

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV MECHANIKY TEKUTIN A TERMODYNAMIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

VIZUALIZACE CHOVÁNÍ MEZNÍ VRSTVY NA LAMINÁRNÍM
LETECKÉM PROFILU

VISUALIZATION OF THE BOUNDARY LAYER BEHAVIOR ON A
LAMINAR AIRFOIL

Autor práce: František Měkuta

Vedoucí práce: Ing. Michal Schmirler, Ph.D.

Praha, 2022

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Měkuta** Jméno: **František** Osobní číslo: **492407**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Vizualizace chování mezní vrstvy na laminárním leteckém profilu

Název bakalářské práce anglicky:

Visualization of the boundary layer behavior on a laminar airfoil

Pokyny pro vypracování:

- 1) Popište základní geometrické a aerodynamické charakteristiky leteckých profilů.
- 2) Popište aerodynamiku leteckých profilů s důrazem na chování mezní vrstvy (přechod do turbulence, různé typy odtržení proudu apod.).
- 3) Popište možné experimentální metody pro vizualizaci chování mezní vrstvy.
- 4) Řiďte přípravu experimentálního zařízení pro účely vizualizace na vybraném leteckém profilu.
- 5) Proveďte vlastní experiment a zhodnocení výsledků experimentu.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Michal Schmirler, Ph.D. ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **25.04.2022**

Termín odevzdání bakalářské práce: **29.07.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
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

Anotační list

Jméno autora: František Měkuta

Název bakalářské práce: Vizualizace chování mezní vrstvy na laminárním leteckém profilu

Title: Visualization of the boundary layer behavior on a laminar airfoil

Akademický rok: 2021/2022

Studijní program: (B2342) Teoretický základ strojního inženýrství

Studijní obor: (2301R000) bez oboru

Ústav: (12112) Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Michal Schmirler, Ph.D.

Bibliografické údaje: Počet stran: 47
Počet obrázků: 34
Počet tabulek: 1

Klíčová slova: Vizualizace mezní vrstvy, řízení mezní vrstvy, letecký profil, experiment, aerodynamické vlastnosti

Keywords: Boundary layer visualization, boundary layer control, airfoil, experiment, aerodynamic characteristics

Abstrakt

Práce se zabývá vlivem chování mezní vrstvy na aerodynamiku leteckého profilu. Dále jsou zmíněny metody řízení mezní vrstvy a metody její vizualizace. Cílem práce je provedení rešerše vizualizačních metod vhodných pro zkoumání leteckého profilu a provedení experimentu vybranou metodou na vybraném laminárním leteckém profilu. Na základě vyhodnocení experimentu je navržen vhodný způsob řízení mezní vrstvy zkoumaného profilu.

Abstract

The work deals with the influence of the behavior of the boundary layer on the aerodynamics of the airfoil. Furthermore, boundary layer control methods and methods of its visualization are mentioned. The aim of the thesis is to perform a search for visualization methods suitable for examining the airfoil and to perform an experiment using the selected method on a selected laminar airfoil. Based on the evaluation of the experiment, a suitable method of controlling the boundary layer of the researched profile is proposed.

Prohlášení

„Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma: Vizualizace chování mezní vrstvy na laminárním leteckém profilu vypracoval samostatně, pod vedením Ing. Michala Schmirlera, Ph.D. Veškerou odbornou literaturu a prameny, z nichž jsem při zpracování čerpal, v práci řádně cituji a jsou uvedeny v seznamu použité literatury.“

V Praze dne:

Podpis:

Poděkování

Děkuji Ing. Michalu Schmirlerovi, Ph.D. za vedení ve zpracování mé bakalářské práce. Dále děkuji Ing. Lukáši Popelkovi, Ph.D. za cenné rady při návrhu a realizaci experimentu. Také děkuji Ing. Filipu Trnkovi a Bc. Jiřímu Walterovi za jejich pomoc při realizaci experimentu.

Obsah

1.	Úvod.....	14
2.	Geometrické a aerodynamické charakteristiky leteckých profilů.....	14
2.1	Geometrické charakteristiky profilu.....	14
2.2	Aerodynamické charakteristiky profilu	15
2.2.1	Obtékání leteckého profilu.....	15
2.2.2	Rozložení tlaků na povrchu profilu.....	17
2.2.3	Tlakový koeficient.....	19
2.2.4	Aerodynamické součinitele	20
3.	Aerodynamika profilu s důrazem na chování mezní vrstvy	21
3.1	Režimy proudění.....	21
3.2	Mezní vrstva	21
3.2.1	Mezní vrstva bez tlakového gradientu	22
3.2.2	Mezní vrstva s tlakovým gradientem	23
3.3	Laminární letecký profil.....	24
3.4	Vývoj mezní vrstvy.....	25
3.4.1	Laminární odtržení mezní vrstvy	25
3.4.2	Turbulentní odtržení mezní vrstvy	26
3.4.3	Místní odtržení mezní vrstvy	26
4.	Ovlivňování vývoje mezní vrstvy	27
4.1	Vliv vývoje mezní vrstvy na aerodynamiku profilu.....	27
4.2	Pasivní řízení mezní vrstvy.....	28
4.2.1	Klapky	28
4.2.2	Sloty.....	28
4.2.3	Turbulátory.....	29
4.3	Aktivní řízení mezní vrstvy.....	30
4.3.1	Vyfukování mezní vrstvy.....	30
4.3.2	Odsávání mezní vrstvy.....	30
5.	Experimentální vizualizace chování mezní vrstvy	31
5.1	Kvalitativní metody.....	31
5.1.1	Vizualizace pomocí kouře	31

5.1.2	Vizualizace pomocí prášku	31
5.1.3	Vizualizace pomocí vláken	32
5.1.4	Vizualizace pomocí nátěrů.....	33
5.2	Kvantitativní metody	34
5.2.1	Metoda PIV	34
5.2.2	Metoda CTA.....	35
5.2.3	Prestonova sonda	35
5.2.4	Plůtková sonda	36
6.	Vizualizace na vybraném leteckém profilu.....	37
6.1	Propis vybraného leteckého profilu	37
6.2	Příprava experimentu	38
6.3	Vizualizace pomocí vláken, validace zkušebního prostoru	39
6.4	Vizualizace pomocí kouře	40
6.5	Vyhodnocení.....	44
7.	Závěr	45

Seznam použitých symbolů

Značení	Jednotka	Význam
Re	[1]	Reynoldsovo číslo
v	[m/s]	Místní rychlost proudu
c	[m]	Hloubka profilu
ν	[m ² /s]	Kinematická viskozita vzduchu
p_T	[Pa]	Celkový tlak
p_∞	[Pa]	Statický tlak nenarušeného proudu
$p_{d\infty}$	[Pa]	Dynamický tlak nenarušeného proudu
p	[Pa]	Místní statický tlak
p_d	[Pa]	Místní dynamický tlak
D	[N]	Odporová síla
c_D	[1]	Součinitel odporu
S	[m ²]	Půdorysná plocha křídla
ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu
v_∞	[m/s]	Rychlost nenarušeného proudu
w	[m/s]	Rychlost cirkulace
p_u	[Pa]	Statický tlak vrchní strany profilu
p_l	[Pa]	Statický tlak spodní strany profilu
L	[N]	Vztlaková síla
x_{cp}	[m]	Poloha neutrálního bodu
c_L	[1]	Součinitel vztlaku
α	[°]	Úhel náběhu
c_p	[1]	Tlakový koeficient
Δc_p	[1]	Rozdíl tlakových koeficientů
c_{pu}	[1]	Tlakový koeficient vrchní strany profilu
c_{pl}	[1]	Tlakový koeficient spodní strany profilu
Re_{krit}	[1]	Kritické Reynoldsovo číslo
δ	[mm]	Tloušťka mezní vrstvy δ
v_δ	[m/s]	Rychlost ve vzdálenosti δ od povrchu

δ^*	[mm]	Pošinovací tloušťka mezní vrstvy
V_{δ^*}	[m/s]	Rychlost ve vzdálenosti δ^* od povrchu
δ^{**}	[mm]	Impulzní tloušťka mezní vrstvy
$V_{\delta^{**}}$	[m/s]	Rychlost ve vzdálenosti δ^{**} od povrchu
C_{Lmax}	[1]	Maximální součinitel vztlaku
C_{Dmin}	[1]	Minimální součinitel odporu
α_{krit}	[°]	Kritický úhel náběhu
τ	[N/m ²]	Tečné napětí

Seznam použitých obrázků

Obr. 1	Základní geometrické charakteristiky profilu [1]	15
Obr. 2	Vznik vztlaku superpozicí translačního proudu a cirkulace [3]	17
Obr. 3	Poloha neutrálního bodu nesymetrického profilu [3]	18
Obr. 3	Rozložení tlaků na povrchu profilu [2]	18
Obr. 4	Rozložení výsledné aerodynamické síly na vztlak a odpor [1]	19
Obr. 5	Rozložení tlakového koeficientu na povrchu profilu [3]	20
Obr. 6	Mechanický význam poláry profilu [4]	20
Obr. 7	Mezní vrstva a tenké desce [1]	22
Obr. 8	Mezní vrstva s tlakovým gradientem [5]	23
Obr. 9	Destabilizace laminární m.v. nerovností na křídle [2]	24
Obr. 10	Poláry klasického a laminárního profilu [2]	25
Obr. 11	Zpětné proudění při laminárním odtržení [1]	26
Obr. 12	Turbulentní odtržení mezní vrstvy [4]	26
Obr. 13	Místní odtržení mezní vrstvy [6]	27
Obr. 14	Vliv vychýlení klapky na tvar poláry profilu [2]	28
Obr. 15	Účinek slotu [2]	29
Obr. 16	Mezní vrstva před použitím turbulátoru [8]	29
Obr. 17	Mezní vrstva s použitým turbulátorem [8]	30
Obr. 18	Odsávání mezní vrstvy [9]	30
Obr. 19	Obtékání leteckého profilu, vizualizace kouřem [10]	31
Obr. 20	Obtékání modelu Concorde, vizualizace Al práškem [10]	32
Obr. 21	Obtékání koule, vizualizace Al práškem [10]	32
Obr. 22	Proudění v mezní vrstvě, vizualizace pomocí vláken [10]	33
Obr. 23	Víry v úplavu za modelem, vizualizace pomocí vláken [10]	33
Obr. 24	Obtékání lopatek turbíny, vizualizace olejovým filmem [10]	34
Obr. 25	Nastavení metody PIV [12]	35
Obr. 26	Prestonova sonda [15]	36
Obr. 27	Klasická plůtková sonda [18]	36
Obr. 28	Letecký profil FX66-S-196V1	37
Obr. 29	Uložení profilu v měřicím prostoru	38

Obr. 30	Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí vláken, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 200\,000$	39
Obr. 31	Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 0^\circ$	41
Obr. 32	Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 5^\circ$	42
Obr. 33	Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 12^\circ$	43
Obr. 34	Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 15^\circ$	44

Seznam použitých tabulek

Tab. 1	Souřadnice profilu FX66-S-196V1	37
--------	---------------------------------------	----

1. Úvod

Vizualizace proudění tekutin je důležitým nástrojem experimentální mechaniky tekutin. Slouží k ověřování hypotéz a numericky získaných simulací výpočetní mechaniky tekutin. Podává makroskopický pohled na samotné proudění tekutin a obtékání těles, kde slouží k získání informací o charakteru mezní vrstvy.

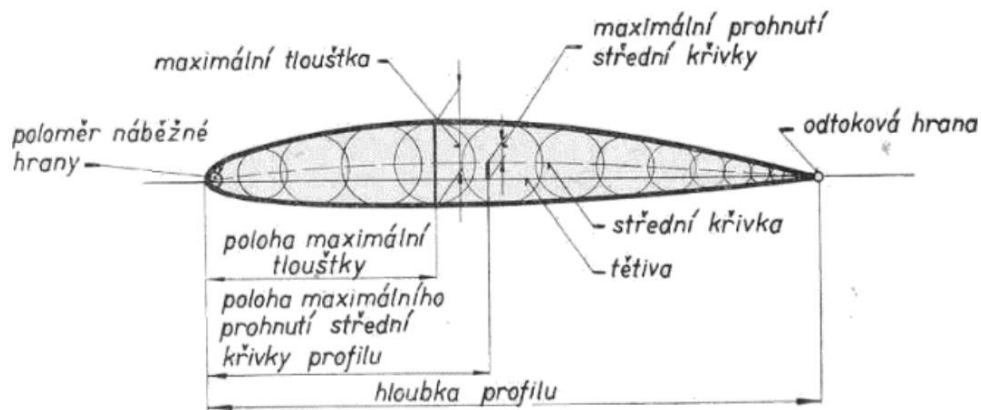
Laminární letecké profily jsou využívány zejména u bezmotorových letounů. V tomto oboru má pochopení problematiky mezní vrstvy speciální význam. Při plachtění je kladen důraz na nízký odpor letounu, jelikož nemá pohonnou jednotku, která by zvýšený odpor překonávala. Velikost třecího a tlakového odporu souvisí právě s vývojem mezní vrstvy na povrchu křídla letounu.

Dalším krokem po vizualizaci proudění a pochopení chování mezní vrstvy je její řízení. Cíleným ovlivňováním mezní vrstvy je dosahováno snížení odporu a řízení vztlaku letounu. Řízení mezní vrstvy může být pasivní nebo aktivní v závislosti na tom, zda je do proudění v mezní vrstvě zasahováno zvenčí, nebo je řízena pevnými prvky na profilu.

2. Geometrické a aerodynamické charakteristiky leteckých profilů

2.1 Geometrické charakteristiky profilu

Leteckým profilem je nazýván řez křídlem letounu rovinou kolmou na příčnou osu křídla. Jedná se tedy o teoretické dvourozměrné těleso, které má nulovou plochu. Pro experimenty je využíván trojrozměrný model, který vznikne protažením dvourozměrného tělesa do určitého rozpětí. Tento model se též nazývá letecký profil. Letecký profil má 6 základních charakteristik a všechny jsou uváděny v procentech hloubky profilu. Maximální tloušťka je průměr největší vepsané kružnice do obrysu profilu. Poloha maximální tloušťky je vzdálenost maximální tloušťky profilu od náběžné hrany. Maximální prohnutí střední křivky je výška nejvyššího bodu střední křivky nad tětivou profilu. Poloha maximálního prohnutí střední křivky je vzdálenost maximálního prohnutí od náběžné hrany profilu. Dalšími dvěma charakteristikami jsou poloměr náběžné hrany a rozložení tloušťky podél profilu. Tětivou profilu se rozumí přímková spojnice náběžné a odtokové hrany profilu. Střední křivkou se rozumí křivka ekvidistantní k obrysu profilu. Leží na ní středy kružnic vepsaných do obrysu profilu. [1, 2]



Obr. 1 Základní geometrické charakteristiky profilu [2]

2.2 Aerodynamické charakteristiky profilu

Aerodynamické vlastnosti profilu závisí na geometrii profilu, úhlu náběhu, hodnotě Re a drsnosti povrchu profilu. Úhel náběhu je měřen mezi směrem nenarušeného proudu vzduchu před profilem a tětivou profilu. Charakteristickým rozměrem pro výpočet Re je hloubka profilu.

$$Re = \frac{v \cdot c}{\nu} \quad (1)$$

Pro další popis obtékání leteckého profilu bude zaveden souřadnicový systém, kde směr nabíhajícího proudu je značen jako souřadnice x a směr normály k němu je značen y . Počátek systému je v náběžné hraně profilu.

2.2.1 Obtékání leteckého profilu

Při obtékání profilu uvažujeme rychlost vzduchu menší než $1/3$ rychlosti zvuku, tedy změna hustoty je zanedbatelná a vzduch se chová jako nestlačitelná tekutina. V tomto případě je možno proudění v blízkosti profilu popsat pomocí Bernoulliovy rovnice. Tvarem profilu, natočením profilu vůči směru rychlosti nabíhajícího proudu vzduchu nebo kombinací obou předešlých lze docílit snížení statického tlaku na vrchní straně a zvýšení statického tlaku na spodní straně profilu. Tento rozdíl tlaků má za následek vznik vztlakové síly, která je žádoucí. [1]

Vznik rozdílu tlaků vysvětluje Bernoulliova rovnice v kombinaci s rovnicí kontinuity. Proud vzduchu je náběžnou hranou profilu rozdělen na dvě části a tyto dvě části se v důsledku platnosti rovnice kontinuity musejí opět setkat přesně na odtokové hraně profilu. Natočením

profilu nebo jeho nesymetrickým tvarem je docíleno toho, že dráha části proudu na vrchní straně profilu je větší než dráha části proudu obtékající spodní stranu profilu. Rychlost na vrchní straně je tedy zvýšena a tím je v důsledku platnosti Bernoulliovy rovnice dosaženo snížení statického tlaku proudu vzduchu. Naopak na spodní straně profilu dochází ke snížení rychlosti nabíhajícího proudu vzduchu a tím dochází ke zvýšení statického tlaku. Rozložení tlaků na povrchu profilu je jednou z důležitých oblastí při řešení aerodynamických charakteristik profilu. Rozložení tlaku i aerodynamické vlastnosti jsou silně ovlivňovány geometrickými charakteristikami profilu. [2]

Bernoulliova rovnice tvrdí, že v ustáleném nestlačitelném neviskozním proudění je celkový tlak p_T podél proudnice konstantní. Jde o rovnici zákona zachování energie, kde dynamický tlak reprezentuje míru kinetické energie a statický tlak reprezentuje míru potenciální energie. Celkovou energii proudu vzduchu reprezentuje celkový tlak. Pro ustálené nestlačitelné neviskozní proudění má Bernoulliova rovnice tvar

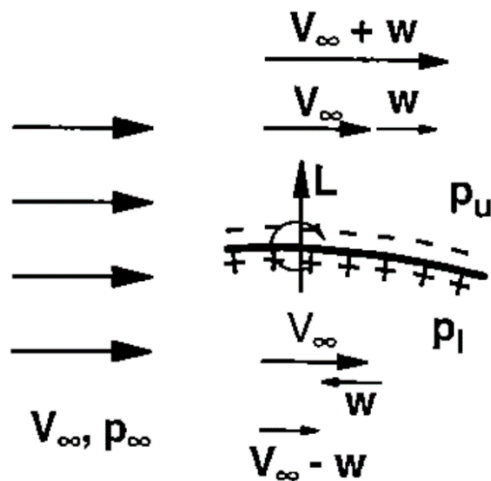
$$p_T = p_\infty + p_{d\infty} = p + p_d, \quad (2)$$

kde

$$p_{d\infty} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty^2, \quad p_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2. \quad (3)$$

V případě reálného proudění část energie proudu disipuje vlivem viskozity a tedy hodnota celkového tlaku v místě náběžné hrany je vyšší než jeho hodnota v místě odtokové hrany. [3]

Dalším způsobem, jak popsat vznik tlakového rozdílu, je superpozice translačního proudu a cirkulace vzduchu. Při natočení profilu je výsledná rychlost na jeho sací straně součtem rychlosti translačního proudu v_∞ a rychlosti cirkulace w . Na přetlakové straně je potom smysl rychlosti w opačný ke smyslu rychlosti v_∞ . Výsledkem je zvýšení rychlosti na sací straně a snížení rychlosti na přetlakové straně, což má za následek snížení statického tlaku na sací straně a zvýšení statického tlaku na přetlakové straně. [3]

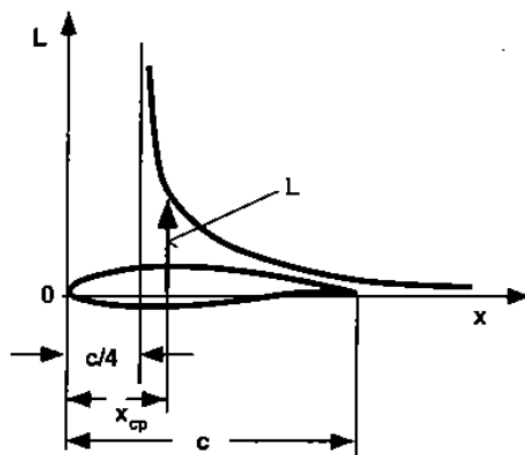


Obr. 2 Vznik vztlaku superpozicí translačního proudu a cirkulace [3]

2.2.2 Rozložení tlaků na povrchu profilu

Rozložení tlaků na povrchu profilu je možno zjistit experimentálně na modelu profilu, a to připojením k mnohonásobnému tlakoměru a vložení do proudu vzduchu. Z výsledného rozložení tlaků plyne, že podtlak na horní straně profilu se na výsledném vztlaku podílí přibližně z $2/3$, zatímco spodní přetlaková strana profilu má na výsledném vztlaku pouze třetinový podíl. Také je zřejmé, že nejvyšších hodnot podtlaku a přetlaku se dosahuje v přední části profilu, kde je na horní straně rychlost nejvyšší a na spodní straně nejnižší. Výslednou aerodynamickou sílu je možno rozložit na dvě na sebe kolmé složky, odpor (rovnoběžný se směrem nabíhajícího proudu) a vztlak (kolmý ke směru nabíhajícího proudu). [1, 2]

Působíště výsledné aerodynamické síly je umísťováno do vzdálenosti $c/4$ od náběžné hrany. Toto místo se nazývá aerodynamický střed profilu. Pokud je jako referenční bod klopivého momentu zvolen aerodynamický střed, velikost momentu se s velikostí vztlakové síly a tedy i s úhlem náběhu nemění. Vedle aerodynamického středu je definován také neutrální bod profilu. Je to bod skutečného působíště vztlakové síly. Klopivý moment je tedy v tomto bodě vždy nulový. Pro symetrický profil je neutrální bod totožný s aerodynamickým středem. Pro nesymetrický profil konverguje se zvyšující se vztlakovou silou poloha neutrálního bodu k poloze aerodynamického středu. [3]



Obr. 3 Poloha neutrálního bodu nesymetrického profilu [3]

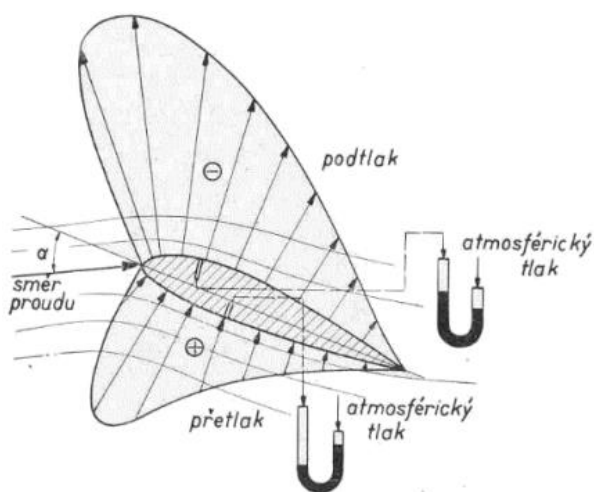
Odpor tělesa lze rozdělit na odpor tlakový (tvarový), způsobený zejména velikostí úplavu, a odpor třecí, způsobený viskozitou vzduchu a drsností povrchu.

Velikost odporu je dána vzorcem

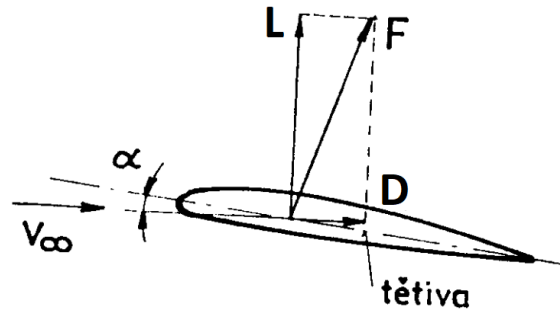
$$D = c_D \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{v_\infty^2}{2}. \quad (4)$$

Velikost vzlaku je dána vzorcem

$$L = c_L \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{v_\infty^2}{2}. \quad (5)$$



Obr. 4 Rozložení tlaků na povrchu profilu [2]



Obr. 5 Rozložení výsledné aerodynamické síly na vztlak a odpor [1]

2.2.3 Tlakový koeficient

Vhodnějším způsobem vyjádření rozložení tlaku po povrchu profilu je zavedení bezrozměrného tlakového koeficientu

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{p_{d\infty}}, \quad (6)$$

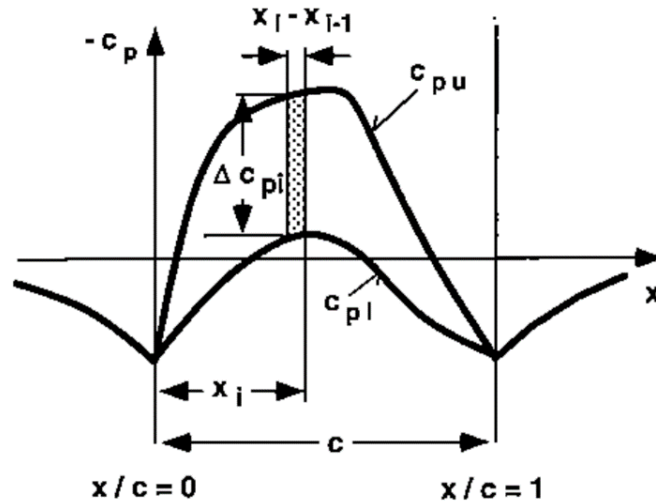
který lze použitím Bernoulliovy rovnice vyjádřit vztahem

$$c_p = 1 - \left(\frac{v}{v_\infty}\right)^2. \quad (7)$$

Jelikož hodnota místního statického tlaku p závisí na souřadnici x , stejně tak i hodnota c_p je proměnná se souřadnicí x . Rozdíl hodnot c_p mezi vrchní a spodní stranou profilu v konkrétním místě x

$$\Delta c_p(x) = c_{pu}(x) - c_{pl}(x) \quad (8)$$

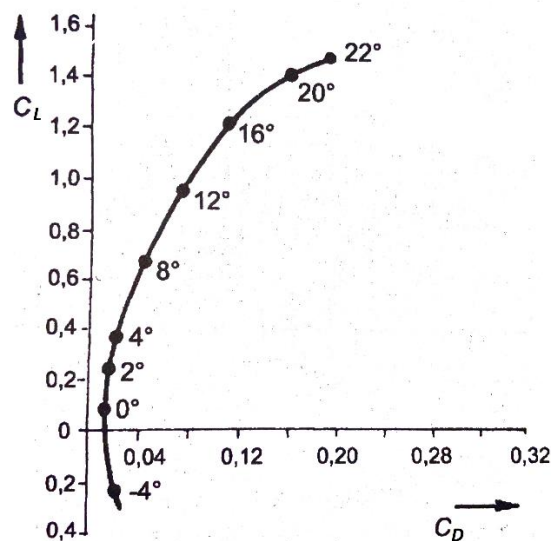
je důležitý pro početní určení výsledné aerodynamické síly. Pro vznik vztlaku musí být tento rozdíl kladný. V praxi se však součinitele určují experimentálně. [3, 4]



Obr. 6 Rozložení tlakového koeficientu po povrchu profilu [3]

2.2.4 Aerodynamické součinitele

Po experimentálním zjištění vztlakové a odporové síly, je možno z rovnic (4), (5) vyjádřit bezrozměrné hodnoty součinitele vztlaku a odporu. Vyjádření těchto součinitelů je výhodné pro srovnávání vlastností různých leteckých profilů, kdy by srovnávání absolutních hodnot aerodynamických sil bylo složité a nepřehledné. Zvláště výhodné je pak vyjádření závislosti součinitele vztlaku c_L na součiniteli odporu c_D . Takovéto vyjádření se nazývá aerodynamická polára profilu a jejím mechanickým významem je vyjádření směru a velikosti výsledné aerodynamické síly pro konkrétní úhly náběhu. [2, 4]



Obr. 7 Mechanický význam poláry profilu [4]

3. Aerodynamika profilu s důrazem na chování mezní vrstvy

3.1 Režimy proudění

Pohyb reálných tekutin lze charakterizovat dvěma odlišnými režimy proudění: laminárním a turbulentním. Laminární proudění je uspořádané, proudnice jsou souběžné a difuzivita je nízká. Hodnoty tlakového a třecího odporu při laminárním obtékání leteckého profilu jsou nižší než při turbulentním obtékání. [2]

V režimu turbulentního proudění dochází k fluktuaci rychlosti, tlaku a dalších veličin. Pro turbulentní proudění je charakteristický výskyt vírů. Rozměr jednotlivých vírů se pohybuje od velikosti charakteristického rozměru soustavy až po mikroskopické víry, které vlivem viskozity zanikají a jejich kinetická energie je přeměněna na vnitřní energii soustavy. Díky směšovacímu pohybu částic dochází v turbulentním proudění k mnohem intenzivnějšímu přenosu hybnosti, tepla a hmoty než při proudění laminárním. [1, 4]

O tom, zda je proudění laminární nebo turbulentní rozhoduje velikost Re a gradientu tlaku. Bezrozměrné číslo Re vyjadřuje poměr mezi setrvačnými a vazkými silami. Pokud je $Re < Re_{krit}$, jedná se o stabilní laminární proudění a případné rozruchy vnesené do proudu zvenčí jsou vlivem viskozity utlumeny. Pokud je $Re > Re_{krit}$, laminární proudění ještě může existovat, ale je nestabilní a po vnesení rozruchu do proudu přejde do turbulence, která již není viskozitou tekutiny utlumena. Při obtékání leteckých profilů se zpravidla dosahuje hodnot kritických a nadkritických. Obtékání profilu se tedy skládá z laminární i turbulentní části v různém poměru. Stejně tak gradient tlaku rozhoduje o stabilitě laminárního proudění. Negativní gradient přispívá k udržení laminárního proudění, pozitivní gradient proudění destabilizuje. [1, 3]

3.2 Mezní vrstva

Při obtékání tělesa za vysokých hodnot Re ovlivňuje viskozita pouze relativně tenkou vrstvu proudu v blízkosti povrchu tělesa. Na povrchu dojde k úplnému zastavení částic tekutiny, ve směru vnější normály k povrchu rychlost tekutiny roste, až v určité vzdálenosti dosáhne rychlosti nabíhajícího proudu v_∞ . Takto ovlivněná část proudu se nazývá mezní vrstva. Tloušťka mezní vrstvy δ je definována jako normálová vzdálenost od povrchu, kde platí

$$v_\delta = 0,99 \cdot v_\infty . \quad (9)$$

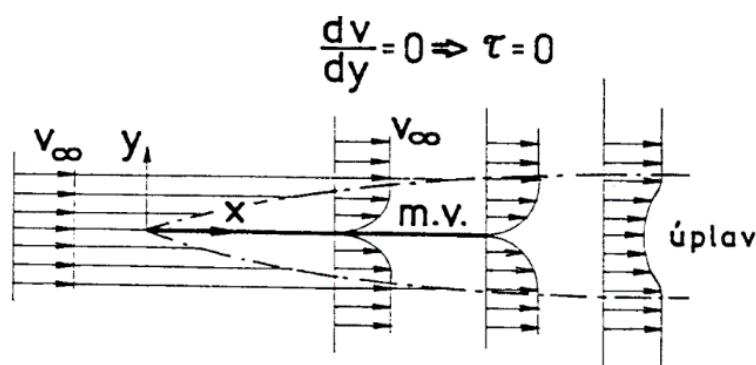
Vně mezní vrstvy je rychlost konstantní, gradient rychlosti je roven nule, tedy tečné napětí mimo mezní vrstvu je nulové. Vzhledem k nenulovému tečnému napětí je proudění v mezní vrstvě laminární nebo turbulentní. Rychlostní profil laminární mezní vrstvy má obecně nižší gradient rychlosti ve směru y , to znamená nižší tečná napětí a nižší třecí odpor než u turbulentní mezní vrstvy. [4]

3.2.1 Mezní vrstva bez tlakového gradientu

Při obtékání rovinné desky uložené paralelně s proudem vzniká mezní vrstva, kde

$$\frac{\partial p}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial p}{\partial y} = 0. \quad (10)$$

Vzhledem k nulovému zakřivení desky je tlak ve směru x konstantní. Pro relativně malý rozměr tloušťky mezní vrstvy se předpokládá, že okolní proudění vtiskne mezní vrstvě ve směru vnější normály svůj tlak. Tloušťka mezní vrstvy na náběžné hraně je nulová, směrem k odtokové hraně se rozšiřuje a na odtokové hraně je maximální. Odplavená mezní vrstva za odtokovou hranou desky se nazývá úplav.



Obr. 8 Mezní vrstva na tenké desce [1]

Společně s tloušťkou mezní vrstvy je definována pošinovací tloušťka mezní vrstvy δ^*

$$v_{\delta^*} = \frac{1}{v_{\infty}} \int_0^{\infty} (v_{\infty} - v) dy, \quad (11)$$

která udává rozměr, o který by mohla být zvětšena tloušťka desky pro zachování hmotnostního toku za předpokladu vyloučení vlivu viskozity. Jako rozměr, o který by mohla

být zvětšena tloušťka desky pro zachování toku hybnosti, je definována impulzní tloušťka mezní vrstvy δ^{**}

$$v_{\delta^{**}} = \frac{1}{v_{\infty}^2} \int_0^{\infty} v \cdot (v_{\infty} - v) dy . \quad (12)$$

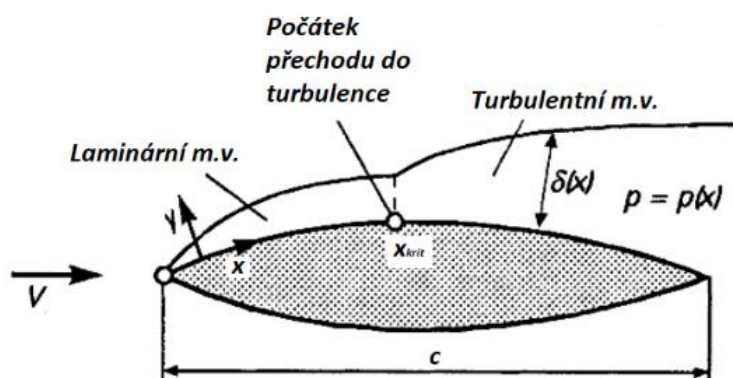
Pro paralelně obtékanou desku s laminární mezní vrstvou platí $\delta \cong 3 \cdot \delta^* \cong 8 \cdot \delta^{**}$. [4]

3.2.2 Mezní vrstva s tlakovým gradientem

Pro tloušťky mezní vrstvy vznikající při obtékání leteckého profilu platí definice zavedené v případě obtékání rovinné desky. Vzhledem k zakřivení profilu vzniká nenulový gradient tlaku ve směru x , tlak ve směru y je opět rovný tlaku okolního proudu

$$\frac{\partial p}{\partial x} \neq 0, \quad \frac{\partial p}{\partial y} = 0 . \quad (13)$$

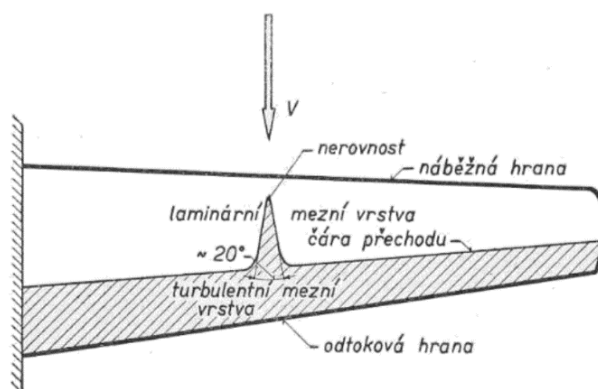
Nenulový gradient tlaku podstatně ovlivňuje tvar rychlostního profilu a nulové hodnoty nabývá v blízkosti místa největší tloušťky profilu. V oblasti mezi náběžnou hranou a místem největší tloušťky profilu dochází vlivem záporného gradientu tlaku ke stabilizaci laminárního proudění a tloušťka mezní vrstvy pozvolna roste. V oblasti mezi místem největší tloušťky a odtokovou hranou dochází vlivem kladného gradientu tlaku k destabilizaci laminárního proudění a přechodu m. v. do turbulence, kde její tloušťka roste prudčeji. [5]



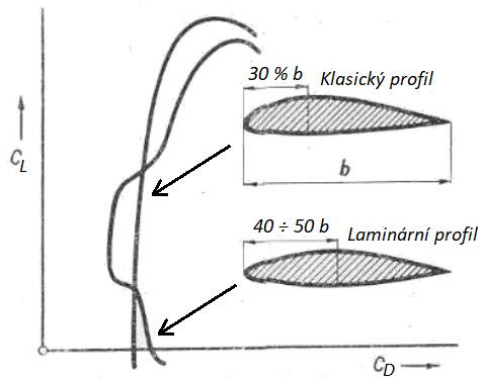
Obr. 9 Mezní vrstva s tlakovým gradientem [5]

3.3 Laminární letecký profil

Pro vysvětlení pojmu laminární letecký profil je nejdříve nutno zavést pojem klasický letecký profil, u kterého se poloha maximální tloušťky nachází přibližně ve 30 % hloubky profilu. To znamená, že v blízkosti tohoto místa dochází k přechodu mezní vrstvy do turbulence, což má za následek žádoucí zvýšenou odolnost turbulentní m.v. proti odtržení, ale nežádoucí zvýšení třecího odporu, který je v laminární m.v. výrazně nižší. U letounů s motorovým pohonem se proto využívají klasické profily, kde je využíváno stability turbulentní mezní vrstvy a zvýšený třecí odpor je překonáván tahem motoru. U větroňů je naopak kladen důraz na snížení odporu, aby byl bez použití pohonu zajištěn co nejvyšší dolet. Proto se u většiny bezmotorových letounů používá laminárních leteckých profilů s polohou místa maximální tloušťky 40 % až 70 % hloubky profilu. To zajistí udržení laminární m.v. po větší části profilu a tedy snížení třecího odporu. Laminární m.v. je velice nestabilní- a proto je kladen důraz na vysokou kvalitu a čistotu povrchu profilu. Sebemenší nerovnosti nebo nečistoty vedou k destabilizaci laminární m.v. a ke zvýšení třecího odporu. U laminárních leteckých profilů dochází k odtržení m.v. při nižších úhlech náběhu než u klasických profilů. Na poláře tedy vznikne úzká oblast sníženého odporu, který se nazývá laminární boule. [1, 2]



Obr. 10 Destabilizace laminární m.v. nerovností na křídle [2]



Obr. 11 Poláry klasického a laminárního profilu [2]

Vlivem nestability laminární m.v. potom dojde k dřívějšímu odtržení a polára laminárního profilu má nižší hodnotu c_{Lmax} než polára klasického profilu. Zisk na sníženém odporu v oblasti laminární boule nicméně převažuje ztrátu sníženého c_{Lmax} . Při $Re < Re_{krit}$ se laminární mezní vrstva udrží až do odtokové hrany. To má za následek snížení třecího odporu, ale vlivem nestability dochází k odtržení m.v. již při nízkých úhlech náběhu a tím pádem k prudkému růstu odporu a ztrátě vzlaku. Proto jsou využívány prostředky pro akceleraci přechodu laminární m.v. do turbulence – turbulátory. Převedením laminární m.v. do turbulence dojde k její stabilizaci a ke zvýšení α_{krit} , kdy dojde k odtržení m.v. [2]

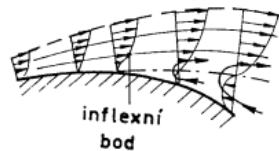
3.4 Vývoj mezní vrstvy

V náběžné části profilu dochází k vyvinutí laminární m.v. V blízkosti místa, kde $dp/dx = 0$, dochází potom v závislosti na okolních podmínkách buď k přechodu na turbulentní m.v. s následným odtržením dále po proudu, nebo rovnou k odtržení laminární m.v. s následným přechodem do turbulence již bez kontaktu s povrchem profilu. V tomto případě může dojít k místnímu odtržení, kdy po přechodu do turbulence mimo povrch profilu dojde k výraznému nárůstu tloušťky m.v., která se tak opět připojí k povrchu profilu. [3]

3.4.1 Laminární odtržení mezní vrstvy

Nastává v případě vytvoření poměrně stabilní laminární m.v., tedy zejména při podkritickém obtékání profilu. Mezi náběžnou hranou a místem $dp/dx = 0$ dochází k vytvoření laminární m.v. V oblasti vzrůstajícího tlaku dochází k rychlému poklesu rychlosti v m.v., až v rychlostním profilu vznikne inflexní bod, kde $dv/dy = 0$. Za tímto bodem po proudu má rychlost proudění na povrchu profilu opačný smysl než rychlost v_∞ . Na povrchu profilu dochází ke zpětnému proudění, ve kterém je odlišné rozložení tlaku než v mezní vrstvě,

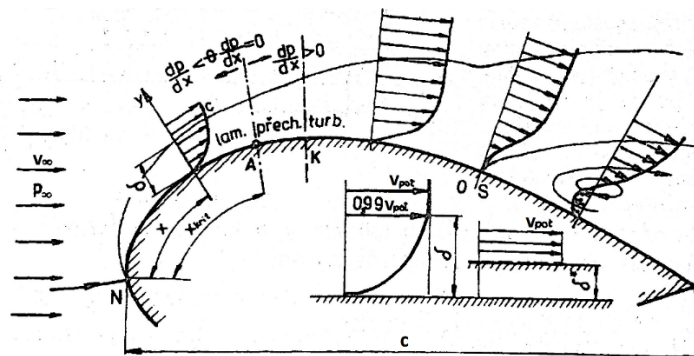
kteřá se vlivem tohoto proudění čím dál tím víc vzdaluje od povrchu profilu. Při laminárním odtržení m.v. dochází k vytvoření širokého úplavu za obtékaným profilem. V úplavu je nižší tlak než v oblasti před náběžnou hranou, a tak dochází k prudkému nárůstu tlakového odporu. [1, 4]



Obr. 12 Zpětné proudění při laminárním odtržení [1]

3.4.2 Turbulentní odtržení mezní vrstvy

Mezní vrstva vznikne jako laminární a v oblasti $dp/dx > 0$ přejde do turbulence. Dále po proudu dojde k odtržení turbulentní m.v. Princip je stejný jako při odtržení laminární m.v. s tím rozdílem, že plnější rychlostní profil turbulentní m.v. dokáže lépe odolávat kladnému tlakovému gradientu a inflexní bod v rychlostním profilu tak nastane dále po proudu. V důsledku toho dochází k odtržení turbulentní m.v. blíže k odtokové hraně než při laminárním odtržení, a vzniká tak užší úplav. Čím užší úplav, tím nižší je tlakový odpor profilu. [1, 4]

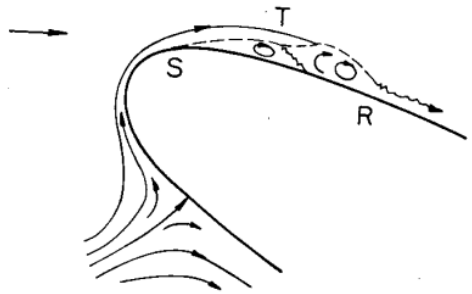


Obr. 13 Turbulentní odtržení mezní vrstvy [4]

3.4.3 Místní odtržení mezní vrstvy

Vzniká jako laminární odtržení m.v. K odtržení dochází stejně jako při laminárním odtržení poblíž místa $dp/dx = 0$. Odtržená laminární m.v. ztrácí stabilitu a přechází do turbulence. Turbulentní proudění ovlivňuje vrstvy vzduchu kolem sebe a vzniká rozšiřující se turbulentní proud, v němž dochází k růstu tlaku. Při dosažení tlaku, který by měla

turbulentní m.v. právě vyvinutá z neodtržené laminární m.v., dochází k přilehnutí turbulentního proudu zpět k povrchu profilu. Dále po proudu dochází opět k zpomalování proudu vzduchu v m.v., neboť $dp/dx > 0$. Následuje turbulentní odtržení m.v. Místní odtržení bývá nestabilní a má za následek prudké kolísání hodnoty c_L , což je nežádoucí. [4, 6]



Obr. 14 Místní odtržení mezní vrstvy [6]

4 Ovlivňování vývoje mezní vrstvy

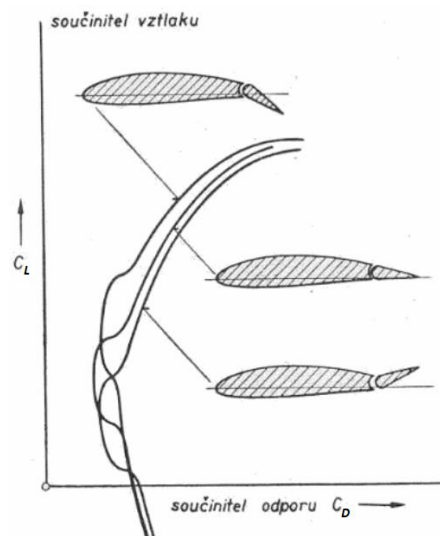
4.1 Vliv vývoje mezní vrstvy na aerodynamiku profilu

Laminární mezní vrstva způsobuje díky nižším tečným napětím nízký třecí odpor. Nevýhodou je její nestabilita v oblasti kladného tlakového gradientu a náchylnost na odtržení. Odtržení laminární m.v. vytvoří široký úplav. Tím dochází k prudké ztrátě vzlaku a růstu tlakového odporu, protože rozložení tlaku v úplavu je odlišné od zdravě obtékaného profilu. Odtržení turbulentní m.v. vede též ke ztrátě vzlaku, ale tlakový odpor je nižší než při laminární odtržení. Je tomu tak v důsledku vytvoření užšího úplavu za profilem. Z vyhodnocení vlivů vývoje m.v. na aerodynamiku profilu plyne následující. Vzhledem ke sníženému třecímu odporu se vyplatí udržet laminární m.v. ve stabilním úseku profilu. Následně je vhodné zajistit před místem odtržení co nejrychlejší přechod m.v. do turbulence. Vzárost třecího odporu v turbulentní m.v. má mnohem menší dopad na aerodynamiku než ztráta vzlaku a růst tlakového odporu při laminárním odtržení. Následné turbulentní odtržení nastává dále od náběžné hrany než odtržení laminární a nevzniká při něm tak široký úplav. Z těchto důvodů je využívána řada prostředků pro řízení m.v. Hlavním významem teorie mezní vrstvy je právě možnost ovlivňovat ji technickými zásahy a tím tak ovlivňovat aerodynamiku obtékaného profilu. [4]

4.2 Pasivní řízení mezní vrstvy

4.2.1 Klapky

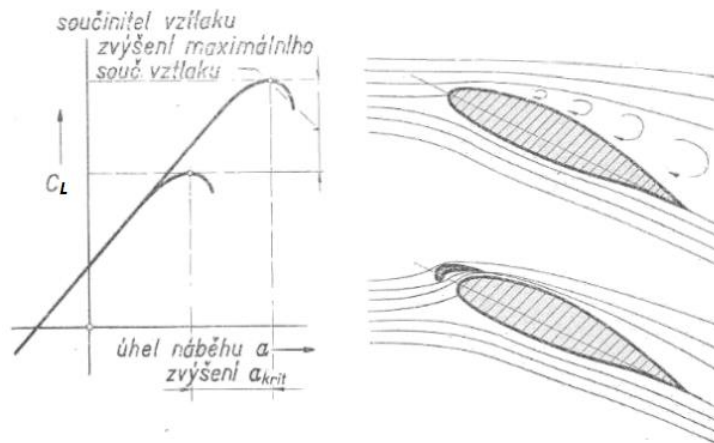
Klapka je uložena u odtokové hrany křídla tak, aby bylo umožněno její vychýlování oběma směry. Vychýlením klapky dochází ke změně maximálního pronutí střední křivky profilu a tím ke zvyšování nebo snižování c_{Lmax} . Klapky umožňují zvýšení vztlaku při zachování úhlu náběhu. Důsledkem je posouvání laminární boule na poláře profilu k vyšším nebo nižším hodnotám c_L . Letoun si tak udrží c_{Dmin} ve více režimech letu. [2]



Obr. 15 Vliv vychýlení klapky na tvar poláry profilu [2]

4.2.2 Sloty

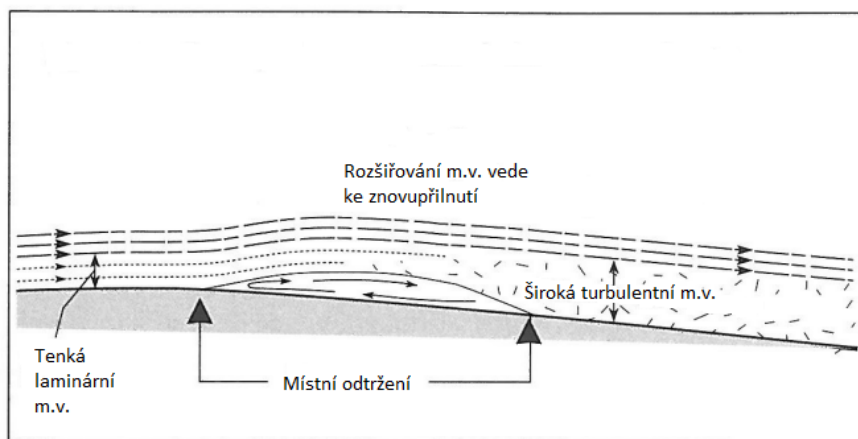
Slot vytváří štěrbinu mezi přetlakovou a sací stranou profilu. Touto štěrbinou přefukuje vzduch do sací oblasti a urychluje v ní proud vzduchu. To má za následek oddálení odtržení mezní vrstvy a zvýšení α_{krit} . Sloty tedy nezvyšují při stejném úhlu náběhu součinitel vztlaku, ale umožňují dosahovat vyšších úhlů náběhu a tím vyššího součinitele vztlaku ve srovnání s profilem bez slotu. [2]



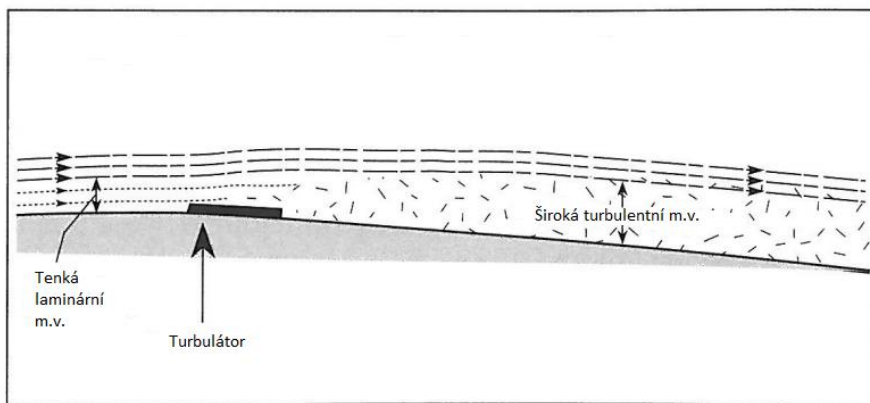
Obr. 16 Účinek slotu [2]

4.2.3 Turbulátory

Jedná se o prostředky využívané k akceleraci přechodu laminární m.v. do turbulence. Nalepením maximálně několik milimetrů vysoké pásky vhodného tvaru do místa, kde dochází k odtržení, dojde k téměř okamžitému přechodu laminární m.v. do turbulence. Páska může mít pilovitý tvar, mohou na ní být výstupky nebo důlky. Mezní vrstva se tak neodtrhne, dojde ke snesitelnému zvýšení třecího odporu a udržení vztlaku. [7]



Obr. 17 Mezní vrstva před použitím turbulátoru [8]



Obr. 18 Mezní vrstva s použitým turbulátorem [8]

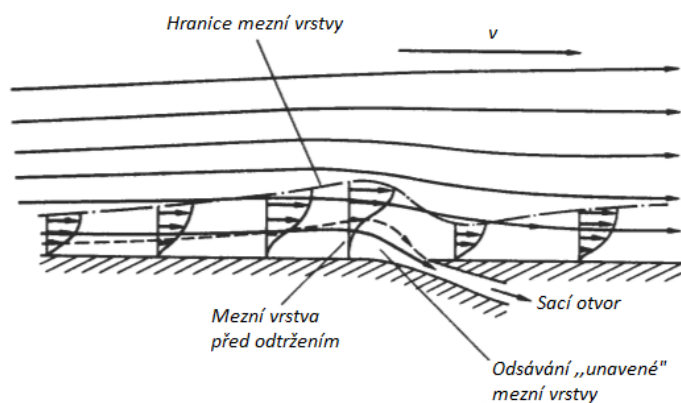
4.3 Aktivní řízení mezní vrstvy

4.3.1 Vyfukování mezní vrstvy

Komplikovanějším způsobem akcelerace přechodu do turbulence je soustava děr v požadovaném místě profilu, skrz které je vyfukován vzduch. Vzduch vstupující od povrchu profilu do laminární m.v. naruší její stabilitu a opět dochází k rychlému přechodu do turbulence. Jedná se o složitější a nákladnější způsob řízení m.v., výhodou je určitá možnost reakce na vnější vlivy úpravou parametrů vyfukovaného vzduchu. [7]

4.3.2 Odsávání mezní vrstvy

Jedná se o opačný způsob k metodě vyfukování m.v. Otvorem v profilu je v místě před odtržením neovlivněné m.v. odsávána „unavená“ vrstva. Nedojde tak ke zpětnému proudění způsobující odtržení a pozitivní rychlostní profil m.v. se opět přimkne k povrchu profilu. [9]



Obr. 19 Odsávání mezní vrstvy [9]

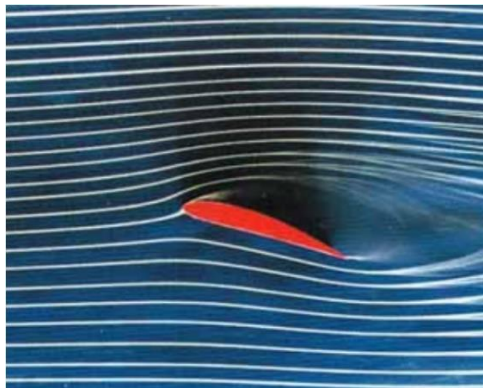
5. Experimentální vizualizace chování mezní vrstvy

5.1 Kvalitativní metody

Slouží k vizuálnímu zhodnocení obtékání těles. Jedná se o nejstarší metodu vyšetřování proudění tekutin. Jsou to metody vhodné jak pro kapaliny, tak pro plyny. Vzhledem k zaměření práce na vizualizaci proudění vzduchu kolem leteckého profilu, budou zmíněny jen metody pro tento fenomén vhodné.

5.1.1 Vizualizace pomocí kouře

Používá se zejména pro proudění při $Re < Re_{krit}$. Kouř je možno vypouštět z generátoru do prostoru před zkoumaný objekt, nebo je možno vypouštět ho přímo z otvorů na modelu. Od kouře je požadováno, aby byl dostatečně hustý, kontrastní, netoxický a nekorozivní. Kvalita získaných snímků velice záleží na vhodném osvětlení měřicího prostoru. Kouř je získáván nanesením vhodné látky (minerálního oleje, petroleje, parafínu) na odporový drát umístěný před model a odpařením látky průchodem elektrického proudu přes drát. Další možností je vytvoření kouře spalováním dřeva nebo papíru v komoře umístěné mimo měřicí prostor a přivedení kouře k modelu. [10]

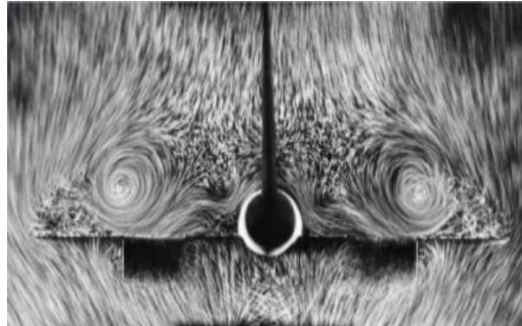


Obr. 20 Obtékání leteckého profilu, vizualizace kouřem [10]

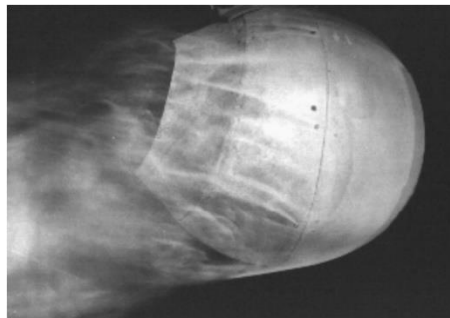
5.1.2 Vizualizace pomocí prášku

Na zkoumaný model je nanesen chlorid titaničitý ($TiCl_4$). Po vystavení modelu proudu vzduchu obsahujícího vodní páru dochází k chemické reakci, při níž vzniká oxid titaničitý (TiO_2)

a kyselina chlorovodíková (HCl). $TiCl_4$ a HCl jsou toxické a korozivní látky, je tedy důležité zařídit dostatečnou bezpečnost při průběhu experimentu. [10]



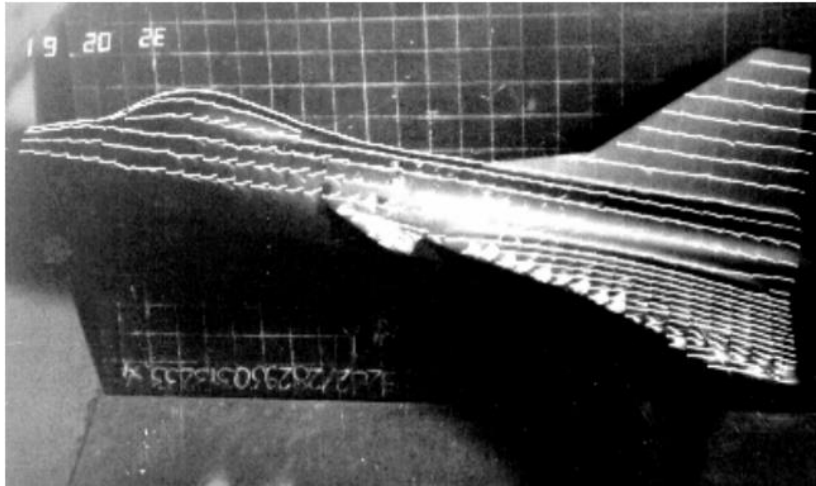
Obr. 21 Obtékání modelu Concorde, vizualizace Al práškem [10]



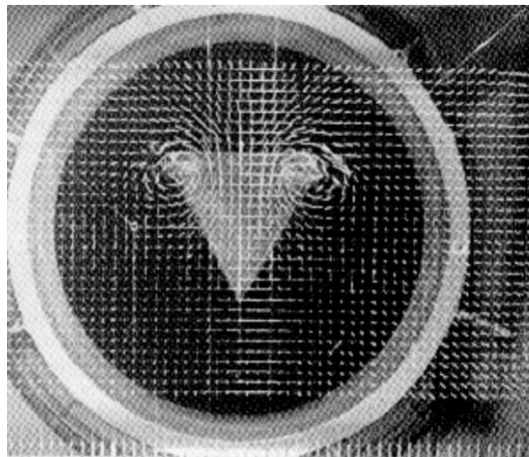
Obr. 22 Obtékání koule, vizualizace Al práškem [10]

5.1.3 Vizualizace pomocí vláken

Využívá se pro vizualizaci podkritických i nadkritických proudění. Zkoumaný model je polepen soustavou vláken, která jsou v laminárním proudění téměř nehybná a v turbulentním proudění prudce mění orientaci ve vírech turbulentního proudu. Použití delších vláken přesahujících rozměr modelu umožňuje vizualizovat oblast úplavu. Čím menší vlákno je, tím lépe znázorňuje skutečný charakter proudění a méně ho svou přítomností ovlivňují. Od průměru vlákna 0,1 mm nastává problém zachytit ho na kameru v dostatečném rozlišení. Nanesením fluorescenčního barviva na vlákno se docílí optického zvětšení jeho průměru a je tak možno použít vlákno o průměru až 0,01 mm. Na minimalizování vlivu vláken na proudění má také vliv způsob upevnění na model. Ideální variantou je použití tenké vrstvy lepidla, jejíž minimální hodnota může být až 0,04 mm. [10]



Obr. 23 Proudění v mezní vrstvě, vizualizace pomocí vláken [10]



Obr. 24 Víry v úplavu za modelem, vizualizace pomocí vláken [10]

5.1.4 Vizualizace pomocí nátěrů

Na model je nanesena směs oleje a prášku, často fluorescenční. Po vystavení modelu proudu vzduchu je olejový film unášen ve směru proudění a zanechává za sebou stopu prášku. Dalšími nátěry mohou být látky citlivé na změnu tlaku, nebo teploty. V laminárním proudění panuje odlišné rozdělení tlaku i teploty než v proudění turbulentním. Používané látky jsou osvětlovány zářením určité vlnové délky. Potom má na snímku nátěr odlišné zbarvení podle charakteru proudění. [10]



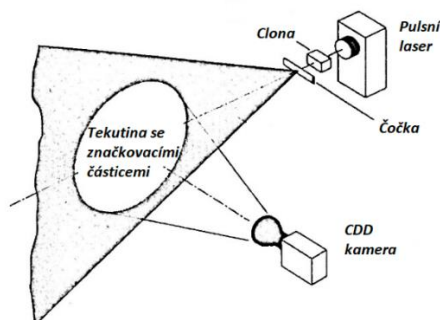
Obr. 25 Obtékání lopatek turbíny, vizualizace olejovým filmem [10]

5.2 Kvantitativní metody

Slouží k číselnému vyjádření veličin důležitých pro popis proudění tekutiny, jako jsou rychlostní, teplotní a tlakový profil.

5.2.1 Metoda PIV

Particle Image Velocimetry je metoda vyžadující zanesení značkových částic do tekutiny. Částice jsou pohybující se tekutinou unášeny a zároveň jsou osvětlovány pulsním laserem. Světlo odražené od částic potom putuje k CCD kameře. Předpokladem pro úspěšnost měření je průhlednost zkoumané tekutiny, aby bylo umožněno pořizování snímků pohybujících se částic. Na jedné straně je potřeba dostatečně malých částic na to, aby co nejvěrněji sledovaly směr pohybu a zrychlení tekutiny. Na straně druhé musí mít dostatečnou velikost, aby odrazily osvětlovací paprsek směrem ke kameře v dostatečné intenzitě. Vhodná velikost částic je potom v řádech jednotek μm pro plyny a desítek μm pro kapaliny. Pro měření v proudícím vzduchu jsou používány olejové kapičky. Kamera pořizuje dvojice snímků, na kterých jsou následně porovnávány polohy jednotlivých částic, a z nich je odvozen rychlostní profil proudící tekutiny. [11]



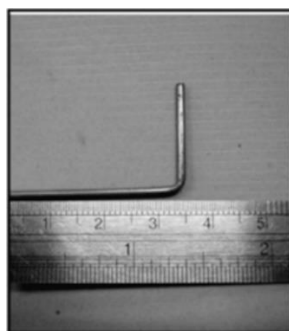
Obr. 26 Nastavení metody PIV [12]

5.2.2 Metoda CTA

Constant Temperature Anemometry je metoda využívající toho, že zahřátý elektrický vodič v proudu chladícího vzduchu mění svůj odpor. Používají se drátky z wolframu nebo platiny žhavené průchodem elektrického proudu, které jsou zapojeny do Wheatsonova můstku. Změnu napětí na můstku lze potom svázat se změnou rychlosti proudění. Používané drátky mají průměr 2,5 – 15 μm a délku 0,5 – 5 mm. Při takto malých rozměrech sondy lze měřit fluktuace rychlosti proudění až do frekvence 100 kHz. [13]

5.2.3 Prestonova sonda

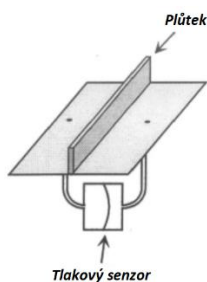
Jedná se o nepřímou a intrusivní metodu, zasahuje do proudu. Je jednou z nejvyžívanějších metod pro určování tečných napětí v mezní vrstvě a to zejména kvůli své jednoduché konstrukci. Potřeba měřit tečná napětí v mezní vrstvě pochází z potřeby znát třecí síly působící na povrchu obtékaného tělesa, aby bylo možno určit třecí odpor. Sonda pracuje na principu korelace mezi rychlostí proudu a velikostí tečného napětí, kdy rychlost proudu je měřena v určité efektivní vzdálenosti od povrchu tělesa v závislosti na rozměrech sondy. Dochází k porovnání celkového tlaku se statickým tlakem proudícího vzduchu. Ze získané hodnoty dynamického tlaku je potom získána rychlost proudění v mezní vrstvě, ze které je dopočítáno napětí. Tento typ sondy není vhodný pro oblast odtržení mezní vrstvy a zpětného proudění. [14, 15]



Obr. 27 Prestonova sonda [15]

5.2.4 Plůtková sonda

Na obtékané těleso jsou umístěny malé přepážky (plůtky) kolmé na jeho povrch, jejichž výška i šířka se pohybuje v hodnotách desetin mm. Na obou stranách přepážky se nachází otvory pro odběr statického tlaku. Z tlakového rozdílu mezi místy před a za přepážkou je poté přes kalibrační křivku možno vyjádřit velikost tečného napětí v místě sondy. Tato sonda je vhodná pro zkoumání odtržení mezní vrstvy a zpětného proudění. Nevýhodou klasické plůtkové sondy je nízká citlivost a neschopnost měřit fluktuace rychlosti proudění vyšší frekvence než 200 Hz. [16, 17]



Obr. 28 Klasická plůtková sonda [18]

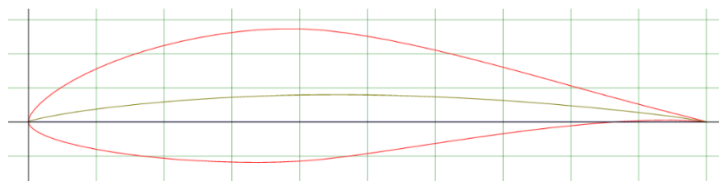
6. Vizualizace na vybraném leteckém profilu

6.1 Popis vybraného leteckého profilu

Pro vizualizaci proudění vzduchu v mezní vrstvě byl vybrán profil Wortmann FX66-S-196V1 s maximální tloušťkou 19,6 % v 37,1 % hloubky a maximálním prohnutím střední křivky 4 % v 46,7 % hloubky. Hloubka profilu $c = 400$ mm.

Tab. 1 Souřadnice profilu FX66-S-196V1

x/c [%]	y/c [%]	x/c [%]	y/c [%]
1.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
0.9989300	0.0003900	0.0010700	-0.0035400
0.9903900	0.0028400	0.0042800	-0.0078400
0.9734700	0.0072900	0.0096100	-0.0121100
0.9484400	0.0135700	0.0170400	-0.0163900
0.9157300	0.0219300	0.0265300	-0.0206500
0.8759201	0.0324200	0.0380600	-0.0248900
0.8535500	0.0384500	0.0515600	-0.0290300
0.8296700	0.0450100	0.0669900	-0.0330700
0.8043801	0.0519700	0.0842700	-0.0369500
0.7777900	0.0593600	0.1033200	-0.0406300
0.7500000	0.0669900	0.1240800	-0.0441000
0.7211400	0.0748200	0.1464500	-0.0472900
0.6913400	0.0827200	0.1703300	-0.0502200
0.6607200	0.0906700	0.1956200	-0.0527900
0.6294100	0.0984400	0.2222100	-0.0550300
0.5975500	0.1060700	0.2500000	-0.0568100
0.5652600	0.1132100	0.2786600	-0.0582000
0.5327000	0.1199500	0.3086600	-0.0590100
0.5000000	0.1258500	0.3392800	-0.0593100
0.4673000	0.1309500	0.3705900	-0.0588000
0.4347400	0.1346700	0.4024500	-0.0574300
0.4024500	0.1369100	0.4347400	-0.0545100
0.3705900	0.1369000	0.4673000	-0.0507600
0.3392800	0.1353700	0.5000000	-0.0462800
0.3086600	0.1324300	0.5327000	-0.0416100
0.2786600	0.1284800	0.5652600	-0.0366700
0.2500000	0.1234800	0.5975500	-0.0318600
0.2222100	0.1177200	0.6294100	-0.0270700
0.1956200	0.1111400	0.6607200	-0.0225600
0.1703300	0.1039800	0.6913400	-0.0182700
0.1464500	0.0962100	0.7211400	-0.0143500
0.1240800	0.0880300	0.7500000	-0.0108000
0.1033200	0.0794600	0.7777900	-0.0076400
0.0842700	0.0706700	0.8043801	-0.0048900
0.0669900	0.0617000	0.8296700	-0.0026000
0.0515600	0.0527300	0.8535500	-0.0006800
0.0380600	0.0438300	0.8759201	0.0008000
0.0265300	0.0352000	0.9157300	0.0025400
0.0170200	0.0269200	0.9484400	0.0028800
0.0096100	0.0191800	0.9734700	0.0020600
0.0042800	0.0122300	0.9903900	0.0006600
0.0010700	0.0062100	0.9989300	-0.0001700
0.0000000	0.0000000	1.0000000	0.0000000



Obr. 29 Letecký profil FX66-S-196V1

6.2 Příprava experimentu

Z předem zmíněných vizualizačních metod byla vybrána vizualizace kouřem s cílem sledovat odtržení mezní vrstvy od povrchu profilu. Dále byla vybrána metoda vizualizace pomocí vláken, která umožní zhodnotit vliv koncových desek uložení profilu na vývoj mezní vrstvy. Jako generátor kouře byl zvolen chromniklový drát průměru 1 mm žhavený průchodem elektrického proudu. Nejlepších výsledků bylo dosaženo smotáním dvou kusů drátu do šroubovice. Jako nátěr drátu byl zvolen glycerol, protože splňuje požadavky na bezpečnost, je nekorozivní a jeho odpařením vzniká dostatečně hustý kouř.

Provedení experimentu vyžaduje patřičné uložení profilu do měřicího prostoru aerodynamického tunelu. Uložení by nemělo ovlivňovat proudění v místě vizualizace, mělo by být dostatečně tuhé, umožnit nastavování úhlu náběhu profilu a umožnit co nejlepší přístup pro pořizování snímků. Profil byl uložen do polykarbonátových desek připevněných k hliníkovému rámu. Průhledné desky umožňují pořizování snímků přímo v rovině zkoumání mezní vrstvy. V deskách jsou uloženy závitové tyče, které umožňují připevnění profilu a nastavení úhlu náběhu.



Obr. 30 Uložení profilu v měřicím prostoru

6.3 Vizualizace pomocí vláken, validace zkušebního prostoru

Použitím kouře dochází k vizualizaci dvourozměrného proudění. Model profilu má konečné rozpětí a vlivem koncových desek dochází k předčasnému přechodu laminární mezní vrstvy do turbulence. Před provedením vizualizace je potřeba zjistit, kam až vliv koncových desek zasahuje. Žhavený drát se potom umístí do oblasti neovlivněné koncovými deskami. Na model byla umístěna síť vláken, která je v oblasti koncových desek zhuštěna, aby zachytila klínovité rozšiřování turbulentní mezní vrstvy směrem po proudu.



Obr. 31 Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí vláken, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 200\ 000$

Z obr. 30 je zřejmé klínovité šíření turbulentní mezní vrstvy již od náběžné hrany profilu. Na odtokové hraně je oblast vlivu koncové desky nejrozsáhlejší, není však větší než 1/4 rozpětí modelu. Drát je proto nejvhodnější umístit do prostřední části profilu, kde koncové desky na proudění nemají vliv.

6.4 Vizualizace pomocí kouře

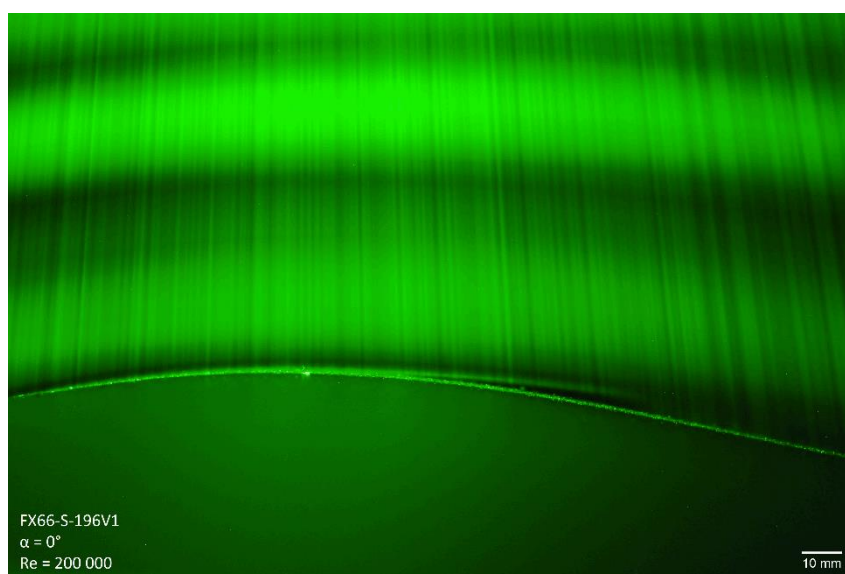
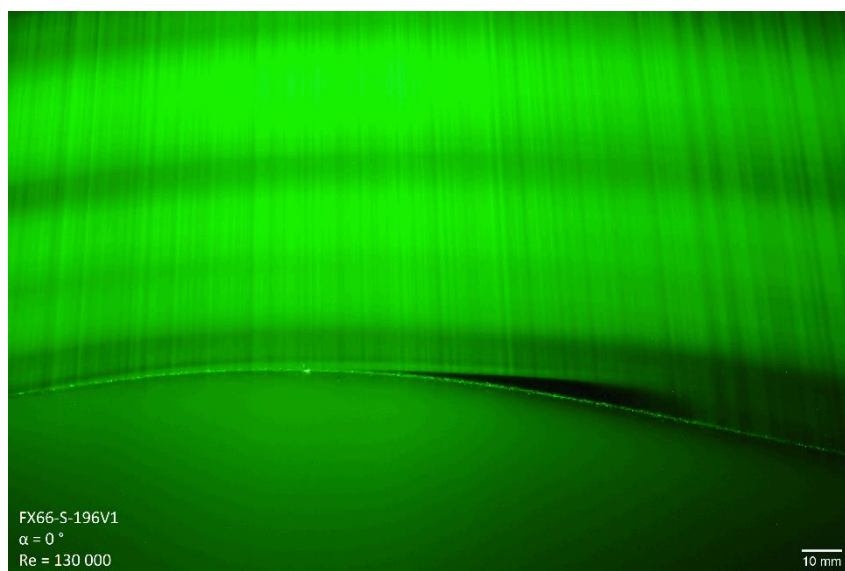
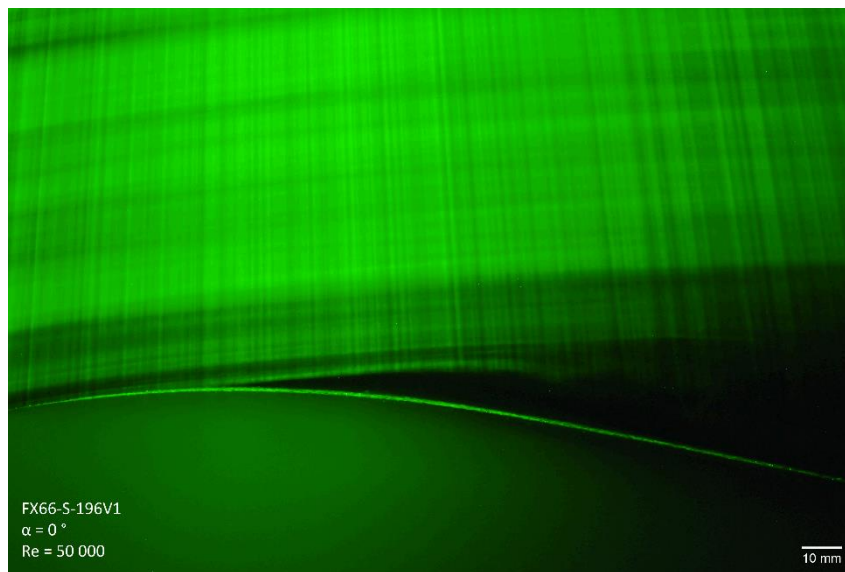
K vizualizaci byl vybrán horní obrys profilu v oblasti maximální tloušťky. Bylo pozorováno laminární odtržení bez znovupřilnutí, laminární odtržení s turbulentním znovupřilnutím (místní odtržení) a změna polohy počátku odtržení.

V režimu $\alpha = 0^\circ$, $Re = 5 \cdot 10^4$, obr. 31, bylo zjevně dosaženo podkritického proudění a došlo k laminárnímu odtržení m.v. bez následného znovupřilnutí. K odtržení došlo v místě maximální tloušťky profilu. Zvýšením na $Re = 1,3 \cdot 10^5$ bylo docíleno vzniku místního odtržení s počátkem posunutým dále po proudu od místa maximální tloušťky. Dalším zvýšením Re došlo pouze ke zmenšení výšky místního odtržení. Poloha i délka zůstala téměř neměnná.

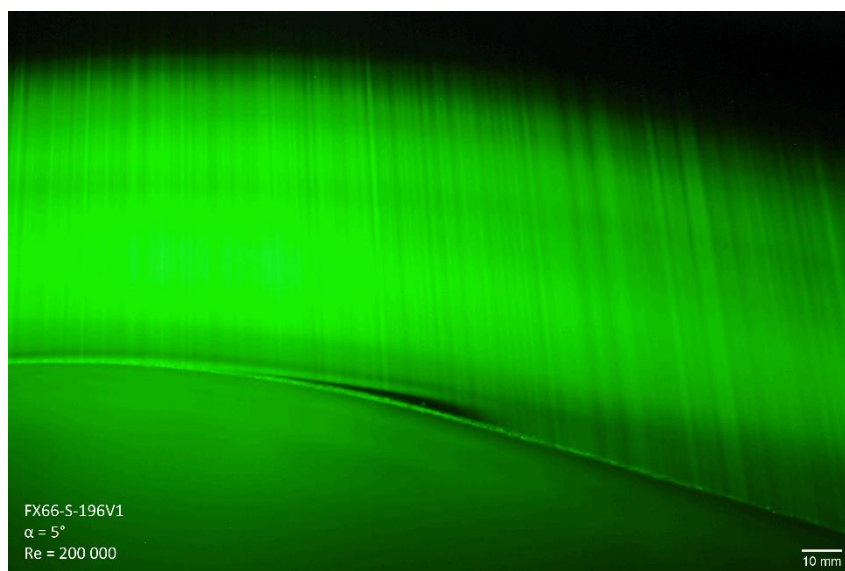
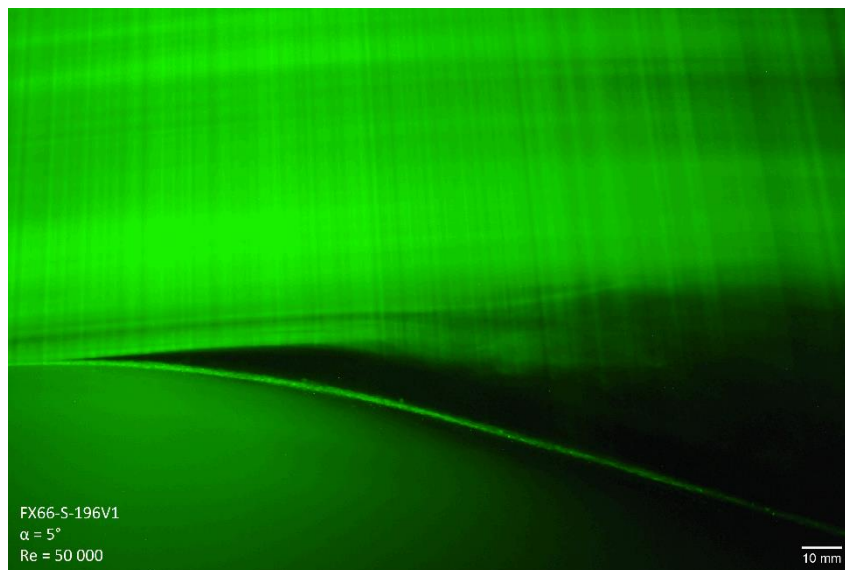
V režimu $\alpha = 5^\circ$, obr. 32, bylo dosaženo obdobných výsledků jako pro $\alpha = 0^\circ$. V podkritickém proudění $Re = 5 \cdot 10^4$ bylo pozorováno laminární odtržení bez znovupřilnutí v oblasti maximální tloušťky profilu. Navýšením hodnoty Re došlo ke vzniku místního odtržení ve shodném místě a se shodnými rozměry jako pro $\alpha = 0^\circ$.

Režimem $\alpha = 12^\circ$, obr. 33, bylo docíleno místního odtržení již při $Re = 5 \cdot 10^4$, s tím rozdílem, že se vyskytovalo v místě maximální tloušťky profilu. Navýšením Re došlo k posunutí vzniku odtržení do místa shodného s předchozími režimy. Rozměry odtržení zůstaly zachovány.

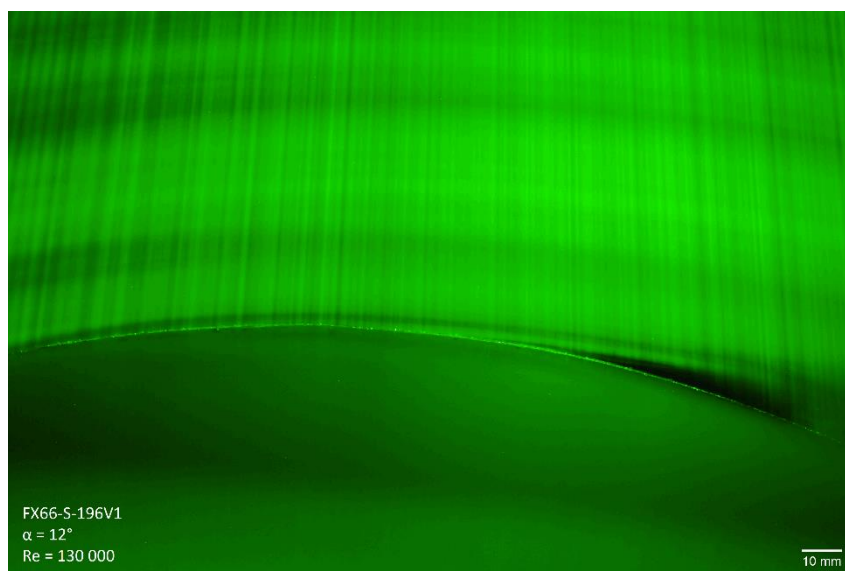
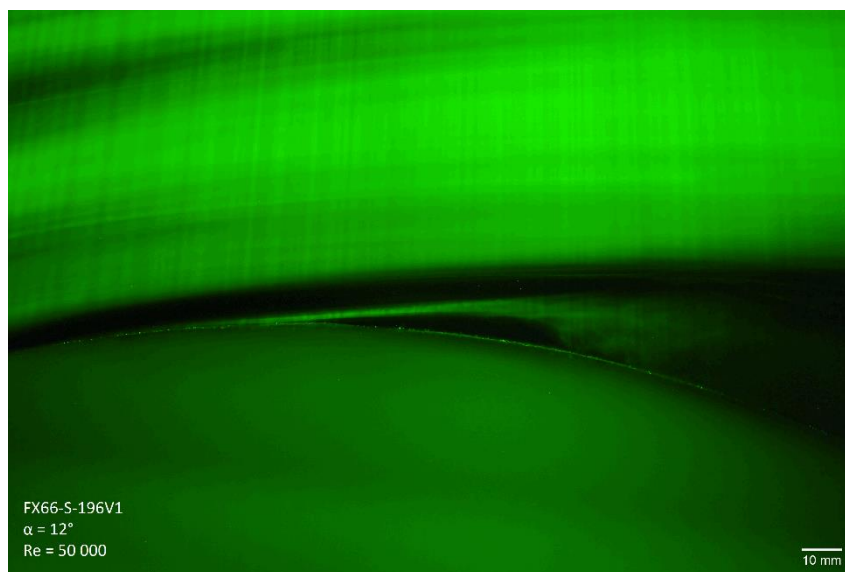
Limitní případ experimentu, v režimu maximálních hodnot α a Re , je zachycen na obr. 33. Pro $Re > 2 \cdot 10^5$ je metoda nedostatečná, dochází k porušení kontinuity kouře. Uložení umožnilo nastavení maximálního úhlu $\alpha = 15^\circ$, pro který nedošlo ve srovnání s ostatními úhly při shodném Re k žádné změně.



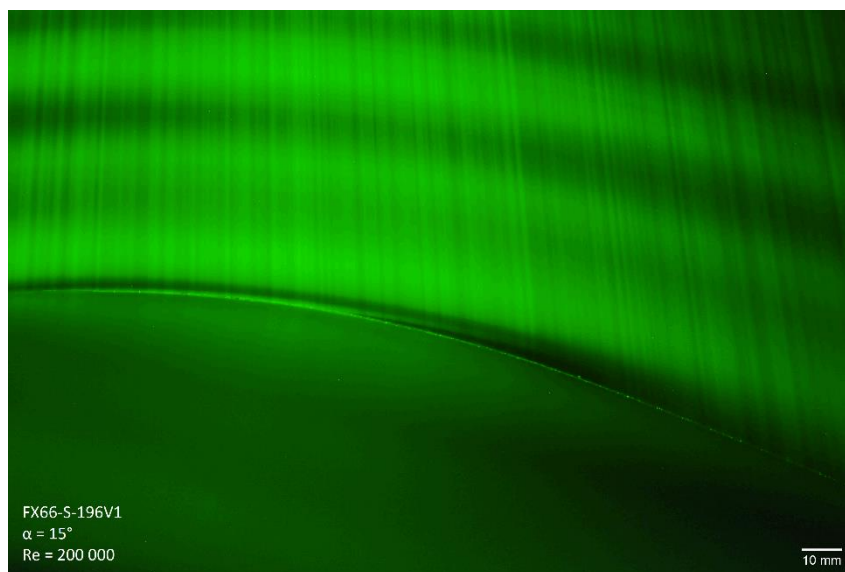
Obr. 32 Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 0^\circ$



Obr. 33 Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 5^\circ$



Obr. 34 Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 12^\circ$



Obr. 35 Profil FX66-S-196V1, vizualizace pomocí kouře, horní obrys, $\alpha = 15^\circ$

6.5 Vyhodnocení

Změna úhlu náběhu profilu FX66-S-196V1 má v rozsahu zkoumaných hodnot Re zásadní vliv na chování mezní vrstvy pouze v podkritickém režimu proudění. Pro nízká α dochází při podkritickém proudění k laminárnímu odtržení v oblasti maximální tloušťky profilu. Pro vysoká α a $Re < Re_{krit}$ se v místě maximální tloušťky vytvoří místní odtržení. V režimu nadkritického proudění byl pozorován vznik místního odtržení ve shodném místě a shodné délky pro všechny úhly náběhu. Ve srovnání s režimem $Re < Re_{krit}$ došlo k posunutí odtržení do oblasti za místem maximální tloušťky. S rostoucím Re bylo pozorováno pouze zmenšování výšky místního odtržení. Bylo zjištěno, že zvolená vizualizační metoda je vhodná pro režimy proudění $Re \leq 2 \cdot 10^5$. Pro vyšší hodnoty Re je vhodnější zvolit například vizualizaci olejovým filmem.

Vzhledem k tomu, že na křídle větroně je za provozu dosahováno nadkritických hodnot Re a v tomto režimu se poloha místního odtržení neměnila, bylo by vhodné do místa odtržení instalovat turbulátor.

7. Závěr

V souvislosti s problematikou proudění vzduchu kolem leteckého profilu byly rozebrány geometrické a aerodynamické charakteristiky popisující vlastnosti profilu. Byly vysvětleny pojmy vztlak a odpor, a zvedeny bezrozměrné veličiny umožňující jednoduché srovnávání vlastností různých leteckých profilů.

Aerodynamika profilu byla dále popsána v souvislosti s vývojem mezní vrstvy na povrchu profilu. Pro pochopení vývoje mezní vrstvy byl vysvětlen význam laminárního a turbulentního proudění v souvislosti s hodnotou Re . V této části práce následuje vysvětlení významu tlakového gradientu v chování mezní vrstvy. Bylo provedeno rozdělení typů mezní vrstvy na laminární a turbulentní a byl vysvětlen vliv laminárního, turbulentního a místního odtržení na aerodynamiku profilu.

V další části práce jsou uvedeny metody pasivního a aktivního řízení mezní vrstvy a kvalitativní a kvantitativní metody vizualizace proudění vhodné pro aplikaci na letecké profily. Ze zmíněných metod byly vybrány vizualizace pomocí kouře a vláken. Důvodem zvolení vizualizace pomocí kouře byl cíl sledovat místní odtržení na horním obrysu profilu. Vizualizace pomocí vláken slouží k vyhodnocení vlivu koncových desek na proudění vzduchu v mezní vrstvě. K vizualizaci byl vybrán profil Wortmann FX66-S-196V1.

Výsledkem experimentu bylo zjištění, že při provozních podmínkách letounu dochází k vytvoření místního odtržení v oblasti mezi maximální tloušťkou profilu a odtokovou hranou. Vzhledem k tomu, že poloha vzniku odtržení byla pro různé úhly náběhu neměnná, byla navržena aplikace turbulátoru do oblasti před odtržením mezní vrstvy od povrchu profilu.

Literatura

- [1] JEŽEK, Jan, Blanka VÁRADIOVÁ, Josef ADAMEC, a ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. STROJNÍ FAKULTA. *Mechanika tekutin* [online]. 3. přeprac. vyd. Praha: ČVUT, 2000. Book, Whole. ISBN 8001016153. Dostupné z: <https://go.exlibris.link/g7qVLPmm>
- [2] JÍRA, R. *Aerodynamika a mechanika letu pro plachtaře* [online]. B.m.: Naše vojsko, 1960. Knižnice Svazarmu. Dostupné z: <https://books.google.cz/books?id=Fz-ZmgEACAAJ>
- [3] THOMAS, Fred a Judah MILGRAM. *Fundamentals of sailplane design*. 3rd ed. College Park, MD: College Park Press, 1999. ISBN 978-0-9669553-0-9.
- [4] NOŽIČKA, Jiří a ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. STROJNÍ FAKULTA. *Mechanika tekutin* [online]. Vyd. 1. Praha: ČVUT, 2004. Book, Whole. ISBN 8001028658. Dostupné z: <https://go.exlibris.link/LGzphbxM>
- [5] SCHLICHTING, Hermann a Klaus GERSTEN. *Boundary-Layer Theory* [online]. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2017 [vid. 2022-04-18]. ISBN 978-3-662-52917-1. Dostupné z: doi:10.1007/978-3-662-52919-5
- [6] MUELLER, Thomas J. a Stephen M. BATILL. Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers. *AIAA Journal* [online]. 1982, **20**(4), 457–463. ISSN 0001-1452, 1533-385X. Dostupné z: doi:10.2514/3.51095
- [7] ALTHAUS, D. Influencing transition on airfoils. *OSTIV Publications*. 1981, **16**. ISSN 0744-8996.
- [8] SIMONS, Martin. *Sailplanes*. 2nd rev. ed. Königswinter, Germany: EQIP, 2005. ISBN 978-3-9806773-4-9.
- [9] HOUGHTON, Edward Lewis a Peter William CARPENTER. *Aerodynamics for engineering students*. 5. ed., reprinted. Amsterdam: Elsevier, Butterworth-Heinemann, 2008. ISBN 978-0-7506-5111-0.
- [10] RISTI, Slavica. Flow Visualisation Techniques in Wind Tunnels Part I – Non optical Methods. nedatováno, 13.
- [11] ADRIAN, Lara, Ronald J. ADRIAN a Jerry WESTERWEEL. *Particle image velocimetry*. B.m.: Cambridge university press, 2011. ISBN 0-521-44008-4.
- [12] SMITS, Alexander J. a T. T. LIM, ed. *Flow visualization: techniques and examples*. 2nd ed. London : Singapore ; Hackensack, NJ: Imperial College Press ; Distributed by World Scientific Press, 2012. ISBN 978-1-84816-791-9.
- [13] ŠOCH, Petr, Jiří VRÁTNÝ, a ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. STROJNÍ FAKULTA. *Experimentální metody v mechanice tekutin I* [online]. Vyd. 1. Praha: Ediční středisko Českého vysokého učení technického, 1987. Book, Whole. Dostupné z: <https://go.exlibris.link/WNHdcj5n>

- [14] NITSCHKE, W., R. THÜNKER a C. HABERLAND. A computational Preston tube method. In: *Turbulent shear flows 4*. B.m.: Springer, 1985, s. 261–276.
- [15] LIEN, S.J. a N.A. AHMED. An examination of suitability of multi-hole pressure probe technique for skin friction measurement in turbulent flow. *Flow Measurement and Instrumentation* [online]. 2011, **22**(3), 153–164. ISSN 09555986. Dostupné z: doi:10.1016/j.flowmeasinst.2011.01.004
- [16] MA, Bing He a Cheng Yu MA. A MEMS surface fence for wall shear stress measurement with high sensitivity. *Microsystem Technologies* [online]. 2016, **22**(2), 239–246. ISSN 0946-7076, 1432-1858. Dostupné z: doi:10.1007/s00542-015-2450-6
- [17] SANDBORN, V. A. a Seung H. SEONG. Fence probe measurement of flow reversal in separating turbulent boundary layers. *Experiments in Fluids* [online]. 2012, **53**(2), 391–399. ISSN 0723-4864, 1432-1114. Dostupné z: doi:10.1007/s00348-012-1295-3
- [18] VON PAPEN, T., H. D. NGO, E. OBERMEIER, M. SCHOBBER, S. PIRSKAWETZ a H. H. FERNHOLZ. A MEMS surface fence sensor for wall shear stress measurement in turbulent flow areas. In: Ernst OBERMEIER, ed. *Transducers '01 Eurosensors XV* [online]. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2001 [vid. 2022-07-15], s. 1448–1451. ISBN 978-3-540-42150-4. Dostupné z: doi:10.1007/978-3-642-59497-7_342