

**ČESKÉ VYSOKÉ  
UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE**

**FAKULTA  
STROJNÍ**



**BAKALÁŘSKÁ  
PRÁCE**

**2022**

**STANISLAV  
KŘÍŽ**



**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav letadlové techniky**

**Aerodynamika při velmi nízkých  
Reynoldsových číslech**

**Very low Reynolds number aerodynamics**

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

**2022**

**Stanislav Kříž**

**Studijní program:** B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
**Studijní obor:** 2301R000 Studijní program je bezoborový  
**Vedoucí práce:** Ing. Jan Klesa Ph.D.

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kříž** Jméno: **Stanislav** Osobní číslo: **482424**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojího inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Aerodynamika při velmi nízkých Reynoldsových číslech**

Název bakalářské práce anglicky:

**Very low Reynolds number aerodynamics**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:  
- úvod do Aerodynamiky při nízkých Re  
- rešerše dostupných experimentálních dat  
- výběr profilu pro výpočet  
- 2D CFD simulace vybraného profilu  
- porovnání s experimentálními daty

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS**

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

Datum zadání bakalářské práce: **29.10.2021**

Termín odevzdání bakalářské práce: **07.01.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: \_\_\_\_\_

Ing. Jan Klesa, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_ Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_ Podpis studenta

## **Prohlášení**

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

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

V Praze dne .....

.....

Podpis

## **Poděkování**

Tímto bych rád poděkoval mému vedoucímu práce panu Ing. Janu Klesovi Ph.D. za jeho trpělivost a ochotu při psaní této práce a za poskytnutí veškerých materiálů a cenných rad. Dále bych rád poděkoval své rodině za podporu v době studia.

## Anotační list

Jméno autora:	Stanislav Kříž
Název:	Aerodynamika při velmi nízkých Reynoldsových číslech
Rok vypracování:	2022
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia:	2301R000 Studijní program je bezoborový
Název školy:	České vysoké učení technické v Praze Fakulta strojní
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí:	Ing. Jan Klesa Ph.D.
Bibliografické údaje:	počet stran 55 počet obrázků 30 počet grafů 8 počet tabulek 3 počet příloh 2
Klíčová slova:	Reynoldsovo číslo, profil, CFD simulace

### Anotace:

Tato bakalářská práce se zabývá aerodynamikou při velmi nízkých Reynoldsových číslech. Úvodní teoretická část se zaměřuje na problematiku při nízkých rychlostech. Je zde stručně vysvětlená teorie pojednávající o aerodynamice. Následuje rešerše experimentálních dat, které byly změřeny v aerodynamickém tunelu. Praktická část je poté zaměřena na CFD simulaci vybraného profilu a porovnání naměřených a vypočtených hodnot.

## Annotation list

Author: Stanislav Kříž

Title: Very low Reynolds number aerodynamics

Year of elaboration: 2022

Study program: B2342 Theoretical basis of mechanical engineering

Field of study: 2301R000 The study programme is without specialization

University: Czech Technical University in Prague  
Faculty of mechanical engineering

Institute: Institute of Aircraft Technology

Supervisor: Ing. Jan Klesa Ph.D.

Bibliographic data:

number of pages	55
number of figures	30
number of graphs	8
number of tables	3
number of attachments	2

Keywords: Reynolds number, airfoil, CFD simulation

### Annotation:

This bachelor thesis deals with aerodynamics at very low Reynolds numbers. The introductory theoretical part focuses on the problem at low speeds. The theory dealing with aerodynamics is briefly explained here. This is followed by a review of experimental data that have been measured in the wind tunnel. The practical part is then focused on the CFD simulation of the selected airfoil and the comparison of the measured and calculated values.

# Obsah

Seznam obrázků.....	10
Seznam grafů .....	11
Seznam tabulek.....	11
Seznam příloh.....	11
Seznam použitých programů .....	11
Seznam zkratk.....	11
Seznam použitého značení.....	12
1 Úvod .....	13
2 Úvod do aerodynamiky při nízkých Reynoldsových číslech .....	14
2.1 Základní vlastnosti plynů.....	14
2.1.1 Viskozita.....	14
2.1.2 Stlačitelnost .....	15
2.2 Proudění .....	16
2.2.1 Laminární proudění .....	17
2.2.2 Turbulentní proudění .....	17
2.2.3 Popis základních úloh proudění.....	17
2.2.4 Bernoulliho rovnice .....	18
2.2.5 Rovnice kontinuity .....	18
2.3 Reynoldsovo číslo.....	19
2.4 Mezní vrstva.....	19
2.4.1 Održení proudu.....	20
2.5 Aerodynamické charakteristiky .....	21
2.5.1 Tlakový součinitel .....	21
2.5.2 Součinitel vztlaku .....	22
2.5.3 Součinitel odporu.....	23
2.5.4 Součinitel momentu.....	24
2.6 Turbulátory .....	24
2.7 Profil .....	25
2.7.1 Základní charakteristiky profilu .....	25
2.7.2 Vývoj profilů .....	26
2.7.3 Vliv tvaru profilu na jeho aerodynamické vlastnosti.....	27
3 Rešerše experimentálních dat .....	28
3.1 Experimentální zařízení .....	28
3.2 Metody měření.....	28
3.2.1 Měření vztlaku.....	28
3.2.2 Měření odporu .....	29



3.2.3	Měření přesnosti modelů .....	30
3.2.4	Měření rychlosti volného proudu .....	30
3.3	Redukce dat.....	30
3.3.1	Korekce hranic větrného tunelu.....	31
3.3.2	Dodatečné korekce rychlosti .....	32
3.3.3	Korekce naměřených veličin .....	32
3.4	Kalibrace a analýza nejistoty .....	33
3.5	Shrnutí dat o měřených profilech.....	34
3.6	Výběr profilu pro výpočet.....	40
4	2D CFD simulace vybraného profilu.....	42
4.1	ANSYS Fluent .....	42
4.1.1	Metoda CFD .....	42
4.2	CFD analýza.....	43
4.2.1	Geometrie a tvorba sítě.....	43
4.2.2	Nastavení programu ANSYS Fluent .....	45
4.2.3	Výsledky měření.....	48
5	Porovnání s experimentálními daty .....	50
5.1	Porovnání vztlkových čar.....	50
5.2	Porovnání polár.....	51
6	Závěr.....	53
	Seznam použité literatury .....	54
	Přílohy .....	55

## Seznam obrázků

Obr. 1: Rychlostní gradient [1].....	15
Obr. 2: Zobrazení laminárního proudění [2] .....	17
Obr. 3: Zobrazení turbulentního proudění [2] .....	17
Obr. 4: Vývoj mezní vrstvy na rovinné desce [1].....	20
Obr. 5: Vývoj mezní vrstvy s tlakovým gradientem [1].....	20
Obr. 6: Rozložení tlaku a tlakového součinitele na profilu [1] .....	22
Obr. 7: Vztlková čára [1] .....	23
Obr. 8: Polára profilu [1] .....	23
Obr. 9: Příklady použití turbulátorů [5].....	25
Obr. 10: Základní charakteristiky profilu [1] .....	26
Obr. 11: Schéma aerodynamického tunelu v UIUC [7] .....	28
Obr. 12: Kontrolní objem pro 2D metodu k určení odporu profilu [7] .....	29
Obr. 13: Profil A18.....	37
Obr. 14: Profil BE50.....	37
Obr. 15: Profil MA409 .....	37
Obr. 16: Profil E387 .....	37
Obr. 17: Profil S7055.....	37
Obr. 18: Profil WASP.....	38
Obr. 19: Profil RG15 .....	38
Obr. 20: Profil S7012.....	38
Obr. 21: Profil SD 7003.....	38
Obr. 22: Profil E374 .....	38
Obr. 23: Profil SD 6060.....	39
Obr. 24: Profil GM15 .....	40
Obr. 25: Schéma CFD simulace [8].....	43
Obr. 26: Geometrie proudícího vzduchu .....	43
Obr. 27: Síť.....	44
Obr. 28: Detail sítě na náběžné hraně.....	44
Obr. 29: Pojmenování jednotlivých křivek.....	45
Obr. 30: Iterace reziduí pro úhel 1° .....	47

## Seznam grafů

Graf 1: Poláry vybraných profilů při $Re = 60\,000$ [7].....	35
Graf 2: Vztlkové čáry vybraných profilů při $Re = 60\,000$ [7].....	36
Graf 3: Polára profilu GM15 při $Re = 61\,300$ [7] .....	40
Graf 4: Vztlková čára profilu GM15 při $Re = 61\,300$ [7].....	41
Graf 5: Výsledná vztlková čára profilu GM15 .....	48
Graf 6: Výsledná polára profilu GM15 .....	49
Graf 7: Porovnání vztlkových čar.....	51
Graf 8: Porovnání polár .....	52

## Seznam tabulek

Tab. 1: Rozdělení vybraných profilů [7] .....	34
Tab. 2: Porovnání vybraných profilů [7].....	34
Tab. 3: Naměřené hodnoty .....	48

## Seznam příloh

Příloha 1: Hodnoty z aerodynamického tunelu pro profil GM15 [7].....	55
Příloha 2: Hodnoty vypočtené programem XFOIL pro profil GM15 .....	55

## Seznam použitých programů

ANSYS Fluent 2020 R2  
Microsoft Excel 2021  
XFOIL

## Seznam zkratk

NACA      National Advisory Committee for Aeronautics  
NASA      National Aeronautics and Space Administration  
NB        Náběžný bod  
OB        Odtokový bod  
CFD       Computational Fluid Dynamics  
Re        Reynoldsovo číslo

## Seznam použitého značení

$\tau$	[Pa]	Smykové napětí
$\mu$	[N.s.m <sup>-2</sup> ]	Dynamická viskozita
$v$	[m.s <sup>-1</sup> ]	Rychlost
$T$	[K]	Teplota
$\rho$	[kg.m <sup>-3</sup> ]	Hustota
$\nu$	[m <sup>2</sup> .s <sup>-1</sup> ]	Kinematická viskozita
$a$	[m.s <sup>-1</sup> ]	Rychlost zvuku
$\kappa$	[-]	Poissonova konstanta
$R$	[J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]	Plynová konstanta vzduchu
$Re$	[-]	Reynoldsovo číslo
$L$	[m]	Charakteristický rozměr
$c_p$	[-]	Součinitel tlaku
$c_l$	[-]	Součinitel vztlaku
$c_d$	[-]	Součinitel odporu
$c_{mz}$	[-]	Součinitel klopnivého momentu
$b$	[m]	Hloubka profilu
$t$	[m]	Tloušťka profilu
$r_N$	[m]	Poloměr náběžné hrany
$\tau$	[°]	Úhel odtokové hrany
$c$	[m]	Maximální prohnutí
$\alpha$	[°]	Úhel náběhu
$\alpha_0$	[°]	Úhel nulového vztlaku
$d$	[N.m <sup>-1</sup> ]	Odporová síla na jednotku rozpětí
$u_1$	[m.s <sup>-1</sup> ]	Rychlost proudění úplavu
$P_s$	[Pa]	Statický tlak
$P_{0,1}$	[Pa]	Celkový tlak v úplavu
$P_{0,\infty}$	[Pa]	Celkový tlak volného proudu
$q_\infty$	[Pa]	Dynamický tlak volného proudu
$\Delta P_0$	[Pa]	Rozdíl celkového tlaku mezi volným proudem a úplavem
$P_{atm}$	[Pa]	Atmosférický tlak
$\varepsilon_{sb}$	[-]	Součinitel korekce na blokaci stěn
$K_1$	[-]	Konstanta korekce aerodynamického tunelu pro blokaci stěn
$M_v$	[m <sup>3</sup> ]	Objem modelu
$A_{ts}$	[m <sup>2</sup> ]	Plocha testovacího úseku
$\varepsilon_{wb}$	[-]	Součinitel korekce na blokaci úplavem
$h_{ts}$	[m]	Výška testovacího úseku
$C_{du}$	[-]	Nekorigovaný součinitel odporu
$\Delta C_{lsc}$	[-]	Změna součinitele vztlaku vlivem zakřivení proudnic
$\sigma$	[-]	Parametr korekce aerodynamického tunelu
$\Delta \alpha_{sc}$	[°]	Změna úhlu náběhu vlivem zakřivení proudnic
$C_{m,c/4}$	[N.m]	Klopnivý moment ke čtvrtinovému bodu
$V_c$	[m.s <sup>-1</sup> ]	Korigovaná rychlost

$V_u$	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$	Nekorigovaná rychlost
$K_{vel}$	[-]	Poměr rychlosti na horní straně k rychlosti ve čtvrtinovém bodě
$C_{lu}$	[-]	Nekorigovaný součinitel vztlaku
$\varepsilon_s$	[-]	Celkový součinitel korekce na blokaci (stěn a úplavu)
$\alpha_u$	$[\text{°}]$	Nekorigovaný úhel náběhu
$D_h$	[m]	Hydraulický průměr

# 1 Úvod

Aerodynamika je věda zabývající se obtékáním tekutin, především vzduchu, kolem pevných těles, jakými jsou například profil křídla letounu nebo karoserie automobilu. Historie aerodynamiky se začala psát již v dávných dobách, kdy lidé začali pozorovat první aerodynamické jevy, jako například aerodynamický odpor. Největším problémem v počátcích bylo dosažení letu letadla těžšího než vzduch. To se poprvé povedlo bratrům Wrightovým v roce 1903. Velký rozvoj pak aerodynamika zažila ve dvacátých letech minulého století a pokračuje dodnes. Přestože je oblast aerodynamiky velice rozsáhlá, větší pozornosti se z počátku dostávalo aerodynamice vysokých Reynoldsových čísel, kdy byla snaha překonat rychlost zvuku. Naproti tomu aerodynamika při nízkých Reynoldsových číslech získala na popularitě až s rozvojem rádiově řízených modelů. Z toho důvodu je velmi málo studií a experimentálních dat. Problémem při nízkých Reynoldsových číslech je nestabilita proudění a velký vliv vazkosti. V současné době se aerodynamika zaměřuje na vliv stlačitelnosti vzduchu a mezní vrstvu.

Tato bakalářská práce se zabývá aerodynamikou při velmi nízkých Reynoldsových číslech. V teoretické části je přiblížena teorie aerodynamiky nízkých Reynoldsových čísel a dále pak rozbor experimentálních dat z měření v aerodynamickém tunelu.

Praktická část je věnována výpočtům vybraného profilu v programu ANSYS Fluent. Využívá se zde poznatků z teoretické části. Výsledek programových výpočtů je následně porovnán s experimentálními daty.

## 2 Úvod do aerodynamiky při nízkých Reynoldsových číslech

### 2.1 Základní vlastnosti plynů

Plyny společně s kapalinami představují skupinu látek, které obecně nazýváme tekutinami. Při malých rychlostech tedy lze některé vlastnosti a zákony kapalin aplikovat na plyny.

Při pohledu na molekulární složení plynů zjistíme, že rozměry molekul jsou velice malé a jejich počet je i v malých objemech obrovský. Např. za normálních podmínek je počet molekul v 1 mm<sup>3</sup> plynu  $2,7 \cdot 10^{16}$ . Z toho vyplývá, že rozměry jednotlivých molekul plynu a rozměry obtékaných těles jsou nesouměřitelné. Toto nám umožňuje nahradit analýzu v molekulárním měřítku pouhou úvahou o účincích velkého počtu molekul jako celku. Plyn je tedy chápán jako kontinuum – spojitě rozložená hmota tekutiny. Je podstatné zdůraznit, že modelu kontinua se váže na tyto předpoklady:

- Dostatečně malý čas mezi molekulárními srážkami, aby molekulární aktivita mohla mít statistický charakter.
- Molekulární hustota je dostatečně vysoká, aby střední volná dráha molekul byla při srovnání s charakteristickou délkou proudu velmi malá.

Dalšími předpoklady jsou pak požadavky na homogenitu, kdy jsou elastické vlastnosti stejné ve všech bodech tekutiny, a izotropii, která udává stejné elastické vlastnosti ve všech směrech tekutiny.

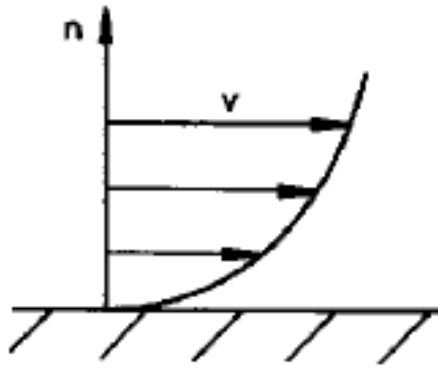
Nejdůležitějšími vlastnostmi při popisu plynů jsou viskozita a stlačitelnost. [1]

#### 2.1.1 Viskozita

Viskozita nebo také vazkost je jednou ze základních vlastností plynů. Udává míru působení tangenciální (smykové, třecí) síly, která vzniká při vzájemném posunu dvou přilehlých vrstev. Smykové napětí  $\tau$  vznikající mezi dvěma přilehlými vrstvami s různou rychlostí určuje Newtonův zákon tření 2.1

$$\tau = \mu \cdot \frac{dv}{dn} \quad (2.1)$$

kde  $\mu$  je dynamická viskozita. Zákon udává, že smykové napětí je úměrné rychlostnímu gradientu. Tekutiny, které se chovají v souladu s tímto zákonem označujeme jako newtonské tekutiny. Závislost smykového napětí na gradientu rychlosti je zobrazeno na obrázku 1.



Obr. 1: Rychlostní gradient [1]

Dynamická viskozita závisí na fyzikálním stavu tekutiny. Nejvíce pak na její teplotě, kdy se vzrůstající teplotou hodnota  $\mu$  v plynech roste, v kapalinách naopak klesá. Pro vzduch se závislost dynamické viskozity na teplotě udává pomocí Rayleighova vzorce 2.2 nebo případně Sutherlandův vztah 2.3

$$\mu = \mu_0 \cdot \left( \frac{T}{273} \right)^{\frac{3}{4}}, \quad (2.2)$$

$$\mu = \frac{\beta \cdot T^{3/2}}{T + S} \quad (2.3)$$

kde  $\beta$  a  $S$  jsou konstanty o hodnotách  $\beta = 1,458 \cdot 10^{-6} \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1/2}$ ,  $S = 110,4 \text{ K}$ .

Obecně platí, že viskozita plynů je velmi malá. Významné třecí napětí se tak může objevit pouze v případě velkých rychlostních gradientů. Tedy při proudění kolem tělesa v blízkosti stěny a na stěně (obr. 1), kde tekutina přiléhá k povrchu.

Dalším parametrem při vyšetřování proudění se vzájemným působením třecích a setrvačných sil je poměr dynamické viskozity a hustoty, který se nazývá jako součinitel kinematické viskozity [1]

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}. \quad (2.4)$$

Součinitele dynamické a kinematické viskozity jsou tedy základními fyzikálními charakteristikami viskozity.

### 2.1.2 Stlačitelnost

Stlačitelnost tekutiny je hodnocena podle změn objemu způsobených změnami působícího tlaku. Lze ji posoudit ze vztahu 2.5

$$d\rho = f(dp). \quad (2.5)$$



Stlačitelnost tekutin nelze posuzovat jako celek z důvodu značné odlišnosti kapalin a plynů. Víme, že kapaliny jsou téměř nestlačitelné, zatímco plyny lze stlačit snadno. Příkladem je vzduch, který je asi 20000krát stlačitelnější než voda.

Matematicky pak lze stlačitelnost zapisovat ve vztahu 2.6

$$d\rho = \frac{1}{a^2} dp \quad (2.6)$$

v němž přírůstky tlaku a hustoty jsou závislé na rychlosti zvuku. Rychlost zvuku se tak stává mírou stlačitelnosti plynu a v důsledku toho se objevuje ve všech základních úvahách o proudění stlačitelného vzduchu.

Pokud uvažujeme šíření zvukových vln za adiabatický děj, který je charakterizován Poissonovým zákonem 2.7

$$p\rho^{-\kappa} = konst. \quad (2.7)$$

dostáváme rovnici 2.8, pro kterou platí

$$\frac{dp}{d\rho} = \kappa \cdot \frac{p}{\rho} \quad (2.8)$$

kde  $\kappa$  je Poissonova konstanta. Ze vztahů 2.6 a 2.8 pak lze odvodit vzorec pro výpočet rychlosti zvuku 2.9

$$a = \sqrt{\kappa \cdot \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} \quad (2.9)$$

kde R je plynová konstanta vzduchu. Po dosazení konstant lze pro vzduch psát přibližný výsledek [1]

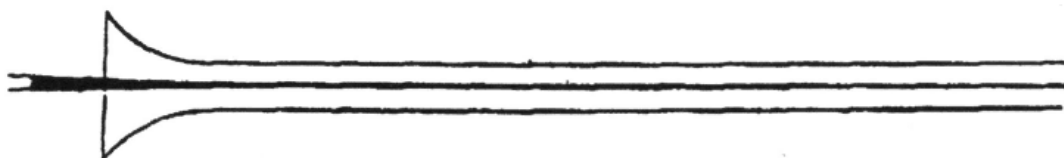
$$a \doteq 20 \cdot \sqrt{T}. \quad (2.10)$$

## 2.2 Proudění

Jedná se o pohyb částic tekutiny. Dráhy těchto částic pak nazýváme trajektorie. Pojem proudnice označuje vektorové čáry v proudovém poli. U stacionárního proudění, jsou proudnice totožné s trajektoriemi, jelikož se pole v čase nemění. Při nestacionárním proudění, které je proměnlivé s časem, jsou pak proudnice odlišné. Nejzákladnějším rozdělením proudění je proudění laminární a turbulentní.

### 2.2.1 Laminární proudění

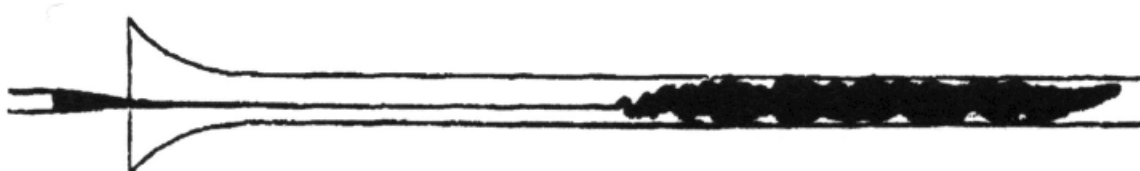
Jde o ustálené proudění, ve kterém jsou proudnice rovnoběžné, částice se posouvají rovnoměrně a nijak nerotují. To lze jednoduše demonstrovat na průhledném potrubí, ve kterém obarvíme proudnice. Ty se při pozorování zobrazí jako přímky (obr. 2).



Obr. 2: Zobrazení laminárního proudění [2]

### 2.2.2 Turbulentní proudění

Turbulentní proudění je plným opakem proudění laminárního. Jde o vířivé, nestacionární proudění, ve kterém mají proudnice nestálý směr. Trajektorie se navzájem protínají. Dochází k němu při odtržení mezní vrstvy, i při vysokých Reynoldsových číslech. Při demonstraci proudění se barva v kapalině rozmísí (obr. 3). [1]



Obr. 3: Zobrazení turbulentního proudění [2]

### 2.2.3 Popis základních úloh proudění

Při proudění kolem profilu si vystačíme s dvourozměrným modelem proudění. Komplexní nazírání na řešení proudění tekutiny, které zahrnuje viskozitu a stlačitelnost, naznačuje, že nepatří mezi jednoduché úlohy. Proto se přikročilo k různým pokusům tento problém usnadnit. Byly vytvořeny specifické modely tekutiny, které vybírají pouze základní rysy a ignorují vlastnosti tekutiny menšího významu.

- Proudění ideálního nestlačitelného prostředí. Základní podmínky:

Nestlačitelné prostředí... $\rho = konst.$

Ideální, nevazké proudění bez tření... $\mu = 0$

Uvažování nulové viskozity vede k nulovým smykovým napětím, a tudíž dvě dotýkající se vrstvy na sebe působí pouze normálními silami (tlaky). Jedná se o velmi idealizovanou představu, ale její výsledky dobře souhlasí s reálným prouděním o nízké viskozitě při nižších rychlostech (mimo proudovou oblast v blízkosti tělesa).

- Proudění nestlačitelného vazkého prostředí. Základní podmínky:  
Nestlačitelné prostředí...  $\rho = konst.$   
Vazké proudění s třením...  $\mu \neq 0$   
Toto zjednodušení je aplikovatelné na reálné proudění při nižších rychlostech a malé viskozitě.
- Proudění ideálního stlačitelného prostředí. Základní podmínky:  
Stlačitelné prostředí...  $\rho \neq konst.$   
Nevazké proudění bez tření...  $\mu = 0$   
Tento model se zabývá prouděním při vysokých rychlostech.
- Proudění stlačitelného vazkého prostředí. Základní podmínky:  
Stlačitelné proudění...  $\rho \neq konst.$   
Vazké proudění s třením.....  $\mu \neq 0$   
Jedná se o nejsložitější model, který zahrnuje i vazké jevy. Lze jím popsat téměř všechny jevy v leteckých aplikacích. [1]

#### 2.2.4 Bernoulliho rovnice

Rovnice vyjadřuje zákon zachování mechanické energie pro tekutiny. Pomocí Bernoulliho rovnice je možné stanovit změny tlaku v proudu. Zákon zachování mechanické energie říká, že součet potenciální a kinetické energie je stálý. Při proudění ve vodorovné trubici proměnného průřezu potenciální energii nahrazuje energie tlaková. Jejím rozměrem je pak statický tlak  $p$ , který se projevuje tlakem na stěny trubice. Mírou kinetické energie je dynamický tlak  $q$ , jehož velikost závisí na hustotě proudícího vzduchu a čtverci rychlosti proudu. Rovnici lze napsat ve tvaru

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad (2.11)$$

kde  $v_\infty$  značí rychlost nerušeného proudu a  $p_\infty$  značí tlak nerušeného proudu. [3] [4]

#### 2.2.5 Rovnice kontinuity

Zákon spojitosti proudění neboli rovnice kontinuity, obecně vyjadřuje zákon zachování hmoty. Zákon lze zapsat vztahem

$$\rho_1 S_1 v_1 = \rho_2 S_2 v_2. \quad (2.12)$$

Tato rovnice nám říká, že za jednotku času musí každým průřezem  $S$  protéct stejné množství vzduchu. [4]

## 2.3 Reynoldsovo číslo

Pro měření se většinou využívají zmenšené modely, které jsou podobné prototypům. Uvažujeme tedy podobnost modelu a prototypu. Je zde tedy nárok na dodržení několika podmínek. Těmi jsou například přesná geometrická podobnost modelu a prototypu. Obě tělesa musí být obtékána za stejných podmínek kapalinou. Toto je ale velice obtížné dodržet, proto byly zavedeny závislosti mezi fyzikálními veličinami, kde jsou podstatné veličiny zachovány a veličiny s malým vlivem jsou zanedbány. Těmto vztahům říkáme podobnostní čísla. [3] Z nichž nejdůležitějším pro bakalářskou práci je Reynoldsovo číslo.

Toto číslo lze zjednodušeně popsat jako poměr setrvačných a vazkých sil. Nízká Reynoldsova čísla tedy odpovídají proudovým polím s převažujícím vlivem třecích sil. Pro vysoká Reynoldsova čísla naopak platí převažující vliv setrvačnosti a zmenšující se vliv vazkosti (to přichází v úvahu v leteckých aplikacích, kdy je řád  $10^6 \div 10^7$ ). Pro Reynoldsovo číslo platí vztah 2.13

$$Re = \frac{v \cdot L}{\nu} \quad (2.13)$$

kde  $v$  značí rychlost proudění,  $L$  je charakteristický rozměr, např. hloubku profilu a  $\nu$  je kinematická viskozita. [1]

## 2.4 Mezní vrstva

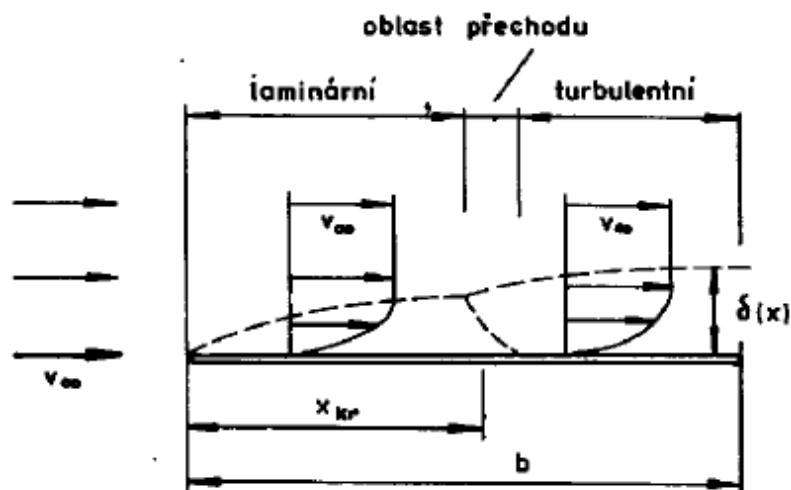
Proudí-li vzduch podél stěny tělesa, projevuje se v její blízkosti vliv vazkosti prostředí. Částice, které přiléhají na stěnu mají nulovou rychlost. S rostoucí vzdáleností od tělesa jejich rychlost narůstá až do rychlosti okolního proudu. Jedná se tedy o vrstvu, ve které probíhá urychlování části. Tuto vrstvu poprvé nazval Prandtl jako mezní vrstvu.

Tloušťka mezní vrstvy bývá v řádech milimetrů, maximálně několika centimetrů. Označujeme ji písmenem  $\delta$  a závisí na více parametrech. Nejčastěji bývá definována jako vzdálenost od povrchu tělesa do místa, v němž rychlost proudu dosahuje 99% rychlosti volného proudu.

Mezní vrstvu a její vývoj lze nejlépe pozorovat na rovinné desce (obr. 4). Na začátku desky je její tloušťka nulová. S rostoucí vzdáleností od okraje desky její tloušťka roste. Mezní vrstva se dále dělí na tři oblasti.

- Laminární mezní vrstva
- Oblast přechodu
- Turbulentní mezní vrstva

Na vzdálenost přechodové oblasti od náběžné hrany mají vliv průběh statického tlaku podél stěny, drsnost povrchu, turbulence proudu. V neposlední řadě pak Reynoldsovo číslo obtékání. [3]



Obr. 4: Vývoj mezní vrstvy na rovinné desce [1]

Polohu přechodové oblasti lze určit pomocí kritického Reynoldsova čísla

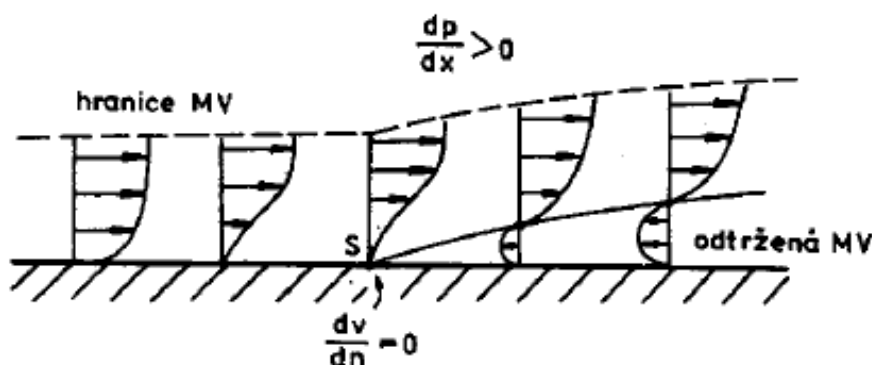
$$Re_{krit} = \frac{v_{\infty} \cdot x_{krit}}{\nu} \quad (2.14)$$

Pokud je Reynoldsovo číslo obtékání větší než kritické  $Re$  ( $Re > Re_{krit}$ ) platí, že mezní vrstva je turbulentní. [1]

Poloha bodu přechodu je velmi důležitá, jelikož určuje vzájemnou velikost laminárního a turbulentního proudění a tím i celkový odpor profilu. Tento bod má pak vliv při měření v aerodynamických tunelech. [3]

### 2.4.1 Odrážení proudu

Vývoj mezní vrstvy na tělesech s proměnlivým tlakovým rozložením  $dp/dx \neq 0$  je však složitější. Takovými tělesy jsou například letecké profily. Vývoj mezní vrstvy s tlakovým gradientem je znázorněn na obrázku 5.



Obr. 5: Vývoj mezní vrstvy s tlakovým gradientem [1]

V oblasti narůstajícího tlaku mají na zpomalování částic vliv tření a nepříznivý tlakový gradient. To má za důsledek slábnoucí schopnost proudu odolávat oběma zpomalujícím silám. Za určitým bodem (bod S v obr. 5) nabývá stoupání rychlostního profilu na stěně záporných

hodnot a vzniká tak zpětné proudění. Takováto mezní vrstva je odtržená. Odtržení mezní vrstvy je jeden z důsledků viskozity. Při proudění tekutin má nežádoucí vlastnosti na vztahové a odporové charakteristiky. Při pohledu na vnitřní strukturu vazkého proudění je turbulentní mezní vrstva odolnější vůči odtržení. [1]

## 2.5 Aerodynamické charakteristiky

Aerodynamické charakteristiky jsou grafické znázornění závislostí různých součinitelů jako jsou např. součinitel vzlaku a odporu. Součinitelé jsou bezrozměrné veličiny, které slouží k popisu charakteristiky těles v proudící tekutině. Jejich velikost je závislá na tvaru obtékaného tělesa, úhlu náběhu proudu nebo Reynoldsově číslu. [1] [3]

### 2.5.1 Tlakový součinitel

Velikost tlakového součinitele je definována vztahem 2.15, ve kterém je rozhodujícím parametrem rozdíl tlaků nabíhajícího proudu  $p_\infty$  a lokálního tlaku na profilu  $p$

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2}. \quad (2.15)$$

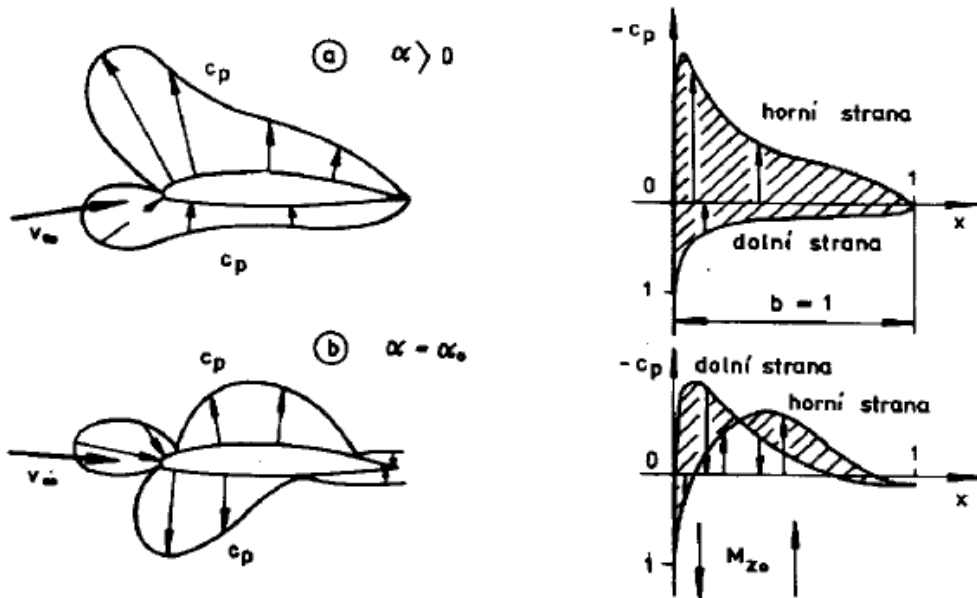
S použitím Bernoulliho rovnice lze vztah 2.15 zjednodušit pro nízké rychlosti na rovnici 2.16.

$$c_p = 1 - \left(\frac{v}{v_\infty}\right)^2. \quad (2.16)$$

Tlakový součinitel  $c_p$  je vyjádřením bezrozměrného přetlaku  $c_p > 0$  nebo bezrozměrného podtlaku, tzn. sání  $c_p < 0$  v určitém bodě proudícího prostředí, vztažený na tlak  $p_\infty$  nerozrušeného proudu.

Z rovnice 2.16 plyne, že maximální dosažitelná hodnota tlakového součinitele je rovna +1. To nastává v případě, kdy rychlost klesne na  $v = 0$ . Záporná hodnota součinitele vzlaku pak není nijak omezena. [3]

Rozložení tlaku a tlakového součinitele je zobrazeno na obrázku 6. Princip znázorňování spočívá ve vynášení vektorů  $c_p$  kolmo k povrchu profilu. Jsou-li kladné, pak směřují do povrchu profilu. Záporné naopak směřují ven z povrchu profilu. Vhodným způsobem, jak znázornit rozložení  $c_p$  bez vykreslování profilu, je vynášení jeho hodnot kolmo k těživě. Záporná osa  $c_p$  směřuje směrem nahoru. To odpovídá vhodně přirozenému příspěvku sání ke kladnému vzlaku. [1]



Obr. 6: Rozložení tlaku a tlakového součinitele na profilu [1]

### 2.5.2 Součinitel vztlaku

Součinitel vztlaku  $c_l$  vyjadřuje, kolik dané těleso generuje vztlaku. Pomocí tlakového součinitele lze získat vztah 2.17 pro výpočet součinitele vztlaku,

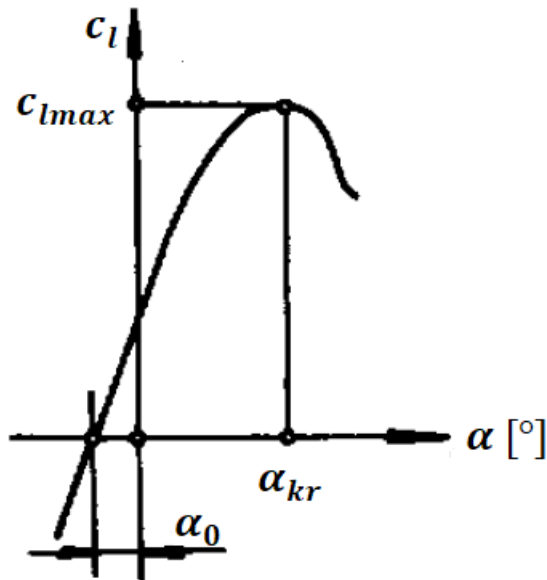
$$c_l = \int_0^1 \Delta c_p d\bar{x} \quad (2.17)$$

ve kterém  $\bar{x}$  značí bezrozměrnou veličinu ( $\bar{x} = x/b$ ). Výraz  $\Delta c_p$  vyjadřuje rozdíl mezi tlakovým součinitelem na sací a tlakové straně profilu.

Pomocí součinitele vztlaku sestavujeme vztlakovou čáru profilu (obr. 7). Jedná se o závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu. Experimentálně bylo zjištěno, že závislost je ve spodní části lineární. To naznačuje zanedbatelný vliv viskozity při malých úhlech náběhu. [1] Tangenta úhlu stoupání této závislosti je pro nekonečnou štíhlost teoreticky dána vztahem 2.18

$$\left(\frac{dc_l}{d\alpha}\right)_{teor} = 2\pi. \quad (2.18)$$

Hodnota  $2\pi$  je pouze teoretická. [3]



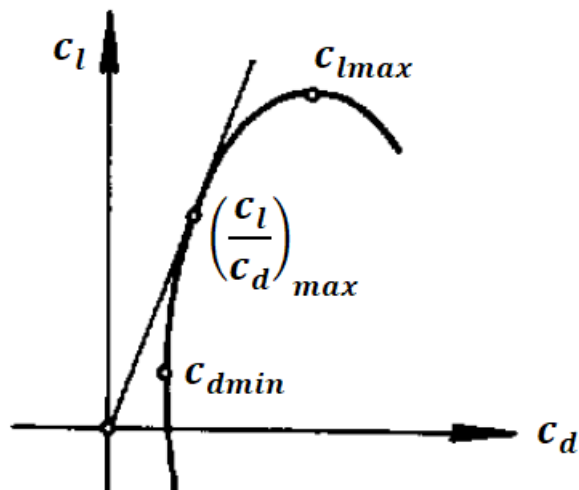
Obr. 7: Vztlková čára [1]

### 2.5.3 Součinitel odporu

Součinitel odporu  $c_d$  vyjadřuje, kolik odporu klade těleso při pohybu prostředím. Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu se pak nazývá odporová čára, kterou ale často u profilů samostatně neudáváme. [1]

Důležitější pak je grafické znázornění součinitele vztlaku na součiniteli odporu, které se nazývá polárou profilu. Polára je znázorněna na obrázku 8.

Bod  $(c_l/c_d)_{max}$  označuje stav maximální aerodynamické účinnosti profilu. [1]



Obr. 8: Polára profilu [1]



## 2.5.4 Součinitel momentu

Součinitel momentu lze získat po zavedení bezrozměrné veličiny  $\bar{x}$  z tlakového součinitele [1]

$$c_{mz} = \int_0^1 \Delta c_p \cdot \bar{x} d\bar{x}. \quad (2.19)$$

## 2.6 Turbulátory

Znalost mezní vrstvy vede ke zvýšení výkonů a zlepšení letových vlastností jak u modelů, tak i u dopravních letadel. Volné modely létají právě v kritické oblasti, kde nastává skoková změna povahy proudění kolem tělesa a s tím i rychlá změna vztlaku a odporu. Největší nevýhodou je, že tato oblast není příliš prozkoumána experimentálně ani teoreticky.

Křídlo má vždy létat v nadkritické oblasti. Pro většinu profilů se kritická oblast pohybuje v rozmezí  $Re$  40 000 až 100 000. Pokud je profil použit za normálního letu v podkritické oblasti, je vhodné ovlivnit mezní vrstvu a převést ji do turbulentního stavu. Tím se obtékání profilu dostane do nadkritické oblasti. Zařízení pro takovéto ovlivnění mezní vrstvy se nazývají turbulátory. Příklady použití turbulátorů jsou znázorněny na obrázku 9. [3]

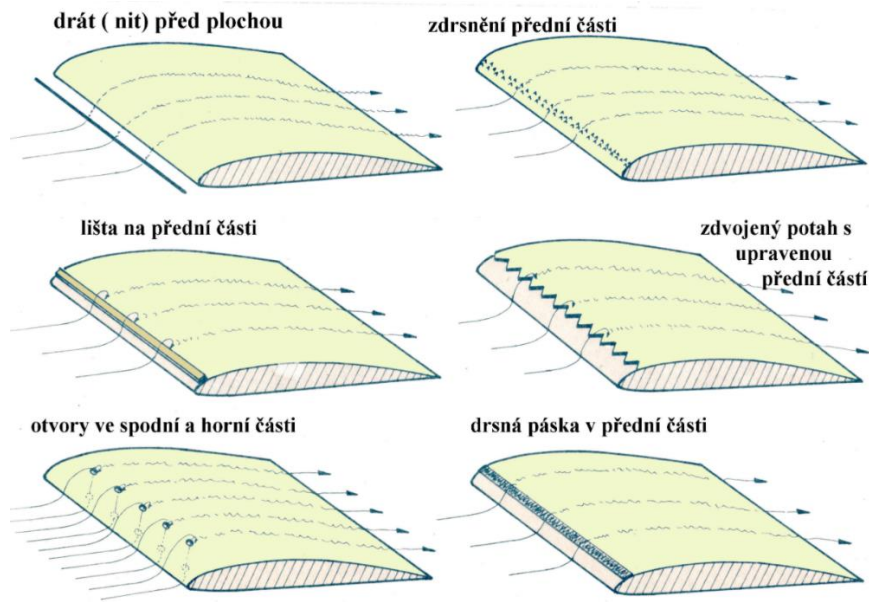
Pro vysvětlení laminární proudění vytváří sice menší odpor, ale z hlediska stálosti je velice nestabilní ve smyslu udržení se po co nejdelší části profilu. To vede k odtržení proudění, značnému zvýšení odporu a výraznému poklesu vztlaku. Ve většině případů je tedy lepší, pokud je laminární proudění jen nezbytně dlouhé, a poté přejde v proudění turbulentní. To sice vytváří větší odpor, ale je přilehlé a nezanechává za sebou víry, jako při odtrženém laminárním proudění. [5]

Pokud je profil již v nadkritické oblasti, je přidání jakéhokoliv turbulátoru zbytečné, jelikož jediným výsledkem je zvýšení odporu a tím i snížení výkonů. Důležité je zdůraznit, že za každý umělý rozruch se platí odporem. Při větším rozruchu, než jaký potřebujeme, sice dostaneme žádanou turbulentní vrstvu, ale současně i zvýšení nežádoucího odporu. Nejmenšího přírůstku odporu dosáhneme, pokud budeme vědět, kde nejvýhodněji zavést rušení mezní vrstvy, a jak veliké toto rozrušení má být. Nejvýhodnější místo rozruchu na horní straně je tam, kde rychlost dosahuje maxima.

Ze zjištění vyplývá, že turbulence ovzduší nemá žádný vliv na přechod laminárního proudění na turbulentní. To je vysvětleno také tím, že tloušťka mezní vrstvy kolem profilu je v řádu několika milimetrů, kdežto víry v ovzduší v řádu metrů.

V minulosti se jako turbulátory osvědčili dráty o průměrech 0,6 až 1 mm, které se přilepily na horní stranu za náběžnou hranu. Dále pak hranoly, silné nitě, trojúhelníky apod. Drát je možné umístit i před náběžnou hranu. Osvědčilo se i zdrsňení povrchu skelným papírem. Z turbulátorů na obr. 9 se dodnes používá „Zig-zag“ páska.

Jako turbulátor také působí i ostrá náběžná hrana. Ta ale způsobuje nevhodné trhání proudu, což vede ke zhoršení vlastností i výkonů modelu zvláště ve větrném turbulentním prostředí. [3]



Obr. 9: Příklady použití turbulátorů [5]

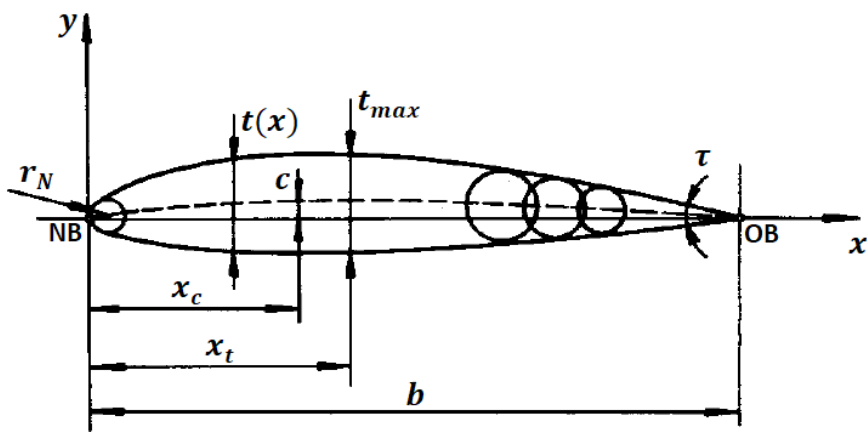
## 2.7 Profil

### 2.7.1 Základní charakteristiky profilu

Profil křídla je uzavřená křivka, která vznikne řezem křídla ve směru obtékajícího proudu. Jeho geometrický tvar má rozhodující vliv na aerodynamické vlastnosti, zejména pak na maximální vztlak a minimální odpor. [6]

Na profilu odlišujeme horní a dolní obrys, náběžný a odtokový bod. Pro náběžný bod platí, že není totožný s bodem nulové rychlosti, který je závislý na úhlu náběhu. Na obrázku 10 jsou vyznačeny základní charakteristiky profilu. Mezi základní charakteristiky profilu patří:

- **Tětiva profilu** – spojnice náběžného a odtokového bodu. Její délka  $b$  se nazývá hloubka profilu a je vztažnou hodnotou pro bezrozměrné profilové parametry.
- **Střední křivka** – spojuje středy kružnic vepsaných do obrysu profilu. Rozdíl mezi tětivou a střední křivkou udává průběh prohnutí profilu. Směrné hodnoty jsou pak maximální prohnutí  $c$  a jeho poloha  $x_c$  v procentech hloubky profilu.
- **Tloušťka profilu** – rozdíl mezi souřadnicemi horní a dolní strany profilu. Důležitá je poloha maximální tloušťky profilu  $t_{max}$  od náběžného bodu v procentech hloubky a průběh tloušťky  $t(x)$  po hloubce.
- **Poloměr náběžné hrany**  $r_N$  – určuje křivost profilu v náběžné hraně.
- **Úhel odtokové hrany**  $\tau$



Obr. 10: Základní charakteristiky profilu [1]

Při analýze geometrických charakteristik na vlastnosti profilu se obvykle počítá s bezrozměrnými veličinami, které jsou vztaženy na hloubku profilu:  $\bar{t}_{max}$ ,  $\bar{x}_t$ ,  $\bar{c}$ ,  $\bar{x}_c$ ,  $\bar{r}_N$ .

Úhel mezi tětvou profilu a nabíhající proudem se nazývá úhel náběhu  $\alpha_\infty$ . Jedná se o aerodynamickou veličinu, která se v průběhu letu musí měnit v závislosti na rychlosti. Pro návrhy profilů se zavádí úhle nulového vztlaku  $\alpha_0$ . U symetrických profilů je úhel nulového vztlaku nulový. [1] [3]

### 2.7.2 Vývoj profilů

V počátcích se k návrhu profilu přistupovalo zcela empiricky. První nutné zásady byly odpozorovány v přírodě. To vedlo k zaoblené náběžné hraně a ostré odtokové hraně. Při nedostatku teoretických znalostí byly úpravy profilů založené hlavně na měřeních. Později se přístup k vývoji profilů zaměřil na geometrické charakteristiky. To vedlo k rostoucímu zájmu vytvořit profil s požadovanými aerodynamickými vlastnostmi.

Velký rozvoj nastal v období mezi světovými válkami a během druhé světové války. Zájem byl soustředěn především na subsonické profily o nízkém odporu a vyšší hodnotě kritického Machova čísla. Tyto profily byly použity na letounech pohybujících se na nižších součinitelích vztlaku, kde hlavní část odporu tvořilo tření. Současně s vysokými Reynoldsovými čísly byl zájem návrhářů na udržení laminární mezní vrstvy na podstatnou část povrchu profilu. Těmto profilům se říká laminární profily.

K vývoji profilů přispěla řada laboratoří i jednotlivců. První systematické měření bylo provedeno na sadě Žukovského profilů v Göttingenu v období první světové války. Mezi úspěšné modifikace patřil např. model Göttingen 398 z roku 1919. Dalšími významnými vývojáři byli např. v Německu F. X. Wortmann a R. Eppler, kteří se věnovali vývoji nízkorychlostních a subsonických profilů.

Během vývoje se v označení profilů objevují zkratky názvů laboratoří, institucí podporujících letecký výzkum nebo jména jednotlivců. Lze uvést profily RAF, CLARK-Y, RAE.

Nejrozsáhlejší práci k systému souvislých profilových řad vytvořila mezi lety 1933-1948 společnost NACA, dnešní NASA.

V padesátých a šedesátých letech se kapacita většiny aerodynamických laboratoří zaměřovala především na nadzvukové proudění, tudíž se ve vývoji nízkorychlostních a

subsonických profilů projevuje stagnace, přerušována zmíněnými jedinci Wortmannem a Epplerem. [1]

### 2.7.3 Vliv tvaru profilu na jeho aerodynamické vlastnosti

Jak již bylo zmíněno aerodynamické vlastnosti profilu jsou dány především jeho geometrickými charakteristikami. Dále pak Reynoldsovým číslem, drsností povrchu a stupněm turbulence proudícího vzduchu.

- Vliv tloušťky profilu  
Pro symetrické i nesymetrické profily platí, že s rostoucí tloušťkou roste i maximální součinitel vztlaku. Do jaké tloušťky vztlak vzroste závisí na Reynoldsově čísle. Např. při  $Re = 100\ 000$  je maximální vztlak kolem 12 % tloušťky. Při větší tloušťce vztlak klesá. S rostoucí profilovou tloušťkou roste i odpor. U laminárních profilů roste s tloušťkou rozsah laminární oblasti. Pokud se maximální tloušťka posunuje dozadu, tak při vhodném tvaru přední části klesá odpor, ale současně se snižuje součinitel maximálního vztlaku a roste náchylnost k odtržení proudnic. Výsledkem úvah je minimální úhel odtokové hrany. Čím později se proud odtrhne, tím bude menší úplav za profilem a jeho celkový odpor. Prakticky je však stavba tenkých odtokových hran obtížná.
- Vliv střední křivky  
Na velikosti zakřivení střední křivky závisí úhel nulového vztlaku a maximální součinitel vztlaku. Důležitý je i tvar střední křivky. Maximální prohnutí u nízkoodporových laminárních profilů je uprostřed, stejně jako u profilů pro vyšší Machova čísla. Pro potřebu vyššího maximálního součinitele vztlaku se střední křivka zakříví zpředu za náběžným bodem nebo vzadu před odtokovým bodem.

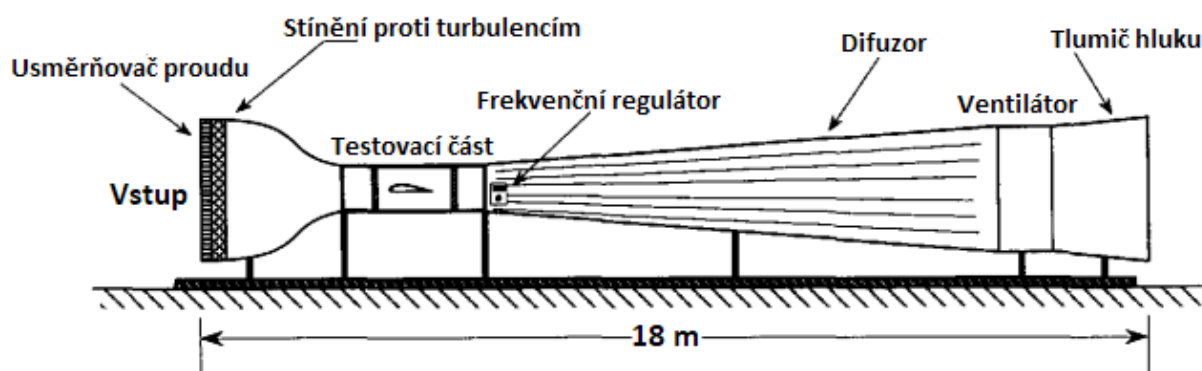
Tenké profily se silným zakřivením se z velké části používají pro modely stavěné převážně na jedinou optimální rychlost letu. Výhodou takovýchto profilů je vysoký vztlak i při nízkých Reynoldsových číslech. Nevýhoda se objevuje jen u modelů řízených také výškovým kormidlem, kde při nižších součinitelích vztlaku (kolem  $c_l = 0,5$ ) nastává prudký nárůst odporu. [3]

### 3 Rešerše experimentálních dat

#### 3.1 Experimentální zařízení

Výzkum byl proveden v UIUC (Univerzita Illinois v Urbana Champaign) v nízkorychlostním aerodynamickém tunelu (obr. 11). Jedná se o otevřený tunel s poměrem smrštění 7,5:1. Obdélníková testovací oblast má rozměry 0,81 x 1,2 m a je dlouhá 2,4 m. Po celé délce zkušebního úseku se šířka zvětšuje přibližně o 1,3 cm, aby se zohlednil růst mezní vrstvy podél bočních stěn tunelu. Pomocí ventilátoru s pěti lopatkami poháněného střídavým motorem o výkonu 92 kW, bylo možné dosáhnout v testovací oblasti rychlosti až 258 km/h.

Výkony profilů pro nízká Reynoldsova čísla závisí na chování laminární mezní vrstvy. Aby předčasně nedocházelo k turbulentnímu proudění nad profilem, je potřeba zajistit nízkou hodnotu intenzity turbulence. K tomu slouží usměrňovače proudu a stínění proti turbulencím umístěné před testovací částí. Hodnota intenzity turbulence byla změřena menší než 0,1 %, což je dostačující pro měření s nízkými Reynoldsovými čísly. [7]



Obr. 11: Schéma aerodynamického tunelu v UIUC [7]

#### 3.2 Metody měření

Při nízkých rychlostech, které jsou potřebné pro testování s nízkými Reynoldsovými čísly, byly malé časově závislé fluktuace rychlosti v tunelu způsobené setrvačností jak pohonu, tak i vzduchu. Všechny veličiny (dynamický tlak, celkový vztlak, vztlak, úhel náběhu) byly měřeny současně prostřednictvím počítačem řízeného systému.

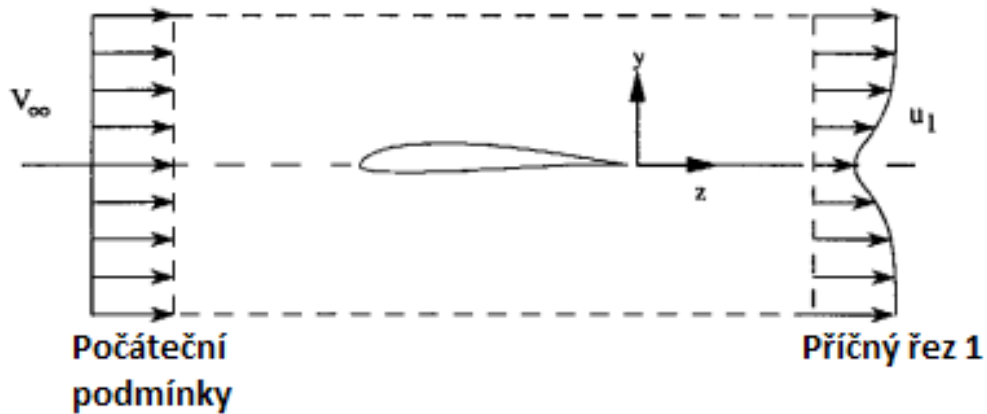
##### 3.2.1 Měření vztlaku

Model v tunelu byl připojen k vahám vztlaku (nebo snímači síly) prostřednictvím tlačné tyče. Vlastní hmotnost profilu a nosné konstrukce byla vyvážena závažími. Zbývající síly (vztlak a zbytková nevyváženost) byly vyrovnány točivým momentem stejnosměrného motoru připevněného na ose nosníku. Jakékoliv úhlové posunutí od referenční hodnoty bylo snímáno lineárním transformátorem a chybový signál byl použit k pohonu momentového motoru, dokud nebyla chyba odstraněna.

Obecně lze říci, že získávání dat o vztlaku bylo poměrně rychlé. Jelikož nebylo prováděno měření úplavu, tudíž bylo možné změřit celý rozsah úhlů náběhu až po kritický úhel náběhu v relativně krátkém čase. [7]

### 3.2.2 Měření odporu

Zatímco vztakovou sílu na profilu při nízkých Reynoldsových číslech lze získat s přijatelnou přesností pomocí vztakové rovnováhy, odporové síly jsou často menší velikosti. Výsledkem je, že odpor profilu se často nejlépe získává z metody momentu hybnosti místo bilance sil.



Obr. 12: Kontrolní objem pro 2D metodu k určení odporu profilu [7]

Po aplikaci dvourozměrných rovnic hybnosti a kontinuity na kontrolní objem na obr. 12, lze odporovou sílu na jednotku rozpětí vypočítat ze 3.1

$$d = \rho \int_{-\infty}^{\infty} u_1 (V_{\infty} - u_1) dy. \quad (3.1)$$

Předpokládáme, že místo, kde měření provádíme, se nachází dostatečně daleko za profilem tak, aby se statický tlak vrátil na úroveň statického tlaku v tunelu ( $P_{s,1} = P_{s,\infty} = P_s$ ) a že proud kolem profilu mimo úplav proudí beze ztrát (tj. celkový tlak zůstává podél každé proudnice konstantní). Potom vztahy pro celkový tlak z Bernoulliho rovnice jsou

$$P_s + \frac{1}{2} \rho u_1^2 = P_{0,1}, \quad (3.2)$$

$$P_s + \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 = P_{0,\infty}. \quad (3.3)$$

Po aplikaci výše uvedených vztahů na rovnici 3.1 a zjednodušení dostáváme výsledný vztah pro odporovou sílu

$$d = 2 \int_{-\infty}^{\infty} \sqrt{q_{\infty} - \Delta P_0} (\sqrt{q_{\infty}} - \sqrt{q_{\infty} - \Delta P_0}) dy. \quad (3.4)$$

Pro přesnou hodnotu součinitele odporu byla provedena měření na čtyřech místech po rozpětí. Výsledný součinitel odporu byl poté zprůměrován. [7]

### 3.2.3 Měření přesnosti modelů

Za účelem stanovení přesnosti modelů v aerodynamickém tunelu, byl každý model digitalizován pomocí souřadnicového měřicího stroje, aby bylo možné určit skutečný tvar profilu. Kolem profilu bylo pořízeno přibližně 80 bodů. Rozteč bodů byla úměrná lokálnímu zakřivení profilu. V blízkosti náběžné a odtokové hrany byla vzdálenost bodů relativně malá, zatímco ve střední sekci profilu byly body vzdáleny 1,8 cm.

Například skutečný model profilu SD6060 měřený v tunelu byl přibližně o 0,2 mm tenčí na většině délky tětivy než skutečný profil SD6060. [7]

### 3.2.4 Měření rychlosti volného proudu

Vzhledem k tomu, že model ve větrném tunelu byl namontován mezi koncovými deskami, nebylo možné snadno určit množství proudění mezi koncovými deskami a bočními stěnami zkušebního úseku. V důsledku toho měření volného proudu před deskami nemohlo být použito k určení skutečného volného proudu, kterým byl obtékán profil. Dynamický tlak byl měřen 40,4 cm před čtvrtinovým bodem profilu a 13,2 cm nad podlahou testovacího úseku. Vzhledem k tomu, že Pitotova statická sonda byla umístěna blízko náběžné hrany, byla měřená rychlost byla korigována na vliv cirkulace. Za účelem převodu dynamického tlaku na rychlost, byla hustota vzduchu vypočtena z rovnice pro ideální plyn

$$\rho = \frac{P_{atm}}{RT}. \quad (3.5)$$

Okolní teplota byla zjištěna pomocí termočlánku umístěného vedle tunelu. Rychlost poté byla vypočtena z

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2q_{\infty}}{\rho}}. \quad (3.6)$$

Reynoldsovo číslo v závislosti na délce tětivy je dáno vztahem

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} b}{\mu} \quad (3.7)$$

kde  $\mu$  je dynamická viskozita, která byla vypočítána pomocí Sutherlandova vztahu (2.3). [7]

## 3.3 Redukce dat

Fyzikální hranice uzavřeného zkušebního úseku omezují proudění, a proto se na modelu vytvářejí cizí síly, které se musí odečíst. Tyto cizí aerodynamické síly vnikají především z toho, že rychlost proudění nad profilem roste, kvůli omezujícímu účinku stěn tunelu v kombinaci s přítomností modelu a úplavu. Tento efekt je možné minimalizovat, pokud je model malý v porovnání s velikostí zkušebního úseku. Menší modely jsou však obtížnější na sestavení z hlediska přesnosti. Kompromisem byl zvolen model o délce tětivy 30,48 cm i přesto, že vyžadoval měření menších sil a složitější proces redukce dat.

Následující kapitoly se zabývají dvourozměrnými korekcemi větrného tunelu a jejich příčinami. [7]

### 3.3.1 Korekce hranic větrného tunelu

Přítomnost hranic aerodynamického tunelu zvyšuje naměřené hodnoty vztlaku a odporu v důsledku zvýšené rychlosti na modelu. Přesněji řečeno, boční hranice při dvourozměrném testování způsobují jevy, které je třeba korigovat.

- Korekce na podélný tlakový gradient (Buoyancy):

Jde o přídatnou odporovou sílu, která vzniká poklesem statického tlaku podél zkušební úseku v důsledku nárůstu mezní vrstvy na stěnách. Účinky tohoto jevu jsou většinou nevýznamné i profily testované ve zkušební oblasti. Přesto byly účinky vzplývavosti zohledněny při korekcích rychlosti volného proudu.

- Korekce na blokaci stěn (Solid Blockage):

Tento jev způsobuje fyzická přítomnost modelu, který vede ke zmenšení efektivní plochy. Z rovnice kontinuity a Bernoulliho rovnice vyplývá, že rychlost vzduchu proudícího nad profilem musí vzrůst, čímž se zvyšují všechny aerodynamické síly při daném úhlu náběhu. Pevné zablokování je funkcí velikosti modelu a rozměrů testovacího úseku

$$\varepsilon_{sb} = \frac{K_1 M_v}{A_{ts}^{3/2}}. \quad (3.8)$$

- Korekce na blokaci úplavem (Wake Blockage):

Druhý způsob zablokování plyne z nižší rychlosti úplavu za profilem ve srovnání s rychlostí volného proudu. U uzavřených zkušebních úseků pro splnění požadavků rovnice kontinuity, musí rychlost na modelu (mimo úplav) vzrůst. Účinek tohoto jevu je úměrný velikosti úplavu, a tedy i naměřené odporové síle

$$\varepsilon_{wb} = \left( \frac{b}{2h_{ts}} \right) C_{d_u}. \quad (3.9)$$

- Zakřivení proudnic (Streamline Curvature):

Vzhledem k fyzikálnímu omezení aerodynamickému tunelu, normálové zakřivení volného proudu vzduchu nad profilem je pozměněno. Zvyšující se zakřivení profilu „tlačí“ proudnice vzduchu k sobě. U uzavřených úseků aerodynamického tunelu nárůst prohnutí vede k růstu vztlaku, klopivého momentu kolem čtvrtinového bodu a úhlu náběhu, zatímco odpor není ovlivněn. Následující rovnice uvádí pouze korekce vztlaku a úhlu náběhu, jelikož klopivý moment nebyl měřen [7]

$$\Delta C_{l_{sc}} = \sigma C_l, \quad (3.10)$$

$$\Delta \alpha_{sc} = \frac{57,3\sigma}{2\pi} (C_l + 4C_{m,c/4}). \quad (3.11)$$



Kde

$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} \left( \frac{b}{h_{ts}} \right)^2. \quad (3.12)$$

### 3.3.2 Dodatečné korekce rychlosti

V případě měření UIUC, je rychlost nutno korigovat také o další faktory, které jsou specifické pro tento způsob měření. Umístění měřeného modelu mezi dvěma deskami ve zkušebním úseku minimalizuje účinky mezní vrstvy tím, že se na náběžných hranách koncových desek vytváří nové mezní vrstvy, čímž byl model izolován od podpůrné konstrukce. To vyžadovalo měření rychlosti proudu mezi koncovými deskami. Jelikož se Pitotova sonda nacházela v blízkosti náběžné hrany profilu, cirkulace kolem modelu vyvolala složku rychlosti, která ovlivnila údaje měřené sondou. Tento efekt přímo souvisel s generováním vztlaku na modelu – čím větší vztlak, tím byla vyšší indukovaná rychlost. Protože všechny aerodynamické koeficienty byly normalizovány členem rychlosti, bylo důležité mít přesné měření rychlosti ve volném proudu, a tudíž i správnou korekci cirkulačních účinků.

Složky indukované rychlosti byly vypočítány v místě sondy měřící rychlost. Vzhledem k tomu, že cirkulace je také funkcí rychlosti volného proudu, byla použita iterační metoda pro konvergenci řešení.

Na závěr byla rychlost korigována na zohlednění růstu mezní vrstvy podél stěn tunelu, což mělo za následek mírně vyšší rychlost než rychlost ve volném proudu. Použitím druhé sondy pro měření rychlosti ve čtvrtinovém bodě s vyjmutým modelem byla změřena horní a dolní rychlost proudu zároveň v celém rozsahu Reynoldsových čísel. Získala se tak kalibrační křivka. Tudíž pro naměřenou rychlost horního proudu mohla být vypočtena skutečná rychlost proudu. [7]

### 3.3.3 Korekce naměřených veličin

Měřené veličiny, které je třeba korigovat, můžeme rozdělit do dvou kategorií: proudové a modelové veličiny. Nejdůležitější proudovou veličinou je rychlost na modelu. Tato rychlost byla získána na základě měření rychlosti ve volném proudu a použitím zmíněných korekcí. Při kombinaci korekcí dostáváme pro rychlost jediný výraz

$$V_c = V_u K_{vel} (1 + \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb}). \quad (3.13)$$

Další proudové veličiny jako Reynoldsovo číslo a dynamický tlak, byly vypočteny přímo z korigované hodnoty rychlosti.

Modelové veličiny, které nás zajímají jsou vztlak, odpor a úhel náběhu, byly korigovány v jejich nedimenzionálním tvaru, aby se zohlednily korekce hranic větrného tunelu

$$C_l = C_{l_u} \frac{1 - \sigma}{(1 + \varepsilon_b)^2}, \quad (3.14)$$

$$C_d = C_{d_u} \frac{1 - \varepsilon_{sb}}{(1 + \varepsilon_b)^2}, \quad (3.15)$$

$$\alpha = \alpha_u - \frac{57,3\sigma}{2\pi} (C_l + 4C_{m,c/4}). \quad (3.16)$$

Je důležité poznamenat, že data o součiniteli odporu byla důležitá pro korekci modelových veličin, jelikož úplavové zablokování je úměrné měřenému koeficientu odporu. Při měření vztlaku však nebyl měřen odpor, což má vliv na redukci údajů o vztlaku. Pro vztlakové křivky byla korekce úplavového zablokování vypočtena pomocí konstantní hodnoty součinitele vztlaku 0,04, což reprezentovalo podmínky blízké maximálnímu vztlaku. Tato metoda zajistila více přesné hodnoty koeficientů maximálního vztlaku, i když se při ní nadměrně korigovaly hodnoty součinitele vztlaku v lineární oblasti vztlakové čáry. Při porovnávání hodnot vztlaku se ukázalo, že tato nadměrná korekce nebyla významná.

Koeficienty klopivého momentu  $C_{m,c/4}$  byly určeny výpočtem pomocí programu XFOIL. Jelikož jsou tyto momenty relativně konstantní s úhlem náběhu a vliv na korekce aerodynamického tunelu byl malý, byla pro každý profil použita konstantní hodnota  $C_{m,c/4}$ . [7]

### 3.4 Kalibrace a analýza nejistoty

Nejprve uvažujeme měření rychlosti na horní straně, které se používá k normalizaci vztlakových a odporových sil. Největší nejistota měření tlaku v důsledku kolísání úhlu proudění je 1 %, což vede k nejistotě rychlosti volného proudu v rozmezí 0,5 %. Pokud nezahrnujeme chyby související se sondami, nejistoty měření tlaku a rychlosti se sníží na méně než 0,5 %, respektive 0,3 %. Celková nejistota koeficientu vztlaku se odhaduje na 1,5 %. Hlavní příčinou takto malé chyby byla přesná kalibrace vztlaku. Chyba měření odporu pochází ze tří zdrojů: přesnost měření, opakovatelnost měření a výběr čtyř profilů použitých ke zjištění průměrného koeficientu odporu. Nejistota způsobená přístroji a opakovatelnost měření je menší než 1 %, resp. 1,5 %. Na základě statistické analýzy výsledků odporu pro profil E374 při úhlu náběhu  $\alpha = 4^\circ$ , se nejistoty způsobené odchylkami odhadují na 3 % pro  $Re = 100\,000$  a snižují se přibližně na 1,5 % při  $Re = 200\,000$  a výše. Při  $Re = 60\,000$  a nižších hodnotách převládá v proudění laminární odtržení, které vytvářejí velké rozdíly v odporu profilu, což ztěžuje přesnost měření. Pro snímač úhlu náběhu byla provedena kalibrační měření při šesti různých úhlech náběhu v rozmezí od  $0^\circ$  do  $25^\circ$  po  $5^\circ$  kroku. Na základě výsledků kalibrace se celková nejistota úhlu náběhu odhaduje na  $0,08^\circ$ . [7]

### 3.5 Shrnutí dat o měřených profilech

Při těchto testech bylo měřeno celkem 34 profilů, převážně určených pro modely letadel. Z výběru těchto profilů jsem následně vybral 12 profilů z různých kategorií. U těchto vybraných profilů jsem porovnal jejich aerodynamické charakteristiky při  $Re = 60\,000$ .

Tabulka 1 uvádí označení profilů společně s jejich tloušťkou, prohnutím a klopivým momentem. Je zde také uvedena průměrná odchylka vyrobeného modelu od skutečného tvaru profilu. Pokud je odchylka mezi vyrobeným a skutečným tvarem velká (přibližně větší než 0,25 mm, záleží na modelu), potom může být interpretace skutečných výkonů profilu ze zkoušek v aerodynamickém tunelu obtížná. Přesnost spodního povrchu není až tak kritická jako přesnost náběžné a odtokové hrany, stejně tak horního povrchu. Rozsah užitečného vztlaku je nejvíce ovlivněn nepřesnostmi na náběžné hraně, zatímco nepřesnosti podél obrysu horní plochy ovlivňují tlakový odpor. [7]

Označení profilu	Tloušťka [%]	Prohnutí [%]	$C_{m,c/4}$	Průměrná odchylka [mm]
A18	7,26	3,84	-0,126	0,267
BE50	7,31	3,96	-0,114	0,404
GM15	6,70	4,76	-0,154	0,071
MA409	6,69	3,33	-0,115	0,495
E387	9,06	3,90	-0,082	0,269
S7055	10,50	3,55	-0,068	0,406
WASP	9,35	2,98	-0,074	0,046
RG15	8,92	1,76	-0,058	0,124
S7012	8,75	2,02	-0,068	0,196
SD7003	8,51	1,46	-0,035	0,165
E374	10,91	2,24	-0,056	0,211
SD6060	10,37	1,84	-0,039	0,224

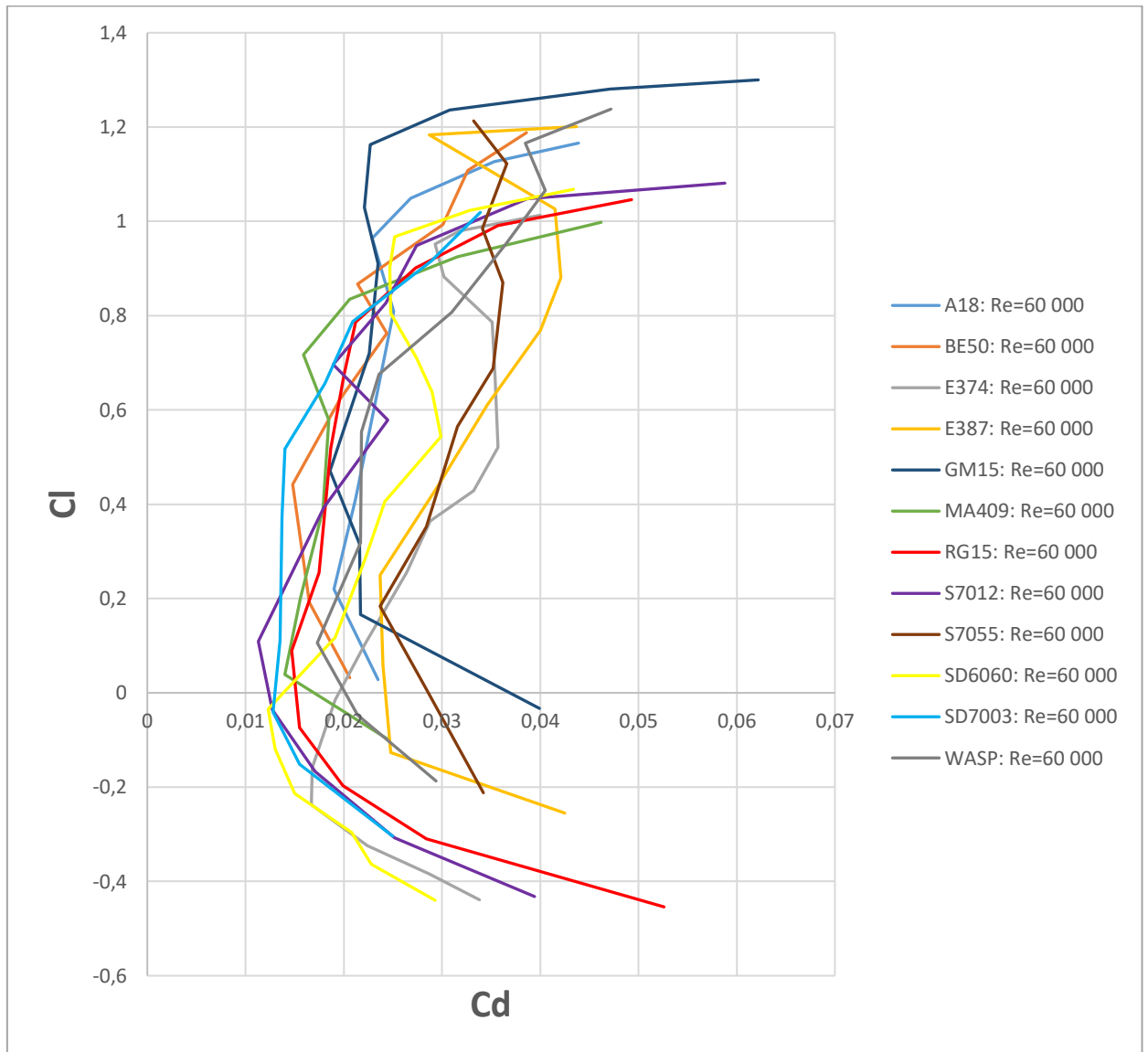
Tab. 1: Rozdělení vybraných profilů [7]

Tabulka 2 uvádí experimentální výsledky profilů. Je zde uveden maximální součinitel vztlaku a minimální součinitel odporu. Všechny hodnoty jsou porovnány při  $Re = 60\,000$ .

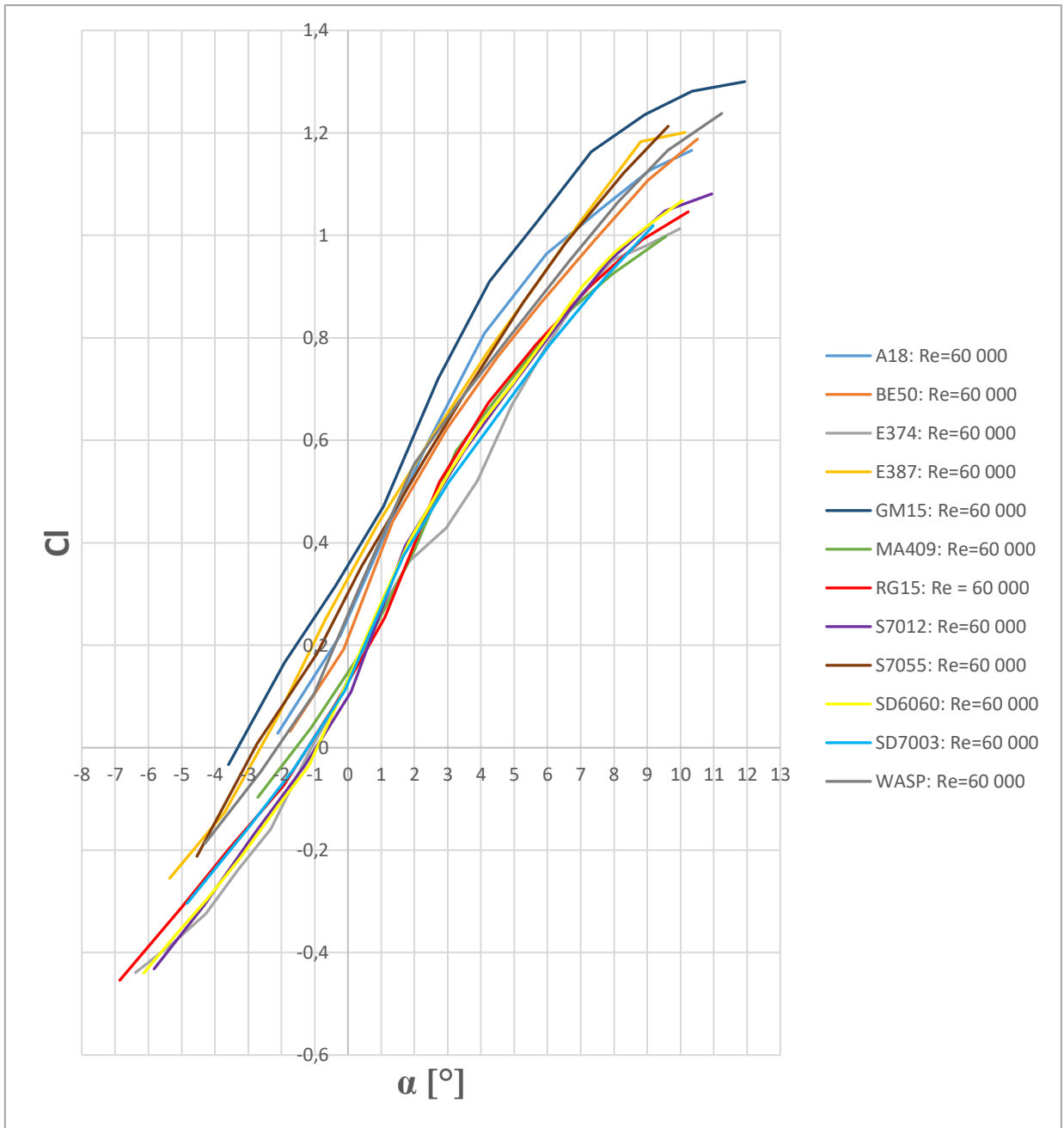
Označení profilu	Max. součinitel vztlaku $C_{l\max}$	Min. součinitel odporu $C_{d\min}$
A18	1,166	0,0190
BE50	1,188	0,0148
GM15	1,300	0,0186
MA409	0,998	0,0140
E387	1,201	0,0237
S7055	1,213	0,0237
WASP	1,238	0,0173
RG15	1,046	0,0155
S7012	1,081	0,0113
SD7003	1,019	0,0128
E374	1,013	0,0167
SD6060	1,068	0,0123

Tab. 2: Porovnání vybraných profilů [7]

Následující grafy vykreslují aerodynamické charakteristiky vybraných profilů, tedy poláry a vztlakové čáry.

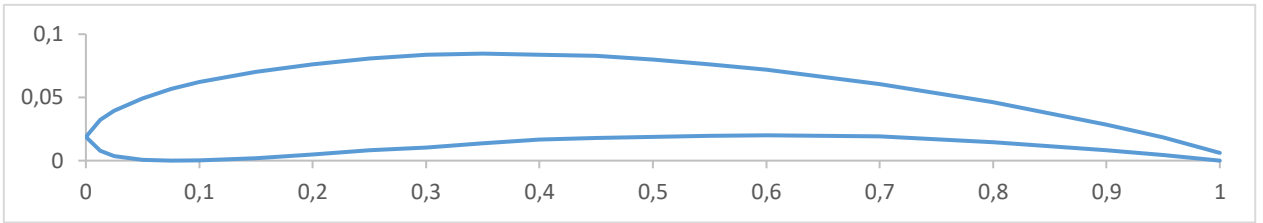


Graf 1: Poláry vybraných profilů při  $Re = 60\,000$  [7]

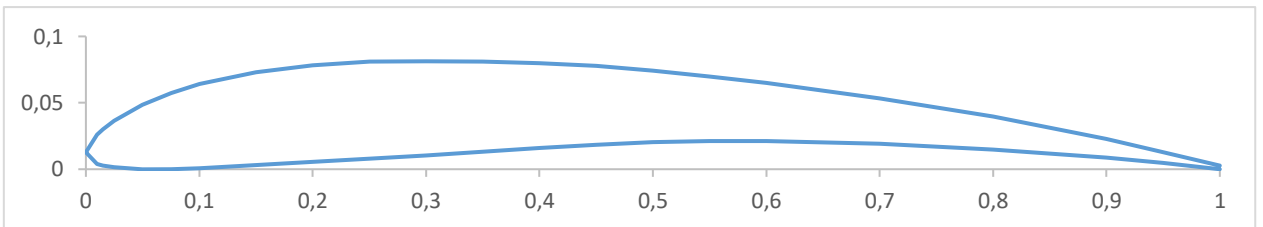


Graf 2: Vztakové čáry vybraných profilů při Re = 60 000 [7]

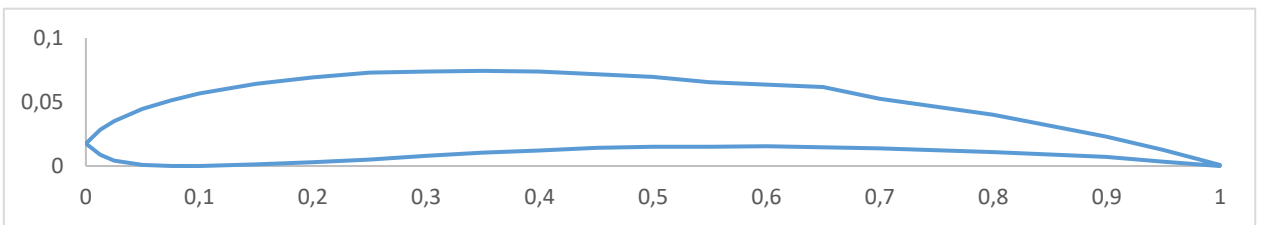
Pro představu zde uvádím obrázky vybraných profilů.



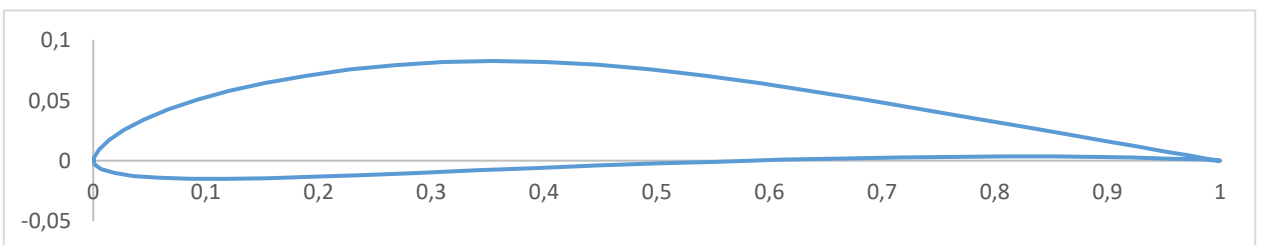
Obr. 13: Profil A18



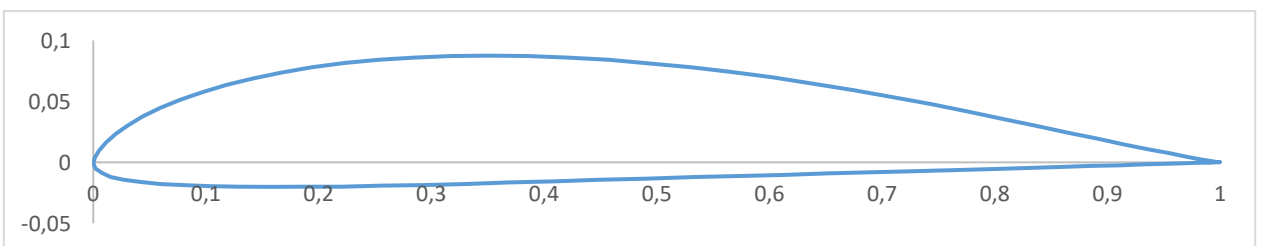
Obr. 14: Profil BE50



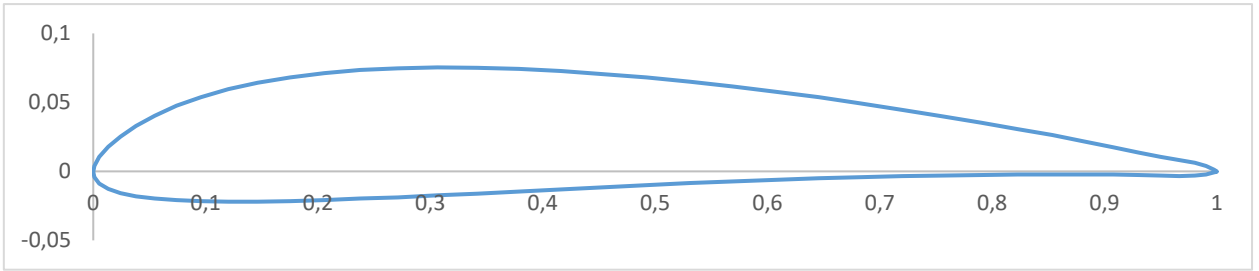
Obr. 15: Profil MA409



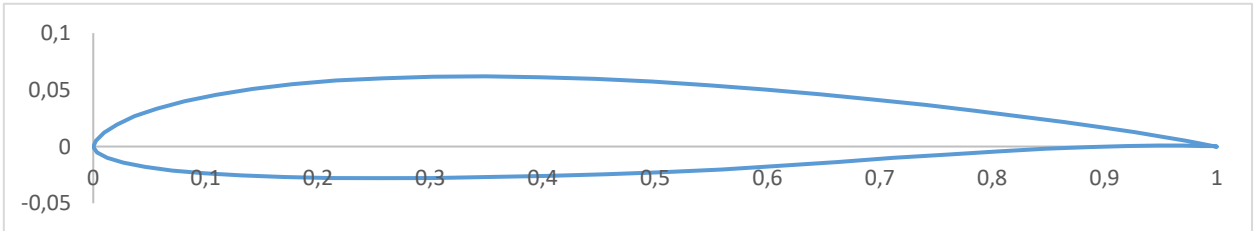
Obr. 16: Profil E387



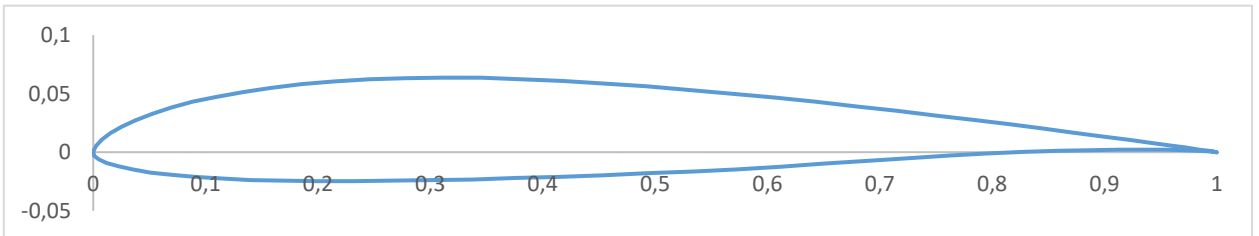
Obr. 17: Profil S7055



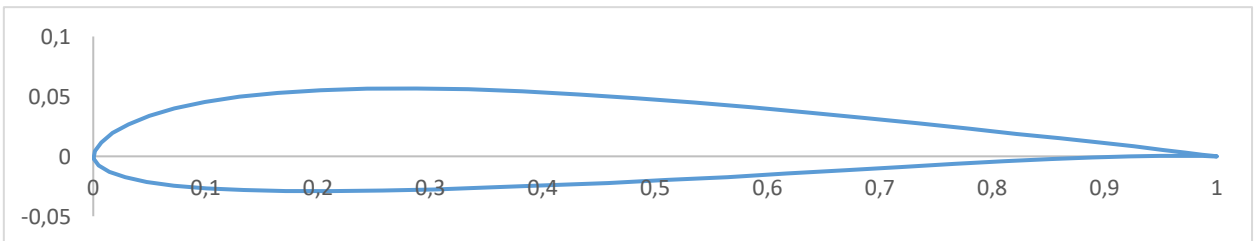
Obr. 18: Profil WASP



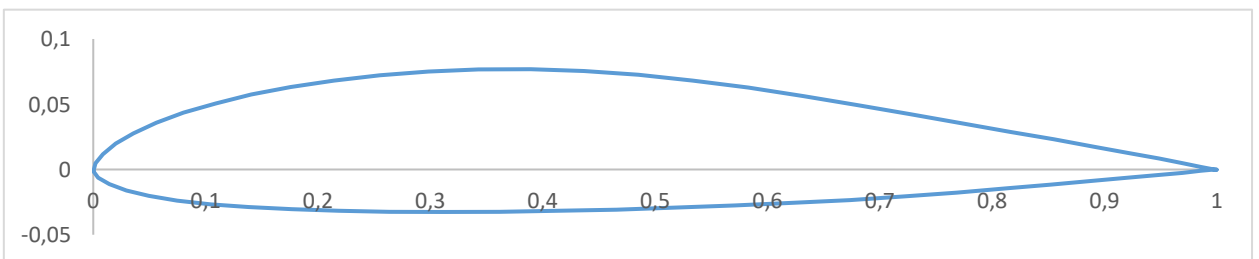
Obr. 19: Profil RG15



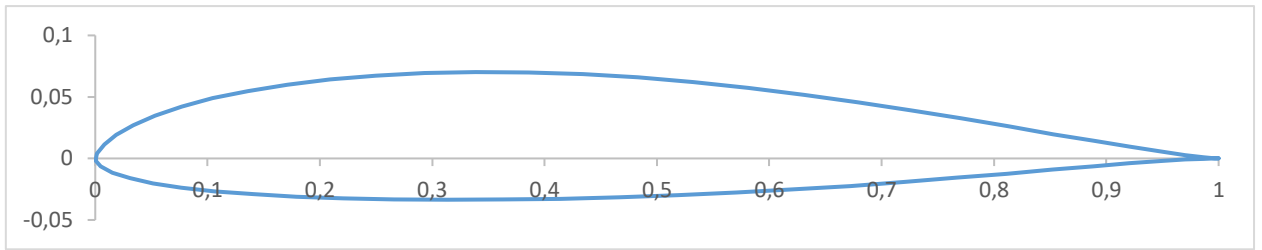
Obr. 20: Profil S7012



Obr. 21: Profil SD 7003



Obr. 22: Profil E374

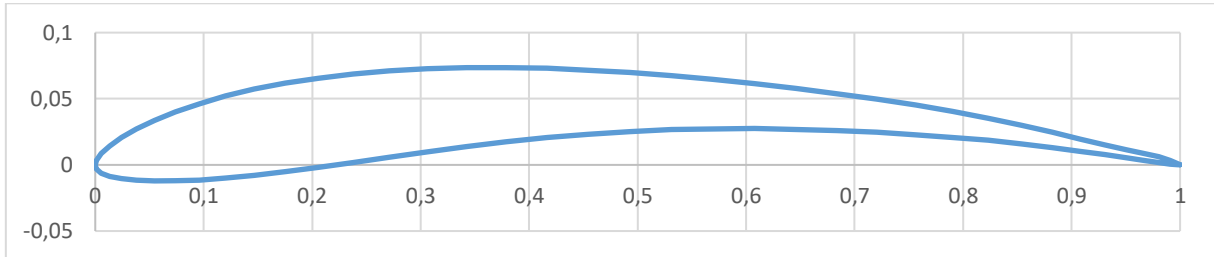


Obr. 23: Profil SD 6060



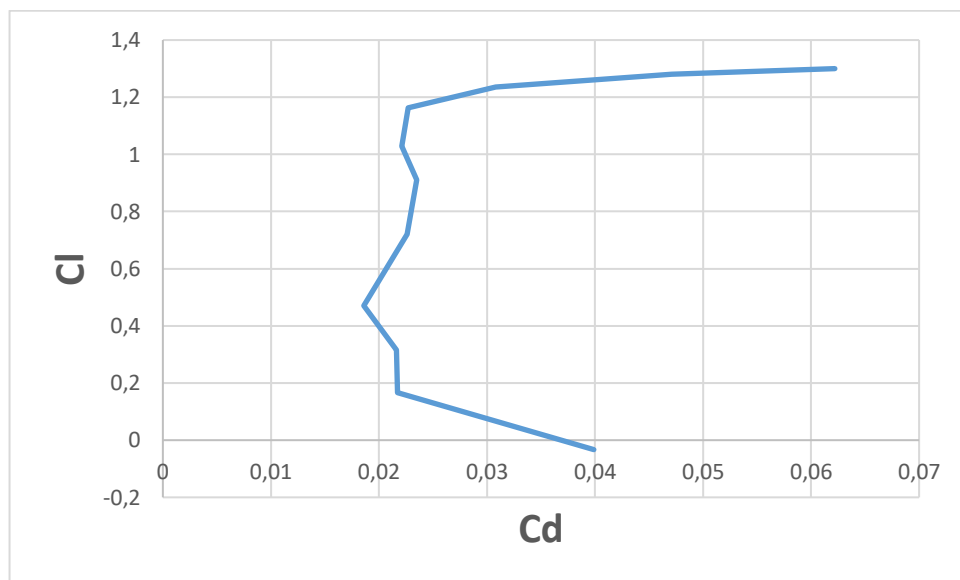
### 3.6 Výběr profilu pro výpočet

Pro CFD simulaci jsem z porovnávaných profilů vybral jmenovitě profil GM15. Jedná se o profil, který při měření dosáhl největšího vztlaku. Dalším důvodem výběru byl i dostatečný počet experimentálních dat.

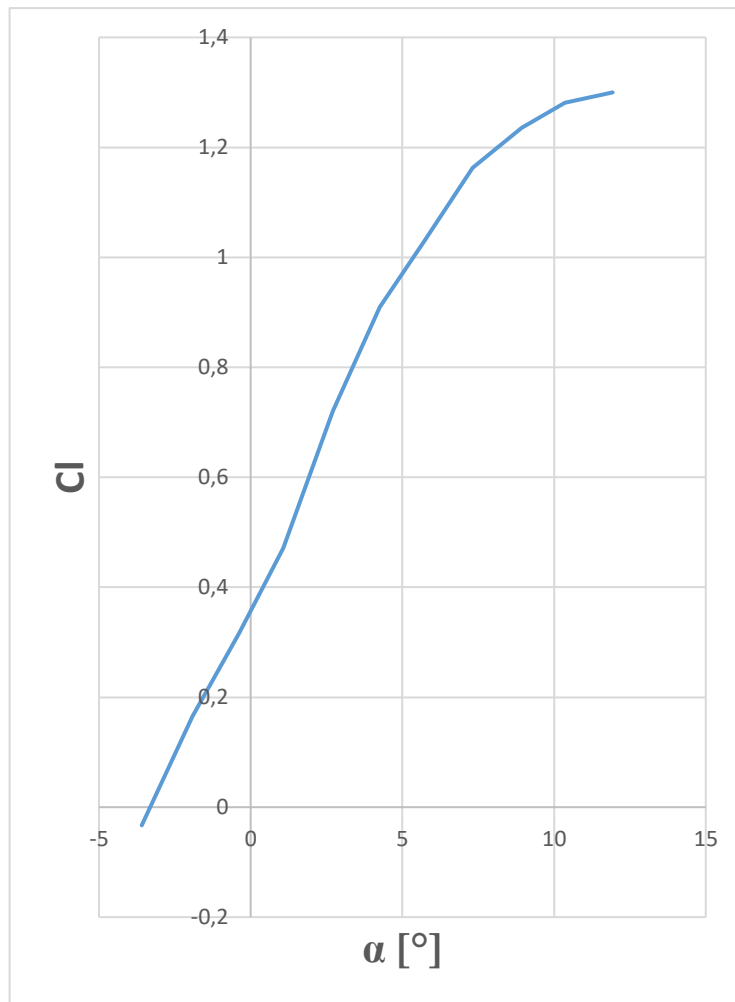


Obr. 24: Profil GM15

Tento profil navrhl Gilbert Morris a pojmenoval ho podle svého modelu, se kterým v roce 1994 vyhrál finále v kategorii F1C. Z celkem šesti profilů, které Morris navrhl, se právě profil GM15 osvědčil v tom, že poskytuje nejlepší rovnováhu mezi stoupavostí, klouzavostí a celkovou vytrvalostí. V grafech 3 a 4 jsou znázorněny jeho aerodynamické charakteristiky, které byly naměřeny v aerodynamickém tunelu při  $Re = 61\,300$ .



Graf 3: Polára profilu GM15 při  $Re = 61\,300$  [7]



Graf 4: Vztaková čára profilu GM15 při  $Re = 61\,300$  [7]

## 4 2D CFD simulace vybraného profilu

Pro bakalářskou práci byl zvolený výpočetní program ANSYS Fluent (viz kap. 4.1). Simulační programy šetří náš čas a také finanční prostředky, které by byly použity na nákladné výzkumy. Vytvořený virtuální pohled dané problematiky je téměř stejný jako reálné prostředí.

### 4.1 ANSYS Fluent

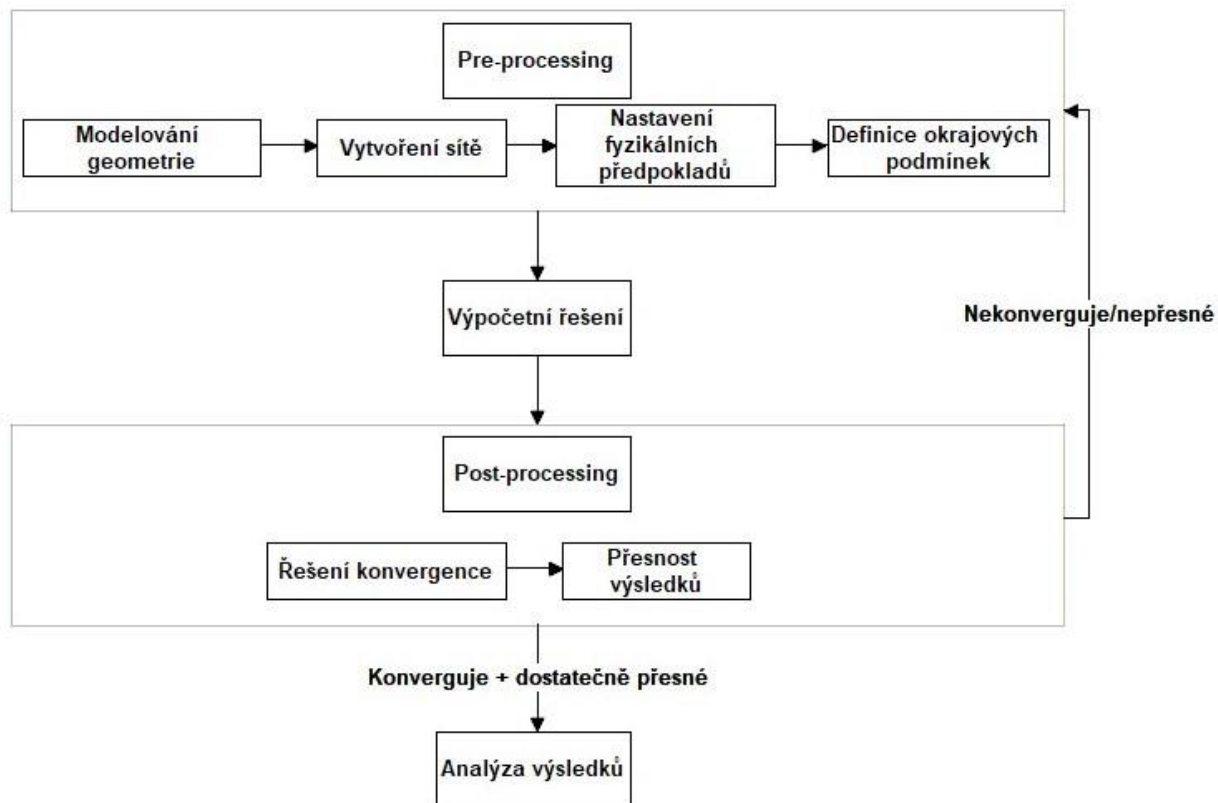
ANSYS Fluent je počítačový program, který slouží k simulování proudění tekutiny. Jedná se o CFD řešič založený na metodě konečných objemů. Na takto rozdělenou oblast jsou následně použity obecné rovnice zachování hmoty, momentu, energie atd. Parciální diferenciální rovnice jsou rozepsány do soustav algebraických rovnic a ty jsou následně číselně řešeny. [8]

#### 4.1.1 Metoda CFD

Jedná se o analýzu proudění tekutin pomocí metody konečných objemů. Použitím CFD jsme schopni řešit složité problémy vzájemných interakcí tekutiny s tekutinou nebo tekutiny s pevnou látkou. Metoda se nejčastěji využívá právě v aerodynamice k určení vztlaku a aerodynamického odporu nebo ke zjištění rozložení tlaku a rychlosti. Schéma metody je zobrazeno na obrázku 25.

CFD analýza se skládá z následujících fází:

- Pre-processing  
V tomto kroku se daný problém přetvoří do idealizovaného počítačového modelu. Vytvoří se určitá geometrie profilu. Dále se kolem profilu vygeneruje síť, ve které je kontrolní oblast rozdělena na jednotlivé části. Hustota této sítě v blízkosti profilu ovlivňuje přesnost výsledku. Následně se definují fyzikální předpoklady jako např. typ proudění, které se modeluje a jeho vlastnosti (viskozita, stlačitelnost, rychlost). Posledním krokem je aplikace počátečních a okrajových podmínek a finální nastavení řešiče.
- Řešení  
Všechny vlastní výpočty provádí program. Při řešení je důležité mít dostatečný výpočetní výkon.
- Post-processing  
Získané výsledky jsou následně vizualizovány a analyzovány. V této fázi lze výsledky ověřit a na základě získaných výsledků vyvodit závěry. [8]

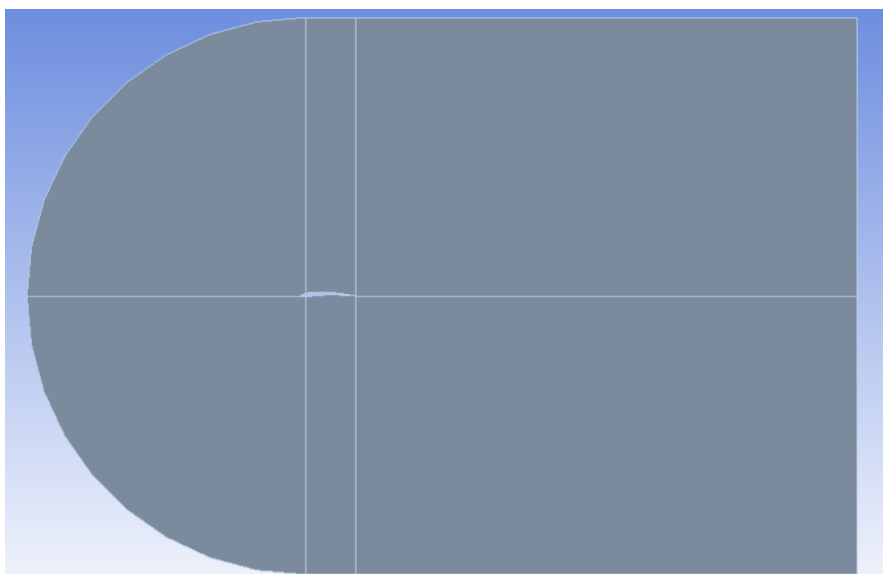


Obr. 25: Schéma CFD simulace [8]

## 4.2 CFD analýza

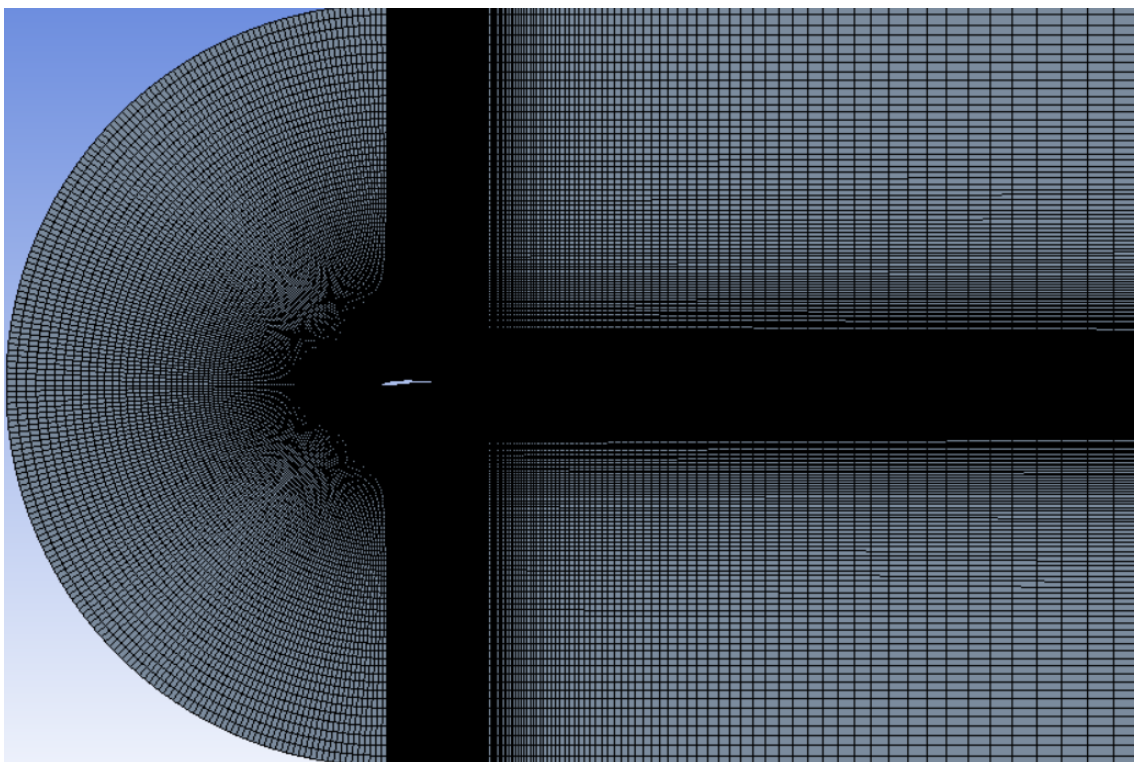
### 4.2.1 Geometrie a tvorba sítě

Nejprve bylo potřeba vytvořit geometrii vzduchu proudícího kolem profilu. Jako první byly do programu DesignModeler importovány souřadnice vybraného profilu, ze kterých se vytvořila 2D plocha. Kolem plochy profilu se následně vymodelovala 2D plocha proudícího vzduchu. Výsledná geometrie vznikla odečtením plochy profilu od plochy vzduchu.

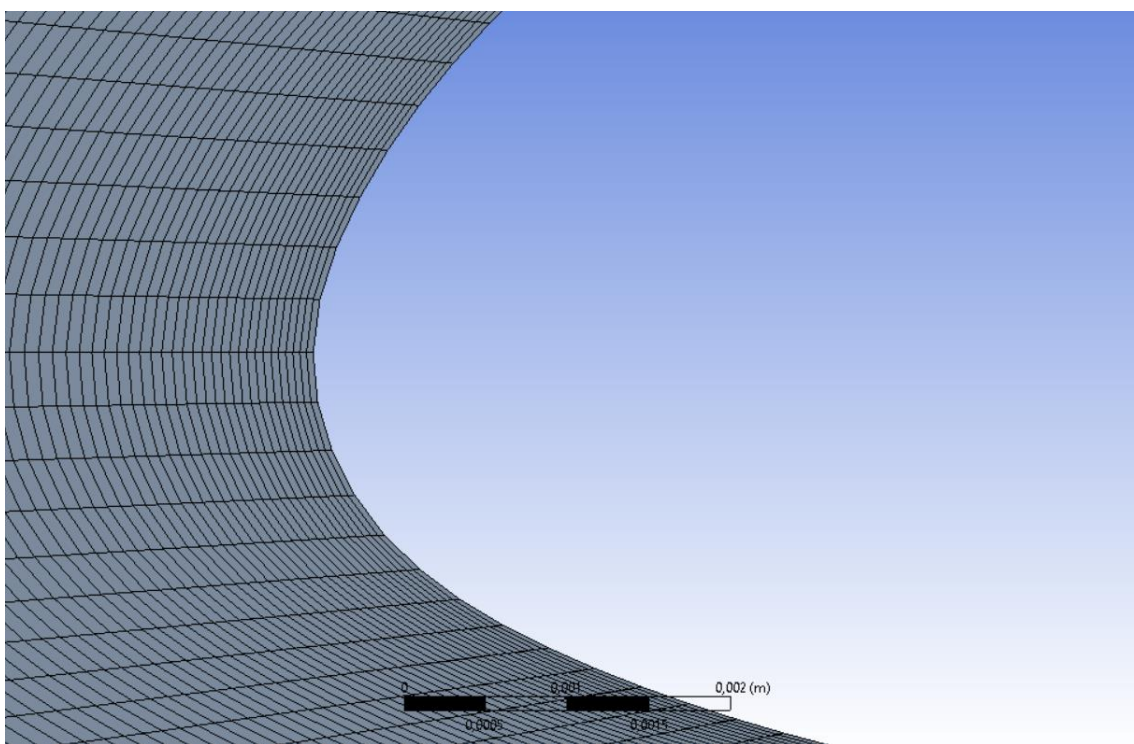


Obr. 26: Geometrie proudícího vzduchu

Po vytvoření geometrie nastala generace sítě v programu Mesh. Byla zvolena uspořádaná síť, kterou tvoří čtyřúhelníky. Zjemnění sítě je podél celé křivky tvořící profil. Vygenerovanou síť můžeme vidět na obrázku 27.

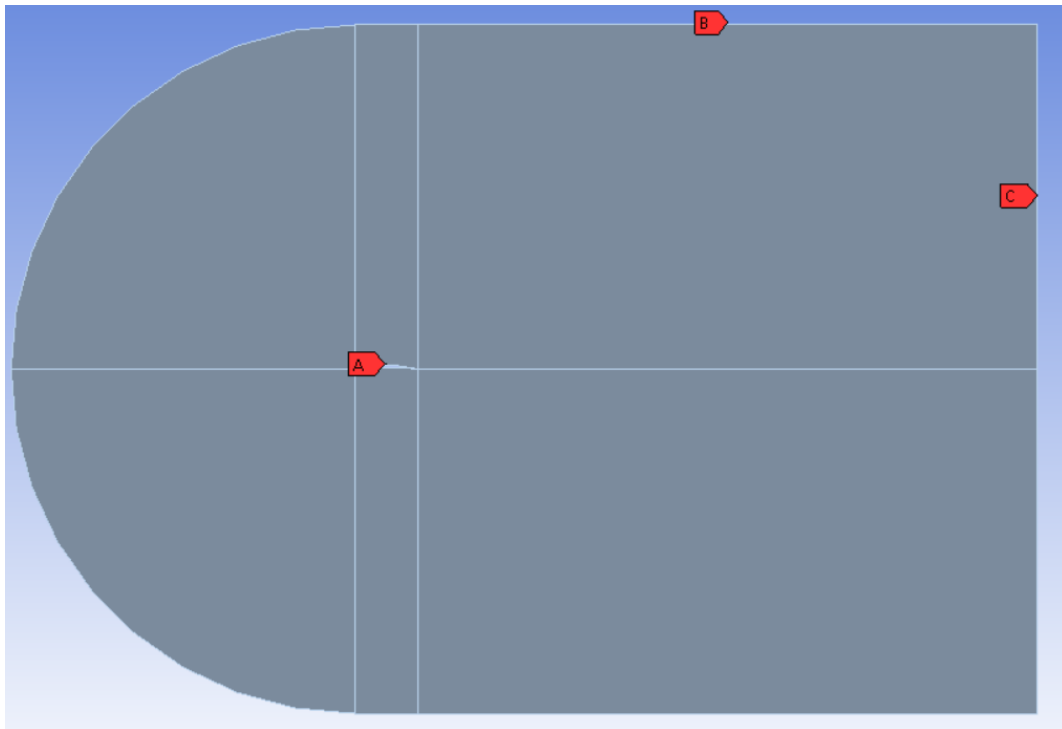


Obr. 27: Síť



Obr. 28: Detail sítě na náběžné hraně

Posledním krokem bylo pojmenování jednotlivých křivek tvořící geometrii. Toto pojmenování slouží k automatickému přiřazení okrajových podmínek jednotlivým částem. Pojmenování jednotlivých křivek je zobrazeno na obr. 29, kde A značí profil (airfoil), B značí vstup (inlet) a C značí výstup (outlet).



Obr. 29: Pojmenování jednotlivých křivek

#### 4.2.2 Nastavení programu ANSYS Fluent

Před výpočtem bylo třeba v programu Fluent nastavit nejen fyzikální veličiny (Setup), ale i samotný řešič (Solution). Jde o předpoklady a základní parametry výpočtu.

##### Obecné:

- Typ  
Zde vybíráme, zda budeme problém řešit na základě tlaku (Pressure-Based) nebo hustoty (Density-Based). Pro tento případ jsem zvolil řešení na základě tlaku.
- Řešení rychlosti  
Můžeme volit mezi absolutní nebo relativní rychlostí. V tomto případě se jedná o nehybné těleso obtékané vzduchem, proto volím absolutní rychlost (Absolute).
- Čas  
Řešíme stacionární proudění, proto volím možnost Steady.
- 2D prostor  
Toto nastavení se týká pouze 2D problémů. Byl zvolen typ planárního prostoru (planar), který je vhodný pro 2D řešení.

### Model:

Zde vybíráme z nabídky výpočetních modelů. Jelikož se zabýváme jednorozměrným prouděním vzduchu, byl pro výpočet zvolen viskózní model. Tento model se zabývá laminárním nebo turbulentním prouděním. V tomto případě zcela jistě potřebujeme řešit turbulentní proudění, proto byl zvolen model Transition SST. Jedná se o čtyřrovníkový model, který byl vyvinut pro proudění s nízkou turbulencí volného proudu. Všechny konstanty modelu byly ponechány tak, jak je přednastavil Fluent.

### Materiály:

Na výběr máme tekutiny nebo pevné látky. Vybírám tedy tekutiny, konkrétně vzduch. Jeho hodnoty jako hustota a viskozita jsem ponechal základně nastavené od Fluentu.

### Okrajové podmínky:

Jelikož bylo zvoleno pojmenování křivek při tvorbě sítě, Fluent automaticky přiřadil typy podmínek podle názvů. Bylo třeba však definovat podmínku na vstupu.

- Rychlost na vstupu (Velocity inlet)

Zde bylo třeba zadat rychlost na vstupu. Ta byla získána výpočtem pro  $Re = 61\,300$

$$v = \frac{Re \cdot \nu}{b} = \frac{61\,300 \cdot 1,461 \cdot 10^{-5}}{0,3} = 2,98532 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}. \quad (4.1)$$

Dále bylo třeba specifikovat turbulenci. Zvolil jsem metodu na základě intenzity turbulence a hydraulického průměru. Hodnota intenzity turbulence v aerodynamickém tunelu byla změřena 0,1 %. Hydraulický průměr tunelu pak vypočteme jako

$$D_h = \frac{2xy}{x+y} = \frac{2 \cdot 0,81 \cdot 1,2}{0,81 + 1,2} = 2 \text{ m} \quad (4.2)$$

kde  $x$  a  $y$  jsou rozměry testovací části tunelu.

### Referenční hodnoty:

Zde zvolím, že chci hodnoty počítat ze vstupu. Fluent pak sám nastaví referenční hodnoty, je třeba pouze nastavit správnou rychlost proudění a délku tětivy.

### Metody řešení:

V této sekci se nastavují specifikace parametrů spojených s metodou řešení, která je použita při výpočtu. Je třeba zvolit schéma, kterým se bude výpočet řídit. Pro tento případ bylo zvoleno schéma spojené (coupled). Následovalo nastavení prostorové diskretizace (Spatial Discretization). Zde jsem nastavil řešení s přesností prvního řádu (First Order Upwind).

### Monitors (Report definitions, Residuals, Report plots):

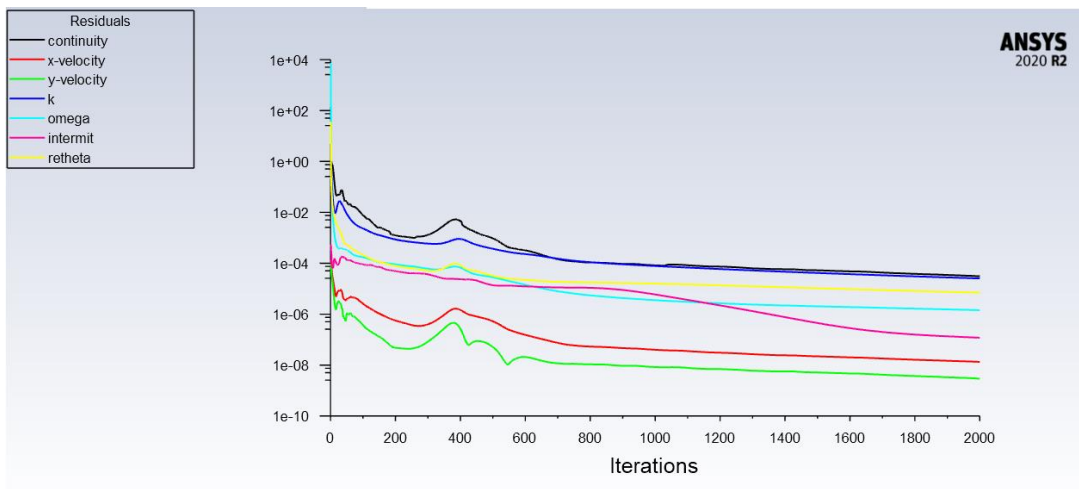
Zde nastavujeme různé zprávy a grafy, zobrazované během řešení. Při výpočtu potřebujeme zobrazování reziduí, které je už od Fluentu přednastavené. Bylo však třeba změnit hodnotu absolutního kritéria.

### Inicializace řešení:

Je zde na výběr mezi standardní a hybridní inicializací. Pro řešení jsem vybral hybridní inicializaci, při které jsou počáteční hodnoty řešení odhadnuty na základě interpolačních metod.

### Spuštění výpočtu:

Před spuštěním výpočtu se nastavuje počet iterací. Při spuštění výpočtu můžeme sledovat graf, který vykresluje jednotlivé iterace. Snažíme se dosáhnout ustálení jednotlivých reziduí na stabilních hodnotách. Zde hodně záleželo na úhlu náběhu. Pro větší úhly náběhu se řešení nechtělo konvergovat, a tak bylo za potřeby použít více iterací.



Obr. 30: Iterace reziduí pro úhel 1°

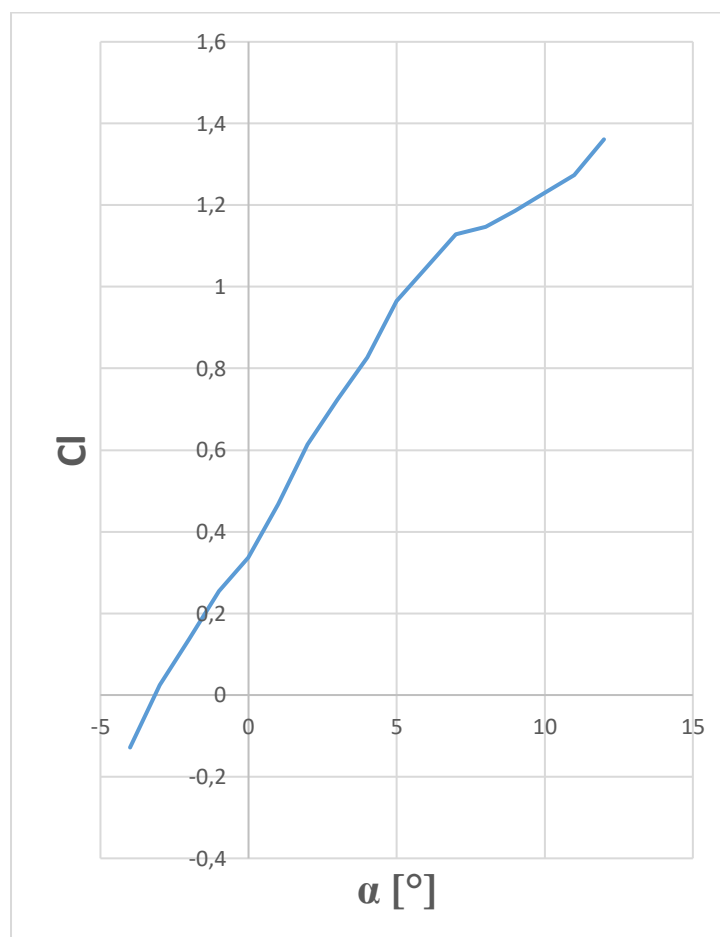


### 4.2.3 Výsledky měření

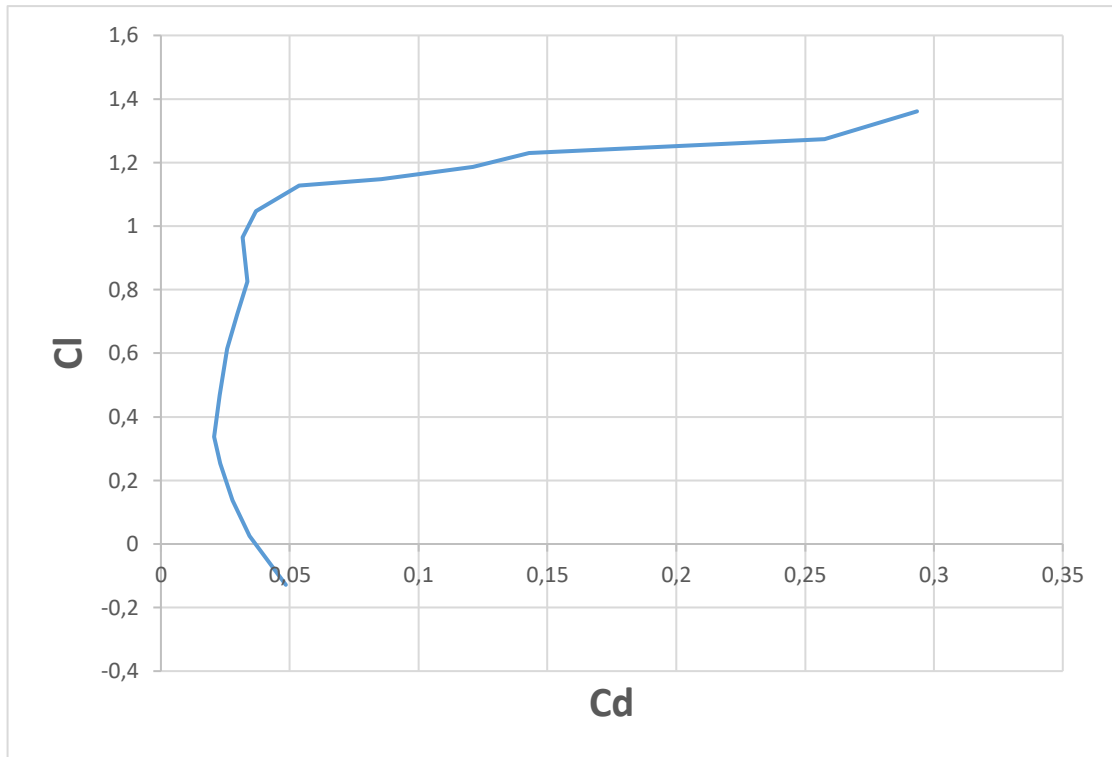
Následují výsledky naměřených hodnot získaných z CFD analýzy.

$\alpha$ [°]	Cl	Cd
-4	-0,128	0,0485
-3	0,024	0,0344
-2	0,138	0,0279
-1	0,254	0,0229
0	0,337	0,0206
1	0,468	0,0229
2	0,614	0,0257
3	0,724	0,0297
4	0,826	0,0335
5	0,965	0,0317
6	1,047	0,0369
7	1,128	0,0537
8	1,147	0,0856
9	1,186	0,1212
10	1,230	0,1429
11	1,273	0,2575
12	1,361	0,2934

Tab. 3: Naměřené hodnoty



Graf 5: Výsledná vztlková čára profilu GM15



Graf 6: Výsledná polára profilu GM15

## 5 Porovnání s experimentálními daty

Při porovnávání teoretických a experimentálních výsledků je nutné mít na paměti, že aerodynamický tunel ani počítačový program přesně nereprezentují skutečnost. Zatímco nedostatky aerodynamického tunelu jsou například pevné stěny, turbulence, hluk nebo kvalita obtékaného modelu, teorie je poté založena na matematických modelech reálného světa, kde se určité věci předpokládají a jiné zanedbávají.

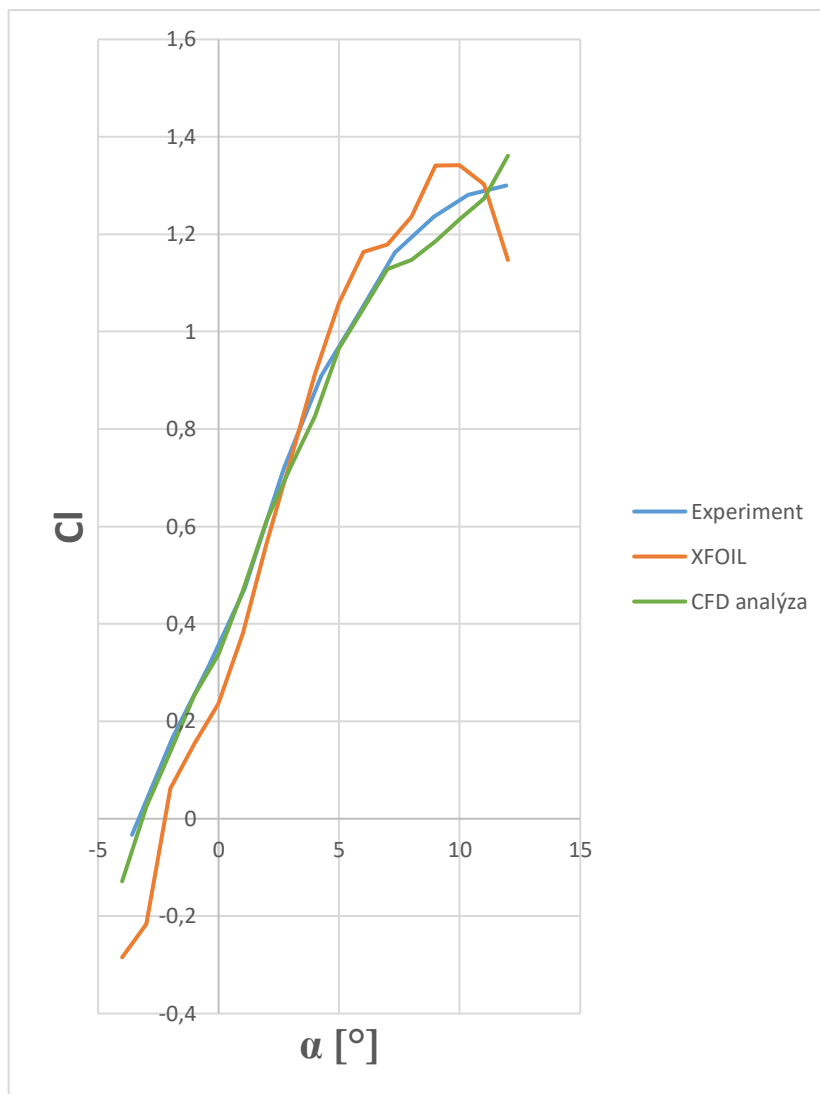
V případě experimentu v aerodynamickém tunelu je velice obtížné přesně definovat podmínky testování a zajistit přesnost výsledků, obzvláště pak na profilech při Reynoldsových číslech nižších než 500 000.

Je tedy důležité si uvědomit, že:

- Proudění při nízkých Reynoldsových číslech je velice citlivé na vnější vlivy, kterými jsou turbulence nebo hluk.
- Aerodynamický tunel mění pole proudění kolem profilu.
- Síly a tlaky jsou velmi malé.
- Model testovaný v aerodynamickém tunelu je nutné vyrobit podle vysokých standardů, aby přesně odpovídal požadovanému tvaru. [9]

### 5.1 Porovnání vztlakových čar

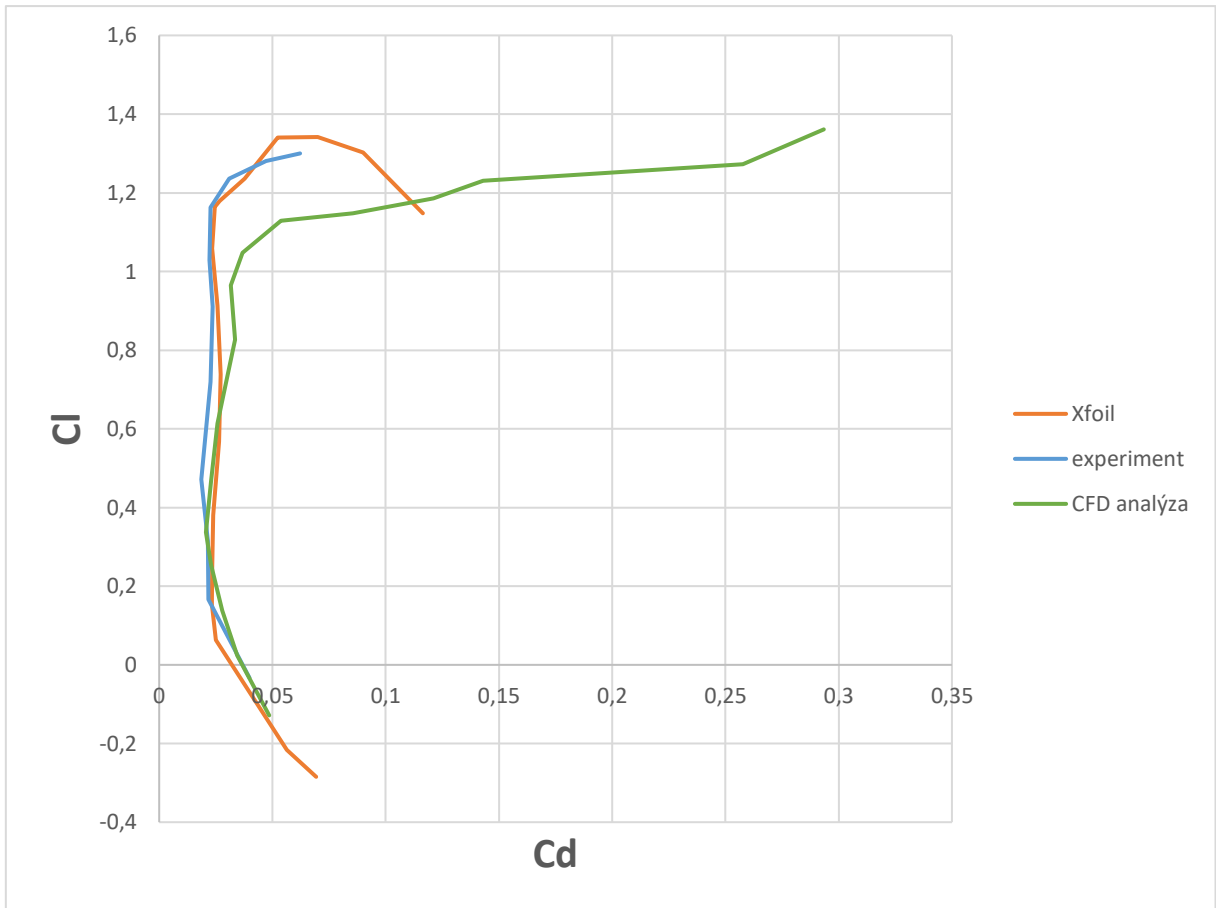
Při porovnání vztlakových čar v grafu 7 jsou nepatrné rozdíly. Hodnoty vztlakového součinitele pro experiment i CFD analýzu vyšly v lineární oblasti vztlakové čáry téměř totožné. Odchylna nastává až pro vyšší uhly náběhu, kdy se proud začíná odtrhávat. Při CFD analýze vyšel vyšší maximální součinitel vztlaku než při měření v aerodynamickém tunelu. Konkrétně tedy  $C_l = 1,3611$ .



Graf 7: Porovnání vztlakových čar

## 5.2 Porovnání polár

Porovnání polár je znázorněno v grafu 8. Až do úhlu náběhu  $6^\circ$  jsou výsledky pro experiment a CFD velmi podobné. Při překročení tohoto úhlu však u CFD metody nastává nárůst součinitele odporu oproti měření v aerodynamickém tunelu.



Graf 8: Porovnání polár

## 6 Závěr

Tématem bakalářské práce byla aerodynamika při velmi nízkých Reynoldsových číslech. V úvodní části je shrnuta teorie potřebná pro aerodynamiku nízkých Re. Následuje rešerše experimentálních dat z aerodynamického tunelu. Je zde popsán aerodynamický tunel a jeho korekce. Praktická část pak obsahuje CFD výpočet vybraného profilu. Výsledky získané ze simulace jsou následně porovnány s daty získanými při měření v aerodynamickém tunelu.

Při porovnávání jsem zahrnul i data vypočtená pomocí programu XFOIL, která slouží pro základní představu. Jelikož je program XFOIL jednoduchým výpočetním programem, získání výsledků poláry a vztlakové čáry trvalo pouze pár minut. Oproti tomu je program ANSYS Fluent náročnější. Nejprve je potřeba správně zvolit síťování prostředí. Dále pak nastavení veličin. Samotné počítání pak může zabrat i několik hodin podle počtu iterací a výkonosti počítače. Při správně vygenerované síti a nastaveném řešiči však pozitiva programu převládají nad negativy.

Získané výsledky ze simulace se jen nepatrně liší od experimentálního měření. Při vyšších úhlech náběhu však bylo zapotřebí použít několik tisíc iterací kvůli konvergenci řešení. Hodnoty součinitelů odporu vycházely při CFD simulaci vyšší při velkých úhlech náběhu. Důvodem může být nevhodně zvolená vygenerovaná síť. Maximální součinitel vzlaku byl ve Fluentu o něco vyšší než při měření v tunelu.

Při porovnávání experimentálních a simulovaných výsledků je tedy dobré si uvědomit, že u simulací spoustu věcí zanedbáváme, jiné pak předpokládáme. Při měření v aerodynamickém tunelu pak vniká spoustu nepřesností, které je potřeba korigovat.

## Seznam použité literatury

- [1] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. 3.vyd. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-01-00198-9.
- [2] What is Laminar Flow? *Simscale* [online]. [cit. 2021-11-14]. Dostupné z: <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/what-is-laminar-flow/>
- [3] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Praha: Naše vojsko, 1978. ISBN 80-01-02347-8.
- [4] ZÁRYBNICKÝ, Vít. Aerodynamika [online]. 1999 [cit. 2021-12-07]. Dostupné z: <https://docplayer.cz/17437265-Autor-ing-vit-zarybnicky-vydano-v-souladu-predpisy-jar-tisk-vy-cvikove-stredisko-r-lp-c-r-s-p.html>
- [5] LNĚNIČKA, Jaroslav. *Ovlivnění proudění* [online]. 2012 [cit. 2021-12-07]. Dostupné z: [https://www.airspace.cz/akademie\\_letectvi/2012/11/ovlivneni-proudeni/](https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2012/11/ovlivneni-proudeni/)
- [6] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Profil křídla* [online]. 2010 [cit. 2021-12-10]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Profil\\_kridla.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Profil_kridla.aspx)
- [7] SELIG, Michael, James GUGLIELMO, Andy BROEREN a Philippe GIGUÈRE. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. Virginia, USA: SoarTech Publications, 1995. ISBN 0-9646747-1-8.
- [8] *Introduction to ANSYS Fluent* [online]. 2010 [cit. 2021-12-20]. Dostupné z: [https://imechanica.org/files/fluent\\_13.0\\_lecture02-intro-to-cfd.pdf](https://imechanica.org/files/fluent_13.0_lecture02-intro-to-cfd.pdf)
- [9] Aerodynamics of Model Aircraft. *MH Airfoils* [online]. Braunschweig: Martin Hepperle, 2018 [cit. 2021-11-19]. Dostupné z: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/index.htm>

## Přílohy

### Výsledky měření v aerodynamickém tunelu pro vybraný profil

GM15		
Re = 61 300		
$\alpha$	Cl	Cd
-3,59	-0,033	0,0399
-1,91	0,166	0,0217
-0,38	0,316	0,0216
1,07	0,471	0,0186
2,71	0,72	0,0226
4,26	0,91	0,0235
5,72	1,029	0,0221
7,32	1,163	0,0227
8,93	1,236	0,0308
10,35	1,281	0,0471
11,93	1,3	0,0622

Příloha 1: Hodnoty z aerodynamického tunelu pro profil GM15 [7]

### Výsledky z programu XFOIL

$\alpha$ [°]	Cl	Cd
-4	-0,2846	0,06924
-3	-0,2166	0,0563
-2	0,0625	0,02513
-1	0,1534	0,02326
0	0,2362	0,02349
1	0,3803	0,02374
2	0,5682	0,02641
3	0,7388	0,02726
4	0,9129	0,02581
5	1,0587	0,02339
6	1,1336	0,02461
7	1,1784	0,0266
8	1,2355	0,03779
9	1,3407	0,05238
10	1,3417	0,07002
11	1,3022	0,0899
12	1,1476	0,11641

Příloha 2: Hodnoty vypočtené programem XFOIL pro profil GM15