

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky



DIPLOMOVÁ PRÁCE

POROVNÁNÍ EXPERIMENTÁLNÍHO A NUMERICKÉHO ŘEŠENÍ
VÝVOJE MEZNÍ VRSTVY NA LETECKÉM PROFILU

COMPARISON OF EXPERIMENTAL AND NUMERICAL SOLUTION OF
BOUNDARY LAYER BEHAVIOUR ON AIRFOIL

Autor práce: Bc. Jiří Walter

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

Praha, 2023

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

Anotační list

Jméno autora:	Bc. Jiří Walter
Název diplomové práce:	Porovnání experimentálního a numerického řešení vývoje mezní vrstvy na leteckém profilu
Title:	Comparison of experimental and numerical solution of boundary layer behaviour on airfoil
Akademický rok:	2022/2023
Studijní program:	(NAVSI) Aplikované vědy ve strojním inženýrství
Studijní obor:	(N071TAME) Aplikovaná mechanika
Ústav:	(12112) Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí práce:	Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
Konzultant:	Ing. Lukáš Popelka, Ph.D.
Bibliografické údaje:	Počet stran: 90
	Počet obrázků: 58
	Počet tabulek: 6
	Počet příloh: 4
Klíčová slova:	teorie mezní vrstvy, vizualizace proudění mezní vrstvy, laminární letecký profil, aerodynamický tunel, FX 66-S-196 V1, NACA 0012, XFOIL
Keywords:	boundary layer theory, visualization of boundary layer flow, laminar airfoil, wind tunnel, FX 66-S-196 V1, NACA 0012, XFOIL

Anotace

Diplomová práce je zaměřena na porovnání experimentálního a numerického řešení vývoje mezní vrstvy na leteckých profilech. V teoretické části byla provedena rešerše v oblasti aktuálně používaných laminárních leteckých profilů. Dále byly sepsány experimentální, simulační metody vhodné k vizualizaci a vyhodnocení chování mezní vrstvy. V experimentální části práce bylo na profilech FX 66-S-196 V1, NACA 0012, FX 81-K-130 za pomoci olejového filmu a IR kamery provedeno zviditelnění mezní vrstvy s důrazem na laminární odtržení, přechodové oblasti a turbulentní opětovné přilnutí. Následně k porovnání experimentálního měření pro dané letecké profily byly v programu XFOIL provedeny numerické výpočty.

Abstract

The thesis compares experimental and numerical approaches to the modeling of boundary-layer development on airfoils. The theoretical part comprises of a literature review on the currently used laminar airfoils as well as the description of experimental simulation methods suitable for visualization and evaluation of boundary layer behavior. The experimental part of the research comprised of the visualization of the boundary-layer, laminar detachment, transition area, and turbulent reattachment on the FX 66-S-196 V1, NACA 0012, FX 81-K-130 wing sections using oil film and IR camera. The results of the experimental measurements were subsequently compared with numerical calculations conducted with the help of XFOIL program.

Prohlášení

„Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci s názvem: Porovnání experimentálního a numerického řešení vývoje mezní vrstvy na leteckém profilu vypracoval samostatně, pod vedením Ing. Michala Schmirlera, Ph.D. Veškerou literaturu a další zdroje, z nichž jsem při zpracování čerpal, jsou v této práci řádně citovány a jsou uvedeny v seznamu použité literatury.“

V Praze, dne

.....

Jiří Walter

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat Ing. Michalu Schmirlerovi, Ph.D. a Ing. Lukáši Popelkovi, Ph.D. za cenné rady a vedení v průběhu zpracování mé diplomové práce. Dále děkuji Ing. Jakobovi Suchému, za výpomoc během měření. Též bych chtěl poděkovat všem zaměstnancům Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky za jejich vřelý a přátelský přístup. V neposlední řadě bych rád poděkoval své rodině a přátelům za trpělivost a podporu během mého studia.

Obsah

Úvod	17
1 Laminární letecké profily	19
1.1 Historie laminárních profilů	19
1.2 Aktuálně používané laminární profily	20
1.2.1 NACA 64Axxx	20
1.2.2 FX67-K-170	21
1.2.3 FX61-163.....	22
2 Teoretický rozbor aerodynamiky leteckých profilů a chování mezní vrstvy	23
2.1 Aerodynamika profilu křídla.....	23
2.1.1 Geometrie.....	23
2.1.2 Reynoldsovo číslo	24
2.1.3 Tlakové rozložení	24
2.1.4 Aerodynamické síly a momenty.....	25
2.1.5 Celkový odpor	27
2.2 Laminární a turbulentní proudění.....	27
2.3 Mezní vrstva	27
2.3.1 Teorie mezní vrstvy.....	28
2.3.2 Laminární mezní vrstva	30
2.3.3 Turbulentní mezní vrstva	31
2.4 Přechodová oblast	34
2.4.1 Přirozený přechod (Natural transition)	34
2.4.2 Zkrácený přechod (By-pass transition).....	36
2.4.3 Odtržení (Separated flow transition)	36
3 Vizualizace a kvantifikace chování mezní vrstvy.	39
3.1 Zavádění částic do proudícího plynu.....	39
3.1.1 Particple image velocimetry (PIV)	39
3.1.2 Bubliny	40
3.1.3 Kouř	41
3.2 Úpravy povrchu obtékaných těles	41
3.2.1 Chemické	42
3.2.2 Fyzikální	42
3.2.3 Mechanické	46
3.2.4 Pressure sensitive paint	48
3.2.5 Temperature sensitive paint.....	50
3.3 Optické změny při proudění	52

4 Numerické řešiče	53
4.1 XFOIL.....	53
4.2 Ansys Fluent.....	55
4.3 OpenFOAM.....	56
5 Provedení vlastního experimentu a numerické výpočty.....	57
5.1 Použité profily křídla	57
5.1.1 FX 66-S-196 V1.....	57
5.1.2 NACA 0012.....	58
5.1.3 FX 81-K-130.....	58
5.2 Aerodynamický tunel.....	58
5.3 Upevňovací stůl	60
5.4 Olejový film.....	62
5.4.1 Výsledky měření.....	64
5.5 Termografie	69
5.5.1 Výsledky měření.....	70
5.6 Numerické výpočty	73
6 Porovnání výsledků experimentu s výsledky získanými z numerických výpočtů.....	77
Závěr.....	82
Literatura.....	83
Přílohy.....	85

Seznam použitých symbolů

Latinské symboly:

Značení	Jednotka	Význam
A, B	[1]	Koeficienty z Rov. 20 pro metodu PSP
c	[m]	Hloubka profilu
c_∞	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost nabíhajícího proudu
C_D	[1]	Součinitel odporu
C_d	[1]	Koeficient disipace
C_f	[1]	Třecí součinitel
C_i	[1]	Součinitel vztlaku
C_M	[1]	Součinitel klopivého aerodynamického momentu
C_p	[1]	Tlakový součinitel
$C_{p \text{ tek}}$	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$	Tepelná kapacita tekutiny při stálém tlaku
$C_{v \text{ tek}}$	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$	Tepelná kapacita tekutiny při stálém objemu
C_x	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost nabíhajícího proudu v ose x
C_y	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost nabíhajícího proudu v ose y
D	[N]	Odporová síla
ΔT	[K]	Rozdíl teplot
f	[m]	Maximální prohnutí profilu
H	[1]	Tvarový parametr mezní vrstvy
H^*	[1]	Tvarový parametr kinetické energie
H^{**}	[1]	Tvarový parametr založený na hustotě
$h\nu_{1,2}$	[J]	Energie fotonu
I	$[W \cdot m^{-2}]$	Intenzita záření
I_0	$[W \cdot m^{-2}]$	Referenční intenzita záření
$k_{n, r, q}$	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost fotonu
k_{qp}	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost srážky fotonu s molekulou kyslíku
L	[N]	Vztlková síla
L	[m]	Charakteristický rozměr
M	$[N \cdot m]$	Klopivý aerodynamický moment
Ma	[1]	Machovo číslo
Me	[1]	Machovo číslo na kraji mezní vrstvy

p	[Pa]	Statický tlak
p_0	[Pa]	Referenční statický tlak
p_∞	[Pa]	Statický tlak v nabíhajícímu proudu
p_{dyn}	[Pa]	Dynamický tlak v nabíhajícímu proudu
q	[J]	Teplo
R	[m]	Poloměr náběžné hrany
r	[m]	Velikost vektoru
Re	[1]	Reynoldsovo číslo
Re_{crit}	[1]	Kritické Reynoldsovo číslo
s	[m]	Délkový rozměr
t	[m]	Maximální tloušťka profilu
t_0	[°C]	Teplota proudu vzduchu
\bar{u}	[m·s ⁻¹]	Střední rychlost
u^*	[m·s ⁻¹]	Třecí rychlost
u_+	[1]	Bezrozměrná souřadnice
x	[m]	Délkový rozměr
x_d	[m]	Pozice maximální tloušťky profilu
x_f	[m]	Pozice maximálního prohnutí
y	[m]	Délkový rozměr
y_+	[1]	Bezrozměrná souřadnice

Řecké symboly:

Značení	Jednotka	Význam
α	[°]	Úhel náběhu
α_{pt}	[W·m ⁻² ·K ⁻¹]	Součinitel přestupu tepla
β	[1·K ⁻¹]	Součinitele teplotní objemové roztažnosti tekutiny
γ	[m·s ⁻¹]	Cirkulace
λ	[m]	Vlnová délka
λ_{tek}	[W·m ⁻¹ ·K ⁻¹]	Tepelná vodivost tekutiny
σ	[1]	Síla potenciálního zdroje
δ	[m]	Tloušťka mezní vrstvy
δ^*	[m]	Pošinovací tloušťka
ζ	[rad]	Úhlový rozměr
θ	[m]	Hybnostní tloušťka
μ	[Pa·s]	Dynamická viskozita
ν	[m ² ·s ⁻¹]	Kinetická viskozita
ξ	[m]	Délkový rozměr
ρ	[kg·m ⁻³]	Hustota vzduchu v nabíhajícímu proudu
τ	[Pa]	Smykové napětí
τ_0	[Pa]	Střední hodnota smykového tření
ψ	[m ² ·s ⁻¹]	Proudová funkce

Seznam použitých obrázků

Obr. 1 Geometrické parametry profilu křídla [2]	23
Obr. 2 Tlakové rozložení podél horní plochy profilu, pro různé úhly náběhu [2]	25
Obr. 3 Aerodynamické síly na profilu křídla [2].....	26
Obr. 4 Aerodynamické síly, momenty na profilu křídla jako funkcí úhlu náběhu a vztlakového součinitele [2].....	26
Obr. 5 Oblasti proudového pole [28].....	28
Obr. 6 Ilustrace rychlostních profilů	33
Obr. 7 Rychlostní profil turbulentní mezní vrstvy [6].....	33
Obr. 8 Schéma přirozeného přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní na rovinné desce [7]	35
Obr. 9 Naznačení variant přechodu [10].....	35
Obr. 10 Laminární separační bublina [12]	37
Obr. 11 Separační bubliny [14]	38
Obr. 12 metoda PIV [16].....	40
Obr. 13 Příklad vizualizace LSB pomocí kouře a laseru na profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 130\ 000$, $\alpha = 0^\circ$. Vizualizace byla realizována na Fakultě strojní ČVUT v halových laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky	41
Obr. 14 Průběh součinitele přestupu tepla na mezní vrstvě [18]	44
Obr. 15 Schéma IR kamery	45
Obr. 16 Ilustrace struktury olejové vrstvy v porovnání s třecím koeficientem v oblasti LSB [22]	47
Obr. 17 Princip metody PSP [16]	48
Obr. 18 Aplikace PSP [16]	50
Obr. 19 TSP metoda [15]	52
Obr. 20 Panelová metoda [25].....	54

Obr. 21 Profil FX 66-S-196 V1 [28]	58
Obr. 22 Profil NACA 0012 [29]	58
Obr. 23 Schéma aerodynamického tunelu [30]	59
Obr. 24 Model upevňovacího stolu	61
Obr. 25 Umístění modelu křídla v testovací oblasti aerodynamického tunelu	61
Obr. 26 Ukázka vizualizace olejovým nátěrem	63
Obr. 27 Vývoj filmu oleje na horní ploše modelu křídla FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520000$, $\alpha = 0^\circ$. Časový rozestup snímků jsou 4 sekundy	63
Obr. 28 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 300\ 000$; $\alpha = 3^\circ$	64
Obr. 29 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\ 000$, $\alpha = 0^\circ$	65
Obr. 30 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\ 000$; $\alpha = 5^\circ$	65
Obr. 31 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 300\ 000$; $\alpha = 0^\circ$	66
Obr. 32 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 870\ 000$; $\alpha = 0^\circ$	66
Obr. 33 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 1\ 200\ 000$; $\alpha = 0^\circ$	67
Obr. 34 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 870\ 000$; $\alpha = 3^\circ$	67
Obr. 35 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 1\ 200\ 000$; $\alpha = 3^\circ$	68
Obr. 36 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 81-k-130 pro $Re = 870\ 000$; $\alpha = 0^\circ$	68

Obr. 37 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 81-k-130 pro $Re = 1\,200\,000$; $\alpha = 0^\circ$	69
Obr. 38 Průběh ochlazování horní plochy modelu křídla FX 66-S-196 V1 pro $Re = 522\,000$; $\alpha = 0^\circ$	71
Obr. 39 Rozložení teploty na povrchu profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\,000$, $\alpha = 0^\circ$	71
Obr. 40 Rozložení teploty na povrchu profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\,000$, $\alpha = 5^\circ$	72
Obr. 41 Rozložení teploty na povrchu profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 300\,000$, $\alpha = 0^\circ$	72
Obr. 42 Průběh C_p a c_f profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$, $\alpha = 0^\circ$	73
Obr. 43 Průběh C_p a c_f profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$, $\alpha = 5^\circ$	73
Obr. 44 Průběh C_p a c_f profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 300\,000$, $\alpha = 0^\circ$	74
Obr. 45 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 0^\circ$	74
Obr. 46 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 0^\circ$	74
Obr. 47 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 3^\circ$	75
Obr. 48 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 3^\circ$	75
Obr. 49 Průběh C_p a c_f profilu FX 81-K-130 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 0^\circ$	75
Obr. 50 Průběh C_p a c_f profilu FX 81-K-130 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 0^\circ$	76
Obr. 51 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu Xfoil profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$, $\alpha = 0^\circ$	77
Obr. 52 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 300\,000$, $\alpha = 0^\circ$	78
Obr. 53 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 0^\circ$	79

Obr. 54 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 0^\circ$	79
Obr. 55 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 3^\circ$	80
Obr. 56 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 3^\circ$	80
Obr. 57 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu FX 81-K-130 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 0^\circ$	81
Obr. 58 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu FX 81-K-130 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 0^\circ$	81

Seznam použitých tabulek

Tab. 1 Oblasti turbulentní mezní vrstvy pro tenkou desku bez tlakového gradientu [5]	32
Tab. 2 Informativní hodnoty součinitele přestupu tepla [19]	45
Tab. 3 Hodnoty parametru N_{crit} za daných podmínek.....	55
Tab. 4 Parametry aerodynamického tunelu	59
Tab. 5 Popis částí tunelu [30].....	60
Tab. 6 Parametry IR kamery	70

Úvod

Řada inženýrských systémů, ať už v oboru letectví, energetiky, automobilové či námořní dopravy využívá různé modifikace leteckých profilů. Snahou jednotlivých odvětví je zvyšovat výkony, efektivitu a spolehlivost jejich zařízení. Je tedy nesmírně důležité znát chování a fyzikální pozadí profilů křidel. První známé využití vlastního tunelového měření na leteckých profilech je datováno již v minulém století. O tento počín se zasloužili bratři Wrightové, kteří se svým prvním prakticky použitelným motorovým letadlem těžším než vzduch překonali gravitaci. Od tohoto milníku se odvětví aerodynamiky leteckých profilů značně rozvinulo a rozšířilo do všech průmyslových odvětví.

Klíčovým fyzikálním jevem, jenž je pro pochopení fyzikální podstaty obtékání leteckých profilů nutné znát, je chování mezní vrstvy na obtékaném profilu. Mezní vrstva je tenká oblast v blízkosti povrchu obtékaného tělesa, kde rychlost proudící tekutiny k povrchu tělesa klesá až na nulovou hodnotu. Zde je možné sledovat stálé ne zcela objasněné jevy jako jsou přechody laminární mezní vrstvy do turbulence, odtržení a případné opětovné přilnutí mezní vrstvy. Vývoj mezní vrstvy je ovlivněn zejména turbulencemi proudu tekutiny vně mezní vrstvy, drsností a geometrií povrchu.

Cílem práce je porovnání experimentálního a numerického řešení chování mezní vrstvy pro vybrané letecké profily. I přes kvality, které dosahují nynější výpočetní programy, je stále úloha experimentu v mechanice tekutin neocenitelným nástrojem pro validaci výpočetních modelů.

První část práce tvoří rešerše v oblasti aktuálně používaných laminárních leteckých profilů, kde jsou vybrány laminární letecké profily využívané v letadlech z kategorie kluzáků, podzvukových cvičných a transportních letadel. V následující kapitole je popsáno fyzikální pozadí a chování leteckého profilu s důrazem na oblast mezní vrstvy. Jsou zde uvedeny teoretické přístupy, dále je zde popsáno chování laminární, turbulentní mezní vrstvy a typy přechodů mezi nimi. Následující kapitola je zaměřena na používané experimentální metody k vizualizaci chování mezní vrstvy na povrchu obtékaného tělesa. Jednotlivé metody jsou popsány a řazeny do skupin podle způsobu realizace. V závěrečné kapitole teoretické části jsou popsány zástupci komerčních řešičů, jenž jsou použitelné pro sledování chování mezní vrstvy na leteckých profilech.

Druhá část práce popisuje konstrukci experimentálního zařízení vytvořenou pro vizualizaci metodou olejového filmu a termografie. Je zde popsán použitý aerodynamický tunel,

modely leteckých profilů a podmínky za kterých vizualizace probíhala. Pro obě metody vizualizace jsou uvedeny výsledky, které jsou podrobeny rozboru.

V závěrečné fázi dochází k porovnání naměřených dat s numerickými výpočty a zhodnocení použitelnosti vybraných vizualizačních metod.

1 Laminární letecké profily

1.1 Historie laminárních profilů

Po dlouhou dobu nebylo možné z důvodu nízké kvality povrchu profilů dosáhnout velkého rozsahu laminárního proudění na laminárních profilech. Mezi první měření v aerodynamických tunelech, kdy se na profilech dosahovalo rozsáhlé laminární vrstvy, prováděl H. Doetsch v roce 1935. Příkladem jeho práce bylo dosažení koeficientu odporu pod hodnotu $C_D = 0,004$ pro $Re = 3\ 100\ 000$, kde oblast přechodu nastala až v 74 % délky tělivity. [1]

První známý výzkum laminárních profilů probíhal od 40. let v NACA (angl.: National Advisory Committee for Aeronautics). Experimenty byly prováděny nejprve v aerodynamických tunelech, později byly testované profily instalovány na křídla letounu B-18. Výsledkem práce pod vedením Eastman N. Jacobs, Ira H. Abbott a Albert E. von Deonhoff jsou známé profily NACA šestimístné řady. Koncem 40. let se začaly laminární profily objevovat i na kluzácích. V tomto období byla křídla kluzáků vyráběna ze dřeva, což pro laminární profily nebylo příliš vhodné. Důvodem byla nízká přesnost při dodržování tvaru profilu a vysoké hodnoty drsnosti povrchu.

Mezi první úspěšné kluzáky své doby byl Ka6. Využíval profil NACA 63 618, u kterého bylo možné dosáhnout přechodové oblasti ve vzdálenosti 45 % až 70 % délky tělivity. Z důvodu dřevěné konstrukce nebylo tohoto potenciálu dosaženo. Velký zvrat přišel v 50. letech s příchodem nové konstrukce využívající sklolaminátové kompozitní materiály. Tato konstrukce umožňovala dosahovat vyšších hodnot přesnosti a hladkosti povrchu křídla. Mezi prvními průkopníky využívající tuto technologii v oboru kluzáků byl R. Eppler, který navrhl v roce 1957 letadlo Pheonix a vytvořil vlastní řadu laminárních profilů.

Dalšími velice úspěšnými autory laminárních profilů jsou F. X. Wortmann a D. Althaus. Jedním z jejich prvních dobře známých profilů je FX 61-163, jenž byl navržen v roce 1961. [1]

1.2 Aktuálně používané laminární profily

Z důvodu příznivých fyzikálních vlastností jsou laminární profily využívány v širokém záběru leteckého průmyslu. Laminární profily lze řadit mezi klíčové technologie umožňující redukovat aerodynamický odpor, a tedy výrazně zvýšit výkon letadel a snížit spotřebu pohonných hmot. Důvodem je skutečnost, že odpor křidel tvoří až 1/2 celkového aerodynamického odporu letadla.

Velké společnosti vyvíjející letadla, mezi které lze řadit například Boeing, Airbus, Bombardier Aerospace, mají dostatek kvalifikovaných expertů a rozpočet, který jim umožňuje vyvíjet profily navržené na konkrétně vyvíjené letadlo. Menší společnosti si tento přístup obvykle dovolit nemohou a jsou odkázáni na katalogy a databáze již existujících leteckých profilů.

Informace o aktuálně vyvíjených a používaných laminárních leteckých profilech nejsou z důvodu výrobních tajemství přesně známy. Důvodem je zejména vysoká konkurence v leteckém odvětví a je tedy v zájmu všech, zachovat si své know – how. Používané a případně i modifikované laminární letecké profily vycházejí již ze známých řad laminárních profilů typu NACA, Wortmann, Eppler, NLF a dalších.

V následujících odstavcích je uvedena rodina laminárních profilů NACA 64Axxx a dva zástupci profilů Wortmann, jež je možné pravidelně vidět na obloze.

Do kategorie laminárních leteckých profilů je vhodné zařadit i profily SNLF (angl.: Slotted Natural Laminar Flow). Jedná se o nový koncept leteckých profilů s velkým potenciálem, který umožňuje výrazné zvýšení výkonu oproti konvenčním profilům. Předpokládá se, že přispěje ke snížení spotřeby paliva a energie až o 70 %. Toho je docíleno prodloužením příznivého tlakového gradientu dále podél křídla, což má za následek zvětšení oblasti laminární mezní vrstvy až na 90 % hloubky profilu. Vlivem toho dojde ke značnému snížení odporu profilu křídla. Zástupcem profilů SNLF je S103. Souřadnice profilu a předpokládané tlakové rozložení je k nahlédnutí v Příloze 2.

1.2.1 NACA 64Axxx

Jedná se o představitele profilů šestimístné řady. Důvodem vzniku této řady byla snaha o zdokonalení profilů křidel čtyřmístné a pětimístné řady NACA s cílem maximalizovat oblast laminárního proudění na profilu a snížit odpor křídla.

Geometrie profilu je odvozena z číslic v názvu, kde každá číslice má svůj význam. První číslo značí sérii profilů, druhé udává vzdálenost oblasti minimálního tlaku vyjádřené v desetinách procent délky tětivy na řídicím symetrickém profilu. Dolní index v desetinách součinitele vztlaku udává rozsah příznivého tlakového gradientu pro existenci laminární mezní vrstvy na obou stranách profilu. Tento rozsah je měřen nahoru a dolů od návrhového součinitele vztlaku. Čtvrté číslo značí hodnotu desetiny tlakového koeficientu. Poslední dvě číslice popisují maximální tloušťku vyjádřenou v procentech hloubky profilu.

Mezi výhody, díky kterým jsou profily používány, můžeme řadit vysoké hodnoty vztlakového koeficientu, nízký odpor v definovaném operačním rozsahu. Naopak nevýhody profilů NACA šestimístné řady, které je vhodné zmínit, jsou vysoký odpor mimo operační rozsah, vysoké hodnoty klopivého momentu, vysoká citlivost laminární mezní vrstvy na kvalitu povrchu, citlivost na tvar profilu a případnou kontaminaci náběžné hrany.

Mezi představitele laminárních profilů řady NACA 64Axxx je NACA 64A318 a NACA 64A412. Jedná se o profily s maximální tloušťkou profilu 18 % a 12 % umístěných v 35% hloubky profilu. Profily je možné vidět na letadle Lockheed C-130 Hercules. První kus byl vyroben v roce 1954 a vyrábí se v mnoha variantách dodnes.

Dalším představitelem je NACA 64A012. Jedná se o symetrický profil s 12 % tloušťky profilu umístěným v 40 % hloubky profilu, jenž je použit na letadlech české výroby Aero L-39 Albatros, Aero L-59 Albatros, Aero L-159 Alca a nově vyvíjeném modelu Aero L-39 NG.

1.2.2 FX67-K-170

Jedná se o laminární letecký profil, který patří do rodiny profilů, jenž navrhl německý aerodynamik Franz Xaver Wortmann. Design profilů řady FX je cílen primárně na odvětví kluzáků a obecně v oblastí, ve kterých se dosahuje nízkých hodnot Reynoldsových čísel.

Charakteristickými rysy profilu FX67-K-170 jsou malá hodnota zaoblení náběžné hrany, maximální tloušťka profilu činící 17 % umístěna v 40,2 % hloubky profilu a malý úhel odtokové hrany.

Značnou nevýhodou profilů řady FX jsou vysoké hodnoty klopivého momentu, které u kluzáků tedy nevytvářejí takové komplikace, z důvodu většího ramene ocasních ploch, jako pro normální letadla, kde je nutné klopivý moment kompenzovat a tím dochází ke generování větších odporových sil.

Mezi dominantní zástupce letadel, jež používají tento profil, jsou kluzáky: Schempp-Hirth Nimbus-2, PIK-20, DG – 400. Profil je využíván buďto v celé délce křídla, nebo pouze v kořenové části, kde díky své tloušťce lépe odolává ohybovému momentu.

1.2.3 FX61-163

Další zástupcem laminárních profilů řady FX je FX61-163. Vlastnosti a využití tohoto profilu jsou obdobné jako u předchozí varianty. Maximální tloušťka profilu činí 16,4 % umístěna v 37,1 % hloubky profilu.

Využití profilu je možné spatřit na kluzácích jako jsou Schleicher ASW 15/19, IS-28B2, nebo tuzemský VSO-10.

2 Teoretický rozbor aerodynamiky leteckých profilů a chování mezní vrstvy

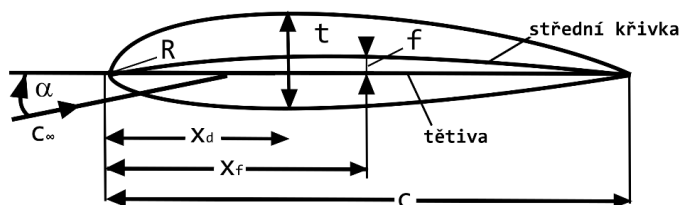
2.1 Aerodynamika profilu křídla

Aerodynamické vlastnosti profilů jsou funkcí geometrie, úhlu náběhu, Reynoldsova čísla a kvality povrchu. Díky četnému množství geometrických parametrů lze generovat nespočetné varianty aerodynamických profilů.

2.1.1 Geometrie

Geometrie profilu je obvykle reprezentována tabulkou, kde jednou souřadnicí je délka tětiny a druhou je horní a spodní vzdálenost obrysu profilu od tětiny. Pro dosažení nezávislosti na rozměrech jsou souřadnice normalizovány délkou tětiny. Prohnutí profilu je vyznačeno střední křivkou, jež prochází středy kružnic vepsaných do profilu. Jedním z důležitých bodů je aerodynamický střed profilu, ten je umístěn ve vzdálenosti přibližně $\frac{1}{4}$ délky tětiny od náběžné hrany. Hodnota se stanovuje výpočtem případně měřením. Pro kompletní popis geometrie profilu je nutné uvést parametry jako: maximální tloušťka a její pozice, maximální průhyb a jeho pozice, úhel odtokové hrany, poloměr náběžné hrany.

Veškeré zmíněné geometrické parametry jsou vyznačeny na Obr. 1. [2]



Obr. 1 Geometrické parametry profilu křídla [2]

Zde je přiložena legenda k Obr. 1.

α	úhel náběhu
c_∞	nabíhající proud vzduchu
R	poloměr náběžné hrany
x_d	pozice maximální tloušťky profilu
x_f	pozice maximálního prohnutí
t	maximální tloušťka profilu
f	maximálního prohnutí
c	hloubka profilu

2.1.2 Reynoldsovo číslo

Reynoldsovo číslo dále značeno jako Re je bezrozměrný parametr definující kvalitu proudu. Lze se též setkat s pojmem jako je poměr délkových měřítek, či poměr setrvačných a vazkých sil. Re je definováno vztahem v Rov. 1.

$$Re_x = \frac{c_\infty \cdot x}{\nu} \quad (1)$$

Kde c_∞ v případě aerodynamiky obvykle značí rychlost nabíhajícího proudu vzduchu, x vyjadřuje délkové měřítko, kde se v případě profilu křídla uvádí hloubka profilu c . ν značí kinematickou viskozitu proudící tekutiny.

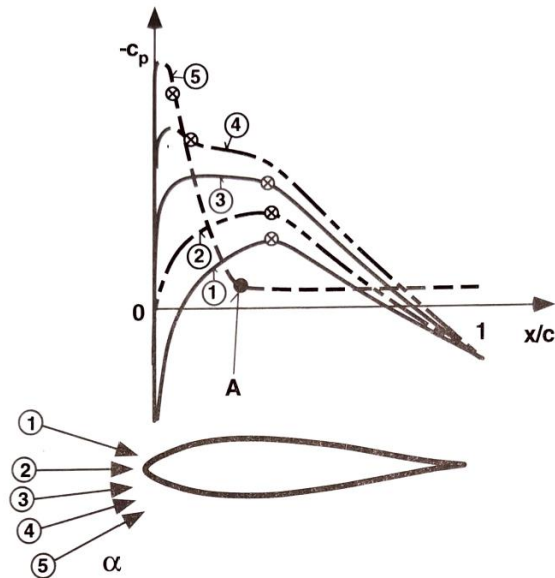
2.1.3 Tlakové rozložení

Tlakové rozložení na profilu křídla je významným parametrem při vývoji mezní vrstvy. Při jeho uvažování je vhodné jej převést na bezrozměrný koeficient. Tlakový koeficient je definován jako rozdíl statického tlaku v konkrétním bodě a statického tlaku nenarušeného proudu tekutiny, který je podělen dynamickým tlakem. Rovnice tlakového koeficientu Rov. 2 a rovnice dynamického tlaku Rov. 3. [2]

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{p_{dyn}} \quad (2)$$

$$p_{dyn} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c_{\infty}^2 \quad (3)$$

Tlakové rozložení na horní ploše profilu pro různé úhly náběhu je vyobrazeno na Obr. 2.



Obr. 2 Tlakové rozložení podél horní plochy profilu, pro různé úhly náběhu [2]

V případě malých hodnot úhlu náběhu se minimální hodnota tlaku pohybuje dále od náběžné hrany, ovšem při jejím zvyšování se bod minimálního tlaku, a tedy i přechodová oblast posouvání blíží k náběžné hraně. Tím, jak se zmenšuje délka laminární mezní vrstvy, dochází k zvyšování hodnoty odporu. Při stálém zvyšování úhlu náběhu nastane odtržení mezní vrstvy, razantní snížení vztlakové síly a navýšení síly odporové. Odtržení mezní vrstvy je vyznačeno bodem A na Obr. 2. [2]

2.1.4 Aerodynamické síly a momenty

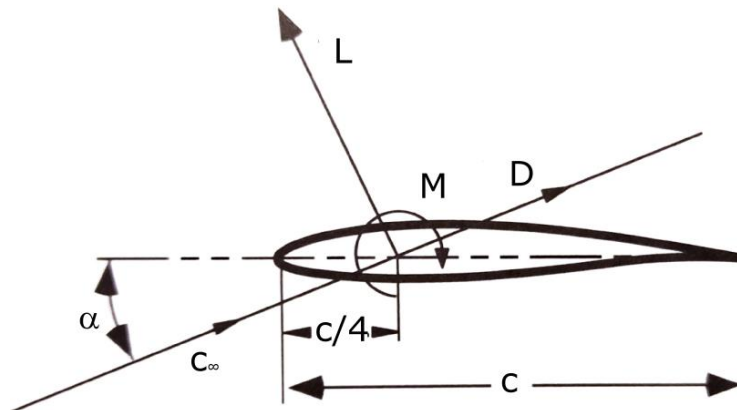
Celková síla působící na profil lze rozložit na dvě síly, kde jedna je kolmá a druhá je rovnoběžná na směr proudění. Dále se zavádí moment definovaný v aerodynamickém středu profilu. Rozložení sil a momentu je zobrazeno na Obr. 3. Síly se nazývají vztlak, odpor a moment se označuje jako klopivý. Síly a moment jsou pro dvourozměrné proudění vyjádřeny bezrozměrnými koeficienty. Definice koeficientů jsou v Rov. 4, Rov. 5 a Rov. 6.

$$C_L = \frac{L}{\rho_{dyn} \cdot S} \quad (4)$$

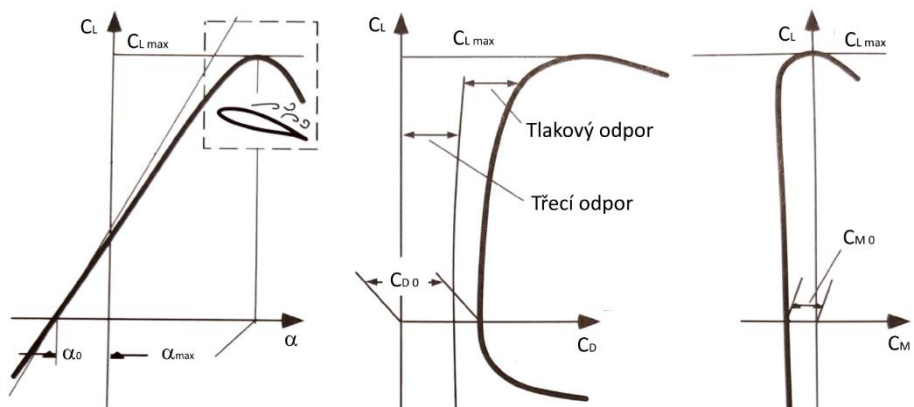
$$C_D = \frac{D}{\rho_{dyn} \cdot S} \quad (5)$$

$$C_M = \frac{M}{\rho_{dyn} \cdot S \cdot c} \quad (6)$$

Kde L je vztaková síla, D odporová síla, M klopivý aerodynamický moment, S plocha křídla, c délka tělivity. Popsané koeficienty a závislosti mezi nimi jsou nejčastěji prezentovány formou křivek Obr. 4. [2]



Obr. 3 Aerodynamické síly na profilu křídla [2]



Obr. 4 Aerodynamické síly, momenty na profilu křídla jako funkcí úhlu náběhu a vztakového součinitele [2]

2.1.5 Celkový odpor

Celkový odpor je definován jako síla odpovídající rychlosti poklesu hybnosti nabíhajícího proudu tekutiny kolem obtékaného tělesa. Též lze říci, že jde o celkovou sílu, která brání tělesu v pohybu skrz okolní tekutinu. Celkový odpor lze z fyzikálního hlediska dělit na tlakový a třecí odpor.

Tlakový odpor je generován tlakem působícím kolmo na povrch obtékaného tělesa. Vypočítá se jako integrál tlakových sil rovnoběžných s proudem tekutiny působící na povrch obtékaného tělesa. Tlakové rozložení na obtékaném povrchu vytváří další typy odporů, jako je indukovaný odpor.

Třecí odpor vzniká v důsledku smykových napětí působících na povrch obtékaného tělesa. Tření je způsobeno viskozitou obtékající tekutiny působící tangenciálně na povrchu tělesa. Při uvažování nevazkého proudění nevzniká třecí odpor. [3]

2.2 Laminární a turbulentní proudění

Proudění tekutiny lze rozdělit na dva stavy. Prvním je laminární proudění, kde částice tekutiny spořádaně proudí vedle sebe bez větší výměny hmoty mezi jednotlivými vrstvami. Velikost smykového napětí je způsobena převážně viskozitou dané tekutiny.

Druhý stav je nazýván turbulentním prouděním. V tomto případě dochází ke značným výkyvům rychlosti proudění, fluktuaci a mísení částic tekutiny v podélném a příčném směru proudění. V důsledku toho dochází ke značnému přenosu hmoty v jednotlivých vrstvách proudového pole a výměně hybnosti mezi vrstvami.

2.3 Mezní vrstva

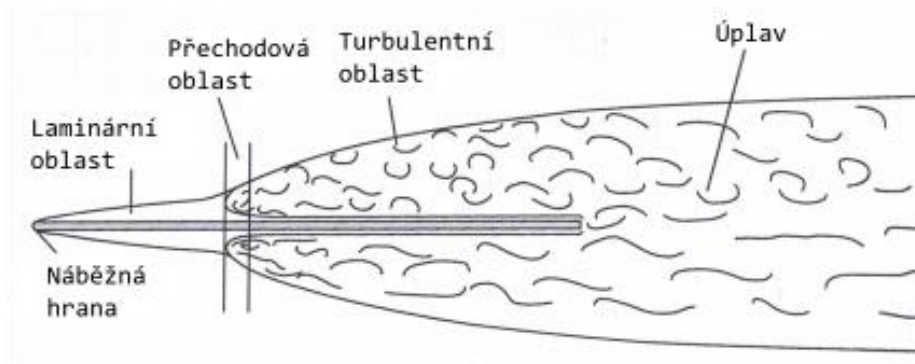
Při obtékání těles vazkou tekutinou se ukázalo velmi užitečné rozdělit reálné nestlačitelné proudové pole na tři specifické oblasti. Díky této úvaze dojde ke značnému zjednodušení popisu proudového pole. První je oblast dostatečně vzdálená od obtékaného tělesa, zde se v důsledku zanedbatelných účinků vazkosti uvažuje tekutina jako ideální. Obvykle se popisuje jako potenciální proudění. Druhá oblast je mezní vrstva. Jedná se o oblast přiléhající k povrchu obtékaného tělesa s zanedbatelnými normálovými gradienty rychlosti. V této oblasti se uvažuje vliv vazkosti. Třetí

oblastí je úplav. Oblast nacházející se za obtékaným tělesem obsahující zbrzděné částice, které prošly mezní vrstvou. Rozdělení proudového pole, je zobrazeno na Obr. 5 [4]

Mezní vrstva vzniká v důsledku smykového napětí působící mezi proudící tekutinou a povrchem obtékaného tělesa. Smykové napětí je popsáno Newtonovým empirickým zákonem Rov. 7, kde hlavní roli hraje gradient rychlosti na stěně $\frac{\partial c_x}{\partial y}$ a dynamická viskozita μ .

$$\tau = \mu \frac{\partial c_x}{\partial y} \quad (7)$$

Podle způsobu proudění tekutiny v blízkosti obtékaného povrchu lze mezní vrstvu rozdělit na tři oblasti. První oblastí je laminární mezní vrstva. Zde vlivem vazkých sil v proudící tekutině je dosaženo stabilního laminárního proudění. Druhou oblastí je turbulentní mezní vrstva. V mezní vrstvě může též nastat přechod z laminární do turbulentní mezní vrstvy neboli přechodová oblast.



Obr. 5 Oblasti proudového pole [3]

2.3.1 Teorie mezní vrstvy

Pro popis proudění v blízkosti obtékaného tělesa se ukázal velmi užitečný Prandlův model mezní vrstvy. Model vznikl z poznatku, že při obtékaní tělesa tekutinou při hodnotách $Re > 1$ vazkost tekutiny nezanedbatelně ovlivňuje proudové pole v blízkosti stěny tělesa. Matematický popis tohoto jevu provedl Ludwig Prandtl po úpravě Navier – Stokesových rovnic.

Rovnice mezní vrstvy pro rovinné proudění nestlačitelné tekutiny Rov. 8 a Rov.9.

$$\frac{\partial c_x}{\partial \tau} + c_x \frac{\partial c_x}{\partial x} + c_y \frac{\partial c_x}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 c_x}{\partial y^2} \quad (8)$$

$$\frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (9)$$

Kde indexem x označujeme souřadnici podél obtékaného tělesa ve směru proudění a y k ní kolmou. Dále se k rovnici připojuje rovnice kontinuity Rov. 10.

$$\frac{\partial c_x}{\partial x} + \frac{\partial c_y}{\partial y} = 0 \quad (10)$$

Dále se uvažuje, že vazká tekutina na ploše tělesa lpí, tedy rychlost potenciálního proudění je nulová. Naopak vně mezní vrstvy je potenciálního proudění. Tím jsou stanoveny okrajové podmínky Rov. 11.

$$\begin{aligned} y = 0 &\rightarrow c_x = 0; c_y = 0 \\ y = \infty &\rightarrow c_x = c_\infty \end{aligned} \quad (11)$$

Rychlost proudu vzduchu se od plochy povrchu k rychlosti volného proudu mění asymptoticky, není tedy možné určit exaktní hodnotu tloušťky mezní vrstvy. Po dohodě je tloušťka mezní vrstvy definována jako vzdálenost normály od stěny k místu kde $c_x = 0,99 \cdot c_\infty$. Nejedná se o příliš uspokojivou definici, z tohoto důvodu jsou níže popsány další přístupy určení tloušťky mezní vrstvy jako je pošinovací a hybnostní tloušťka.

2.3.1.1 Pošinovací tloušťka (Displacement Thickness)

Pošinovací nebo též odtlačovací tloušťka je definována jako vzdálenost, o kterou se musí odtlačit nulová proudnice od obtékaného povrchu, aby bylo pro nevazké proudění dosaženo stejného vlivu mezní vrstvy jako pro případ vazkého proudění. Též lze říct, že představuje deficit hmotnostního toku v porovnání s nevazkou tekutinou.

Výpočet pošinovací tloušťky je uveden v Rov. 12.

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{c_x}{c_\infty}\right) dy \quad (12)$$

Kde c reprezentuje lokální rychlost.

2.3.1.2 Hybnostní tloušťka (Momentum thickness)

Hybnostní tloušťka je definována jako vzdálenost, o kterou se musí posunout nulová proudnice od obtékaného povrchu, aby byla zachována stejná průtočná hybnost při uvažování nevázké tekutiny, jako pro proudové pole s mezní vrstvou. Neboli tloušťka, která je ekvivalentní zcela zabrzděné vrstvy, jež by vykazovala stejný deficit průtočné hybnosti.

Rovnice pro výpočet hybnostní tloušťky je uveden v Rov. 13.

$$\theta = \int_0^{\infty} \frac{c_x}{c_{\infty}} \cdot \left(1 - \frac{c_x}{c_{\infty}}\right) dy \quad (13)$$

2.3.2 Laminární mezní vrstva

Mezní vrstva vazké tekutiny podél obtékaného tělesa má obvykle v počátcích charakter laminárního proudění, z tohoto důvodu se zmíněná oblast nazývá laminární mezní vrstvou. Pro laminární proudění je charakteristický přenos hybnosti pouze mezi sousedními vrstvami na molekulární úrovni. Dále platí, že smykové tření vznikající v důsledku gradientu rychlosti je zcela způsobeno viskozitou proudící tekutiny. V případě obtékání tenké desky bez tlakového gradientu je uvažováno laminární proudění, pokud je splněna podmínka $Re \leq 10^5$.

Rychlostní profil laminárního proudění v mezní vrstvě v porovnání s turbulentní je zobrazen na Obr. 6. Zde je vidět razantní pokles gradientu rychlosti směrem k povrchu a tím i pokles smykového napětí.

Jako analytické řešení tloušťky laminární mezní vrstvy δ v místě x pro případ tenké desky bez tlakového gradientu lze využít Blasiov vztah Rov. 14, který vychází z Prandlovy rovnice mezní vrstvy.

$$\delta(x) \approx \sqrt{\frac{x \cdot \nu}{c_{\infty}}} \quad (14)$$

Laminární mezní vrstva je charakteristická svou nízkou stabilitou a náchylností na odtržení, naopak mezi klady lze přičíst nižší tloušťku oproti mezní vrstvě turbulentní.

2.3.3 Turbulentní mezní vrstva

Pro případy, kdy Reynoldsovo číslo dosahuje hodnot $Re > 10^5$, je proudění tekutiny v mezní vrstvě pro případ tenké desky bez tlakového gradientu považováno za turbulentní. Při tomto proudění dochází ke značnému neuspořádanému pohybu a přesunu hmoty mezi jednotlivými sousedními vrstvami proudící tekutiny. Tento přesun hmoty má za následek vznik smykového napětí s vyššími hodnotami než u laminárního proudění. Pohyb hmoty proudící tekutiny je způsoben fluktuací rychlosti ve směru proudění a k němu kolmém.

Turbulentní mezní vrstva obvykle vzniká za laminární mezní vrstvou, důsledky jejího vzniku jsou popsány v kapitole 2.4. Případně se turbulentní mezní vrstva začne vyvíjet již v krátké vzdálenosti za náběžnou hranou, a to v případě, kdy nabíhající proud tekutiny disponuje dostatečnými nenulovými hodnotami intenzity turbulence.

Rychlostní rozložení v turbulentní mezní vrstvě je v porovnání s laminární mezní vrstvou komplikovanější. Vrstva se dělí na tři oblasti proudění, jak je vyznačeno na Obr. 7.

První oblast, jež přiléhá ke stěně, se nazývá vazká podvrstva (angl.: viscous sublayer). Tato vrstva je velice tenká a vlivem přiléhající stěny, která tlumí mísení hmoty napříč ke směru proudění a fluktuace, zde dochází k laminárnímu proudění. Dále lze říci, že smykové napětí τ v této oblasti je prakticky konstantní a je rovno smykovému tření na stěně.

Navazující částí na vazkou podvrstvu je logaritmická oblast (angl.: logarithmic region). Zde je již proudění turbulentní a dochází ke vzniku turbulentních víru. Mezi jednotlivými vrstvami dochází k přenosu hybnosti a vzniku zdánlivých smykových napětí neboli Reynoldsových napětí, pojmenované po Britském vědci, který se problematikou turbulentního proudění koncem 19. století rozsáhle zabýval.

Rovnice popisující rychlostní rozložení v logaritmické oblasti upravené pro tenkou desku, je k nahlédnutí v Tab. 1. Rovnice vychází z metody zvané „Prandtl mixing-length“. Tento vztah má své omezení a platí pouze pro hodnoty přibližně $y_+ = 30$ až 500 , kde u_* je definován jako „třecí rychlost“ (angl.: friction velocity) a y vzdálenost kolmá od obtékané plochy. Přejít mezi vazkou podvrstvou a logaritmickou oblastí není plynulý, ale existuje zde oblast zvaná „nárazníková“ (angl.: buffer zone). Pro rozložení rychlosti v nárazníkové oblasti neexistuje žádná rovnice, existují pouze empirické vztahy. Častěji se ovšem extrapolují rychlosti pro vazkou podvrstvu a logaritmickou oblast, aby došlo k jejich protnutí. Tento průsečík je nazýván nominální tloušťkou vazké podvrstvy. Pro tenkou desku je její hodnota $y_+ = 11.84$. Kombinace rychlostních profilů vazké podvrstvy a

logaritmické oblasti se nazývá vnitřní oblastí. Definice bezrozměrných souřadnic u_+ , y_+ a třetí rychlosti jsou vyjádřeny Rov. 15, Rov. 16 a Rov. 17.

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_0}{\rho}} \quad (15)$$

$$y_+ = \frac{y \cdot u_*}{\nu} \quad (16)$$

$$u_+ = \frac{\bar{u}}{u_*} \quad (17)$$

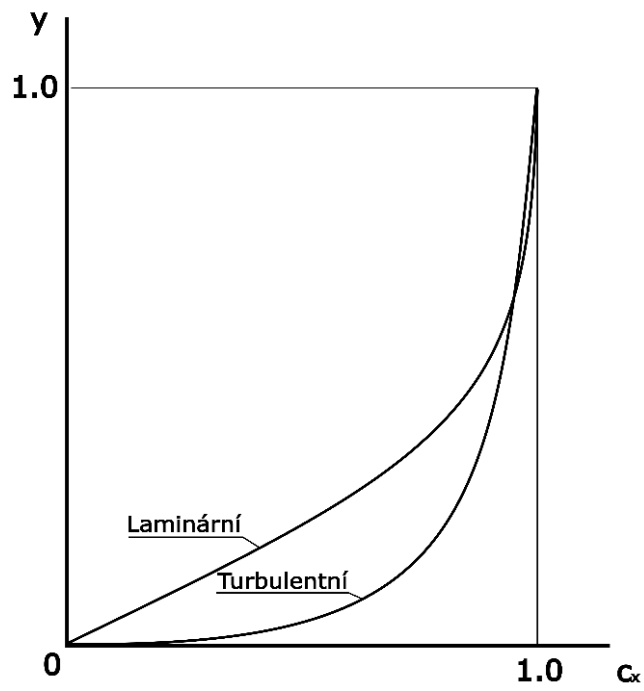
Kde τ_0 značí časově střední hodnotu smykového tření na stěně, \bar{u} střední rychlost.

Třetí oblastí je vnější okraj (angl.: wake). Důvodem vzniku třetí oblasti, přibližně od hodnoty $y_+ > 500$, jsou nekorespondující teoretické předpoklady s experimentálně naměřenými hodnotami. Rovnice reprezentující rychlostní pole jsou zobrazeny v Tab. 1.

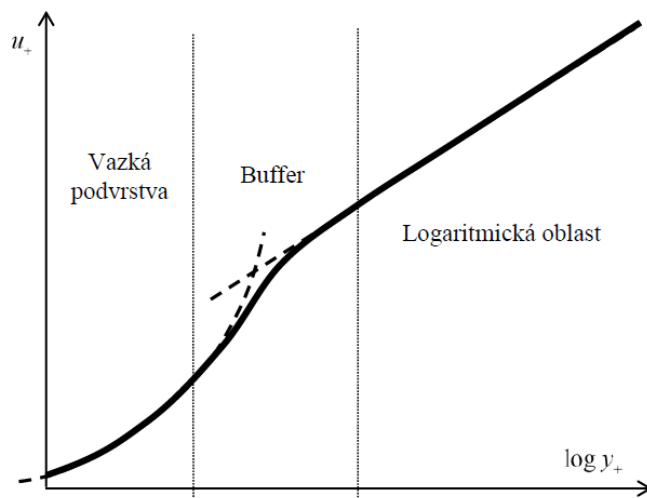
Vlivem fluktuací a neuspořádanosti tloušťka turbulentní mezní vrstvy dosahuje vyšších hodnot, naproti tomu je vrstva mnohem stabilnější. [3] [5] [6]

Tab. 1 Oblasti turbulentní mezní vrstvy pro tenkou desku bez tlakového gradientu [5]

Oblast	Rychlostní rozložení	Rozsah
Vazká podvrstva	$\frac{u}{u_*} = y_+$	$0 < y_+ < 11.84$
Logaritmická oblast	$\frac{u}{u_*} = 2.44 \cdot \ln y_+ + 5.56$	$11.84 \leq y_+ < 500$



Obr. 6 Ilustrace rychlostních profilů



Obr. 7 Rychlostní profil turbulentní mezní vrstvy [6]

2.4 Přejchodová oblast

Oblast, kde dochází ke změně z laminárního do turbulentního proudění, se nazývá přechodová oblast. Jedná se o děj, ke kterému dochází v mnoha aplikacích různými mechanismy. Mezi dominantní faktory způsobující přechod patří negativní tlakový gradient, rozložení tlaku, drsnost povrchu, turbulence v nabíhajícímu proudě tekutiny a oblast, kde k proudění dochází. Způsob, jakým dochází k přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní, lze rozdělit na tři typy: přirozený přechod (angl.: natural transition), zkrácený přechod (angl.: bypass transition), odtržení (angl.: separated flow transition). Zmíněné varianty přechodu jsou zobrazeny na Obr. 6. [7] [8]

Mezi první vědce, kteří zkoumali přechod laminární mezní vrstvy do turbulentní patří J. M. Burgers (1924), B. G. Van der Hegge Zijnen (1924) a M. Hansen (1928). Sledováním přechodové oblasti na ploché desce s ostrou náběžnou hranou bylo zjištěno, že v blízké vzdálenosti od náběžné hrany je mezní vrstva laminární a dále po proudě dochází k přechodu a vzniku turbulentní mezní vrstvy. Bylo též zjištěno, že přechodová oblast vzniká v oblasti, která je měřena od náběžné hrany, kde Reynoldsovo číslo dosahuje hodnot $Re_{crit} = 3,5 \cdot 10^5$ až 10^6 . [9]

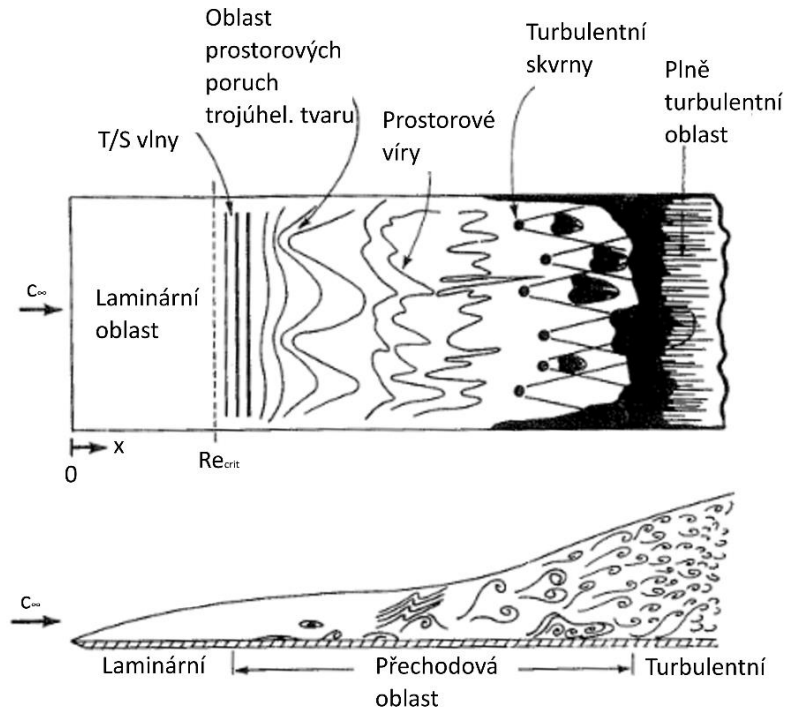
Vliv, jaký typ přechodu nastane, má zejména:

- Turbulence
- Tlakový gradient
- Přestup tepla
- Drsnost povrchu
- Odsávání mezní vrstvy
- Zakřivení povrchu

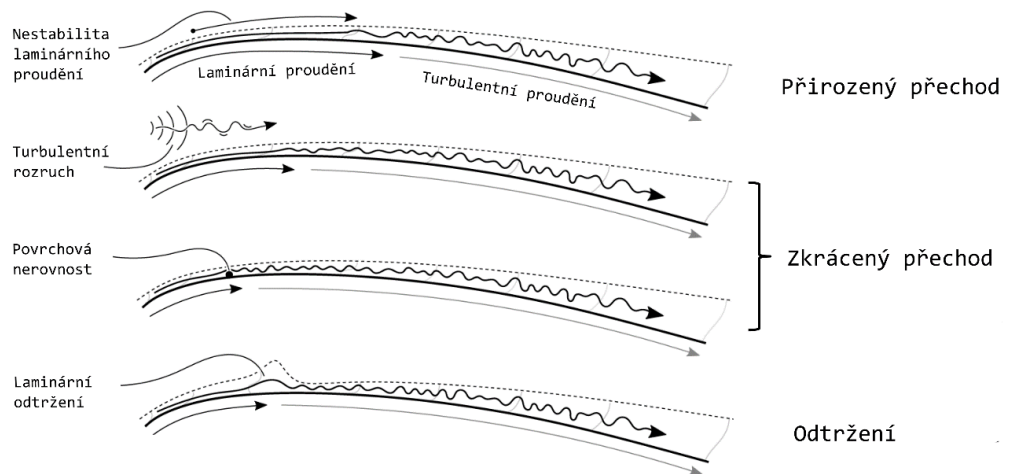
2.4.1 Přirozený přechod (Natural transition)

Přirozený přechod laminární mezní vrstvy do turbulentní nastává v případě proudění laminárního proudě vzduchu s nízkou hodnotou turbulence. Klasický průběh přirozeného přechodu pro rovinnou desku je zobrazen na Obr. 8. Od bodu 0 proudí tekutina laminárně, přičemž v momentě, kdy v laminární oblasti začnou vznikat rovinné poruchy, dojde ke ztrátě lineární stability známé jako Tollmien – Schlichtingovy vlny. Tyto vlny dále pomalu zesilují a přetvářejí se v prostorové poruchy trojúhelníkového tvaru. Dále z nich vznikají prostorové víry, které se začnou hroutit, shlukovat a vytvoří se oblast turbulentních skvrn. Finální částí je plně vyvinutá turbulentní mezní vrstva. [6]

Tollmien – Schlichtingovy vlny je možné sledovat na hladkém povrchu v aerodynamických tunelech s nízkými vibracemi a nízkou hodnotou intenzity turbulence $Tu \ll 1\%$.



Obr. 8 Schéma přirozeného přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní na rovinné desce [7]



Obr. 9 Naznačení variant přechodu [10]

2.4.2 Zkrácený přechod (By-pass transition)

Název typu přechodu vzešel z tvrzení, které prohlásil v roce 1969 Mark V. Morkovin. Ten prohlásil, že je možné systém Tollmien – Schlichtingových vln přeskočit, od té doby se začal uplatňovat název (angl.: by-pass transition), v češtině se ujal název „zkrácený přechod“.

Při zkráceném přechodu hraje dominantní roli nelineární mechanismus růstu poruch, jenž při přirozeném přechodu nastává až v závěrečných fázích přechodu. Bylo zjištěno, že celý mechanismus přechodu je možné inicializovat intenzitou, charakterem a strukturou poruch. Jedním ze způsobů vzniku zkráceného přechodu je přítomnost vysokých hodnot turbulence v nabíhajícímu proudě vzduchu, který je tím již turbulizován. Exaktně není definována hranice velikosti turbulence, při kterých již dojde ke zkrácenému přechodu. Orientačně je udávána jako 1 % intenzity turbulence. Dalším inicializátorem je drsnost, členitost obtékané stěny. [6] [9]

Dále je vhodné zmínit, že v případě modelování zkráceného přechodu do turbulence nelze použít teorii lineární stability a v současné době neexistuje žádná obecná teorie vhodná pro modelování tohoto přechodu. Existují fenomenologické modely vycházející z experimentálních dat. [6]

Schéma zkráceného přechodu do turbulence je vyobrazeno na Obr. 9.

2.4.3 Odtržení (Separated flow transition)

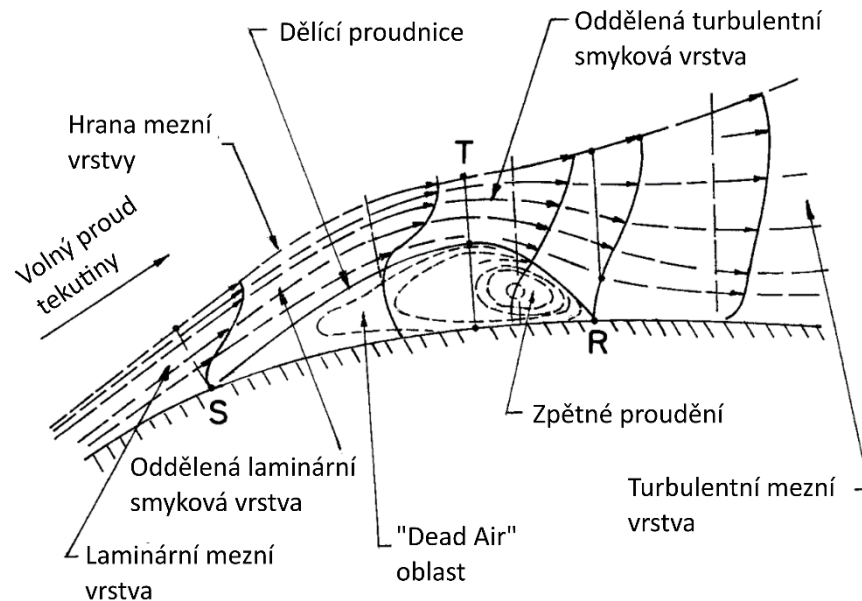
Pokud laminární mezní vrstva není schopna překonat smykové tření na stěně a nepříznivý tlakový gradient, jenž je ovlivněn i změnou tvaru obtékané plochy, oddělí se a dojde k přechodu ve volný smykový tok v blízkosti povrchu, kde následně může zůstat oddělená, nebo může dojít k opětovnému přilnutí k povrchu formou turbulentního proudění. Poloha odtržení mezní vrstvy je dána podmínkou zaniknutí smykového napětí na stěně, Rov. 18. Polohu separace lze určit výpočtem diferenciálních rovnic mezní vrstvy. [9]

$$\tau = \mu \frac{\partial c_x}{\partial y} = 0 \quad (18)$$

Opětovné přilnutí nastává díky dostatečné energii v turbulentním proudění a významné výměně hybnosti v kolmém směru k povrchu. Vlivem toho může vznikat pod turbulentní částí volného toku zpětný vír. Mezi bodem odtržení mezní vrstvy (S) a přilnutí (R) je oblast zvaná laminární separační bublina LSB (angl.: Laminar Separation Bubble), lze se setkat i s termínem

místní odtržení a „Turbulent Reattachment Bubble“. LSB s body (S) a (R) je zobrazena na Obr. 10. Na obrázku je též symbolem (T) vyznačeno místo dokončení přechodové oblasti ve volné smykové vrstvě.

Vznik LSB přináší mnohé negativní účinky. Pro případ profilu křídla může dojít k snížení vztlačové síly, zvýšení aerodynamického odporu, vibracím, hluku a nestabilitě samotného letadla. [7] [11]



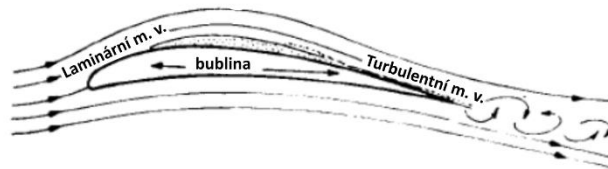
Obr. 10 Laminární separační bublina [12]

Z experimentálního měření bylo zjištěno, že separační bubliny obvykle vznikají na profilech křídel v místě, kdy Reynoldsovo číslo dosahuje přibližných hodnot 70 000 až 200 000. [13]

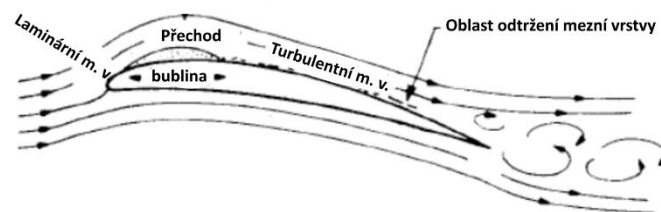
Dle délky lze LSB rozdělit na takzvaně krátkou a dlouhou. Dlouhá LSB vzniká na spodní hranici Re , kde turbulentní proudění nemá dostatečnou energii, aby došlo k náhlému opětovnému přilnutí. Oblast separační bubliny dosahuje hodnot přibližně 20–30 % délky horní plochy profilu. Pro tento typ LSB je signifikantní snížení vztlačové síly a zvýšení odporu křídla. V horním rozsahu Re vnikají převážně krátké LSB. Menší rozměry jsou zapříčiněny vyššími hodnotami energie turbulentního proudění, díky nimž volný proud rychleji přilne k obtékanému povrchu. Tento jev nastává též při zvětšování úhlu náběhu. V případě dosažení příliš vysokých hodnot úhlu náběhu a Re krátká LSB přejde do dlouhé, nebo dojde k úplnému laminárnímu odtržení, takzvaně praskne. Tento jev je doprovázen rapidním snížením vztlačové síly a zvýšením tlakového odporu. [13] [14]

Zvyšováním úhlu náběhu může také docházet k posouváním LSB blíže k náběžné hraně křídla, jež je zapříčiněno závislostí na tlakovém rozložení na profilu.

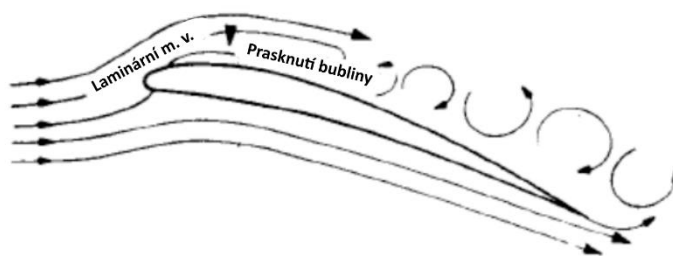
Dlouhá laminární separační bublina



Krátká laminární separační bublina



Održení laminární separační bubliny



Obr. 11 Separační bubliny [14]

3 Vizualizace a kvantifikace chování mezní vrstvy.

Metody vizualizace proudění tekutin poskytují informace o celém proudovém poli v reálném čase, kde v mnohých případech není nutné následovné zpracování naměřených dat, jako tomu je u jiných metod měření. Poněvadž tekutiny jsou transparentní, je nutné vizualizovat proudové pole například metodu rozptylu světla plynem, pevnými částicemi nebo tekutinou, sledování nánosu materiálu na předmětu umístěném v proudovém poli, či sledování indexu lomu světla.

Vizualizačními metodami je možné sledovat trojrozměrné proudění, přechodovou oblast mezní vrstvy a její odtrhávání.

Pro jednoznačnou charakteristiku nestabilního proudění jsou zavedeny definice jako proudnice, emisní čáry, trajektorie.

- Proudnice (angl.: Streamlines) je definována jako křivka, jejíchž tečny v každém bodě mají stejný směr jako vektor rychlosti.
- Emisní čára (angl.: Streakline) je křivka, která spojuje všechny částice, které v nějakém čase v minulosti procházely určitým bodem proudového pole.
- Trajektorie (angl.: Pathlines) je charakterizována jako pohyb sledované částice v určitém časovém intervalu.

Pokud docílíme stacionárního proudění, u kterého je charakteristická nezávislost na čase, dochází ke splynutí proudnic a emisních čar. [15]

3.1 Zavádění částic do proudícího plynu

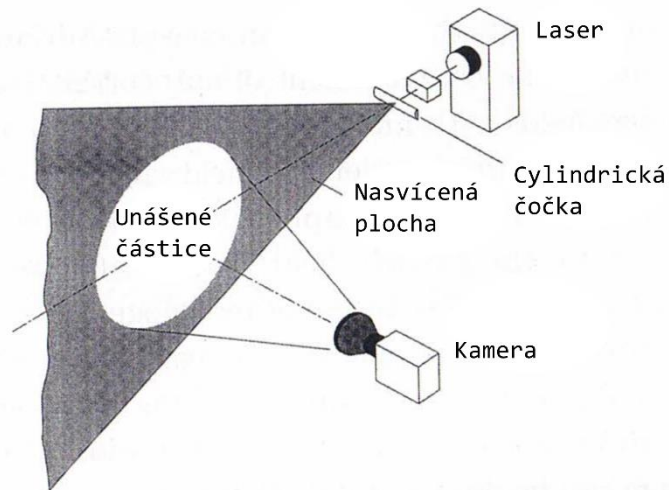
3.1.1 Particple image velocimetry

PIV (angl.: Particple Image Velocimetry) je jedna z metod laserové anemometrie, která funguje na principu sledování malých částic unášených v proudu tekutiny. Díky absenci měřících přístrojů, které je nutné umísťovat do proudového pole a tím ho narušovat, je tato metoda velice efektivní a hojně využívána napříč oborem mechaniky tekutin.

Metoda využívá pro nasvícení sledované oblasti proudového pole laser, který pomocí cylindrických čoček vytváří světelnou plochu. Oblast je nasvěcována v krátkých časových intervalech. Unášené částice v nasvícené oblasti jsou při každém nasvícení zaznamenány CCD kamerou (angl.: Charge Coupled Device), která je umístěna kolmo na světelnou plochu. Při zaznamenání nejméně dvou snímků je možné vyhodnotit směr a rychlost unášených částic. PIV

metodou lze měřit jak plošné proudové pole, tak i trojrozměrné. Příkladem unášených částic v tekutině je glycerin, silikonový olej a voda.

Princip metody je zobrazen na Obr. 12. [16]



Obr. 12 Metoda PIV [16]

3.1.2 Bubliny

Metoda založená na fyzikálně chemickém jevu zvaném elektrolýza. Je tedy patrné, že metodu lze uplatnit pouze v kapalině. Princip funkce je následující. Proud do kapaliny je zaveden elektrodami v podobě kovového drátu, který se ponoří ke vstupu zkoumané oblasti, a kovové desky, která je umístěna na dně kanálu. Následnou elektrolýzou vody vzniká nepřetržitý proud bublin kyslíku nebo vodíku. Pro účely vizualizace je výhodnější, pokud je drát zapojen jako katoda, jelikož počet produkováných bublinek vodíku je dvojnásobný od počtu bublinek kyslíku. Dále je vhodné používat drát o průměru v řádech setin milimetru, poněvadž velikost bublin je srovnatelná s průměrem drátu. Větší bublinky stoupají k hladině rychleji, což je nežádoucí.

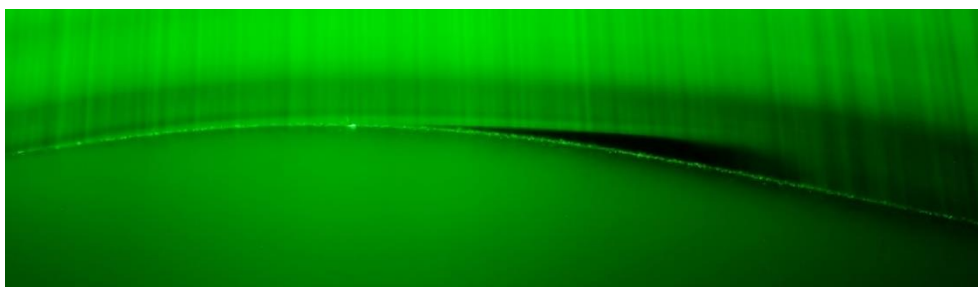
Vstupní napětí na elektrodách se pohybuje přibližně v rozmezí 100–200 V. Pokud drát bude umístěn kolmo k proudu a na elektrody se přivede pulzní signál o vyšší frekvenci, vytvoří se na drátu řada bublin, která se odtrhne ve stejnou chvíli. Metoda je limitována rychlostí proudění řádově 0,2 – 0,3 m/s. [15]

3.1.3 Kouř

Kouř je soubor částic seskupených z pevných, kapalných a plynných látek. Pro účely aerodynamických experimentů je zapotřebí dbát na charakteristiky kouře, jako je hustota, inertnost, čirost. Pokud není dosažena podobná hustota kouře jako u proudícího média, může dojít k narušení proudění v důsledku vzlaku.

Příkladem typických metod výroby kouře jsou spalování organických materiálů či odpařování kapalin. Standardně se jako kapalina používají minerální oleje, jako je například kerosin.

Během aplikace této metody může dojít k řadě problémů. Příkladem může být nevhodné dávkování kouře, či nesprávná technika vstřikování kouře do proudu tekutiny. Během této činnosti může dojít k narušení samotného toku tekutiny. Dále je zapotřebí dodržovat Reynoldsovo číslo pod kritickou hodnotou, důvodem je zabránění turbulentního proudění, které by proud kouře rozptýlil. [15]



Obr. 13 Příklad vizualizace LSB pomocí kouře a laseru na profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 130\ 000$, $\alpha = 0^\circ$. Vizualizace byla realizována na Fakultě strojní ČVUT v halových laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky

3.2 Úpravy povrchu obtékaných těles

Vizualizace se dosahuje vhodnou úpravou povrchu obtékaného tělesa, ve kterém obtékající tekutina vyvolává změny, z nichž je možné analyzovat a charakterizovat dané proudění. Zmíněnou metodou lze identifikovat místní směr proudění na povrchu tělesa, oblasti laminárního, turbulentního proudění a oblast jejich přechodu.

Obecně se pomocí této metody získávají charakteristiky proudění na povrchu nejen u modelů, ale i u těles skutečné velikosti.

Zmíněná metoda lze rozdělit na následující tři skupiny. [17]

3.2.1 Chemické

Jedná se o metody založené na chemické reakci mezi proudící tekutinou a látkou, nanesenou na povrch obtékaného tělesa. Rychlost chemické reakce je ovlivněna použitou látkou, rychlostí a typem proudění. Vlivem toho dochází ke změnám barevných odstínů nanesené látky, tím lze zviditelnit například místa turbulentního proudění. [17]

3.2.1.1 Ozalidový papír a čpavek

V první řadě se na obtékaný povrch nalepí ozalidový papír. Následně se tenkými tryskami před těleso začnou zavádět proudy čpavku. Pokud nedojde k rozptýlení čpavku, vytvoří se vlivem chemické reakce mezi papírem a čpavkem na povrchu tmavé pruhy sledující směr místního proudění.

3.2.1.2 Jodid draselný a škrob

Jako forma nátěru je zde použita směs škrobu a jodidu draselného. Do proudícího plynu je přimíšeno malé množství chloru. K reakci chloru s aplikovaným nátěrem dochází převážně v turbulentní části mezní vrstvy, vlivem vyššího promíchávání a styku chloru s nátěrem. Chemická reakce způsobí změnu barvy nátěru na purpurovou.

Metoda není příliš vhodná v laboratorních prostorech. Důvodem je zdraví škodlivý chlor. Častěji se s touto metodou dá setkat za letu letadla. Povrch letadla se opatří nátěrem a následně prolétává oblakem vzduchu s příměsí chloru. Ten může být vypuštěn z druhého letadla, či komínu. [17]

3.2.2 Fyzikální

Metody spadající do kategorie fyzikálních, jsou založené na principu odpařování, sublimace nebo rozpouštění nátěrů na povrchu obtékaného tělesa vlivem proudící tekutiny. I tyto metody, vycházející z fyzikálního chování nátěrů, umožňují rozlišovat typy proudění, jako je laminární a turbulentní. [17]

3.2.2.1 Sublimační nátěr

Na povrch obtékaného tělesa se aplikuje nátěr z látek jako je: difenyl, acenaften, exachlorethan, diethylether, fluoren, azobenzen, hexachlorethan. Osvědčenou metodou aplikace látky na povrch je metoda rozprašování, kdy se látka ředí vysoce těkavou kapalinou, která se v krátkém časovém okamžiku po nanesení odpaří. Představitelé těkavých kapalin jsou: aceton, petrolej, xylen. Nanesený nátěr, kterým je pokryt obtékaný předmět, sublimuje v turbulentní mezní vrstvě silněji oproti oblasti laminární.

Pro výraznější, zřetelnější rozlišení typu mezní vrstvy a linie přechodu je vhodné dodržet pravidlo o rozdílné barvě povrchu obtékaného tělesa a aplikovaného nátěru. V oblasti turbulentní mezní vrstvy dojde k výraznější, ne-li absolutní sublimaci naneseného nátěru, tím se odkryje povrch modelu, který disponuje odlišnou barvou než použitý nátěr v oblasti laminární.

Použití vhodného typu nátěru je převážně podřízeno rychlostí proudícího plynu a dobou trvání zkoušky. Například v nadzvukovém tunelu s kontinuálním průtokem se používá pevná látka s pomalou rychlostí sublimace, například azobenzen. V nadzvukovém aerodynamickém tunelu s přerušovaným cyklem se používá pevná látka s vysokou rychlostí sublimace, jako je exachlorethan. A pro případy podzvukových a transsonických aerodynamických tunelech se běžně používají pevné látky se střední rychlostí sublimace, zde může být použit acenaften. [17]

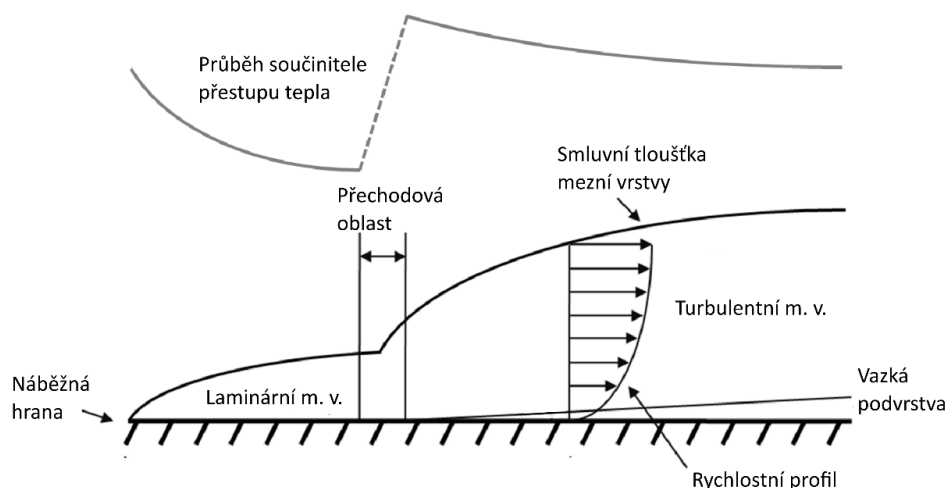
3.2.2.2 Kaolinový nátěr

Odpařovací metoda vyvinuta během 2. světové války v laboratořích Velké Británie. Princip metody spočívá v nastříkání transparentního celulózového lepidla s obsahem suspendovaného práškového kaolinu na obtékaný model. Po zaschnutí lepidla je povrch modelu bílý. Následně se na kaolin nastříká kapalina s podobným indexem lomu ($n = 1,56$), tím dojde k inhibici lomu světla v krystalech, které tvoří vrstvu, vlivem toho se jeví jako průhledná. V oblastech turbulentní mezní vrstvy dochází k rychlejšímu odpařování nanesené kapaliny, a tedy tato oblast zbledá rychleji než laminární.

Finální vrstva kapaliny je volena podle rychlosti proudění a rychlosti jejího odpařování. Pro nižší hodnoty rychlosti proudění je vhodné použít aceton nebo methyalsalicylát. [15]

3.2.2.3 Termografie

Zobrazovací metoda, díky níž je možné graficky sledovat teplotu na povrchu tělesa. V odvětví vizualizace proudění lze touto metodou rozlišovat laminární od turbulentní mezní vrstvy, což je dosaženo sledováním relativní teploty povrchu obtékaného tělesa. Tento jev je možné sledovat díky rozdílným vlastnostem sdílení tepla vynucenou konvekcí pro laminární a turbulentní proudění. U turbulentního proudění jsou hodnoty smykového napětí na povrchu obtékaného tělesa vyšší. Díky tomu je součinitel přestupu tepla α též vyšší. Na Obr. 14 je zobrazen průběh součinitele přestupu tepla v závislosti na stavu mezní vrstvy tenké desky.



Obr. 14 Průběh součinitele přestupu tepla na mezní vrstvě [18]

Výpočet konkrétních hodnot součinitele přestupu tepla je velmi obtížnou disciplínou, důvodem je závislost na všech parametrech popisující obtékání stěny, jak naznačuje Rov. 19. [19]

$$\alpha_{pt} = \alpha_{pt}(L, \rho, p, c_{\infty}, \nu, \lambda_{tek}, c_{p\ tek}, c_{v\ tek}, \beta, \Delta T \dots) \quad (19)$$

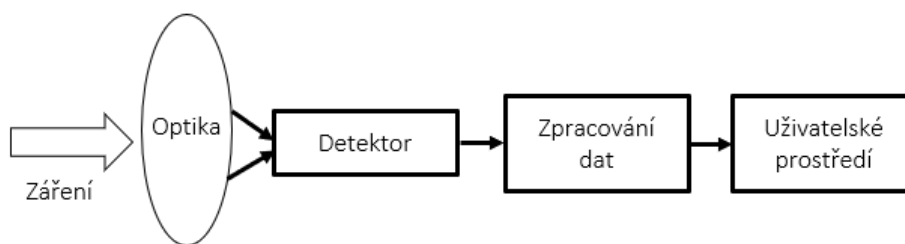
Kde symboly značí L [m] charakteristický rozměr, ρ [$\frac{kg}{m^3}$] hustotu, p [Pa] tlak, c_{∞} [$\frac{m}{s}$] rychlost proudění, ν [m^2/s] kinetickou viskozitu, λ_{tek} [$\frac{W}{m \cdot K}$] tepelnou vodivost tekutiny, $c_{p\ tek}$ a $c_{v\ tek}$ [$\frac{J}{kg \cdot K}$] tepelnou kapacitu tekutiny při stálém tlaku a objemu. β [K^{-1}] součinitele teplotní objemové roztažnosti tekutiny, ΔT [K] rozdíl teplot stěny a tekutiny na hranici teplotní mezní vrstvy.

Pro bližší představu jsou v Tab. 2 uvedeny informativní hodnoty součinitele přestupu tepla pro laminární a turbulentní proudění. [19]

Tab. 2 Informativní hodnoty součinitele přestupu tepla [19]

Typ konvekce	$\alpha_{pt} [W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}]$
Laminární proudění plynů	10^0 až 10^1
Turbulentní proudění plynů	10^1 až 10^2

IR kamery (angl.: Infrared) jsou navrženy k zachycování infračerveného záření, což je elektromagnetické záření v rozsahu přibližně 700 nm až 1 mm vlnové délky. Schéma a princip IR kamer je vyznačen na blokovém schématu na Obr. 15.



Obr. 15 Schéma IR kamery

Optický systém je zastoupen čočkou konkrétně spojku. V drtivé většině je jako materiál používán prvek germanium. Jedním z hlavních důvodů je vysoký index lomu. Další částí kamery je detektor. Dle principu snímání se dělí na dva typy. Prvním typem, masivněji zastoupeném na trhu, jsou tepelné detektory. Ty k detekci intenzity infračerveného záření využívají mikrobolometry, jež lze popsat jako odpory, které se při dopadu infračerveného záření zahřívají a tím mění svůj odpor. Mikrobolometry jsou specifické svou malou tepelnou kapacitou a záporným teplotním koeficientem odporu. Čím nižší je tepelná kapacita mikrobolometru, tím je citlivější na změnu intenzity záření. Mikrobolometry jsou poskládány do dvourozměrného pole, kde každý senzor reprezentuje jeden pixel výsledného obrazu.

Druhým typem jsou kvantové detektory. Tyto detektory jsou v porovnání s tepelnými přesnější a citlivější. Pracují na principu přímé přeměny dopadající infračervené záření na elektrický signál. Princip vychází z vnitřního fotoelektrického jevu. Signálový výstup detektoru je velice nízký. Při pokojové teplotě je navíc detektor zastíněný vlastním šumem, který je úměrný

teplotě. Je tedy nutné detektor chladit až na kryogenní teploty, což je velká nevýhoda. Obvykle se chladí tekutým dusíkem nebo kapalným heliem. [20] [21]

3.2.3 Mechanické

Děje odvozené ze změny tvaru a polohy částic umístěných na povrchu obtékaného tělesa. Změny tloušťky nanesené kapaliny, či ulpívání částic rozptýlených v proudu na povrchu tělesa. [17]

3.2.3.1 Nitěné indikace

Jedna z metod vizualizace, která je svou jednoduchou instalací a obsluhou velice rozšířena zejména v letectví. Metoda spočívá v upevnění jednoho konce nitěné sondy dlouhého 5 až 20 mm na obtékanou plochu. Druhý konec je ponechán volný. Nitě se díky své nízké hmotnosti snadno nechají unášet proudícím plynem, a tím je možné sledovat směr proudnic. S touto metodou je možné vizualizovat laminární a turbulentní mezní vrstvu.

U této metody je zapotřebí brát v potaz, že přítomnost nití může předčasně přivést mezní vrstvu do turbulence. Proto je vhodnější nitě instalovat postupně od odtokové hrany a sledovat, jak nově přidávané nitě, obvykle do řad, ovlivňují stav po proudu.

Nitěnými sondami je možné sledovat i vnější proudění. Je ovšem nutné nitě přichytit například k mřížce kolmé k proudícímu vzduchu. Příkladem toho typu vizualizace může být sledování koncových vírů tvořících se na koncích křídel.

Pro měření v subsonických tunelech jsou vhodnou volbou hedvábné nitěné sondy, které jsou na volném konci roztřepené.

3.2.3.2 Olejový film

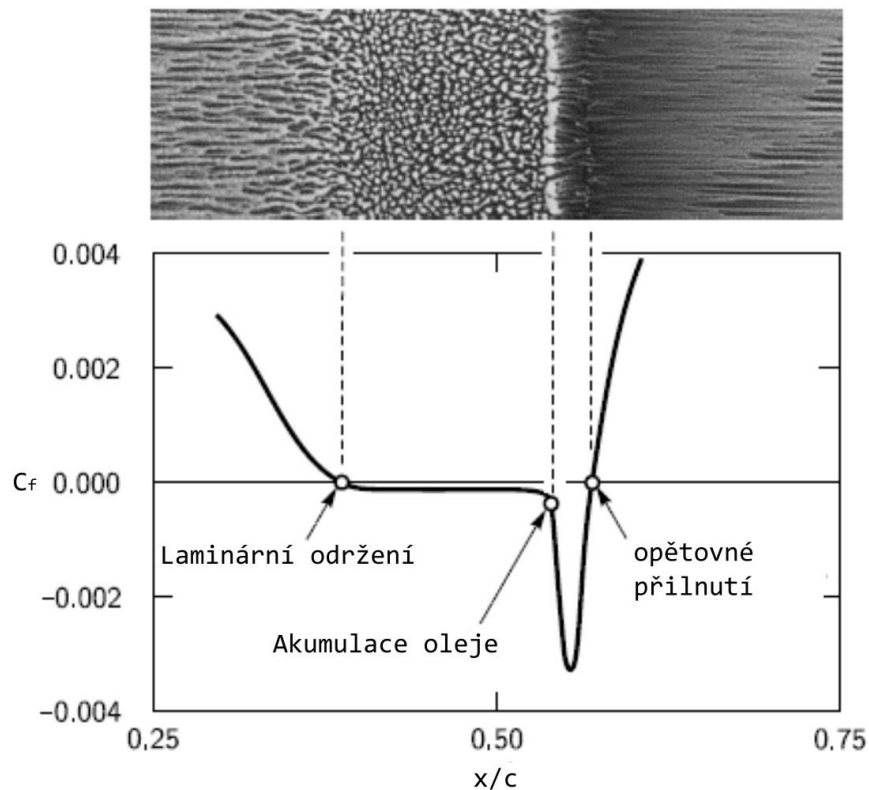
Metoda, jež je následně použita v experimentální části této práce. Stavebním kamenem metody je film netěkavého oleje, který se pohybuje v důsledku tangenciálních napětí působící na měřený model. Metoda je vhodná zejména pro sledování proudnic v blízkosti povrchu modelu, laminární a turbulentní mezní vrstvu, zpětné proudění a odtržení proudu. Pokud dochází na povrchu modelu v mezní vrstvě k tvorbě přechodové oblasti, je tento přechod jasně patrný díky rozdílné struktuře a tvaru vln na filmu oleje. Případně v turbulentní mezní vrstvě dochází ke stržení filmu, naopak v laminární mezní vrstvě olejový film přetrvává.

Jedním z klíčových parametrů při výběru vhodného oleje je viskozita. Ta je volena v závislosti na rychlosti proudícího plynu a požadavku na době trvání, kdy olej vydrží v přetvořeném stavu. Maximální hodnoty viskozity jsou požadovány pro testy v supersonických aerodynamických tunelech, naopak pro nižší rychlosti je volen olej s nižší hodnotou viskozity.

Jedním z hlavních požadavků je snaha docílit dostatečného kontrastu změn struktur filmu oleje, toho lze dosáhnout například přidáním oxidu titaničitého nebo kaolínu, které jsou na černě nabarveném modelu zřetelně vidět. Další možností je využití fluorescence vybraných typů oleje, případně aditiv, jež při nasvícení ultrafialovým světlem vytvářejí kontrast. V případě požadavku sledování příčného proudění v mezní vrstvě je vhodnější nanést na obtékaný povrch olej v podobě oddělených kapiček nebo podélných proužků. Z následně vytvořené struktury bude patrný směr tečného napětí na povrchu tělesa. [15]

Níže je uvedena Rov. 20 popisující třecí koeficient C_f , jenž vychází z poměru tečného napětí na povrchu obtékaného tělesa τ a dynamického tlaku p_{dyn} .

$$C_f = \frac{\tau}{p_{dyn}} \quad (20)$$



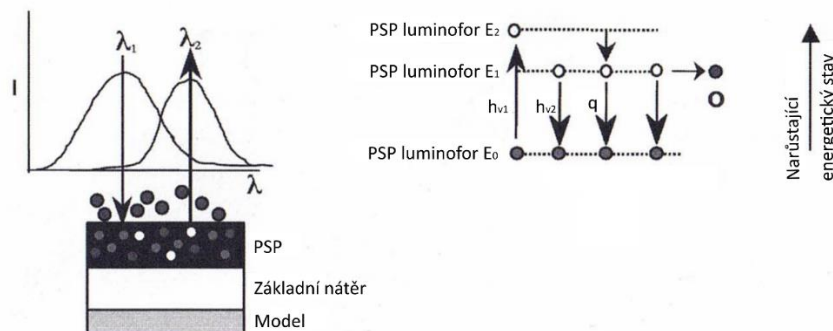
Obr. 16 Ilustrace struktury olejové vrstvy v porovnání s třecím koeficientem v oblasti LSB [22]

3.2.4 Pressure sensitive paint

Tlakově citlivý nátěr neboli PSP (angl.: Pressure Sensitive Paint) je technika pro měření tlaku na povrchu obtékaného tělesa, která je založena na luminiscentním povlaku, jehož odstíny se vlivem změny tlaku na povrchu mění.

Obtékávaný model se natře PSP a následně nasvítí světlem o známé vlnové délce λ_1 . V důsledku luminiscentní složce v nátěru dojde k vyzařování světla o emisní vlnové délce λ_2 . K sledování vyzářeného světla se obvykle využívá CCD (Charge Coupled Device) kamera vybavená filtrem, jenž propouští pouze světlo o vlnové délce λ_2 .

Princip metody je vyobrazen na Obr. 17. Pokud dojde k excitaci luminiscentního materiálu absorbováním fotonu s energií $h\nu_1$, může následně dojít k vrácení do původního stavu prostřednictvím jednoho z několika mechanismů. Dominantními mechanismy jsou radiální rozpad, při kterém je foton emitován s energií $h\nu_2$ a rychlostí k_r . Druhý mechanismus je nezářivý rozpad, jenž rychlostí k_n uvolní množství tepla q . V některých případech může dojít i k přechodu do původního stavu v důsledku srážky s molekulou kyslíku, tento děj je obvykle nazýván jako (angl.: oxygen quenching). Rychlost srážek je podmíněna lokálnímu parciálnímu tlaku kyslíku a značí se $k_q p$.



Obr. 17 Princip metody PSP [16]

Intenzitu vyzářeného světla při nasvícení světlem vlnové délky λ_1 , lze vyjádřit vztahem Rov. 21.

$$I \approx \frac{k_r}{k_r + k_n + k_q p} \quad (21)$$

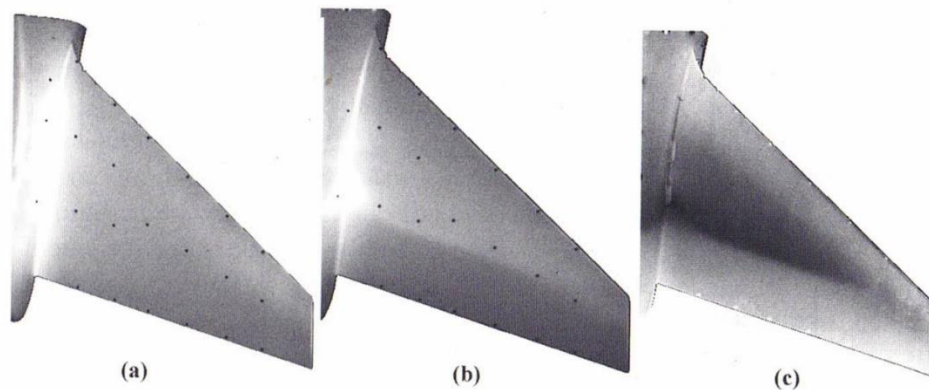
Z rovnice výše je patrné, že není známa konstanta proporcionality, tedy není možné touto cestou vyhodnotit tlak na povrchu obtékaného tělesa. Lineární koeficient je závislý na intenzitě excitačního světla a koncentraci luminoforu v každém bodě na zkoumané ploše. Tuto skutečnost lze eliminovat vytvořením poměru intenzit měřených na jednotlivých pixelech, kde se referenční intenzita I_0 měří při nulové rychlosti nabíhajícího proudu plynu, a tedy je znám tlak. Do poměru se vloží měřená intenzita vyzářeného světla I během požadované rychlosti nabíhajícího proudu plynu. Z těchto skutečností vyplývá Stern-Volmerova Rov. 22.

$$\frac{p}{p_0} = A + B \cdot \frac{I_0}{I} \quad (22)$$

Kde koeficienty A a B vycházejí z rychlosti rozpadu a též jsou teplotně závislé. Vliv teploty je jednou z klíčových zdrojů nejistot této metody.

Jednou z rozdílných znaků metody PSP od měření konvenčními tlakovými sensory, jenž často poskytují diferenční hodnoty, jsou výstupy v absolutních hodnotách. Z toho plyne i požadavek, aby při měření bylo možné zaznamenat malé výkyvy tlaku, měřit malé změny intenzity vyzařovaného světla. Toho je možné docílit použitím vhodné kamery, kde je kladen důraz na vysoké hodnoty SNR (angl.: Signal to Noise Ratio), nebo barvy s vysokou hodnotou k_q , které se ovšem vyznačují nežádoucími nižšími hodnotami emitovaného světla.

Aplikovaný nátěr se skládá z vrchní a základní vrstvy. Základní vrstva, jež je aplikovaná na samotném modelu, slouží k jeho vyhlazení, snížení kontrastu povrchu a k odizolování vrchního tlakově citlivého nátěru od modelu, jenž může s modelem nepříznivě chemicky reagovat. Vrchní nátěr už obsahuje samotný tlakově citlivý luminofor.



Obr. 18 Aplikace PSP [16]

Na obrázku výše je zobrazena aplikace metody PSP na model výškového kormidla letounu B747-SP. V části (a) je zaznamenaný povrch modelu při nulové rychlosti nabíhajícího proudu vzduchu. Snímek (b) zachycuje model při rychlosti $Ma = 0,88$. Světlejší části modelu vyznačují oblast s nižšími hodnotami tlaku, naopak tmavší místa oblasti s vyššími hodnotami tlaku na povrchu modelu. Na snímku (c) je vyobrazený výsledný průběh tlaku, který vzešel ze snímku (a) a (b).

Na závěr je vhodné zmínit klady a zápory metody PSP. Nespornou výhodou je časová úspora během příprav a samotné instalace modelu například do větrného tunelu. Při aplikaci PSP nedojde k mechanickému poškození modelu a lze ho dále využít například pro zátěžové zkoušky. Množství naměřených bodů na povrchu obtékaného tělesa je mnohem vyšší než u klasických metod, jako jsou tlakové odběry instalované přímo v modelu. Mezi nevýhody patří citlivost na změnu teploty a náročné vyhodnocení naměřených dat. [16]

3.2.5 Temperature sensitive paint

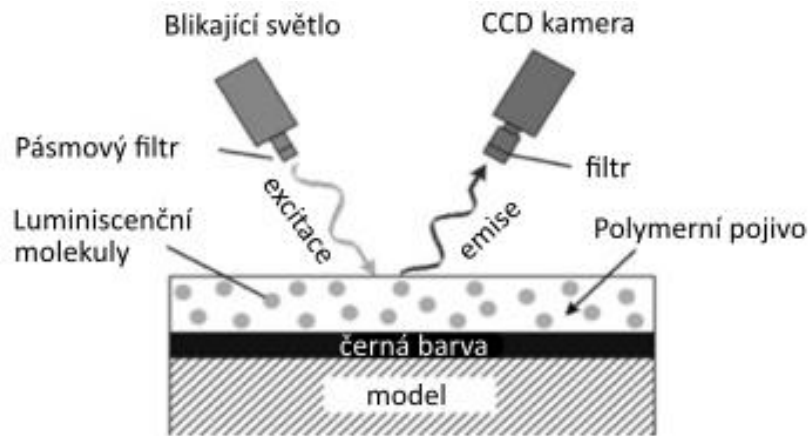
Speciální měřicí metoda založená na použití teplocitlivých barev neboli TSP (angl.: Temperature Sensitive Paint), jež je využívána k vizualizaci laminární, turbulentní mezní vrstvy a přechodových oblastí. TSP lze označovat i za alternativní metodu k metodě používající pro sledování teploty povrchu IR kamery. Výhodou TSP oproti IR kamer, je schopnost sledovat změnu teplot i ve velmi nízkých teplotách okolí, jež mohou být například v kryogenních větrných tunelech.

Obdobně jako u PSP se měření teploty povrchu pomocí TSP provádí nanesením tenké vrstvy nátěru na obtékaný model a osvětlí se světlem s vhodnou vlnovou délkou. Následně se pomocí CCD kamery a filtru sleduje luminiscence na povrchu modelu. Luminiscence je funkcí teploty. Pro hledání laminární a turbulentní mezní vrstvy lze použít metodu zvanou „temperature steps“. Proudící tekutina je zahřívána, či ochlazována vzhledem k obtékanému modelu. V oblastech, kde dochází k turbulentnímu proudění se teplota na modelu s okolím vyrovnává rychleji než v oblastech s laminárním prouděním. Tím se na modelu vytvoří tmavé a světlé oblasti. Dále lze použít pro stanovení teplotních rozdílů metodu, při které se místo tekutiny ohřívá samotný obtékaný model.

TSP obsahuje pojivo nepropustné pro kyslík, tedy není citlivé na změny povrchového napětí, a luminiscenční molekuly, které jsou citlivé na okolní teplotu prostředí. Při nasvícení světlem o konkrétní vlnové délce luminiscenční molekuly absorbují fotony a tím se uvedou do excitačního stavu, tedy zvýší se jejich energetická hladina. Disipace nabitě energie a přechodu molekul do původního stavu dochází buďto emisí fotonů, nebo dějem zvaným „thermal quenching“. Samotná teplota povrchu se vyhodnocuje měřením intenzity fluorescence luminiscenční barvy.

Při použití metody TSP je nedílnou součástí normalizace a kalibrace. Důvodem normalizace je eliminace chyb způsobených nekonzistentním osvětlením, tloušťkou a rozložením TSP a citlivostí kamery. Normalizace se provádí pořízením dvou snímků testovacího povrchu za stejných podmínek, kde jeden ze snímků má známou teplotu, nazývaný též referenční, a druhý snímek teplotu neznámou. Následně se ze získaných hodnot intenzit vytvoří poměr, jímž se minimalizují výše zmíněné zdroje chyb. Kalibrace se provádí z důvodu nalezení závislosti mezi intenzitou luminiscence a teplotou povrchu. Kalibrace je obvykle realizována vystavením vzorku řadě teplot a zaznamenáním intenzit luminiscence.

Při použití metody TSP je důležité volit vhodné typy barev. Barvy je možné dělit podle teplotního rozsahu, a to vlivem chemického složení. [23]



Obr. 19 TSP metoda [15]

3.3 Optické změny při proudění

Metody vizualizací spadající do této kategorie jsou využívány v oblasti proudění s vysokými rychlostmi, kdy se projevuje stlačitelnost plynů. Tedy oblasti, kde rychlost proudění dosahuje hodnot $Ma > 0,3$. Důvodem je při optické vizualizaci využívání změn indexu lomu proudící tekutiny. Ty jsou vyvolané vlivem změn tlaku, a tedy hustoty a teploty.

Z důvodu absence možnosti sledování indexu lomu prostým okem jsou využívány metody, jež se dělí na tři základní skupiny. První skupinou jsou metody využívající ke sledování změny hustoty lom světla (refrakci), tyto metody se nazývají refrakční. Do této skupiny spadají metody stínové, clonkové šlírové a clonkové šlírové s barevným obrazem. Druhou skupinou jsou metody využívající interferenci světla, zde je možné jmenovat interferometrickou metodu a metodu fázového kontrastu. V poslední skupině jsou zařazeny metody založené na sledování intenzity elektromagnetického i korpuskulárního záření, jež je závislé na hustotě plynu, jimž záření prochází. [17]

Z důvodu skutečnosti, že tato diplomová práce je zaměřena na vizualizaci mezní vrstvy na profilech křídel v oblasti nestlačitelného proudění, nejsou tyto metody vizualizace podrobněji rozebrány.

4 Numerické řešiče

Schopnost predikce a sledování chování přechodu mezní vrstvy do turbulence pomocí CFD (angl.: Computational Fluid Dynamics) výpočetních prostředků je jednou z nesporných výhod, které současně dostupné programy umožňují.

Pro tuto kapitolu byly vybrány tři představitelé numerických řešičů, které se pro analýzu mezní vrstvy na leteckých profilech používají.

4.1 XFOIL

XFOIL je program vyvinutý za účelem návrhu a analýzy samostatných leteckých profilů v oblasti podzvukového proudění. Autorem programu je Mark Drela, který první verzi programu XFOIL 1.0 vydal v roce 1986. Program je napsán v programovacím jazyku Fortran 77. Program je schopen provádět analýzy leteckých profilů pro vazké a nevazké proudění s ohledem na vznik přirozeného, či nuceného přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní, i s možností vzniku laminární separační bubliny. Dále program umožňuje modifikace a inverzní návrh leteckých profilů. [24]

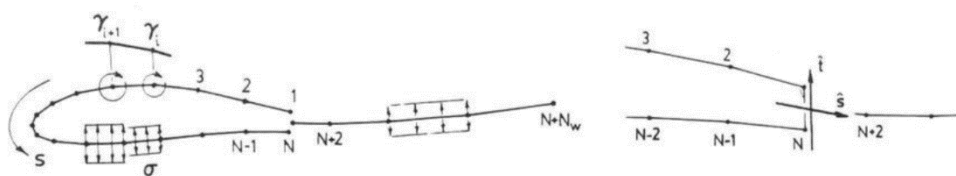
Základ programu XFOIL je založen na nevazké panelové metodě s korekcí v podobě Karman-Tsien stlačitelnosti. Vazká vrstva je reprezentována dvourovnicovou disipační integrální formulací. Určení místa přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní je ošetřena metodou e^n . [25]

Princip panelové metody spočívá v diskretizaci křivky leteckého profilu na N panelů, jak je patrné na obrázku Obr. 20. Za sebou jdoucí panely jsou spojeny uzly a každý panel je opatřen lineárním průběhem cirkulace definovanou hodnotou γ . Dále pro každý panel je uvažována konstantní síla potenciálního zdroje σ . Celý systém je zakončen odtokovou hranou, kde je aplikována Kuttova podmínka, která uvažuje stejné rychlosti proudění na horní a spodní straně odtokové hrany.

Proudové funkce jsou konstruovány superpozicí volného proudění, cirkulací a potenciálního zdroje na povrchu profilu, jak je zobrazeno na Obr. 20. Výsledná proudová funkce je popsána Rov. 23.

$$\psi(x, y) = c_x y - c_y x + \frac{1}{2\pi} \int \gamma(s) \ln r(s; x, y) ds + \frac{1}{2\pi} \int \sigma(s) \zeta(s; x, y) ds \quad (23)$$

Kde symbol s značí souřadnice délky oblouku podél víru, r značí velikost vektoru mezi bodem s a bodem pole (x, y) . ζ značí úhel mezi vektorem r a vektorem definující směr nenarušeného proudu c_∞ .



Obr. 20 Panelová metoda [25]

Při uvažování vazkého proudění jsou mezní vrstva a úplav modelovány Rov. 24 a Rov. 25. Detailní rozbor fungování programu XFOIL je možné dohledat v článku autora tohoto programu.

$$\frac{d\theta}{d\xi} + (2 + H - M_e^2) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} = \frac{C_f}{2} \quad (24)$$

$$\theta \frac{dH^*}{d\xi} + (2H^{**} + H^*(1 - H)) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} = 2C_d - H^* \frac{C_f}{2} \quad (25)$$

Jak již bylo zmíněné, XFOIL používá k predikci přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní metodu e^n . Princip metody spočívá ve sledování stability laminárního proudění, a tím predikovat vývoj malých poruch v mezní vrstvě. Klíčovým parametrem je N_{crit} , který představuje hodnotu zesílení poruch v mezní vrstvě, takzvaný faktor zesílení, který zesílí nejvíce zesílenou frekvenci, jež způsobí přechod.

Vhodnou hodnotu parametru lze vázat na určité okolní podmínky, které na profil při jeho používání působí. Konkrétní hodnoty parametru N_{crit} pro jednotlivé prostředí jsou zaznamenány v Tab. 3. [25]

Tab. 3 Hodnoty parametru N_{crit} za daných podmínek

prostředí	N_{crit}
aerodynamický tunel s vysokými turbulencemi ve zkušebním proudu	4-8
standardní podmínky	9
čistý aerodynamický tunel	10-12
motorový kluzák	11-13
kluzák	12-14

4.2 Ansys Fluent

Ansys Fluent je výpočetní program vyvinutý Americkou společností Ansys, Inc. sídlící v Canonsburgu v Pennsylvania. Společnost byla založena Johnem A. Swansonem v roce 1970.

Jedná se komplexní simulační software spadající do oblasti výpočtové mechaniky tekutin neboli CFD. CFD lze též chápat jako mezioborovou disciplínu zabývající se prouděním, sdílením tepla a jiných fyzikálních dějů. Součástí programu je rozsáhlé množství nástrojů umožňující modelování fyzikálních úloh, jako je modelování proudění, turbulence, vícefázové proudění, přenosu tepla, fázových přeměn chemických reakcí a mnoho dalšího. Program lze též využít i ke zkoumání chování mezní vrstvy na profilu křídla, a to jak pro případ rovinný, tak prostorový. Průběh CFD simulace lze rozdělit na tři hlavní etapy.

První etapou je pre-processing, kde se definuje daný model, fyzikální parametry, stanoví se okrajové podmínky, počáteční podmínky, vhodný matematický model proudění a dochází k tvorbě výpočtové sítě.

Následuje etapa výpočetní. Během ní dochází k samotnému řešení definované úlohy. Výstupem jsou požadované veličiny, jako je tlak, teplota, rychlost, entropie a další.

Třetí etapou je post-processing. Zde dochází ke zpracování naměřených dat do požadovaného výstupu.

V případě numerické simulace přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní je nutné vhodně vygenerovat výpočetní síť a použít vhodné modely turbulence.

4.3 OpenFOAM

OpenFOAM neboli „Open-source Field Operation And Manipulation“ je další z představitelů výpočetních programů. První verze programu byla vydána v roce 2004. Základem programu jsou knihovny psané v jazyce C++. OpenFOAM je primárně určen pro operační systémy Linux. Díky volnému přístupu k programu a možnosti snadné modifikace disponuje širokou uživatelskou základnou jak z komerčního odvětví, tak i akademického.

Program obsahuje široký rozsah nástrojů a funkcí umožňující řešit komplexní problémy od problematiky proudění tekutin zahrnující chemické reakce, turbulence, přenos tepla, akustiku až po mechaniku pevných látek, elektromagnetické pole a mnoho další. Součástí programu jsou i nástroje pro generování a tvorbu výpočetní sítě.

5 Provedení vlastního experimentu a numerické výpočty.

Tato kapitola popisuje experimentální zařízení a veškeré vybavení, které bylo využito k získání dat prezentovaných v této práci. Veškeré části experimentu byly provedeny na Fakultě strojní ČVUT v halových laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky.

Veškeré fotografie pořízené během experimentu jsou orientovány tak, že dýza aerodynamického tunelu je na levé straně fotografie, tedy proudění je orientováno zleva doprava. Dále je vhodné zmínit, že veškeré výpočty a měření jsou vyhodnocovány pro horní (sací) stranu profilů.

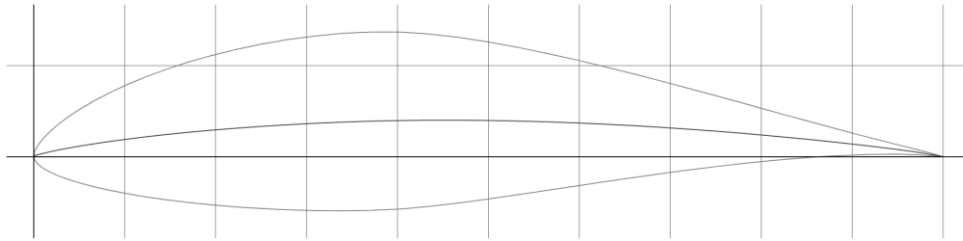
5.1 Použité profily křídla

Pro provedení laboratorního měření byly zvoleny profily Wortmann FX 66-S-196 V1, NACA 0012 a Wortmann FX 81-K-130. Souřadnice prvních dvou profilů jsou vypsány v Příloze 3.

5.1.1 FX 66-S-196 V1

Profil navržený profesorem F. X. Wortmannem působícím na univerzitě ve Stuttgartě. Profil je určen převážně pro aplikaci na větroních. Dominantní charakteristikou profilu je nízká hodnota součinitele odporu, a naopak vysoká maximální hodnota vzlakového součinitele. Profil byl testován J. H. M. Gooden [26], D. F. Volkers [27]. Výsledky zmíněných testování poukazují na tvorbu LSB na horní ploše v oblasti 40 až 60 % hloubky profilu. Podrobné informace o měřeních jsou dostupné ve zmíněných publikacích. Laminární profil je použit na větroních jako je Schempp-Hirth Standard Cirrus, Rolladen Schneider LS1 a Akaflieg Darmstadt D-37.

Rozměry modelu křídla použitým v experimentu jsou: hloubka $c = 400$ mm, rozpětí křídla $l = 485$ mm. Samotná geometrie profilu je zobrazena na Obr. 21.

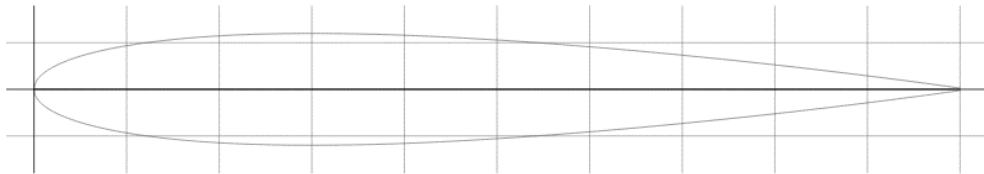


Obr. 21 Profil FX 66-S-196 V1 [28]

5.1.2 NACA 0012

NACA 0012 je symetrický profil s vysokým podílem turbulentní mezní vrstvy. S profilem je možné se setkat na ocasných plochách letadel nebo na listech rotoru vrtulníků MD 600N a Sikorsky SH-3 Sea King. Dalším častým využitím je validace numerických výpočtů, důvodem je jednoduchá geometrie a velké množství experimentálních dat.

Rozměry modelu křídla použitým v experimentu jsou: hloubka $c = 450$ mm, délka křídla $l = 750$ mm. Samotná geometrie profilu je zobrazena na Obr. 22.



Obr. 22 Profil NACA 0012 [29]

5.1.3 FX 81-K-130

Třetím použitým profilem je laminární profil FX 81-K-130. Ten je možné vidět na kluzácích Rolladen-Schneider LS6 a LS8.

Rozměry modelu křídla použitým v experimentu jsou: hloubka $c = 450$ mm, délka křídla $l = 750$ mm. Z důvodu veřejně nedostupných souřadnic profilu, zde není geometrie profilu uvedena.

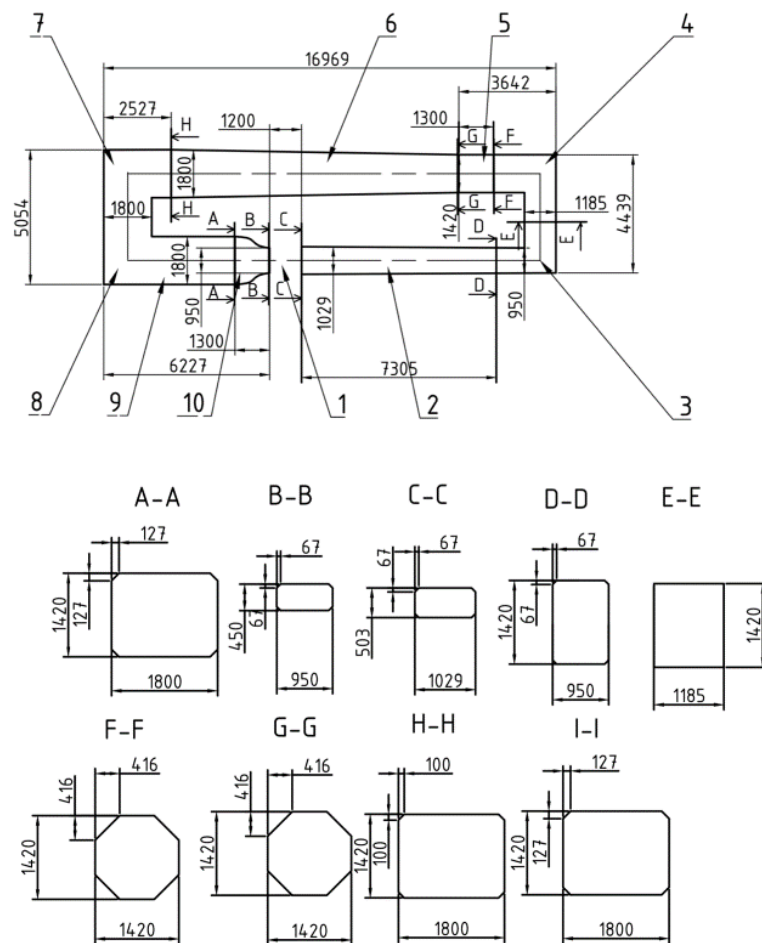
5.2 Aerodynamický tunel

Ke zkoumání mezní vrstvy na profilu křídla je využit horizontální aerodynamický tunel s uzavřeným okruhem, jenž je umístěn ve zmíněných laboratořích. Důvodem výběru tohoto tunelu jsou příznivé rozměry měřícího prostoru, možnost variabilního nastavení rychlosti, schopnost dosažení

požadované rychlosti proudu vzduchu a nízké hodnoty turbulence ve volném proudu. Dále je tunel schopen díky tlakovým sensorům umístěným na výstupní dýze měřit rychlost proudu vzduchu. Parametry aerodynamického tunelu jsou vypsány v Tab. 4. Schéma aerodynamického tunelu je zobrazeno na Obr. 23 s popisem jednotlivých částí v Tab. 5.

Tab. 4 Parametry aerodynamického tunelu

typ	tunel s uzavřeným okruhem a otevřeným měřicím prostorem
maximální rychlost	60 m/s
příčná plocha měřicího prostoru (bez zkosení)	950 x 450 mm
pohonná jednotka	asynchronní motor SIEMENS
jmenovitý výkon	45 kW
typ ventilátoru	axiální



Obr. 23 Schéma aerodynamického tunelu [30]

Tab. 5 Popis částí tunelu [30]

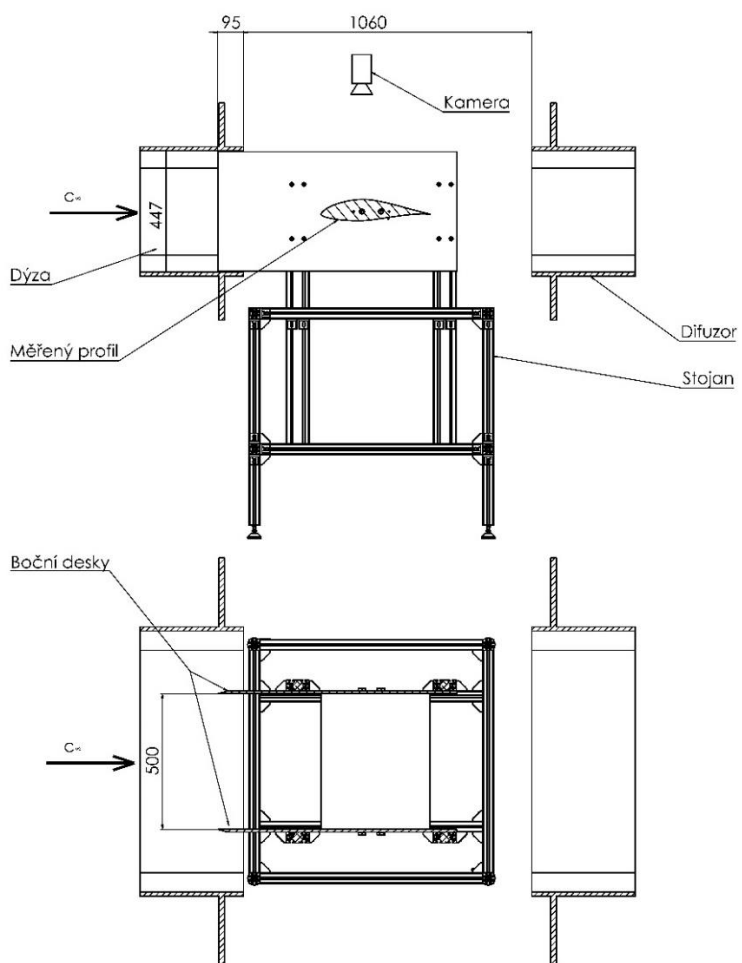
číslo části	popis
1	měřicí prostor
2	difuzor (7,15°)
3, 4, 7, 8	Kolena s usměrňovacími lopatkami s chlazením
5	ventilátor
6	difuzor (2°)
9	uklidňovací komora
10	dýza

5.3 Upevňovací stůl

Geometrie upevňovacího stolu je navržena tak, aby bylo možné požadovaný měřený model křídla pevně umístit do středu měřicí oblasti aerodynamického tunelu a měnit úhel náběhu testovaného křídla. Model stolu je zobrazen na Obr. 24. Konstrukce stolu je zhotovena z Alutec profilů. Díky tomu je stůl možné snadno upravit a přizpůsobit pro jiné rozměry testovaných modelů křídel. Jednou z podstatných částí jsou boční desky z plexiskla. Desky slouží k zamezení trojrozměrného proudění na koncích křídla, slouží tedy k dosažení dvourozměrného proudění, které je pro daný experiment žádané. Schéma měřicí sekce je zkuseno na Obr. 25.



Obr. 24 Model upevňovacího stolu



Obr. 25 Umístění modelu křídla v testovací oblasti aerodynamického tunelu

5.4 Olejový film

Jak je zmíněno v teoretické části této práce, existuje nepřeberné množství metod k vizualizaci mezní vrstvy. Jednou z běžně využívaných metod je vizualizace olejovým filmem. Nutné podotknout, že u řady experimentů je zapotřebí vizualizační metody upravovat a modifikovat, tedy, že není možné používat vždy stejný přístup u odlišných experimentů.

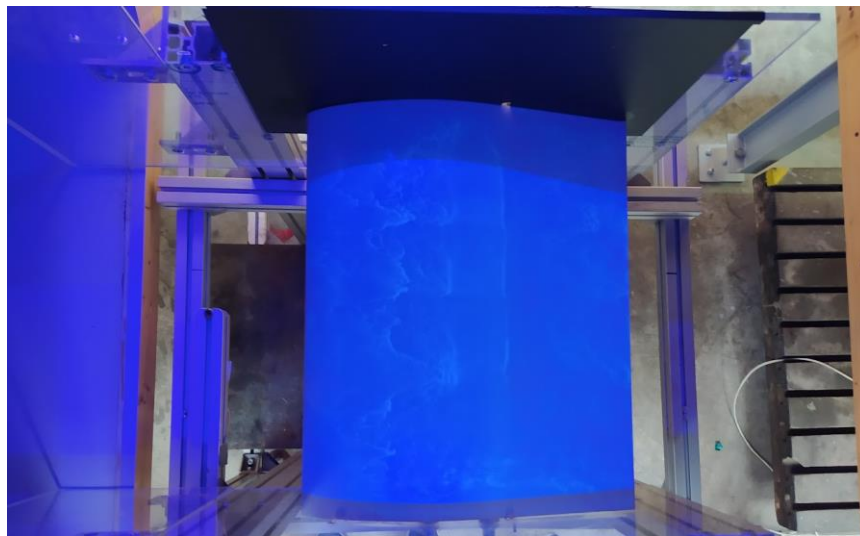
Během volby vhodné olejové směsi k vizualizaci mezní vrstvy jsem se inspiroval metodou vyvinutou v NASA [31]. Následovalo mnoho testování, při kterých bylo zapotřebí nalézt takový poměr použitých látek, aby výsledný nanosený film měl vhodnou viskozitu, při které nebude vrstva samovolně stékat z naneseného povrchu a zároveň měl dostatečně nízkou viskozitu, aby byl snadno unášen nabíhajícím proudem vzduchu. Výsledné složení směsi pro daný experiment je následující: 61 % petroleje, 37 % minerálního leteckého oleje AeroShell W100 a 2 % oxidu křemičitého. Použití leteckého oleje přináší jednu významnou výhodu, pokud je nasvícen ultrafialovým světlem, dochází k jevu zvanému fluorescence, díky němuž jsou vzniklé struktury na olejovém filmu zřetelně patrné. Poměr výsledné směsi byl optimalizován pro rychlosti nabíhajícího proudu vzduchu v rozmezí 15 m/s až 40 m/s. Volba zmíněných rychlostí byla podřízena rozsahem, který použitý aerodynamický tunel umožňoval a byla pro měření vhodná. V případě vizualizace za nižších rychlostí, by bylo nutné snížit viskozitu výsledné směsi, jež by se snáz unášela nabíhajícím proudem vzduchu. Příklad nenarušené vrstvy olejového filmu v důsledku příliš nízké rychlosti je zobrazen na Obr. 28.

Celý princip vizualizace olejovým filmem probíhá následovně. Po nanesení směsi na obtékaný povrch a rozběhu aerodynamického tunelu dochází díky příměsi petroleje k unášení částic oxidu křemičitého a oleje, jež je zapříčiněno smykovým třením. Petrolej tedy plní úlohu nosného prvku, který se postupně vypařuje. V závěru tohoto procesu, kdy se odpaří větší množství petroleje, částičky oxidu křemičitého a oleje zanechají vzor povrchového proudění, a to i po zastavení aerodynamického tunelu.

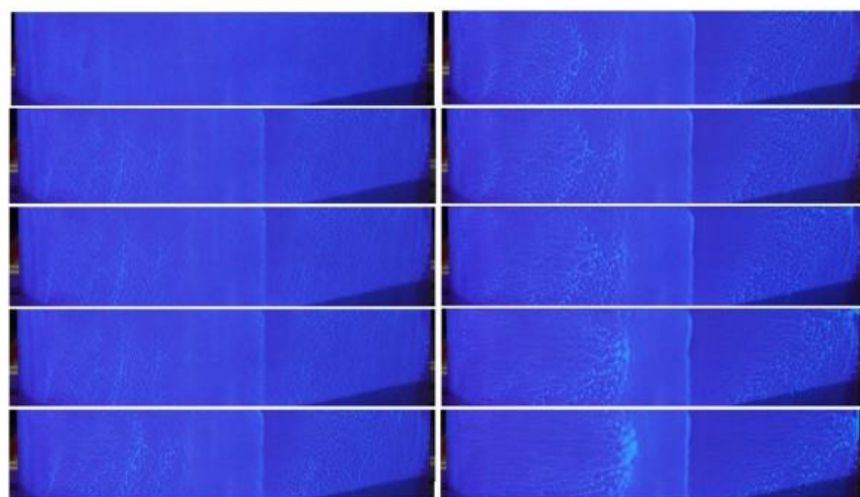
Způsob nanášení olejového filmu na povrch modelu, který se osvědčil, byl pomocí malířského válečku. Olejová vrstva je díky tomu dostatečně tenká a rovnoměrně nanesená. Dále bylo vyzkoušeno nanášení olejového filmu štětcem a rozprašováním. U zmíněných dvou metod nebylo docíleno požadované kvality povrchu. Důvodem bylo zejména nerovnoměrnost a příliš vysoká vrstva filmu.

Postup vizualizace olejovým filmem byl následovný. V první řadě došlo k očištění modelu křídla od veškerých nečistot a následně se pomocí válečku na povrch aplikovala tenká vrstva olejového filmu. Poté se zapnul aerodynamický tunel na požadovanou rychlost. Po dosažení nastavené rychlosti se zapnul fotoaparát, který v pravidelných intervalech fotografoval vrchní plochu obtékaného křídla. V momentě, kdy se vrstva oleje ustálila, došlo k ukončení měření. Ukázka sekvence fotografií s vývojem olejového filmu na profilu křídla FX66-S-196 V1 při $\alpha = 0^\circ$ a $Re = 520000$ je k nahlédnutí na Obr. 27.

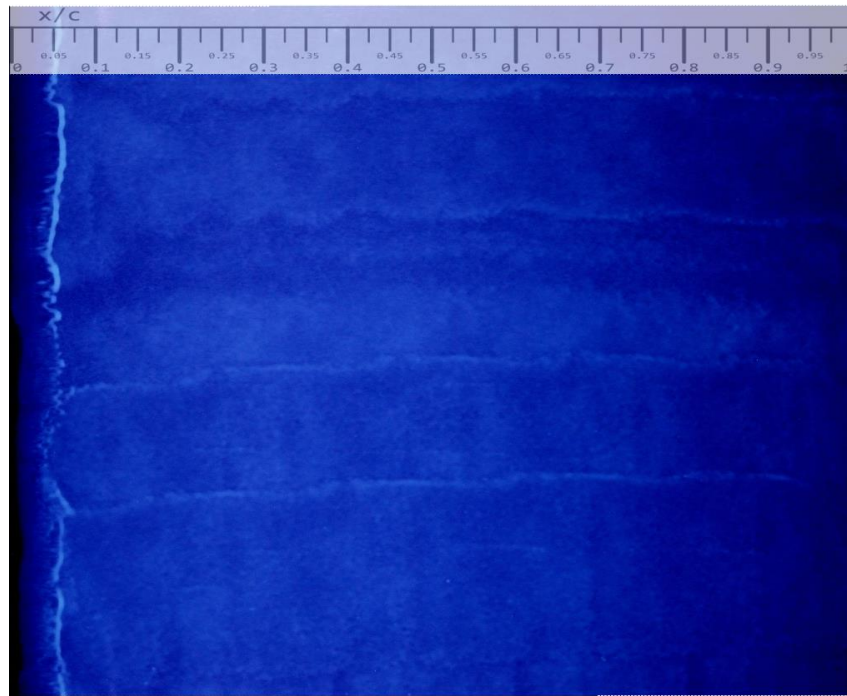
Snímky z měření byly pořízeny fotoaparátem Nikon D80. Schéma umístění měřicí aparatury je vyobrazena na Obr. 25.



Obr. 26 Ukázka vizualizace olejovým nátěrem



Obr. 27 Vývoj filmu oleje na horní ploše modelu křídla FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520000$, $\alpha = 0^\circ$. Časový rozstup snímků jsou 4 sekundy



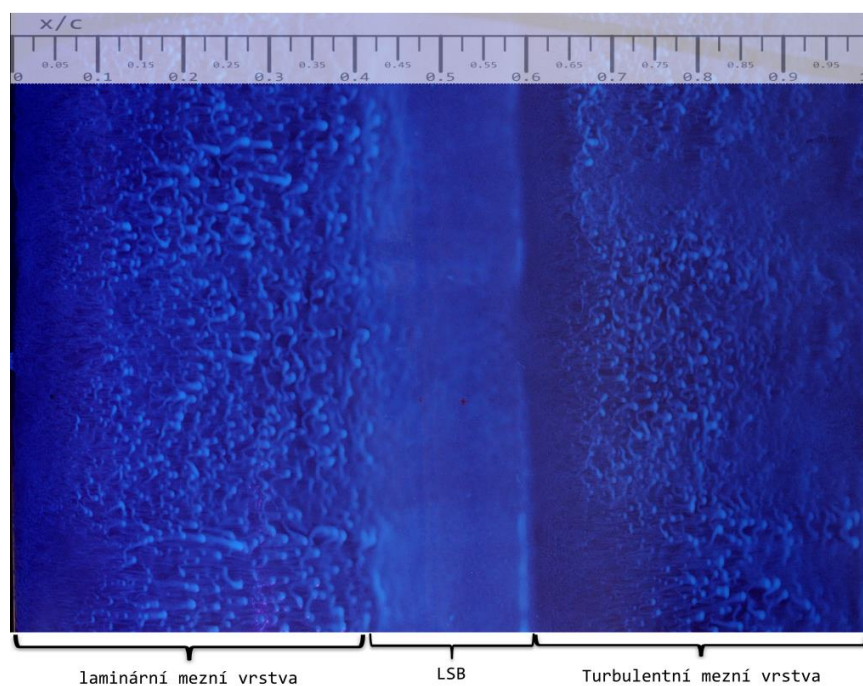
Obr. 28 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 300\,000$; $\alpha = 3^\circ$

5.4.1 Výsledky měření

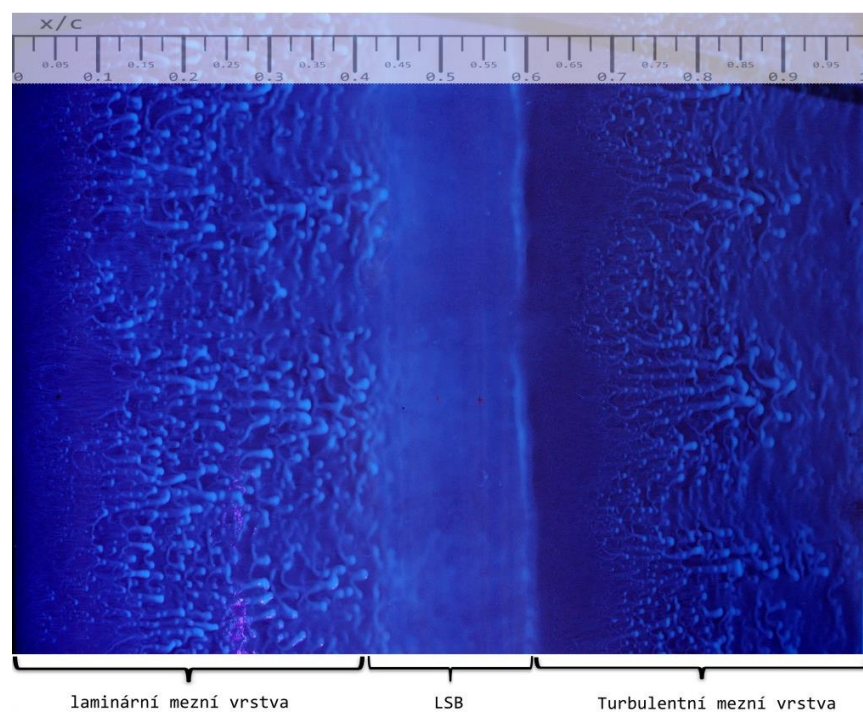
Měření olejovou metodou probíhalo na profilu FX 66-S-196 V1, NACA 0012 a FX 81-k-130. Měření probíhalo pro různé úhly náběhu a různé hodnoty Reynoldsova čísla. Teplota proudu vzduchu během experimentu byla $t_0 = 22\text{ }^\circ\text{C}$.

Výsledný snímek měření na profilu FX66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$ a $\alpha = 0^\circ$ je na Obr. 29. Ze snímku je možné zřetelně pozorovat dominantní oblast nenarušené vrstvy oleje, začátek oblasti lze považovat od 42 % hloubky profilu do přibližně 59 %. Na základě popisu vývoje mezní vrstvy v předchozích kapitolách a ve shodě s experimenty z jiných laboratořích lze tvrdit, že se jedná o oblast laminární separační bubliny. Koncová hrana oblasti má světlejší odstín, to je důsledkem naakumulování olejového filmu vlivem zpětného proudění v laminární separační bublině. Dál po proudu dochází k opětovnému přilnutí a přechod do turbulentní mezní vrstvy. Oblast od náběžné hrany do přibližně zmíněných 42 % je mezní vrstva laminární. Tu lze identifikovat podle nepříliš razantnímu unášení olejového filmu jako tomu je u mezní vrstvy turbulentní. Snímek pro případ změny úhlu náběhu $\alpha = 5^\circ$ je na Obr. 30. Struktura olejového filmu je obdobná jako v předchozím případě.

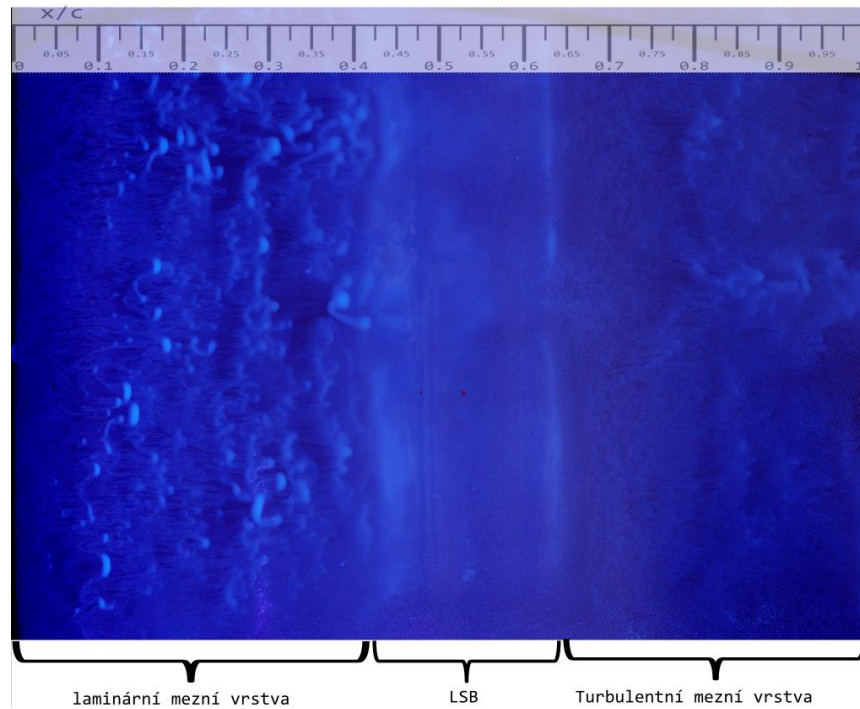
Pro případ $Re = 300\,000$ a $\alpha = 0^\circ$ je výsledek odlišný. Struktura mezní vrstvy zůstává stejná, rozdíl je v posunutí konce separační bubliny dále po proudu na úroveň 64 %.



Obr. 29 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\,000$, $\alpha = 0^\circ$

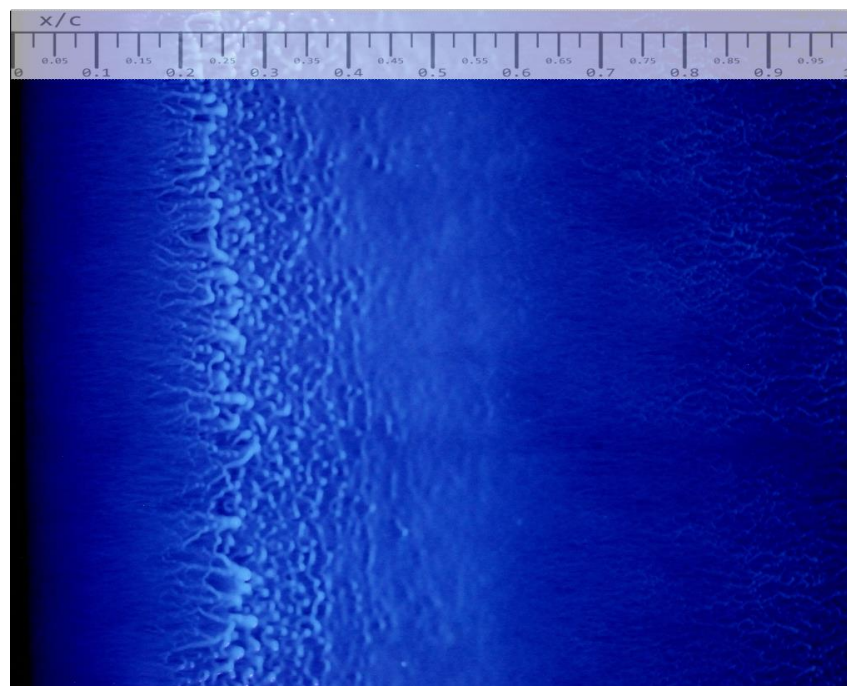


Obr. 30 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\,000$; $\alpha = 5^\circ$

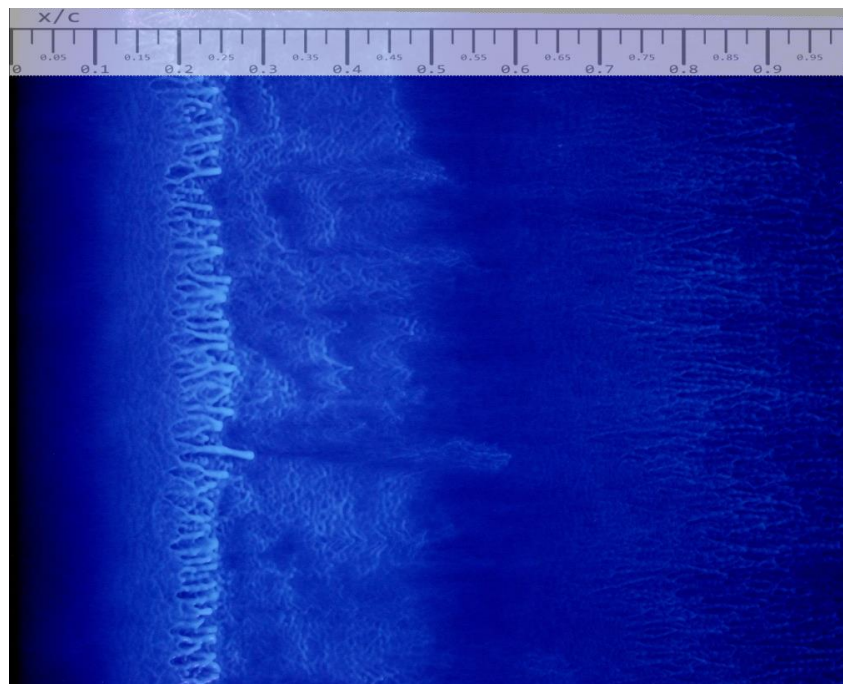


Obr. 31 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 300\,000$; $\alpha = 0^\circ$

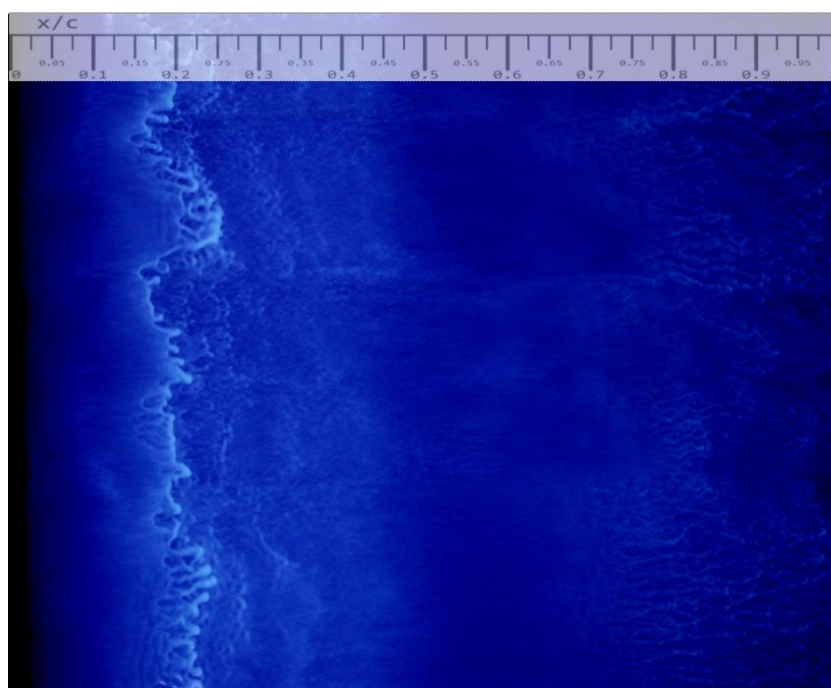
Vizualizace olejovým filmem na profilu NACA 0012 byla realizována pro úhly náběhu $\alpha = 0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 15^\circ$ a hodnoty Reynoldsova čísla $Re = 870\,000, 1\,200\,000$. Snímky pro úhel náběhu 0° a 3° jsou zobrazeny níže, ostatní zmíněné režimy jsou k nahlédnutí v Příloze 4. Vyhodnocení výsledků je zpracováno v kapitole 6.



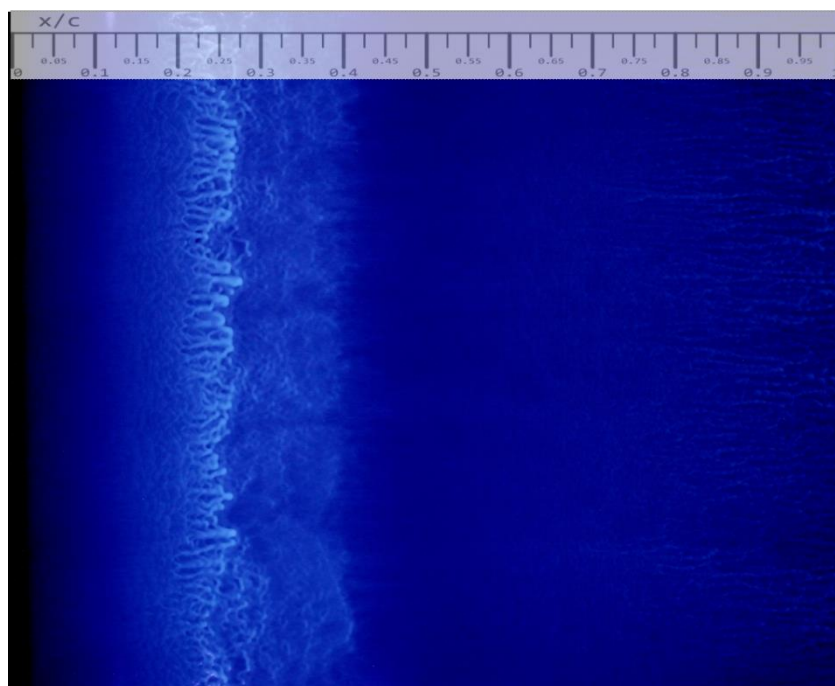
Obr. 32 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$; $\alpha = 0^\circ$



Obr. 33 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$; $\alpha = 0^\circ$

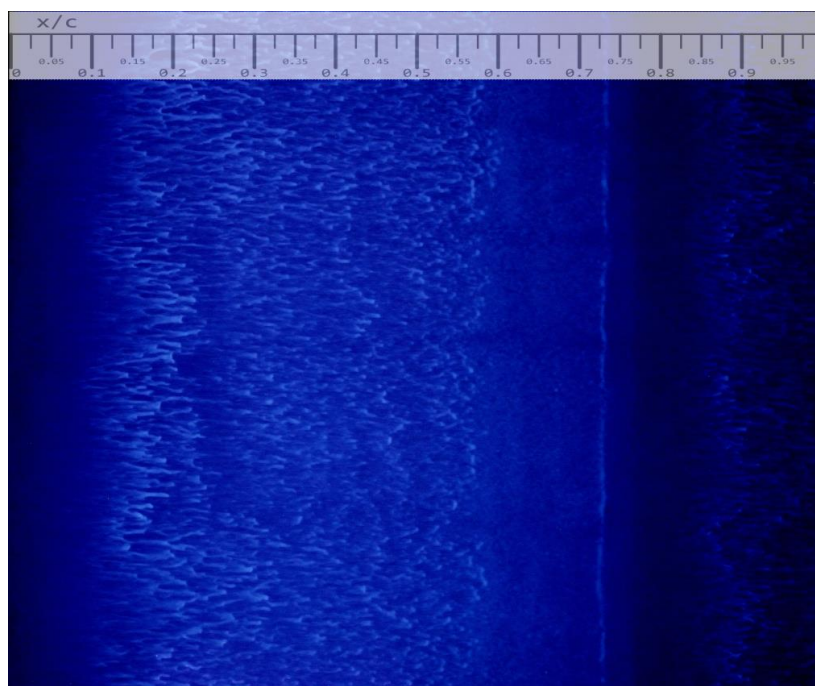


Obr. 34 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$; $\alpha = 3^\circ$

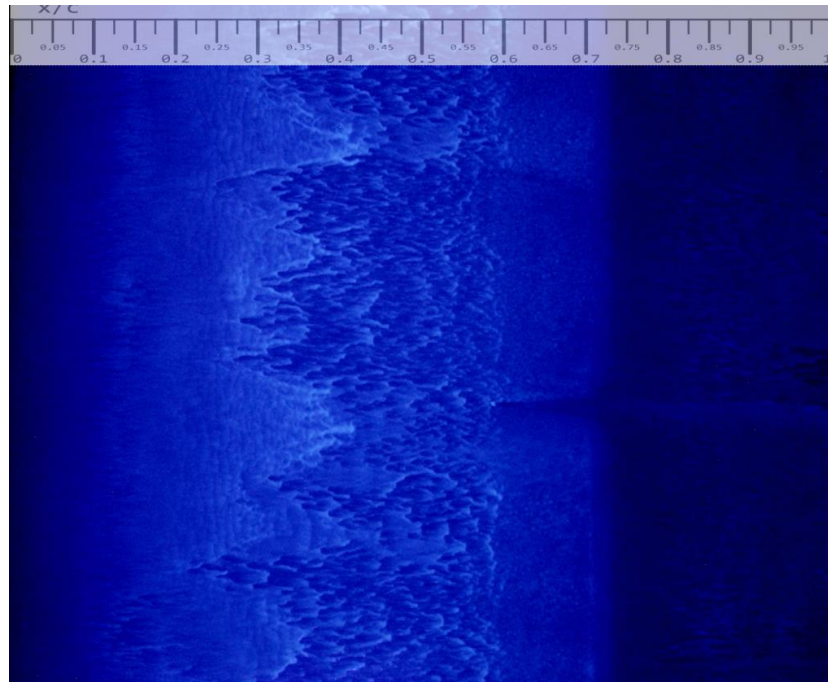


Obr. 35 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$; $\alpha = 3^\circ$

Vizualizace mezní vrstvy profilu FX 81-K-130 byla provedena pro úhel náběhu 0° . Snímky zobrazující vývoj olejového filmu jsou k nahlédnutí na Obr. 36 a Obr. 37. Na Obr. 37 je ukázka vlivu nečistoty na vývoj mezní vrstvy. Nečistota se nachází v oblasti od 60 % a způsobuje vývoj turbulentního klínu. Vyhodnocení výsledků je zpracováno v kapitole 6.



Obr. 36 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 81-k-130 pro $Re = 870\,000$; $\alpha = 0^\circ$



Obr. 37 Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu FX 81-k-130 pro $Re = 1\,200\,000$; $\alpha = 0^\circ$

5.5 Termografie

Měření IR termografií probíhalo za použití metody předem zahřátého modelu křídla. Usazení měřící techniky a profilu křídla bylo identické jako v případě měření olejovým filmem. Měření bylo provedeno na profilu FX66-S-196 V1 a to pomocí IR kamery ThermaCAM SC640. Parametry kamery jsou k nahlédnutí v Tab. 6. Během měření byla nastavena emisivita na hodnotu 0,95.

Měření proběhlo pro dva úhly náběhu a dvě hodnoty Reynoldsova čísla. Průběh měření byl následující. V první řadě došlo k očištění profilu od nečistot, které by mohly nežádoucím způsobem ovlivnit chování mezní vrstvy. Následně se nastavil požadovaný úhel náběhu. Pomocí horkovzdušné pistole se rovnoměrně předeřádala horní plocha modelu na požadovanou teplotu (48 °C). Zapnul se aerodynamický tunel a s odstupem přibližně 10 sekund se zaznamenávala IR kamerou umístěnou nad profilem teplota povrchu modelu.

Tab. 6 Parametry IR kamery

značka	FLIR
typ	SC640
teplotní rozsah	-40°C až +1500°C
přesnost	±2°C
IR rozlišení	640x480 pixelů
Spektrální rozsah	7,5 až 13 μm

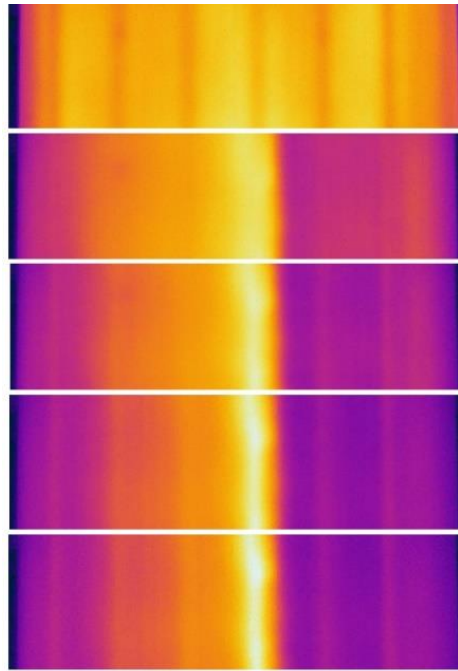
5.5.1 Výsledky měření

Průběh ochlazování horní plochy profilu je zobrazen na Obr. 38. První snímek zaznamenává stav těsně po nahřátí na teplotu 48°C. Na snímku jsou patrné úzké vertikální pruhové oblasti s nižší teplotou, jedná se o podélné žebrování modelu křídla, jež nežádoucím způsobem ovlivňuje teplotní rozložení na povrchu modelu.

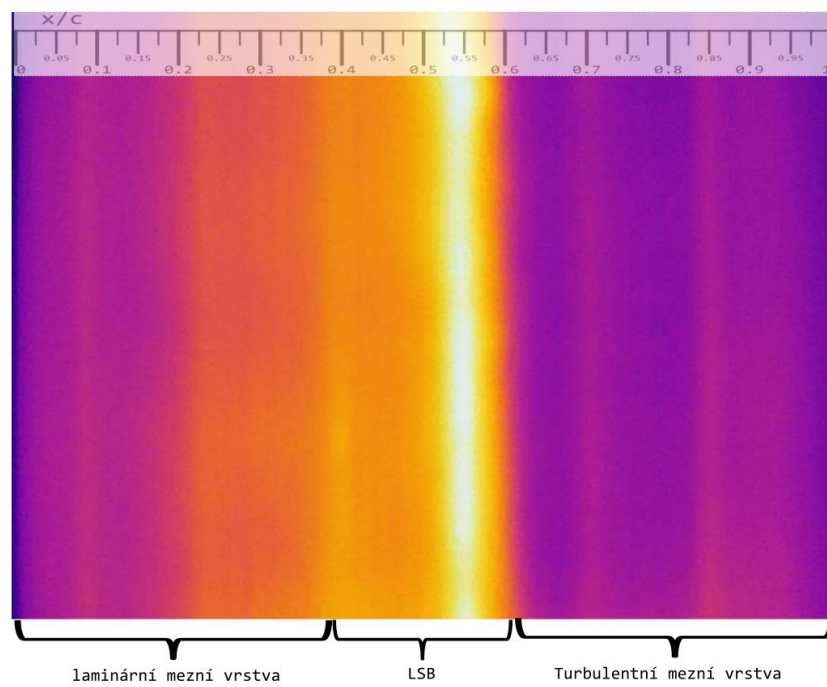
Následující řada snímků, zaznamenaných s odstupem 10 sekund, zobrazuje průběh ochlazování plochy křídla. Jsou zde patrné různé typy mezní vrstvy, kde v přední části profilu do přibližně 40 % hloubky profilu dochází k ochlazování plochy křídla zřetelně pomaleji, než je tomu v oblasti od 60 %, kde je profil ochlazován rychleji, což je přisuzováno turbulentní mezní vrstvě. V oblasti od 40 % do 60 % teplota profilu klesá velmi pomalu. Důvodem je přítomnost laminární separační bubliny a zpětného proudění v oblasti přibližně 52%. Není ovšem možné přesně identifikovat konec a zejména začátek LSB z důvodu podélného žebrování, které, jak již bylo zmíněno, nepříznivě ovlivňuje rozložení teplotního pole na obtékané ploše.

Zvětšené snímky pro různé nastavení jsou zobrazeny na Obr. 39, Obr. 40 a Obr. 41. Při jejich porovnání je patrné, že nedochází k významným změnám proudění v mezní vrstvě.

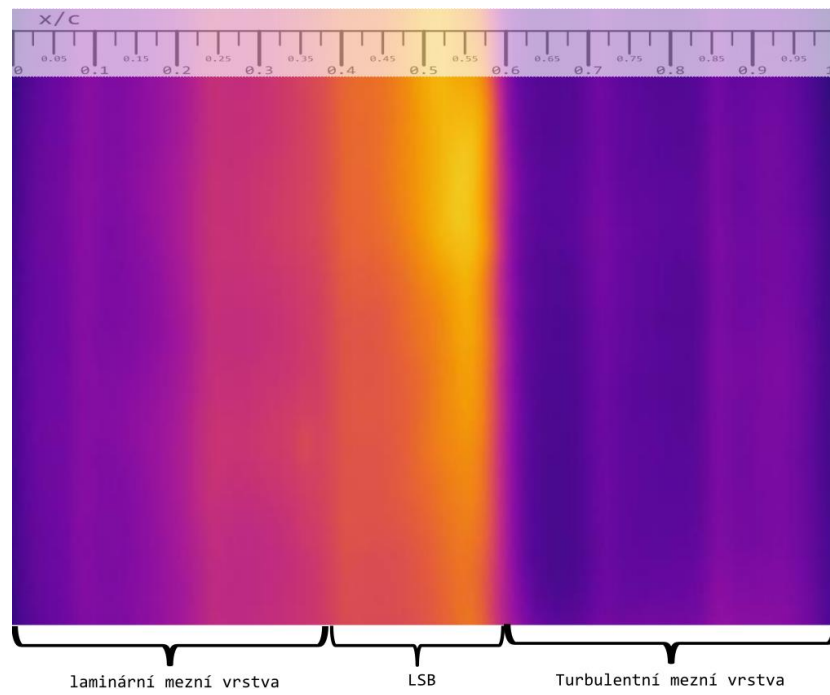
Nutné zmínit, že cíl experimentu nebylo sledovat absolutní hodnoty teplot na povrchu.



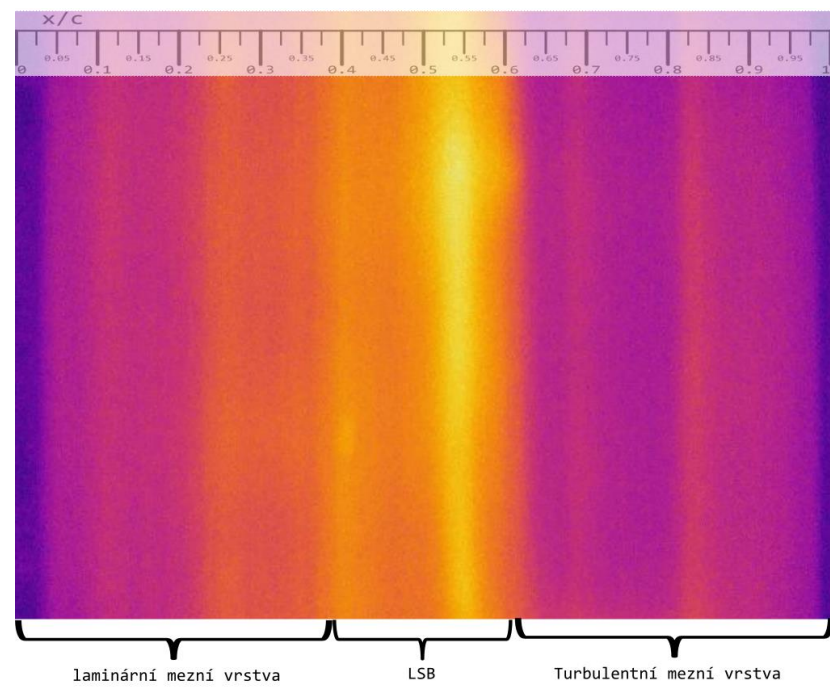
Obr. 38 Průběh ochlazování horní plochy modelu křídla FX 66-S-196 V1 pro $Re = 522000$; $\alpha = 0^\circ$



Obr. 39 Rozložení teploty na povrchu profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\,000$, $\alpha = 0^\circ$



Obr. 40 Rozložení teploty na povrchu profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 520\ 000$, $\alpha = 5^\circ$

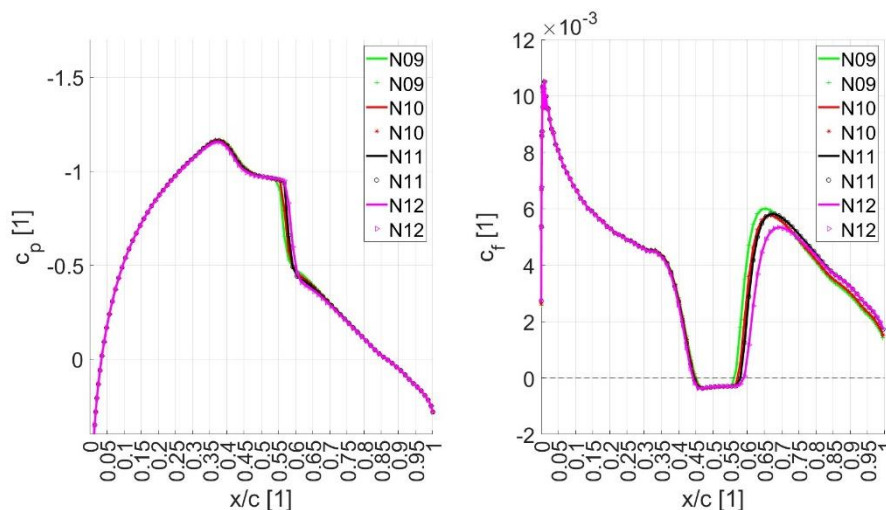


Obr. 41 Rozložení teploty na povrchu profilu FX 66-S-196 V1 pro hodnoty $Re = 300\ 000$, $\alpha = 0^\circ$

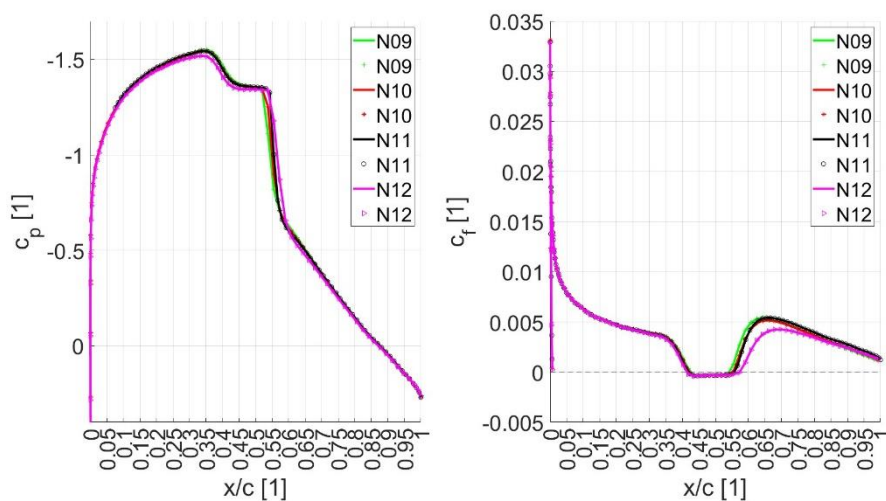
5.6 Numerické výpočty

Numerické výpočty byly provedeny v programu XFOIL verze 6.99. Důvodem volby tohoto programu je vysoká shoda s experimentálním měření, jak je například vidět v [32] a [33], rychlost výpočtu a uživatelsky přívětivé prostředí. Výsledné hodnoty jsou prezentovány v podobě křivek závislosti tlakového součinitele, třecího součinitele na souřadnici tělvy profilů. Pro přechod do turbulence v kritériu e^n byl zvolen parametr $n = 9$ až 12 . Počet panelů pro všechny profily byl nastaven na hodnotu 200. Počet iterací byl nastaven na hodnotu 100.

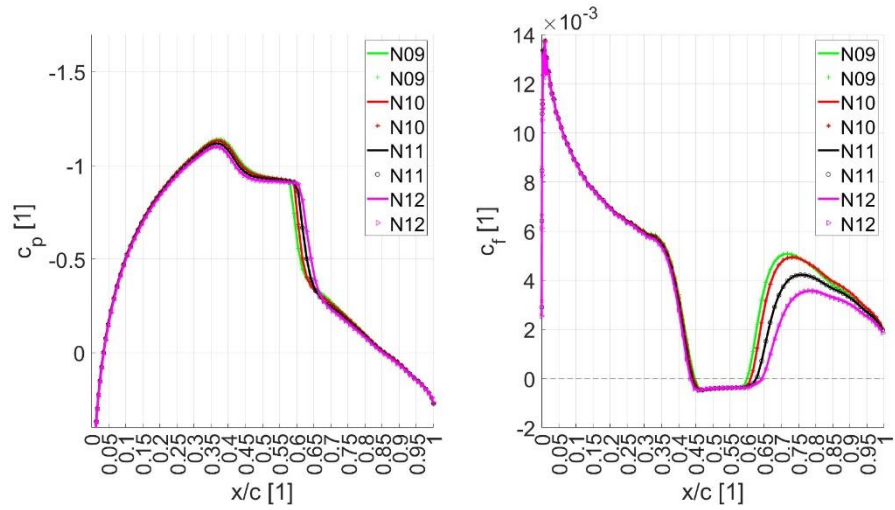
V případech, kdy tlakový součinitel dosahuje v určitém úseku konstantních hodnot a třecí součinitel má záporné hodnoty, můžeme hovořit o oblasti, kde vznikla laminární separační bublina zkráceně LSB.



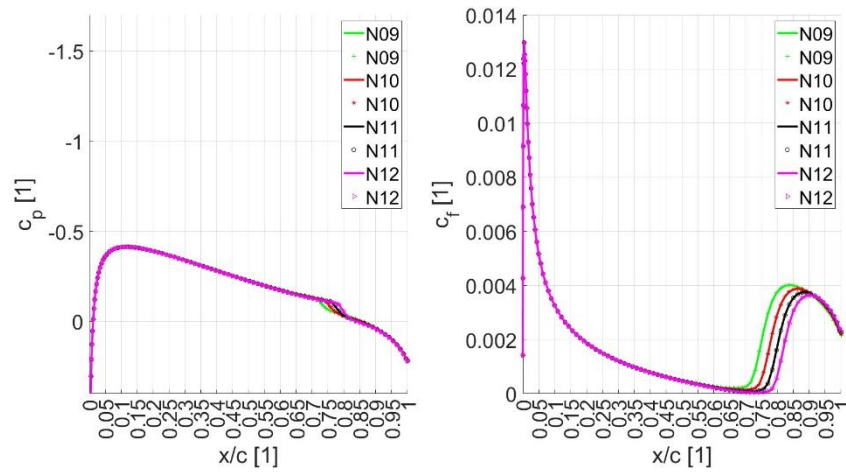
Obr. 42 Průběh C_p a c_f profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$, $\alpha = 0^\circ$



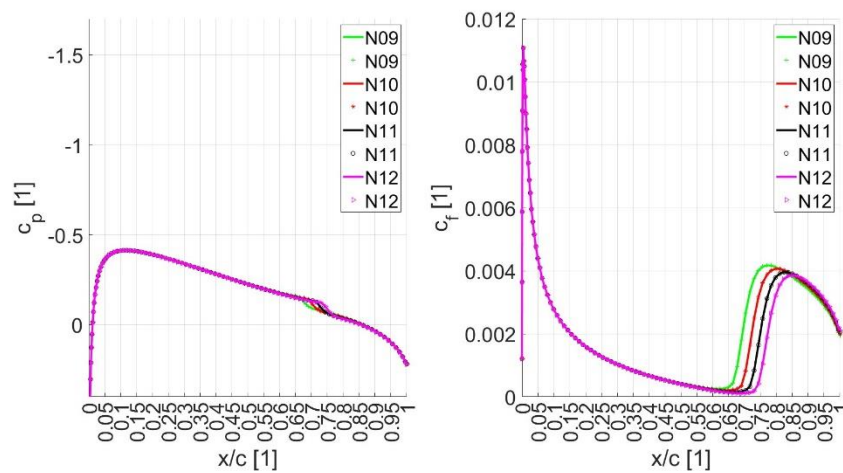
Obr. 43 Průběh C_p a c_f profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$, $\alpha = 5^\circ$



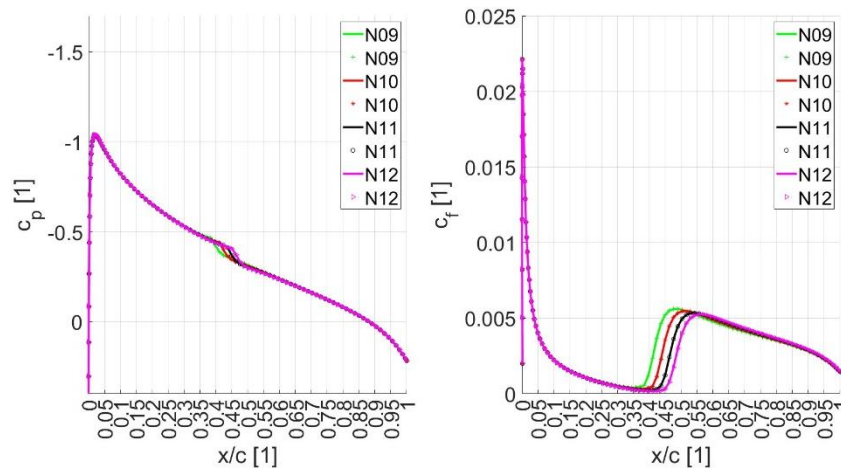
Obr. 44 Průběh C_p a c_f profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 300\,000$, $\alpha = 0^\circ$



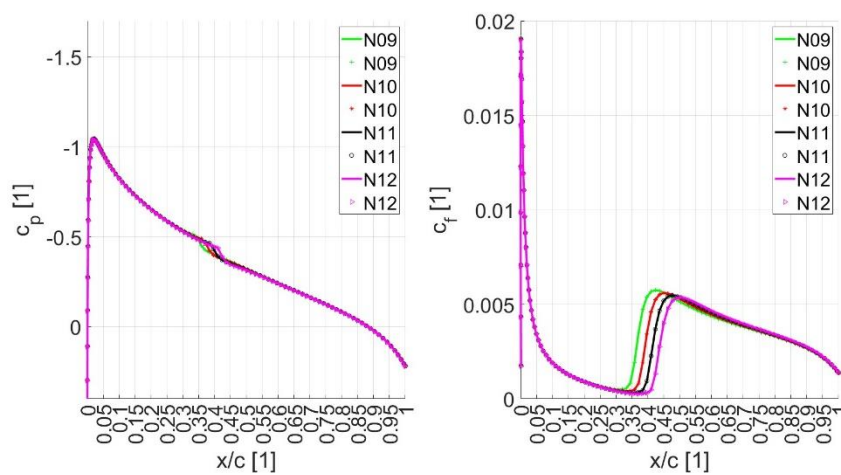
Obr. 45 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 0^\circ$



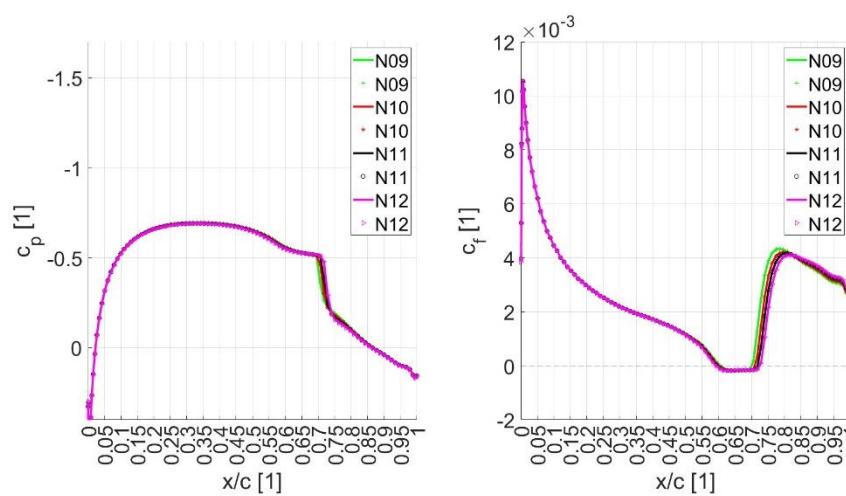
Obr. 46 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 0^\circ$



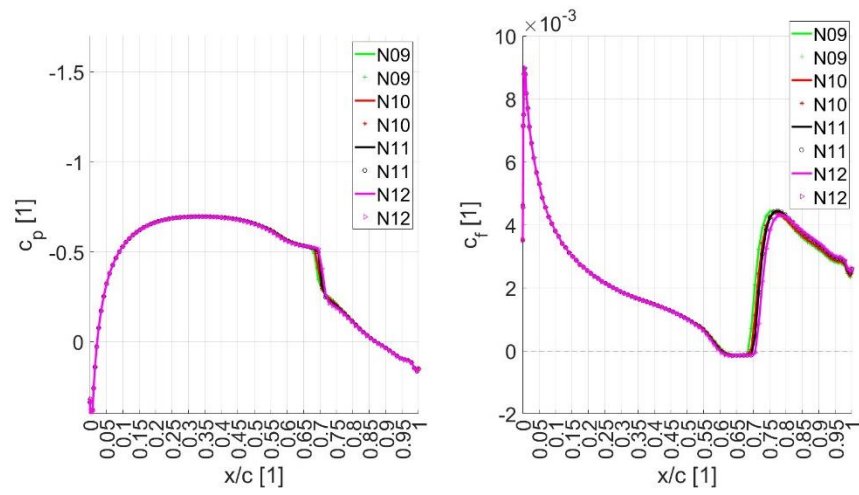
Obr. 47 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 3^\circ$



Obr. 48 Průběh C_p a c_f profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 3^\circ$



Obr. 49 Průběh C_p a c_f profilu FX 81-K-130 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 0^\circ$



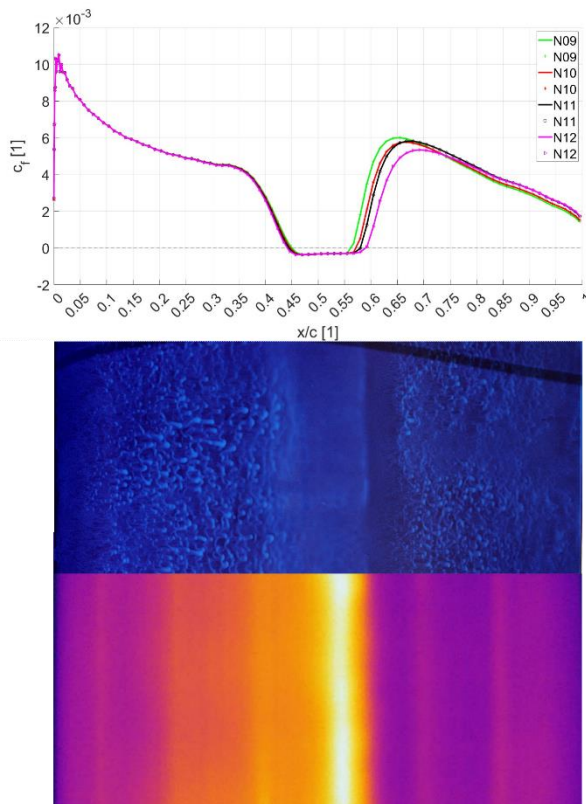
Obr. 50 Průběh C_p a c_f profilu FX 81-K-130 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 0^\circ$

6 Porovnání výsledků experimentu s výsledky získanými z numerických výpočtů.

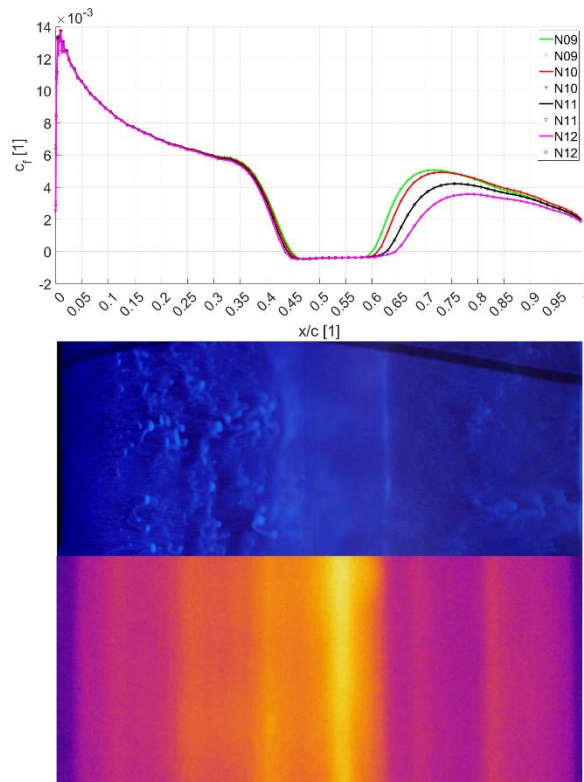
Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky bylo provedeno pro všechny tři varianty profilů. Výsledné porovnání v podobě grafů a vizualizací je k nahlédnutí níže.

Zvolenými experimentálními metodami lze určit oblasti, kde dochází k odlišným prouděním v mezní vrstvě na obtékaném profilu. Nelze ovšem jednoznačně a přesně určit exaktní hodnoty tlaků a třecích sil na obtékaném povrchu. Jedinou možností při snaze porovnat výsledky experimentálního měření s numerickými výpočty je vycházet z oblastí, kde dochází ke změně typu proudění v mezní vrstvě.

Jak již bylo zmíněno, pro numerické výpočty v programu XFOIL byl zvolen parametr $N = 9$ až 12 . Při srovnání experimentu s výpočtem dochází pro profil FX 66-S-196 V1 k nejvyšší shodě při hodnotě $N = 12$, kde dle korelace Mack (1977) hodnota turbulence nabíhajícího proudu tekutiny dosahuje hodnoty $0,02\%$. Pro srovnání výsledků se pro tuto konfiguraci jeví místo za LSB, kde dochází k opětovnému přilnutí. Na Obr. 51 je oblast opětovného přilnutí na hodnotě přibližně 59% a na Obr. 52 v oblasti 63% .

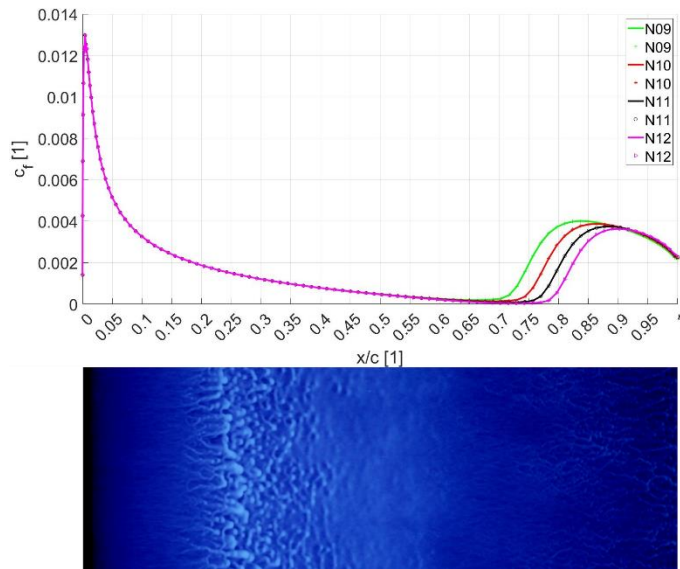


Obr. 51 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu Xfoil profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$, $\alpha = 0^\circ$

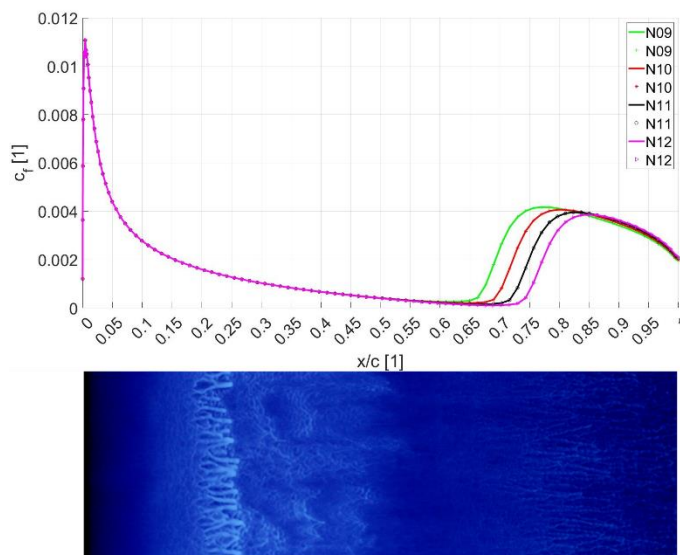


Obr. 52 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 300\,000$, $\alpha = 0^\circ$

Při porovnání experimentálních výsledků s numerickými pro profil NACA 0012 není výsledek jednoznačný. Na ukázkou je zde zobrazeno srovnání experimentálních a numerických výsledků pro $Re = 870\,000$, $1\,200\,000$ a $\alpha = 0^\circ$, 3° . Při pohledu na Obr. 53 je patrna světlejší oblast (17,5 % až 60 %), kde vrstva oleje dosahuje vyšších hodnot. To lze přisuzovat laminárnímu proudění a zvýšeným třecím silám v oblasti za náběžnou hranou, které vrstvu oleje unášejí dál po proudu až do oblasti s nižší hodnotou třecích sil. Nabízí se tedy odpověď, že oblast přechodu mezní vrstvy začíná od hodnoty 60 %. Ovšem tento závěr se neshoduje s numerickými výpočty, kde přechodová oblast začíná v oblasti od 70 % pro $N = 9$ a 77 % pro $N = 12$. Obdobně rozdílné výsledky lze na Obr. 54 pozorovat i pro hodnoty $Re = 1\,200\,000$ a úhly náběhu $\alpha = 0^\circ$, kde se oblast přechodu posunula blíže k náběžné hraně.

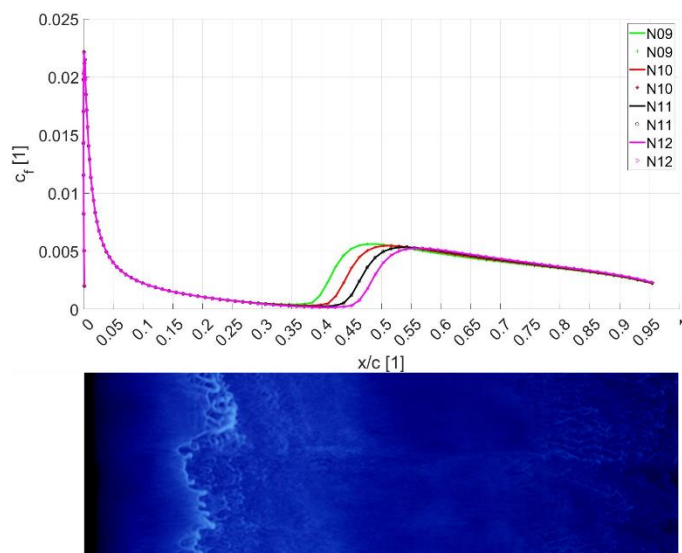


Obr. 53 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 0^\circ$

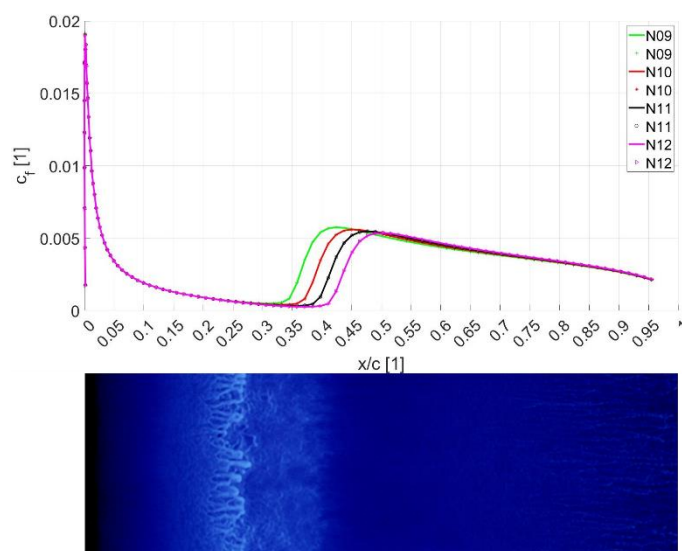


Obr. 54 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 0^\circ$

Srovnáním experimentálního měření s numerickým výpočtem pro profil NACA 0012 a hodnoty $Re = 870\,000$, $1\,200\,000$ a $\alpha = 3^\circ$, lze pozorovat obdobné chování olejového filmu. Na Obr. 55 přechodová oblast začíná přibližně na hodnotě 45 % a na Obr. 56 od hodnoty 40 %. Při porovnání výsledků s numerickým řešením je pro hodnotu $N = 12$ patrna shoda.



Obr. 55 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 870\,000$, $\alpha = 3^\circ$



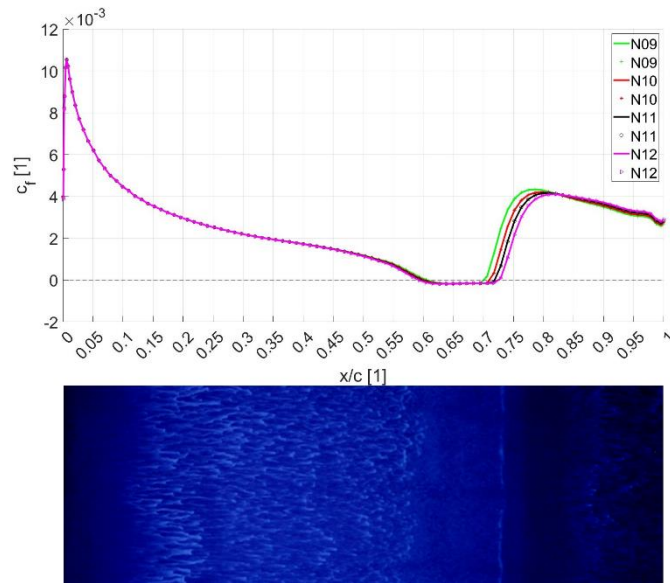
Obr. 56 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu NACA 0012 pro $Re = 1\,200\,000$, $\alpha = 3^\circ$

V případě vyšších hodnot úhlů náběhu pro profil NACA 0012, již není možné zřetelně určit přechodovou oblast případně vznik LSB, jelikož se nachází v těsné blízkosti náběžné hrany, kde v důsledku vysokých hodnot třecích sil dochází k unášení velkého množství olejového filmu.

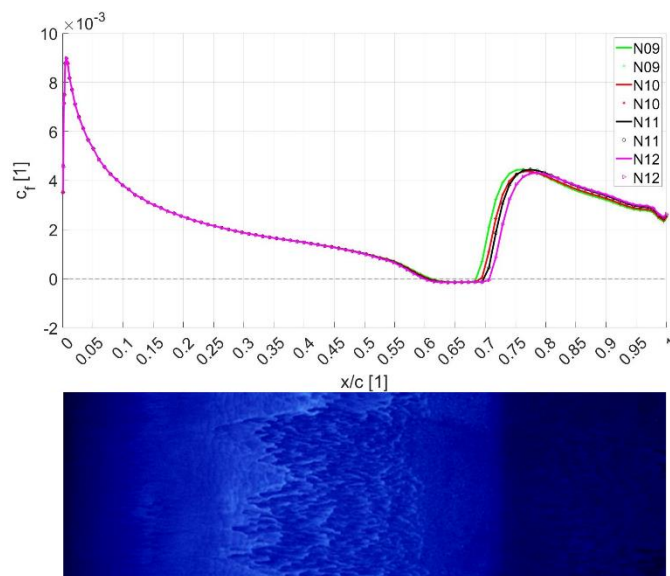
Posledním srovnáním jsou výsledky experimentu a numerických výpočtů profilu FX 81-K-130.

Na obou vizualizacích je patrný vznik laminární separační bubliny, kde její počátek lze uvažovat přibližně od hodnoty 60 % a oblast opětovného přilnutí na Obr. 56 je patrný v oblasti 76 % a na Obr. 57 v 77 %.

Při porovnání s numerickými výpočty je patrna neshoda v oblasti opětovného přilnutí. Obě varianty výpočtů pro hodnoty $N = 12$ predikují oblast opětovného přilnutí v oblasti přibližně 2,5 % blíže k náběžné hraně, než je patrné na vizualizacích.



Obr. 57 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu FX 81-K-130 pro $Re = 870\ 000$, $\alpha = 0^\circ$



Obr. 58 Porovnání experimentálního měření s numerickými výsledky z programu XFOIL profilu FX 81-K-130 pro $Re = 200\ 000$, $\alpha = 0^\circ$

Závěr

Cílem diplomové práce bylo porovnání experimentálního a numerického vývoje mezní vrstvy na leteckých profilech. Pro tyto účely byla provedena rešerše v oblasti aktuálně využívaných laminárních leteckých profilů, kde dominantní část zastupují profily z rodiny Wortmann, Eppler a NACA šestimístné řady, či od nich odvozené a modifikované varianty, které z důvodu výrobního tajemství nejsou publikovány. Dále byl proveden teoretický rozbor k prohloubení znalostí v oblasti aerodynamiky leteckých profilů. Zde byl kladen důraz na porozumění chování mezní vrstvy, jak v oblasti laminárního, tak turbulentního proudění. Rozbor byl též zaměřen na možné varianty přechodu mezní vrstvy a vliv okolních podnětů. Následně byly popsány experimentální metody určené pro vizualizaci a kvantifikaci chování mezní vrstvy v podzvukovém proudění. V poslední části teoretického rozboru byly zmíněny dostupné programy, které jsou vhodné k numerickému vyhodnocení chování mezní vrstvy na leteckých profilech.

V praktické části diplomové práce bylo popsáno experimentální měření vizualizace mezní vrstvy na leteckých profilech FX 66-S-196 V1, NACA 0012 a FX 81-K-130 olejovým filmem a termografií. Zde byly popsány postupy měření, použitá metodika a výsledky jednotlivých měření. Závěrečnou fází bylo porovnání naměřených dat s numerickými výsledky získaných z programu XFOIL.

Ze zkušeností získaných z experimentálního měření pomocí dvou zmíněných metod lze vyvodit následující závěry. Vizualizace chování mezní vrstvy pomocí olejového filmu je velice efektivní, rychlá a lze ji aplikovat na povrchy bez předchozí mechanické úpravy. Metoda ovšem disponuje mnohými nedostatky, mezi které například patří závislost viskozity olejové směsi na rychlosti nabíhajícího proudu vzduchu, též dochází ke změně drsnosti a tvaru profilu vlivem nezanedbatelné tloušťky oleje. Tyto faktory způsobují neschopnost jednoznačného vyvození typu proudění v mezní vrstvě a je nutné vždy výsledky porovnat s numerickými výpočty, nebo jiným typem měření, jak je patrné v kapitole 6. Na ukázkou praktického použití vizualizační metody olejovým filmem je v Příloze 1 přiložen snímek zachycující vliv turbulizátoru typu zig-zag na mezní vrstvu. Turbulizátor zde slouží k eliminaci laminární separační bubliny na profilu křídla.

V případě experimentálního měření pomocí termografie bylo zjištěno, že metoda je vhodná k vizualizaci změny proudění v mezní vrstvě, ovšem pro relevantní měření je nutná předchozí úprava testovaného profilu. Například pro profily použité v experimentální části je nutné provést takové úpravy, aby nedocházelo během ohřívání k nerovnoměrnému rozložení teplotního pole, jak je patrné v kapitole 5.5.

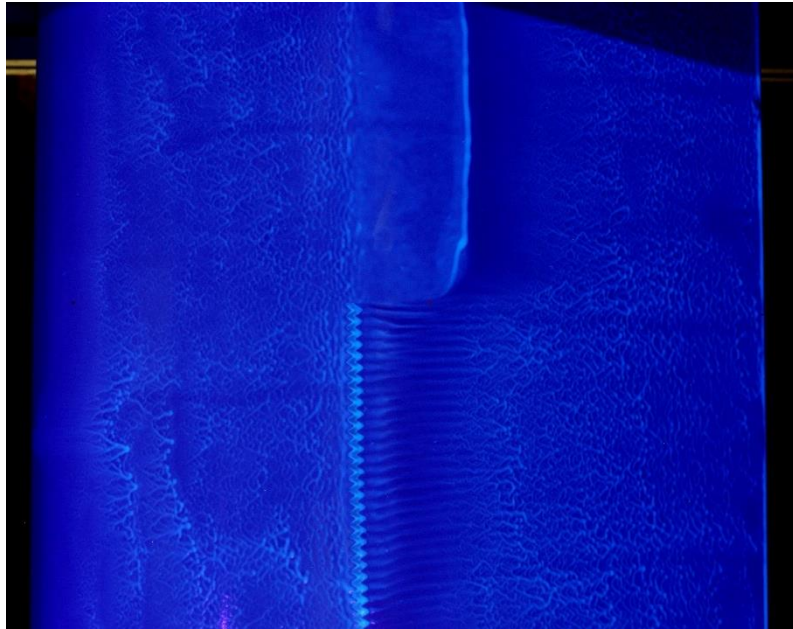
Literatura

- [1] K. H. Horstmann a L. M. M. Boermans, „EVOLUTION OF AIRFOILS FOR SAILPLANES,“ *Technical Soaring*, sv. 27, č. 3-4, 2003.
- [2] F. Thomas, *Fundamentals of Sailplane Design*, College Park Press, 1999.
- [3] E. L. Houghton, P. W. Carpenter, S. H. Collicott a D. T. Valentine, *Aerodynamics for Engineering Students*, Waltham: Elsevier, 2013.
- [4] V. Brož, *Aerodynamika nízkých rychlostí*, Praha: České vysoké učení technické v Praze, 1990.
- [5] D. F. Elger, B. C. Williams, C. T. Crowe a J. Roberson A, *Engineering Fluid Mechanics*, Singapore: Wiley, 2014.
- [6] V. Uruba, *Turbulence*, Praha: České vysoké učení technické v Praze, 2014.
- [7] F. M. White, *Viscous Fluid Flow*, Rhode Island: Mc Graw Hill, 2006.
- [8] T. Cebeci, *Stability and Transition: Theory and Application*, Long Beach: Horizons, 2004.
- [9] H. Schlichting a K. Gersten, *Boundary-Layer Theory*, Berlin: Springer, 2017.
- [10] Y. A. Valk, *A NOVEL CONSTRUCTION OF WIND TUNNEL MODELS FOR WIND ENERGY APPLICATIONS*, University of Twente, Faculty of Engineering Technology, 2019.
- [11] R. E. Mayle, „The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines,“ *ASME*, Červen 1991.
- [12] T. J. Mueller a J. D. DeLaurier, „Aerodynamics of Small Vehicles,“ *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003.
- [13] P. B. S. Lissaman, „LOW-REYNOLDS-NUMBER AIRFOILS,“ *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1983.
- [14] M. Brendel a T. J. Mueller, „Boundary-Layer Measurements on an Airfoil at Low Reynolds Numbers,“ sv. 25, č. 7, 1987.
- [15] G. P. Russo, *Aerodynamic measurements From physical principles to turnkey instrumentation*, Cambridge: Woodhead, 2011.
- [16] A. J. Smits a T. T. Lim, *Flow Visualization*, London: Imperial College Press, 2012.
- [17] R. Řezníček, *Visualizace proudění*, Praha: Academia, 1972.
- [18] D. L. Horton, „DEVELOPMENT OF AN INFRARED THERMOGRAPHY SYSTEM TO MEASURE BOUNDARY,“ San Luis Obispo, 2021.
- [19] J. Nožička, *SDÍLENÍ TEPLA*, Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997.
- [20] A. Vojáček, „automatizace.hw.cz,“ 11 říjen 2007. [Online]. Available: <https://automatizace.hw.cz/infracervene-quantove-detektory-termokamery-uvod>. [Přístup získán 2022].
- [21] J. Sova a J. Pokorná, „Bezdotykové měření teplotních polí - senzory,“ *ALDEBARAN*, č. 2, 2018.
- [22] M. S. Selig, R. W. Deters a G. A. Williamson, „Wind Tunnel Testing Airfoils at Low Reynolds Numbers,“ *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 4-7 leden 2011.
- [23] B. T. Campbell, T. Liu a J. P. Sullivan, „Temperature Sensitive Fluorescent Paint System,“ *AIAA 94-2483*, 1994.
- [24] M. Drela, „XFOIL 6.9 User Primer,“ 2001. [Online]. Available: http://web.mit.edu/aeroutil_v1.0/xfoil_doc.txt.

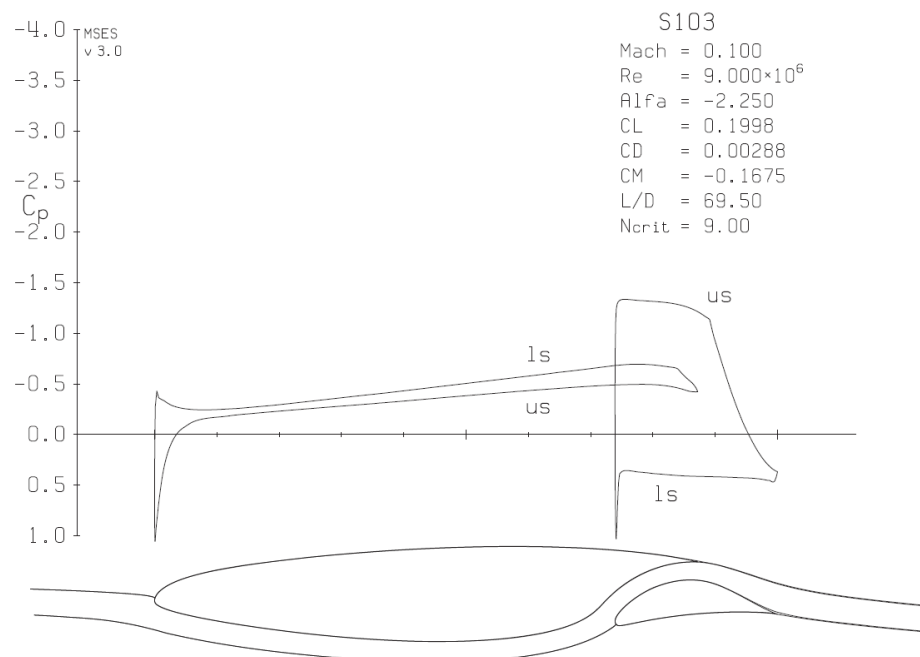
- [25] M. Drela, „XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils,“ v *Proceedings of the Conference Notre Dame*, 1989.
- [26] J. H. M. Gooden, „Experimental low-speed aerodynamic characteristics of the Worthman FX 66-S-196 V1 airfoil,“ č. 5, pp. 21-31, 1979.
- [27] D. F. Volkers, „Preliminary results of wind tunnel measurements on some airfoil sections at Reynolds numbers between 0.6×10^5 and 5.0×10^5 ,“ v *Memorandum M-276*, Delft University of Technology, Department of Aerospace Engineering., 1977.
- [28] „Airfoil Tools,“ [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx66196v-il>.
- [29] „Airfoil tools,“ [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>.
- [30] *Aerodynamický tunel Příručka pro provoz, údržbu a kalibraci*, Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky, ČVUT v Praze.
- [31] D. L. Loving a S. Katzoff, „THE FLUORESCENT-OIL FILM METHOD AND OTHER TECHNIQUES FOR BOUNDARY-LAYER FLOW VISUALIZATION,“ *NASA MEMORANDUM*, č. 59L, pp. 6-17, 1959.
- [32] J. Morgado, R. Vizinho, M. Silvestre a J. Pásco, „XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils,“ Elsevier masson SAS, Covilhã, 2016.
- [33] L. Popelka, „Numerické řešení vazkého obtékání jednotlivých leteckých profilů,“ Praha ČVUT, Fakulta strojní, 2006.
- [34] M. D. Somers, „An Exploratory Investigation of a Slotted, Natural-Laminar_Flow Airfoil,“ 2012. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20120006123>.

Přílohy

Příloha 1 – Aplikace turbulizátoru na profilu FX 66-S-196 V1 pro $Re = 520\,000$, $\alpha = 5^\circ$



Příloha 2 - profil N103 [34]



Příloha 3 – Souřadnice profilu FX66-S-196 V1 a NACA 0012

Souřadnice tvaru profilu FX66-S-196 V1 [28]

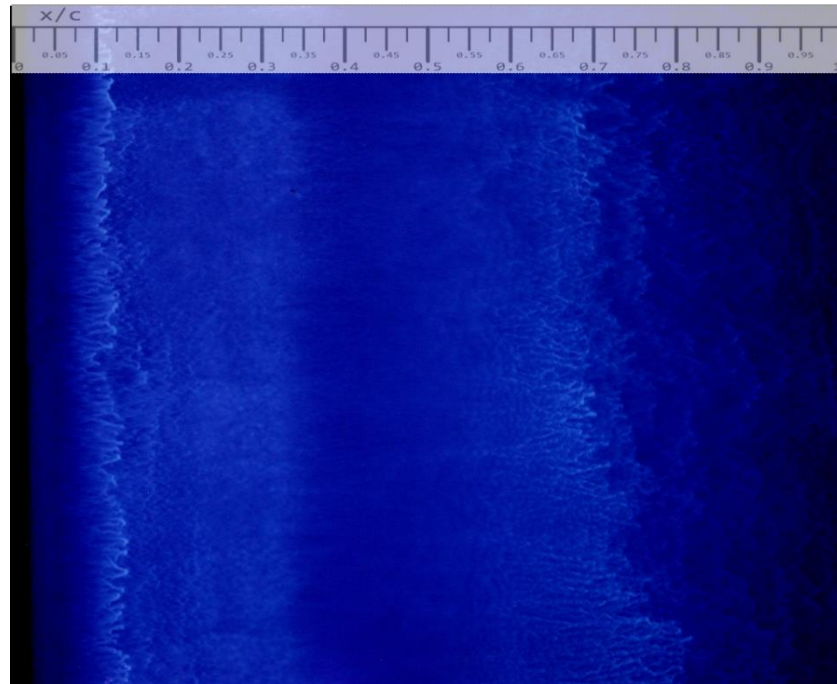
x/c [%]	y/c [%]	x/c [%]	y/c [%]
0.000	0.000	0.000	0.000
0.107	0.621	0.107	-0.354
0.428	1.223	0.428	-0.784
0.961	1.918	0.961	-1.211
1.702	2.692	1.704	-1.639
2.653	3.520	2.653	-2.065
3.806	4.383	3.806	-2.489
5.156	5.273	5.156	-2.903
6.699	6.170	6.699	-3.307
8.427	7.067	8.427	-3.695
10.332	7.946	10.332	-4.063
12.408	8.803	12.408	-4.410
14.645	9.621	14.645	-4.729
17.033	10.398	17.033	-5.022
19.562	11.114	19.562	-5.279
22.221	11.772	22.221	-5.503
25.000	12.348	25.000	-5.681
27.866	12.848	27.866	-5.820
30.866	13.243	30.866	-5.901
33.928	13.537	33.928	-5.931
37.059	13.690	37.059	-5.880
40.245	13.691	40.245	-5.743
43.474	13.467	43.474	-5.451
46.730	13.095	46.730	-5.076
50.000	12.585	50.000	-4.628
53.270	11.995	53.270	-4.161
56.526	11.321	56.526	-3.667
59.755	10.607	59.755	-3.186
62.941	9.844	62.941	-2.707
66.072	9.067	66.072	-2.256
69.134	8.272	69.134	-1.827
72.114	7.482	72.114	-1.435
75.000	6.699	75.000	-1.080
77.779	5.936	77.779	-0.764
80.438	5.197	80.438	-0.489
82.967	4.501	82.967	-0.260
85.355	3.845	85.355	-0.068
87.592	3.242	87.592	0.080
91.573	2.193	91.573	0.254
94.844	1.357	94.844	0.288
97.347	0.729	97.347	0.206
99.039	0.284	99.039	0.066
99.893	0.039	99.893	-0.017
100.000	0.000	100.000	0.000

Souřadnice tvaru profilu NACA 0012 [29]

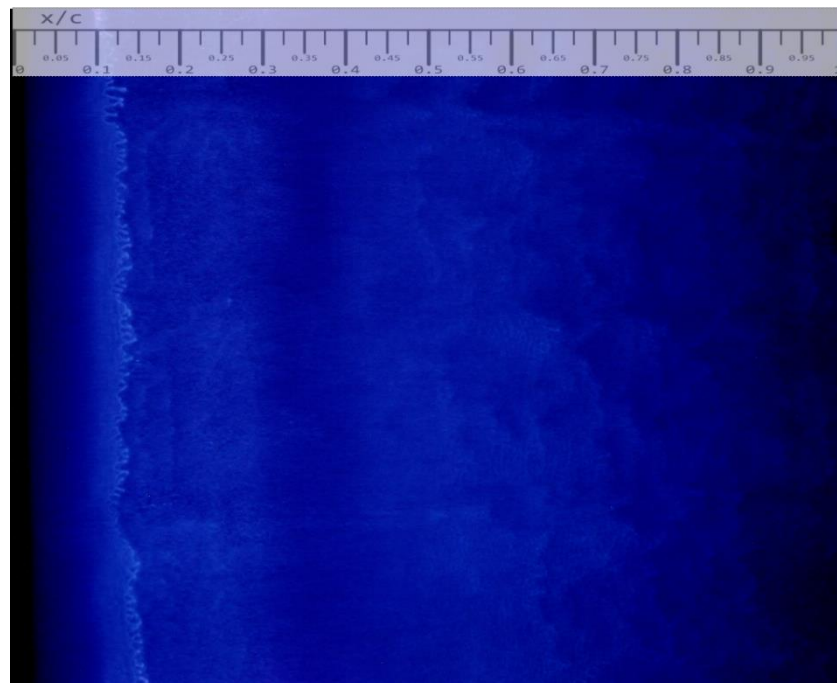
x/c [%]	y/c [%]	x/c [%]	y/c [%]
0.000	0.000	0.000	0.000
0.133	0.641	0.133	-0.641
0.533	1.260	0.533	-1.260
1.196	1.855	1.196	-1.855
2.120	2.424	2.120	-2.424
3.299	2.964	3.299	-2.964
4.728	3.471	4.728	-3.471
6.398	3.940	6.398	-3.940
8.300	4.369	8.300	-4.369
10.425	4.753	10.425	-4.753
12.761	5.089	12.761	-5.089
15.296	5.375	15.296	-5.375
18.016	5.608	18.016	-5.608
20.907	5.787	20.907	-5.787
23.953	5.912	23.953	-5.912
27.138	5.983	27.138	-5.983
30.445	6.001	30.445	-6.001
33.856	5.970	33.856	-5.970
37.353	5.891	37.353	-5.891
40.918	5.768	40.918	-5.768
44.531	5.605	44.531	-5.605
48.174	5.406	48.174	-5.406
51.826	5.175	51.826	-5.175
55.469	4.918	55.469	-4.918
59.082	4.638	59.082	-4.638
62.647	4.340	62.647	-4.340
66.144	4.029	66.144	-4.029
69.555	3.707	69.555	-3.707
72.862	3.380	72.862	-3.380
76.047	3.051	76.047	-3.051
79.093	2.723	79.093	-2.723
81.984	2.401	81.984	-2.401
84.704	2.087	84.704	-2.087
87.239	1.786	87.239	-1.786
89.575	1.501	89.575	-1.501
91.700	1.234	91.700	-1.234
93.603	0.990	93.603	-0.990
95.272	0.771	95.272	-0.771
96.701	0.580	96.701	-0.580
97.880	0.420	97.880	-0.420
98.804	0.293	98.804	-0.293
99.467	0.201	99.467	-0.201
99.867	0.145	99.867	-0.145
100.000	0.000	100.000	0.000

Příloha 4 – Vizualizace mezní vrstvy olejovým nátěrem na profilu NACA 0012

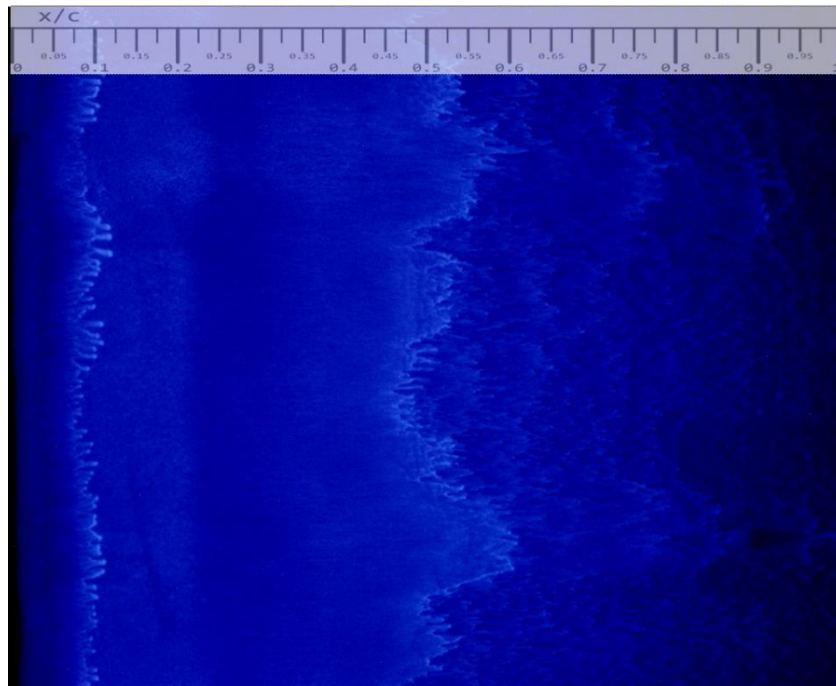
$Re = 870\ 000; \alpha = 6^\circ$



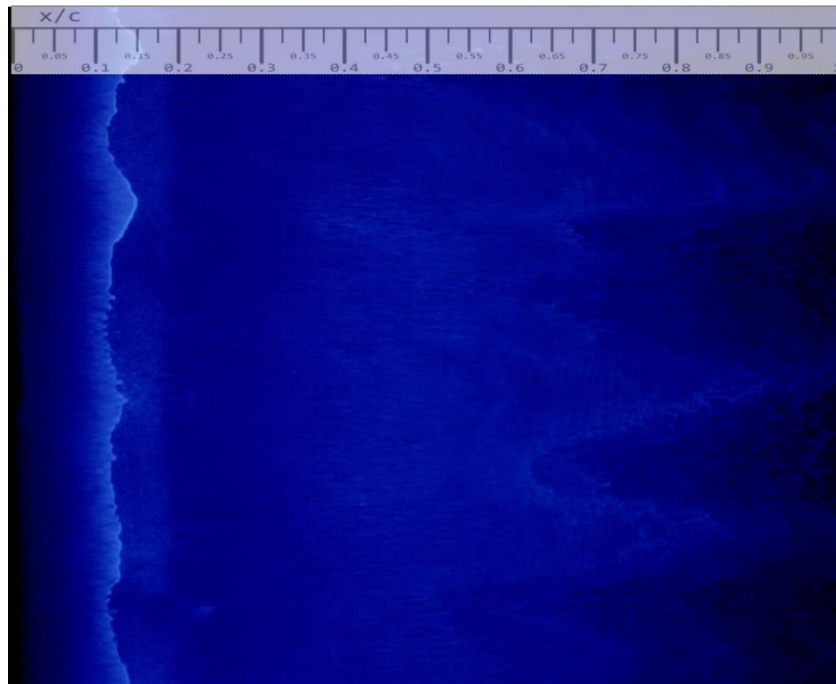
$Re = 1\ 200\ 000; \alpha = 6^\circ$



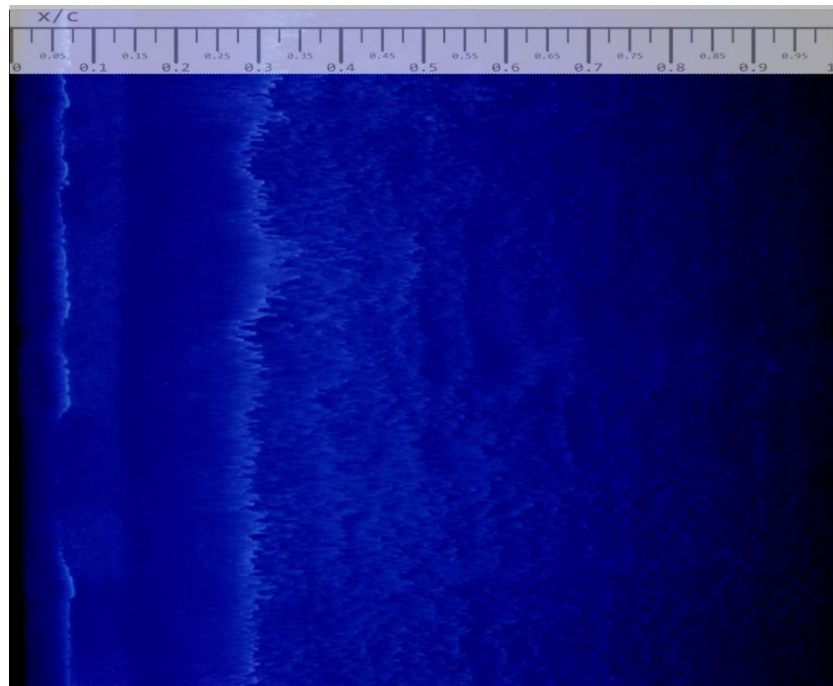
$Re = 870\,000; \alpha = 9^\circ$



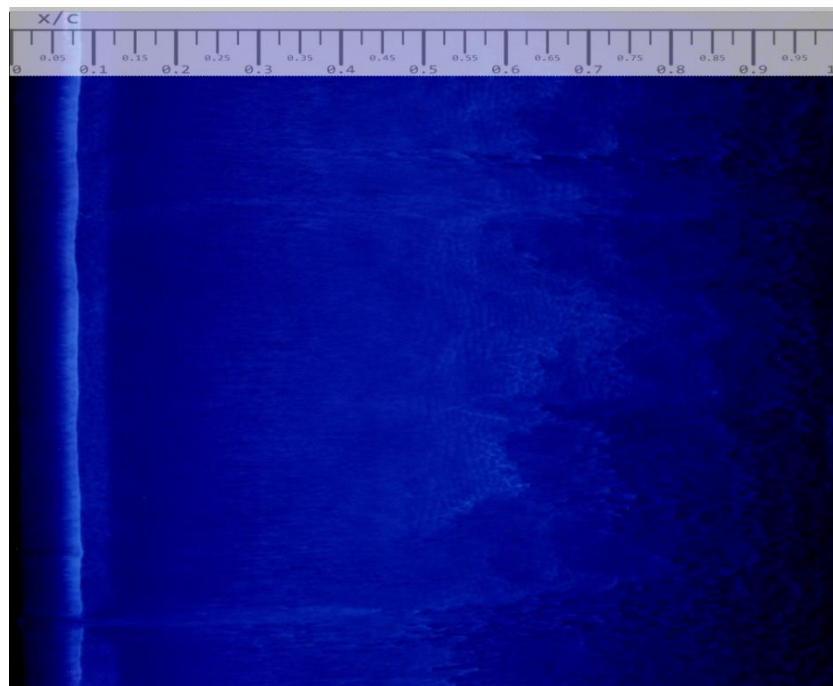
$Re = 1\,200\,000; \alpha = 9^\circ$



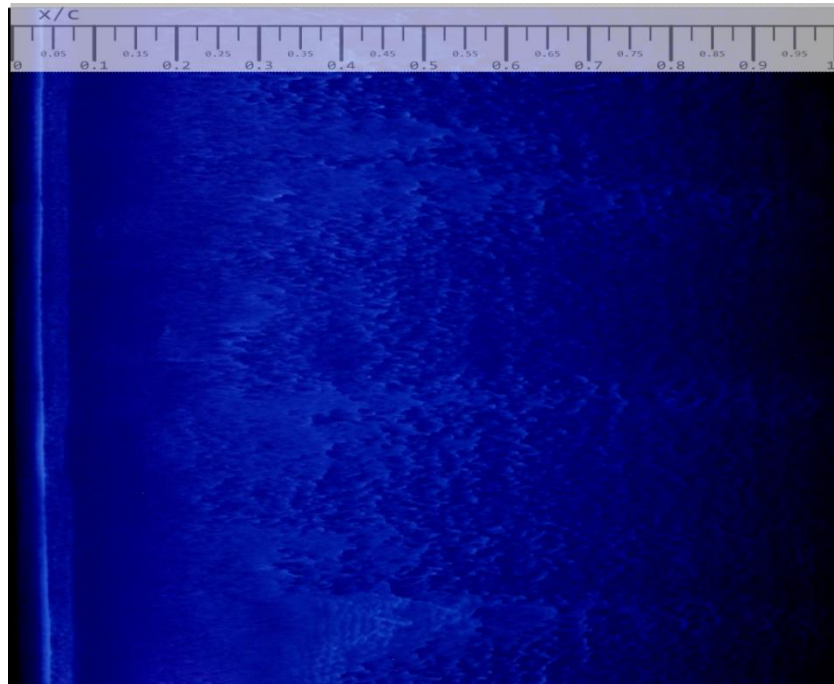
$Re = 870\,000; \alpha = 12^\circ$



$Re = 1\,200\,000; \alpha = 12^\circ$



$Re = 870\,000; \alpha = 15^\circ$



$Re = 1\,170\,000; \alpha = 15^\circ$

