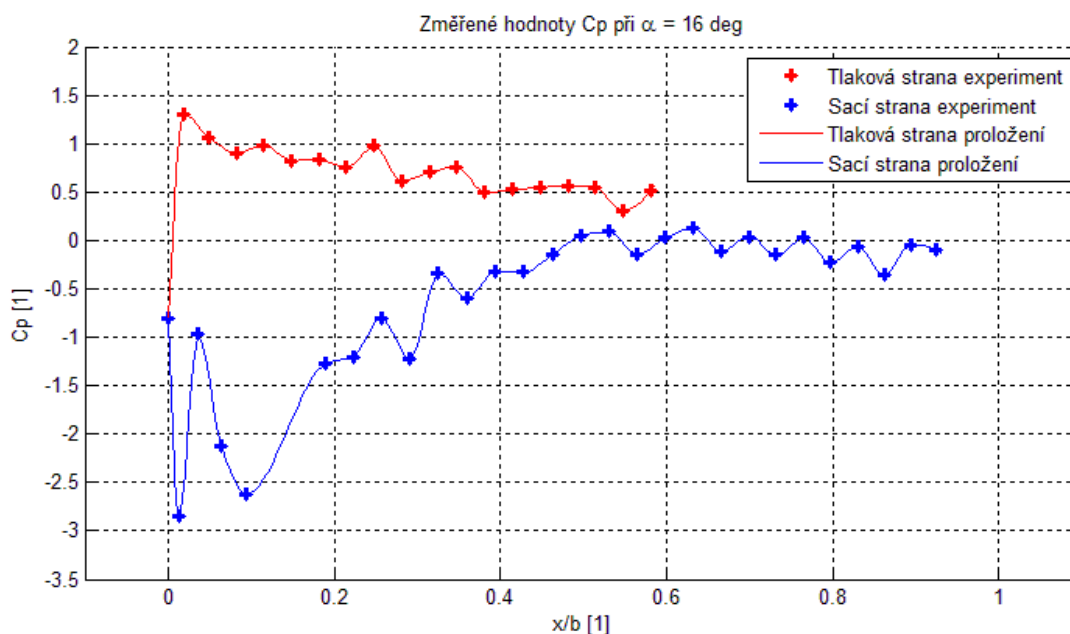
Dalším vyhodnoceným režimem je let pod úhlem náběhu křídla $\alpha = 4^{\circ}$. Naměřené hodnoty a proložený průběh je znázorněn na obrázku 7.3:



Obr. 7.3: Změřené c_p po profilu pro $\alpha = 4^{\circ}$

Rozložení tlaku po profilu pro $\alpha_{\infty} = 16^{\circ}$

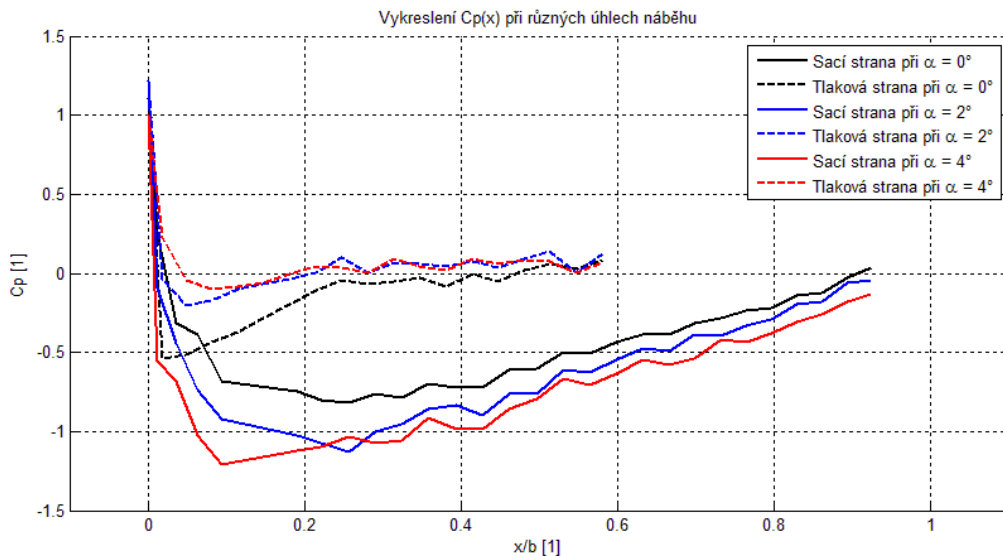
Následující vyhodnocení se týká konfigurace průletu na minimální rychlosti, kdy byl naměřen úhel náběhu křídla $\alpha_{\infty} = 16^{\circ}$. Tento průběh c_p je na obrázku 7.4. Proudění při tomto úhlu náběhu bylo pravděpodobně již velmi nestabilní a nestacionární, čemuž odpovídá také tvar průběhu tlakového součinitele.



Obr. 7.4: Změřené c_p po profilu pro $\alpha = 16^{\circ}$

7.1.3 Zhodnocení experimentálně získaných výsledků $c_p(x)$

Z vyhodnocených měření vyplynulo, že průběh tlakového součinitele po profilu má smysluplný tvar. Z výsledků je vidět, že s rostoucím úhlem náběhu klesá kvalita měření, pravděpodobně z důvodu poklesu stability proudění kolem profilu. Na příklad při úhlu náběhu křídla 16° , což byl průlet na minimální rychlosti, lze na obrázku 7.4 pozorovat směrem k odtokové hraně profilu oblast s odtrženým proudem vzduchu. Výsledky měření c_p podél profilu jsou shrnuty obrázkem 7.5, kde jsou společně vykresleny průběhy c_p pro úhly náběhu $0^{\circ}, 2^{\circ}$ a 4° . Je vidět, že tendence změny tvaru průběhu c_p respektuje změnu úhlu náběhu. Nedostatečná hladkost křivek je pravděpodobně způsobena geometrickými nedokonalostmi po zapouštění tlakových pásek do křídla.



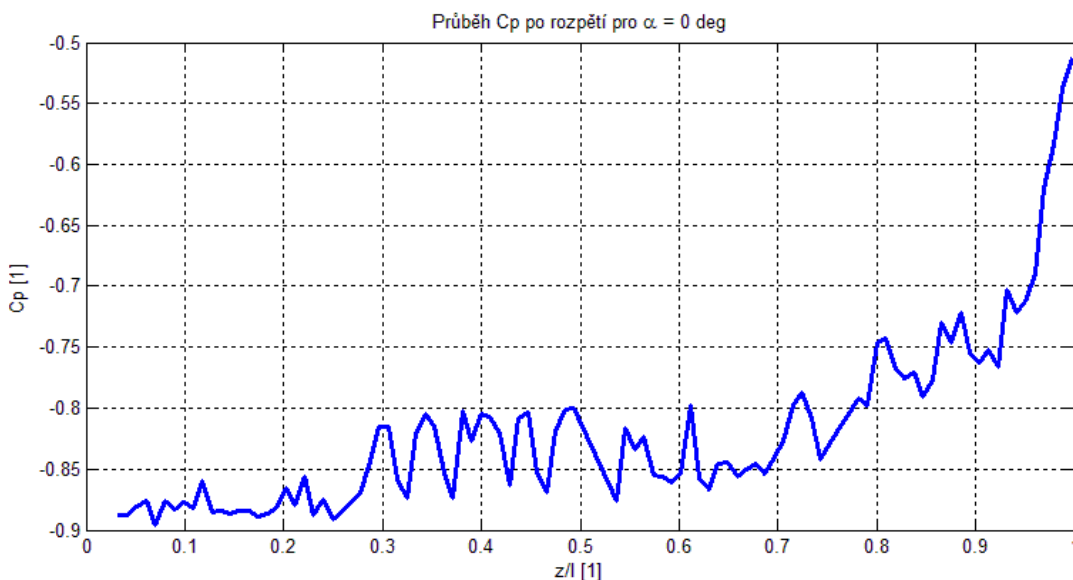
Obr. 7.5: Společný průběh c_p po profilu pro $\alpha = 0^\circ, 2^\circ$ a 4°

7.2 Zpracování dat z tlakového měření podél rozpětí

7.2.1 Rozložení tlaku po rozpětí

Rozložení tlaku po rozpětí pro $\alpha_\infty = 0^\circ$

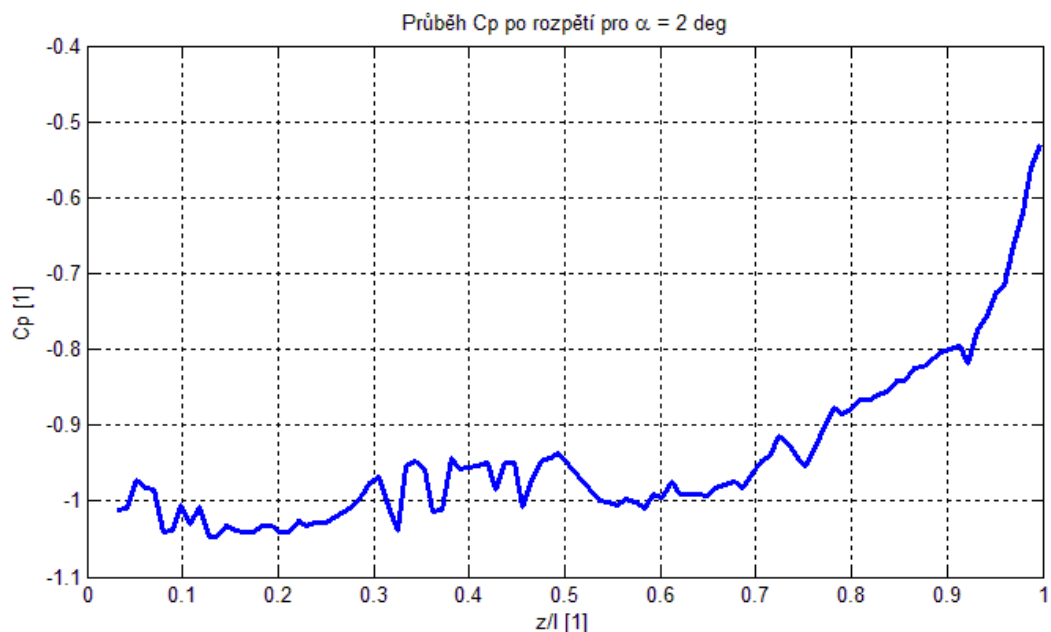
Na obrázku 7.6 je vykreslen vyhodnocený průběh tlakového součinitele na rozpětí $c_p(z)$. Pro popis polohy je stejně jako v případě profilu použita bezrozměrná souřadnice z/l , kde l je délka jednoho křídla od kořene po špičku. Souřadnice $z/l = 0$ značí kořen křídla, $z/l = 1$ volný konec křídla. Daný průběh c_p na obrázku naplňuje podle očekávání tvar části elipsy. Má poněkud nemonotónní průběh, který je přisuzován vadám povrchu křídla způsobeným zásahem do povrchu křídla při osazování tlakovými pásky.



Obr. 7.6: Průběh c_p po rozpětí pro $\alpha = 0^\circ$

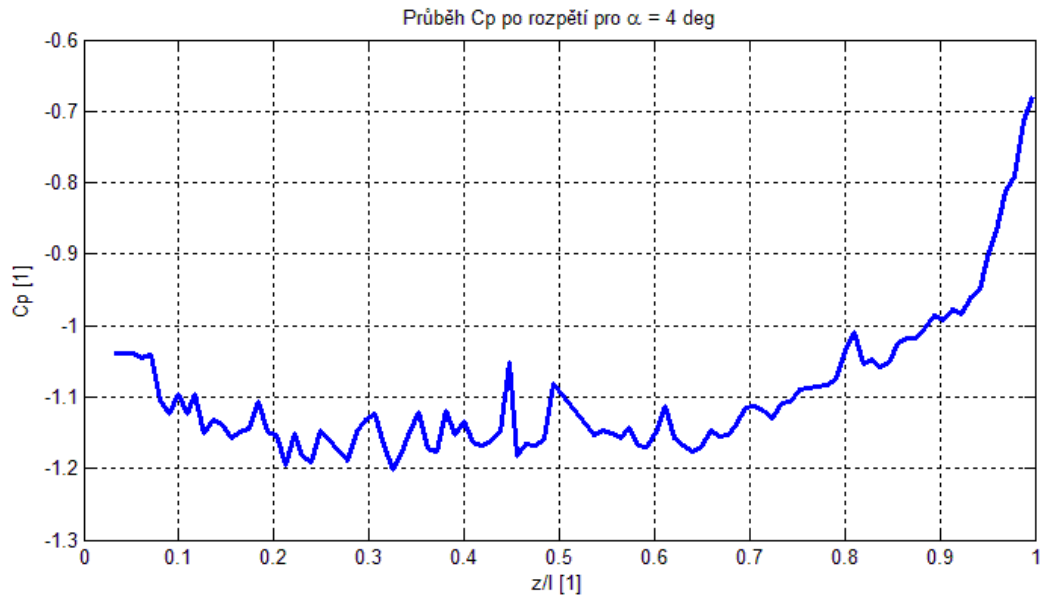
Na obrázku 7.7 a 7.8 následuje vykreslení změřeného c_p pro úhly náběhu křídla 2° a 4° .

Rozložení tlaku po rozpětí pro $\alpha_\infty = 2^\circ$



Obr. 7.7: Průběh c_p po rozpětí pro $\alpha = 2^\circ$

Rozložení tlaku po rozpětí pro $\alpha_\infty = 4^\circ$

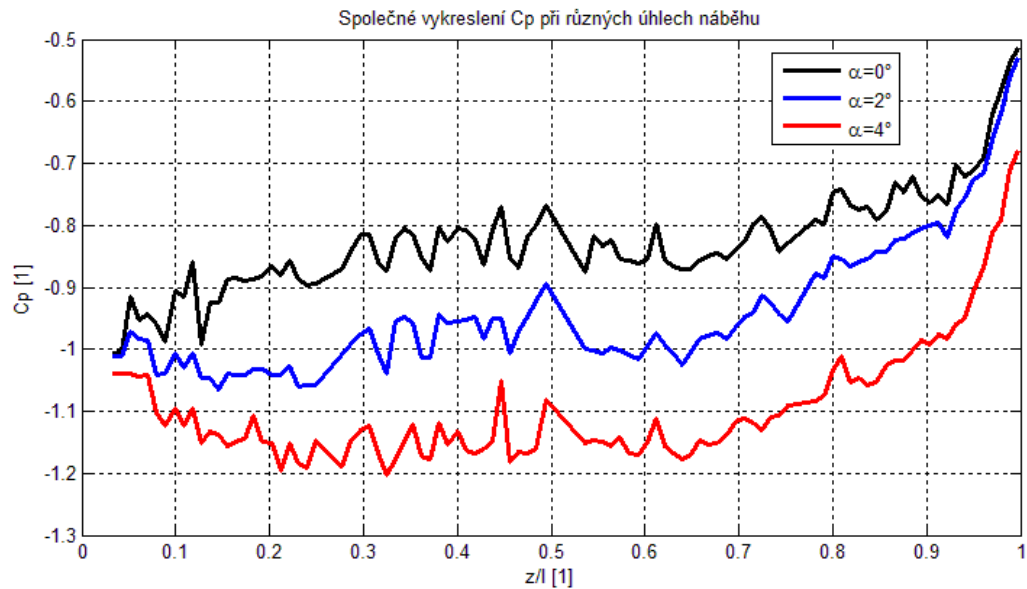


Obr. 7.8: Průběh c_p po rozpětí pro $\alpha = 4^\circ$

7.2.2 Zhodnocení experimentálně získaných výsledků $c_p(z)$

Kvůli lepší přehlednosti je na obrázku 7.9 znázorněn společný průběh c_p pro úhly náběhu křídla 0° , 2° a 4° . Z obrázku je patrné, že při zvyšování úhlu náběhu dochází po celé délce rozpětí v daném

místě $x = 0,3b$ ke zvyšování místního podtlaku na sací straně křídla. Je vidět, že oblasti s výrazně nemonotónním průběhem mají takový charakter pro všechny úhly náběhu, což poukazuje na pravděpodobnou příčinu v nerovnostech povrchu křídla v daných místech.



Obr. 7.9: Společný průběh c_p po rozpětí pro $\alpha = 0^\circ, 2^\circ$ a 4°

8 Porovnání výsledků experimentu s výpočtem

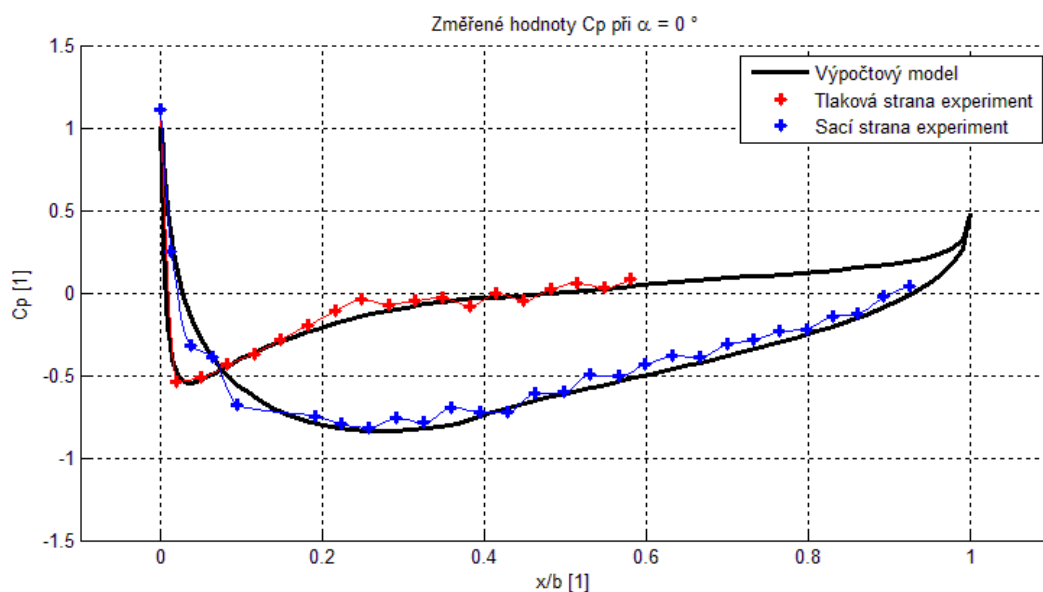
8.1 Motivace porovnání experimentu s výpočtem

Náplní této kapitoly není pouhé porovnání výsledků experimentu s výpočtovým modelem. Z hlediska naplnění zadání práce se jedná o validaci výpočtové metody pomocí provedeného experimentu. Následuje porovnání výsledků výpočtu z kapitoly 3 s příslušnými experimentálními výsledky z letu v odpovídající konfiguraci.

8.2 Rozložení tlaku po profilu křídla

Rozložení c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 0^\circ$

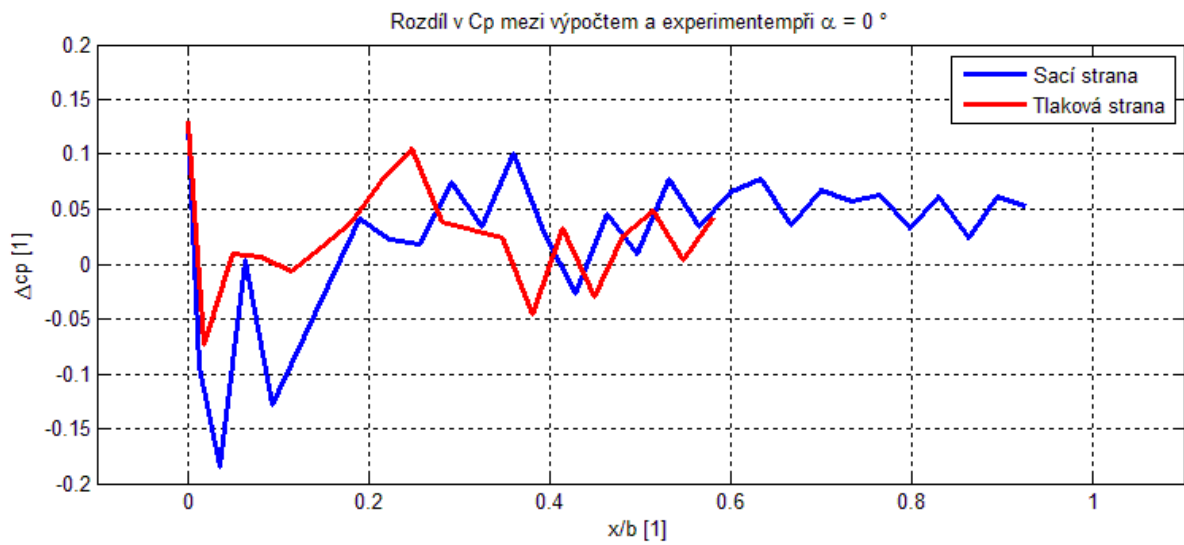
Na obrázku 8.1 je pro úhel náběhu křídla 0° provedeno grafické porovnání vyhodnoceného měření a výpočtového modelu. Černou čarou je vykreslen průběh c_p po profilu podle výpočtového aparátu, červenými body jsou znázorněny naměřené hodnoty na tlakové straně křídla, modrými body na sací straně křídla.



Obr. 8.1: Porovnání průběhu c_p po profilu pro $\alpha = 0^\circ$

Vyjádření rozdílu v průběhu c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 0^\circ$

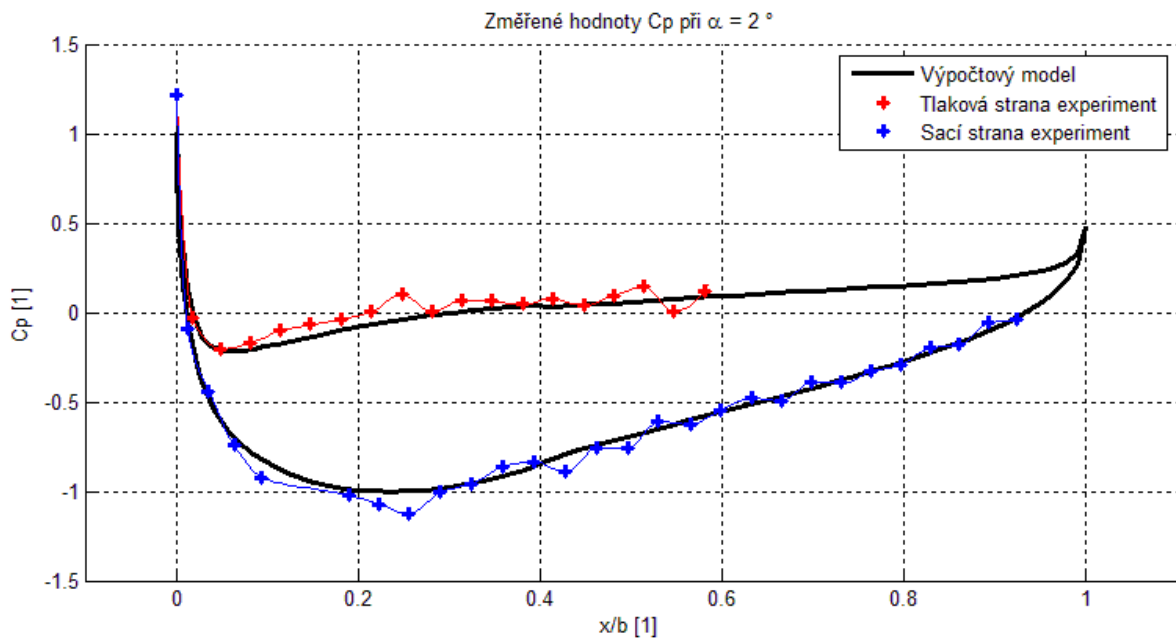
Na obrázku 8.2 je průběh rozdílu Δc_p mezi experimentálními a výpočtovými daty při úhlu náběhu 0° . Rozdíl není záměrně vykreslen procentuálně, neboť při hodnotách c_p blízko nuly by byla procentuální chyba zavádějící. Δc_p nabývá vyšších hodnot v oblasti náběžné hrany, kde jsou velké gradienty Δc_p .



Obr. 8.2: Vykreslení rozdílu mezi hodnotami c_p experimentální a výpočtové části pro $\alpha = 0^\circ$

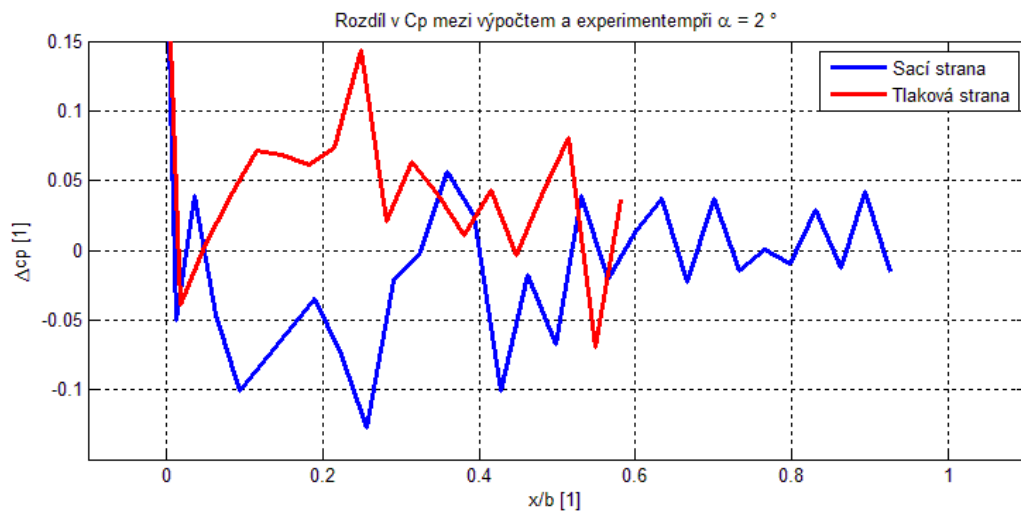
Dále bude následovat porovnání výpočtových a experimentálních výsledků pro 3 další úhly náběhu, 2° , 4° a 16° .

Rozložení c_p po profilu pro $\alpha_{\infty} = 2^\circ$



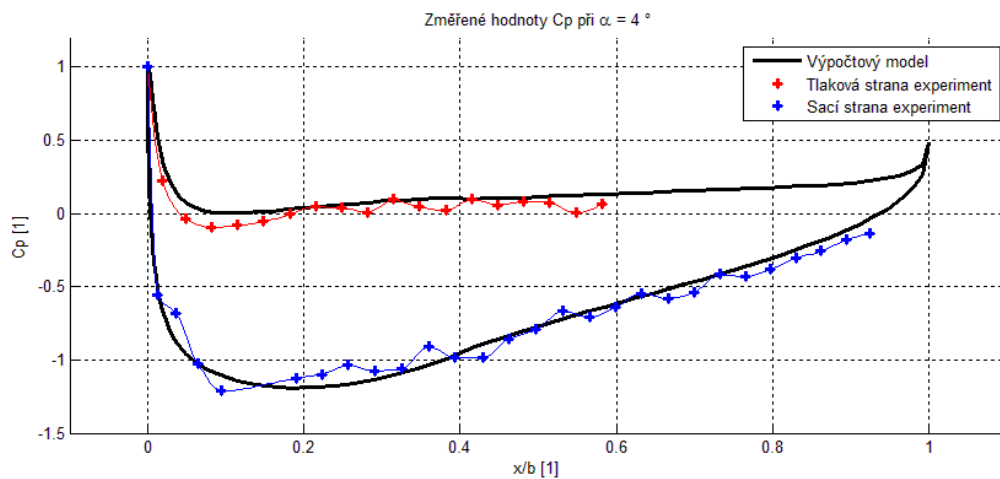
Obr. 8.3: Porovnání průběhu c_p po profilu pro $\alpha = 2^\circ$

Vyjádření rozdílu v průběhu c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 2^\circ$



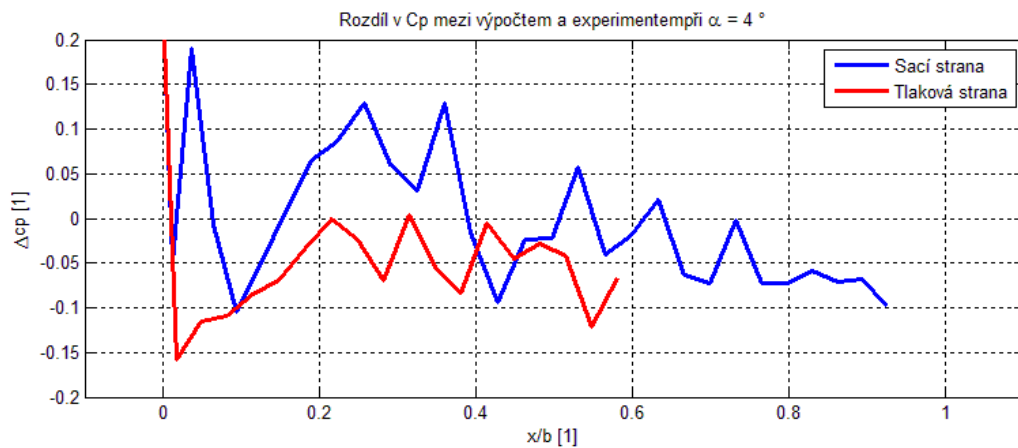
Obr. 8.4: Vykreslení rozdílu mezi hodnotami c_p experimentální a výpočtové části pro $\alpha = 2^\circ$

Rozložení c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 4^\circ$



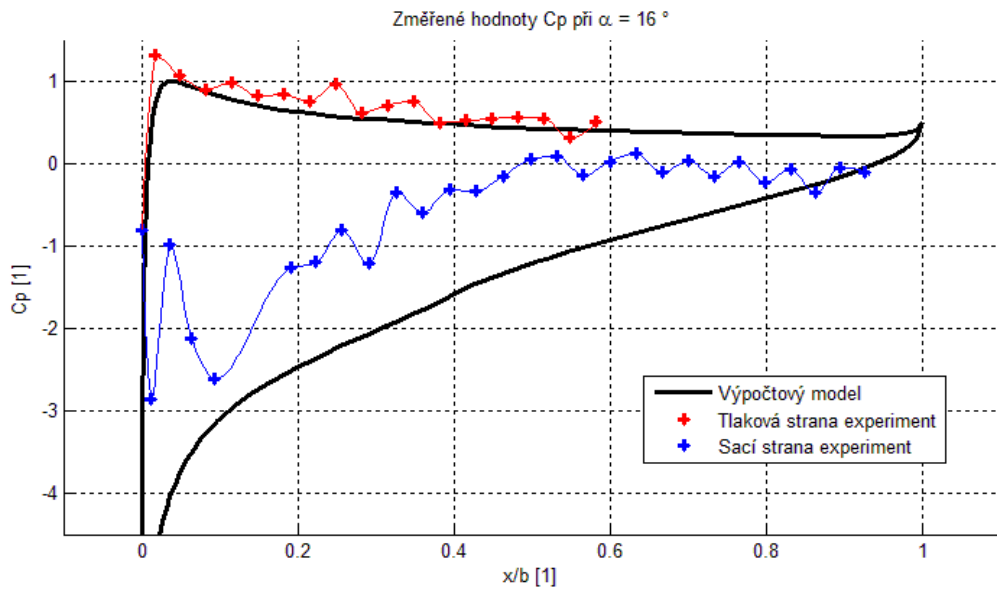
Obr. 8.5: Porovnání průběhu c_p po profilu pro $\alpha = 4^\circ$

Vyjádření rozdílu v průběhu c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 4^\circ$



Obr. 8.6: Vykreslení rozdílu mezi hodnotami c_p experimentální a výpočtové části pro $\alpha = 4^\circ$

Rozložení c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 16^\circ$

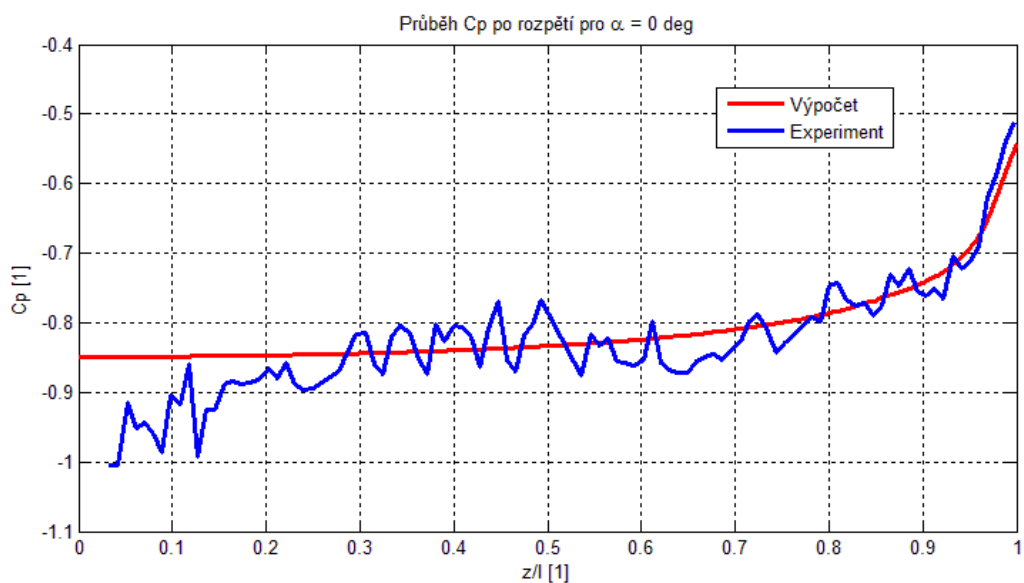


Obr. 8.7: Porovnání průběhu c_p po profilu pro $\alpha = 16^\circ$

8.3 Rozložení tlaku po rozpětí

Rozložení c_p po rozpětí pro $\alpha_\infty = 0^\circ$

Na obrázku 8.8 je vidět porovnání naměřeného průběhu c_p po rozpětí a dat z výpočtového modelu. Červenou čarou je znázorněn průběh z výpočtového modelu, modře jsou vykresleny spojené body získané z měření.



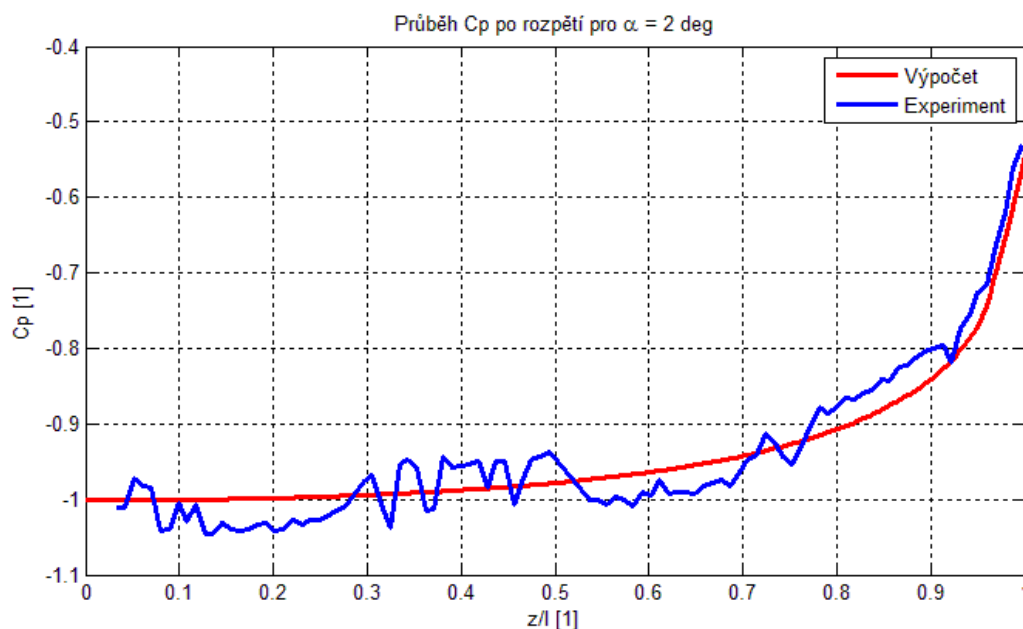
Obr. 8.8: Porovnání průběhu c_p po rozpětí pro $\alpha = 0^\circ$

Vyjádření rozdílu v průběhu c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 0^\circ$



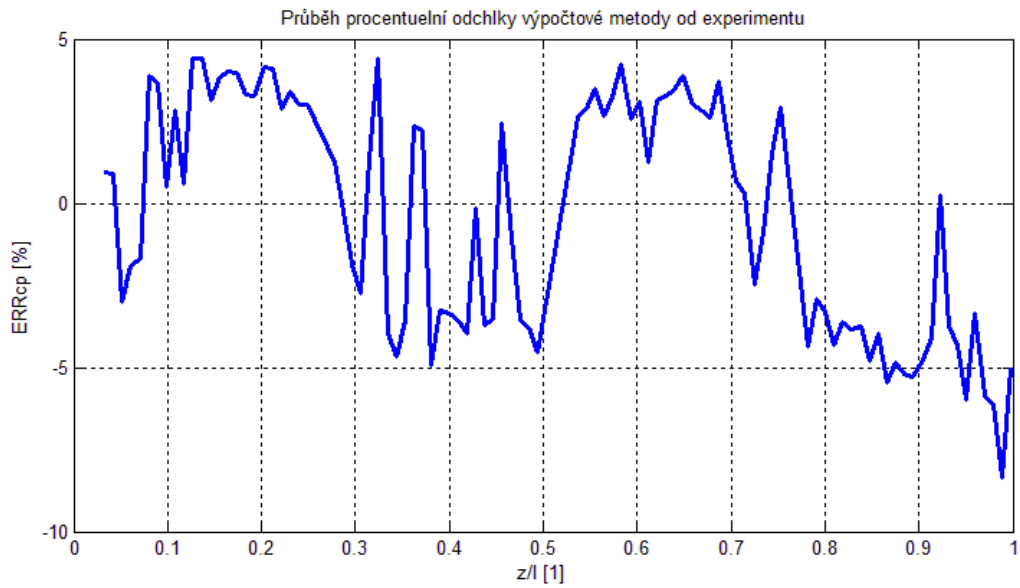
Obr. 8.9: Procentuální rozdíl mezi experimentálními a výpočtovými hodnotami c_p při 0°

Rozložení c_p po rozpětí pro $\alpha_\infty = 2^\circ$



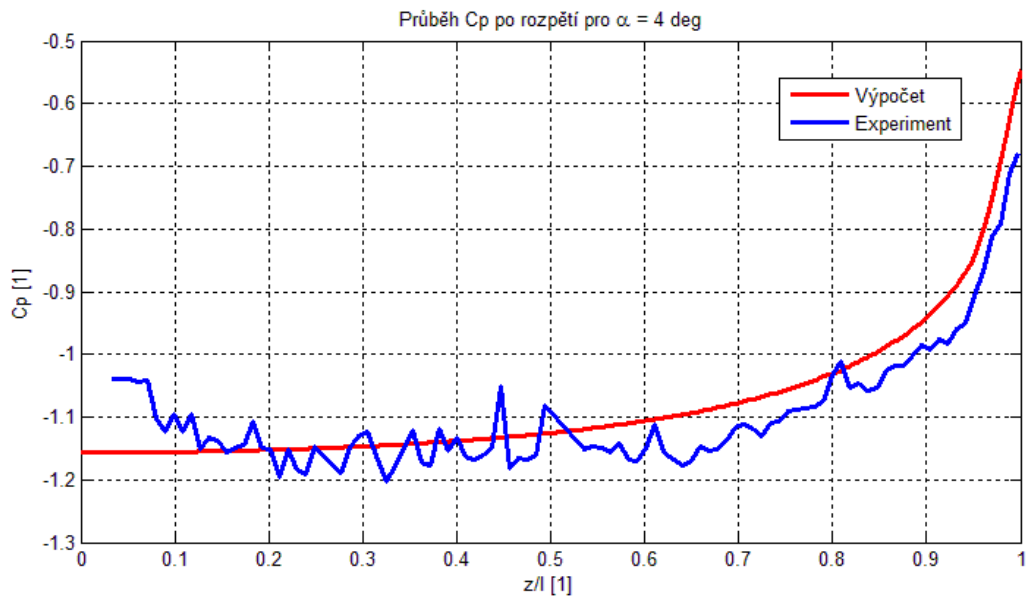
Obr. 8.10: Porovnání průběhu c_p po rozpětí pro $\alpha = 2^\circ$

Vyjádření rozdílu v průběhu c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 2^\circ$



Obr. 8.11: Procentuální rozdíl mezi experimentálními a výpočtovými hodnotami c_p při 2°

Rozložení c_p po rozpětí pro $\alpha_\infty = 4^\circ$



Obr. 8.12: Porovnání průběhu c_p po rozpětí pro $\alpha = 4^\circ$

Vyjádření rozdílu v průběhu c_p po profilu pro $\alpha_\infty = 4^\circ$



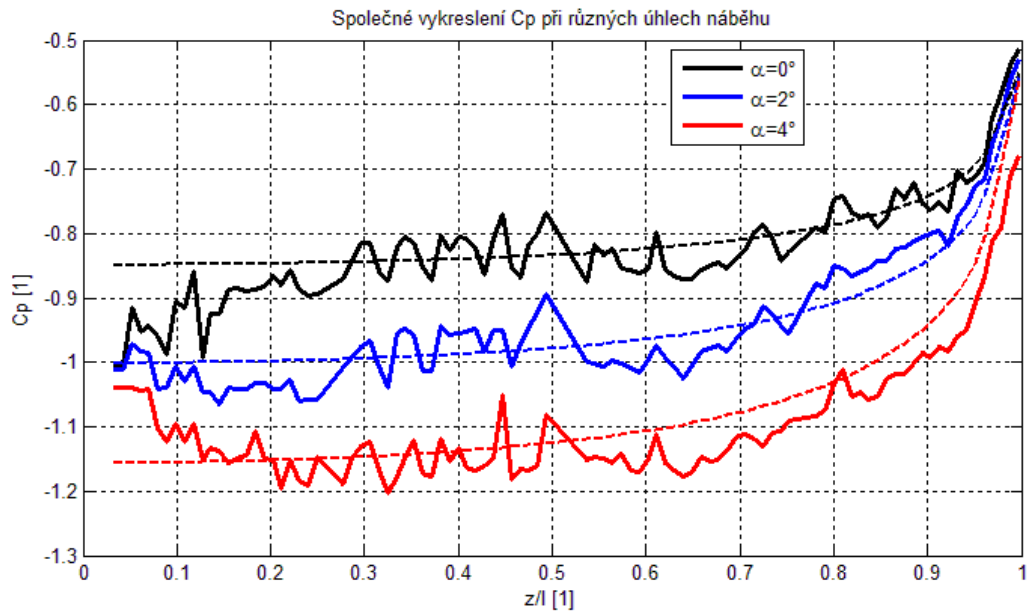
Obr. 8.13: Procentuální rozdíl mezi experimentálními a výpočtovými hodnotami c_p při 4°

8.4 Výsledky porovnání experimentálních a výpočtových dat

Pro snazší náhled na korespondenci dat je na obrázku 8.14 vykreslen společný průběh c_p z experimentálních i výpočtových dat pro úhly náběhu 0° , 2° a 4° . Je potřeba říci, že experimentálně získané průběhy tlakového součinitele nejsou monotónně rostoucí, nicméně z globálního pohledu průběhy sledují rostoucí trend a mají předpokládaný čtvrt-elipsovitý tvar. Naměřený průběh c_p po rozpětí má míru šumu výraznější než průběh c_p po profilu. To je způsobeno větším vlivem zásahu do křídla, který je po celém rozpětí ve stejné vzdálenosti od náběžné hrany, a míra nerovností podél rozpětí je skoro jistě různá. Naproti tomu nerovnosti způsobené zapuštěním pásku podél profilu jsou eliminovány okolními oblastmi, kde je proudění nenarušené.

Ze získaných výsledků vyplývá, že odchylka výpočtové metody od experimentu roste se zvyšujícím se úhlem náběhu. Tento jev je vysvětlován obecně nízkými hodnotami c_p , které souvisí s nízkou hmotností modelu. Větší míra nestacionarity proudění při vyšších úhlech náběhu vnáší do měření chyby, které výrazněji ovlivňují malé hodnoty c_p .

V této kapitole bylo ověřeno, že zvolená výpočtová metoda je použitelná při $Re \cong 400\,000$ s přesností $\pm 5\%$, jak je zdokumentováno na obrázku 8.9 a 8.11.



Obr. 8.14: Společné vykreslení experimentálních a výpočtových výsledků při různých úhlech náběhu

Závěr

V této práci byla dle bodů zadání provedena rešerše výpočtových a experimentálních metod pro určování rozložení tlaku na letadlovém křídle. Pro výpočtovou část práce byla zvolena kombinace 2D panelové metody a teorie nosné čáry zahrnující vliv konečnosti křídla. Byl vytvořen výpočtový model a následně provedena série výpočtů rozložení tlaku na křídle pro vybrané letové konfigurace.

Měření tlaku na křídle bylo provedeno tlakovými pásky vyvinutými Ústavem mechaniky tekutin a termodynamiky ČVUT v Praze. Otevřela se tak možnost měření 1D tlakového pole na vybrané linii. Aby byla zajištěna dostatečná přesnost měření, byla provedena kalibrace tlakových pásek na teplotu a tlak. Dále bylo dle zadání práce realizováno ověřovací měření tlakových pásek. K tomu posloužilo křídlo opatřené vestavěnými tlakovými odběry. Na základě tohoto měření byl vyhodnocen rozdíl v měřených c_p mezi tlakovými pásky a vestavěnými odběry menší než 0,1.

Během uskutečněných letových měření bylo získáno rozložení tlaku na křídle pro různé letové konfigurace. Experimentální data byla následně porovnána s výsledky výpočtu. Odchylka vypočtených dat od experimentu se ve většině případů pohybovala do 5% (viz. Kapitola 8), podrobná analýza chyb však nebyla předmětem této práce a tak nelze jednoznačně určit, jaká část odchylky je zapříčiněna nepřesností výpočtové metody a jaká část byla vnesena samotnou chybou experimentu. Z grafických výstupů experimentálních i vypočtených dat je zřejmé, že průběh tlaků jak po souřadnici, tak po letových režimech je vystižen velmi dobře.

Vedle splnění bodů zadání přinesla tato práce řadu dalších výsledků. Za účelem výroby experimentálních křidel byla navržena technologie výroby křidel se zapuštěnými tlakovými pásky, která se ukázala být rychlá a efektivní. Navržená technologie je přenositelná nejen v rámci leteckých aplikací, ale také na ostatní odvětví mechaniky tekutin, jako např. větrné a vodní turbínové stroje.

Dále byl proveden návrh, výroba a kalibrace nového typu sondy na měření úhlu náběhu za letu. Sonda se ukázala jako vysoce stabilní a spolehlivá v těžkých provozních podmínkách měření za letu. Díky vysoké přesnosti měření ($\pm 0,2^\circ$) a možnostem malých rozměrů sondy je zamýšleno její využití v dalších aplikacích.

Provedená letová měření dále ověřila spolehlivost celého měřicího systému a systému záznamu dat a posunula tak možnosti měření o krok dále. Tvorba práce přinesla také inspiraci k dalšímu zlepšování vyvinutých technologií a zařízení.

Seznam použité literatury

- [1] L. Prandtl: Applications of Modern Hydrodynamics to Aeronautics. Göttingen University Press, Göttingen, 1921.
- [2] Václav Brož: Aerodynamika nízkých rychlostí. Ediční středisko ČVUT, Praha, 1990.
- [3] Darrol Stinton: The Design of the Airplane. American Insitut for Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2001.
- [4] Mohammad Sadraey: Wing Design. Daniel Webster College, Nashua, 2013.
- [5] Nitin R. Kapania, Katherine Terracciano: Modeling the Fluid Flow around Airfoils Using Conformal Mapping. Internetový zdroj. (<https://www.siam.org/students/siuro/vol1issue2/S01010.pdf>).
- [6] Jacob Bear: Dynamics of Fluids in Porous media. American Elsevier, Canada, 1972.
- [7] Y. Le Sant, M.-C. Mérienne: Surface pressure measurements by using pressure-sensitive paints. Elsevier, Chatillon Cedex, 2004.
- [8] B. G. McLachlan, J. H. Bell: Pressure-Sensitive Paint in Aerodynamic Testing. Elsevier, New York, 1995.
- [9] Giuseppe P. Russo: Aerodynamic measurements. Woodhead Publishing, Cambridge, 2011.
- [10] William S. Aiken: Wind Tunnels of NASA. Internetový zdroj (<http://history.nasa.gov/SP-440/ch1-2.htm>).
- [11] National Advisory Committee for Aeronautics (NACA): Technical Note 460, Langley Aeronautical Laboratory, Washiongton.
- [12] Jakub Filipský: Pressure Strips Datasheet. Praha, CTU, 2014.
- [13] Alexander V. Nebylov: Aerospace sensors. Momentum Press, New York, 2013.
- [14] National Advisory Committee for Aeronautics (NACA): Technical Note 4351. Langley Aeronautical Laboratory, Washiongton, 1953.
- [15] Jiří Nožička: Mechanika tekutin. Vydavetelství ČVUT, Praha, 2004.

- [16] National Advisory Committee for Aeronautics (NACA): Technical Note 4351. Langley Aeronautical Laboratory, Washington, 1953.

- [17] Melexis datasheet. Internetový zdroj (<http://www.melexis.com/Assets/MLX90316-DataSheet-4834.aspx>)

- [18] Ira H. Abbott, Albert E. von Doenhoff: Theory of wing sections. McGraw-Hill Book Company, New York, 1949.

- [19] J. D. Anderson, Computational Fluid Dynamics. An Introduction. Springer, New York, 2009.

- [20] Lakshmi N. Sankar: Panel methods. Internetový zdroj (<http://soliton.ae.gatech.edu/people/lsankar/>)