



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Prvky pasivního řízení mezní vrstvy na křídle
výkonového kluzáku

Elements of Passive control of the Boundary
layer on the Wing of the Glider

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
2021

Tomáš Skořepa

Studijní program: B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
Studijní obor: 2301R000 Studijní program je bezoborový
Vedoucí práce: Ing. Jakub Suchý

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Skořepa** Jméno: **Tomáš** Osobní číslo: **487184**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Prvky pasivního řízení mezní vrstvy na křídle výkonového kluzáku

Název bakalářské práce anglicky:

Elements of Passive Control of the Boundary Layer on the Wing of the Glider

Pokyny pro vypracování:

1. Proveďte rešerši prvků pasivního řízení mezní vrstvy v leteckých aplikacích s důrazem na kluzáky kategorie FAI Standard.
2. Proveďte rešerši výpočetních metod pro určení vlivu prvků pasivního řízení mezní vrstvy na aerodynamické vlastnosti.
3. Definujte hlavní provozní body kluzáku. Diskutujte význam prvků pasivního řízení mezní vrstvy v těchto bodech.
4. Sestavte simulační model pro stanovení aerodynamických vlastností daného aerodynamického profilu a následně křídla konečného rozpětí s využitím dostupných SW nástrojů.
5. Proveďte potřebnou sadu numerických simulací několika variant konfigurací pasivních prvků s cílem identifikace vlivu jejich typu a polohy.
6. Diskutujte svá zjištění a následná doporučení s ohledem na aplikaci na kluzák dané kategorie.

Seznam doporučené literatury:

dle pokynů vedoucího závěrečné práce

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jakub Suchý, ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **29.04.2021**

Termín odevzdání bakalářské práce: **30.07.2021**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jakub Suchý
podpis vedoucí(ho) práce

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

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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Anotační záznam

Jméno autora: Tomáš Skořepa

Název práce: Prvky pasivního řízení mezní vrstvy na křídle výkonového kluzáku

Anglický název: Elements of Passive Control of the Boundary Layer on the Wing of the Glider.

Rozsah práce:

51 stran

11 obrázků

6 tabulek

18 grafů

Akademický rok: 2020/2021

Ústav: 12 112 Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství

Vedoucí práce: Ing. Jakub Suchý

Klíčová slova: Řízení mezní vrstvy, Kluzák, Xfoil, Vírový generátor, Aerodynamické vlastnosti,

Key words: Boundary layer control, Glider, Xfoil, Vortex generator, Aerodynamic characteristics



Abstrakt

Práce se zabývá prvky, které pasivně řídí mezní vrstvu na aerodynamickém profilu a na křídle konečného rozpětí výkonového kluzáku třídy FAI Standard. Jejím hlavním cílem je provést rešerši pasivních prvků a pomocí dostupných výpočetních programů analyzovat ovlivnění mezní vrstvy vybraného pasivního prvku v hlavních pracovních bodech kluzáku. V této práci byl zvolen jako nejlepší pasivní prvek vírový generátor. Nejprve je analyzován 2D aerodynamický profil v programu XfoilVG a poté jsou data z 2D simulací převzata do výpočtů aerodynamických vlastností křídla o konečném rozpětí v programu Xflr5. Dále byl rozebírán vliv vírového generátoru na změnu pošinovací tloušťky a tvarového parametru mezní vrstvy.

Abstract

This thesis deals with elements of passive control of the boundary layer on an airfoil and on a wing of FAI Standard class glider. Main goal of the thesis is to find the most effective element of the passive control and analyse its influence on the boundary layer in main phases of a flight of the glider. The vortex generator was chosen as the most effective element. First, an airfoil is analysed in XfoilVG, next obtained data are imported for 3D analysis to Xflr5. Furthermore there are analysed vortex generators and their influence on boundary layer parameters, such as displacement thickness and shape factor.



Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma: „Prvky pasivního řízení mezní vrstvy na křídle výkonového kluzáku“ vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu zdrojů, jenž tvoří poslední kapitolu této práce.

V Praze dne:

.....

Tomáš Skořepa



Poděkování

Rád bych poděkoval vedoucímu této bakalářské práce Ing. Jakobovi Suchému za poskytnuté materiály, vstřícný přístup, odborné rady a konzultace, bez nichž by tato práce nemohla být realizována.



Obsah

1. Úvod	12
1.1. Druhy proudění v tekutině	12
1.1.1. Laminární proudění.....	12
1.1.2. Přechodové proudění	12
1.1.3. Turbulentní proudění.....	12
1.2. Mezní vrstva	13
1.2.1. Smluvní tloušťka mezní vrstvy δ_{99}	13
1.2.2. Pošínovací tloušťka δ^*	13
1.2.3. Impulzová tloušťka θ	13
1.2.4. Energetická tloušťka θ^*	14
1.2.5. Tvarový parametr H	14
1.3. Odtržení proudu	14
2. Aerodynamické síly působící na letoun.....	16
2.1. Aerodynamická souřadnicová soustava	16
2.2. Aerodynamické součinitele	16
2.2.1. Aerodynamický vztlak	16
2.2.2. Součinitel vztlaku c_L	17
2.2.3. Vztlaková čára profilu	17
2.2.4. Aerodynamický odpor.....	17
2.2.5. Součinitel odporu c_D	17
2.2.6. Celkový odpor větroně.....	18
2.3. Úhel náběhu	18
2.4. Aerodynamická polára profilu	18
2.5. Polára letounu	19
2.6. Rychlostní polára	19
2.7. Důležité body na polárách	19
2.7.1. Bod optimálního klouzání.	20
2.7.2. Nejmenší klesavost	20
2.7.3. Bod nejvyššího vztlaku	20
2.7.4. Bod nejmenšího odporu	21
2.7.5. Bod nulového vztlaku.....	21



2.7.6.	Let na zádech	21
2.7.7.	Bod maxima záporného vztlaku.....	21
3.	Pasivní řízení mezní vrstvy	22
3.1.	Jednoduchá klapka	22
3.2.	Štěrbínová klapka	22
3.3.	Pevný slot.....	22
3.4.	Vírové generátory	23
4.	Výpočetní programy	25
4.1.	Xfoil.....	25
4.1.1.	Nevazké proudění	25
4.1.2.	Řešení vazkého proudění.....	26
4.1.3.	Uživatelské rozhraní Xfoilu	26
4.2.	XfoilVG	27
4.3.	Xflr5.....	28
5.	Simulace na aerodynamickém profilu.....	29
5.1	Výpočty v Xfoilu.....	29
5.2	Výpočty v XfoiluVG	29
5.2.1	Vliv na maximální součinitel vztlaku.....	30
5.2.2	Vliv na součinitel odporu.....	30
5.2.3	Vliv na klouzavost	31
5.2.4	Vliv na bod nejmenší klesavosti	32
5.2.5	Zkouška na změnu úhlu natékajícího proudu na vírový generátor	33
5.2.6	Zkouška na změnu délky	34
5.2.7	Vliv na změnu Reynoldsova čísla	35
5.3	Závěr 2D simulace.....	37
6	Vliv na parametry mezní vrstvy.....	38
6.1	Vlastnosti mezní vrstvy při úhlu náběhu $\alpha = 15,5^\circ$	38
6.2	Vlastnosti mezní vrstvy při $\alpha = 18^\circ$	39
7	Simulace křídla konečného rozpětí	41
7.1	Vliv na maximální součinitel vztlaku.....	41
7.2	Vliv na součinitel odporu	41
7.3	Vliv na klouzavost	42



7.4	Vliv na bod nejmenší klesavost	43
7.5	Vybavení vírových generátoru na části křídla	43
7.6	Závěr 3D simulace.....	44
8	Závěr.....	46
9	Seznam obrázků	48
10	Citace obrázků.....	49
11	Použitá literatura	50



Seznam symbolů

Symbols

c	hloubka profilu	[m]
c_D	součinitel odporu	[1]
c_L	součinitel vztlaku	[1]
$c_{L_{max}}$	maximální součinitel vztlaku	[1]
C_D	koeficient disipace vnější vrstvy	[1]
C_f	součinitel tření	[1]
C_τ	součinitel smykového napětí	[1]
D	odporová síla	[N]
g	tíhové zrychlení	[ms ⁻²]
G	tíha	[N]
h	výška vírového generátoru	[mm]
H	tvárový parametr mezní vrstvy	[1]
H^*	tvárový parametr kinetické energie	[1]
H^{**}	tvárový parametr založený na hustotě	[1]
H_k	kinematický tvarový parametr	[1]
H_{sep}	tvárový parametr při odtržení turbulentní mezní vrstvy	[1]
K_C	empirická konstanta mezní vrstvy	[1]
l	délka vírového generátoru	[mm]
L	vztlková síla	[N]
m	hmotnost	[kg]
p_d	dynamický tlak	[Nm ⁻²]
q_∞	rychlost	[ms ⁻¹]
r	velikost průvodiče	[m]
s	souřadnice na křivce	[m]
S	plocha	[m ²]
S_{VG}	zdrojový člen smykového napětí	[1]
u_∞	složka rychlosti nenarušeného proudu	[ms ⁻¹]
v	rychlost	[ms ⁻¹]
v_x	horizontální rychlost	[ms ⁻¹]



v_z	rychlost klesání	$[ms^{-1}]$
v_∞	složka rychlosti nenarušeného proudu	$[ms^{-1}]$
x/c	poměrná souřadnice na profilu	[1]

Řecké symboly

α	úhel náběhu	$[^\circ]$
$\alpha_{L_{max}}$	úhel náběhu při maximálním	$[^\circ]$
β	úhel natékajícího proudu na vírový generátor	$[^\circ]$
β	úhel vybočení	$[^\circ]$
γ	cirkulace vztážená na jednotku délky křivky	$[ms^{-1}]$
δ_{99}	smluvní tloušťka mezní vrstvy	$[mm]$
δ^*	pošinovací tloušťka mezní vrstvy	$[mm]$
θ	impulzová tloušťka mezní vrstvy	$[mm]$
θ^*	energetická tloušťka	$[mm]$
Θ	úhel klouzání	$[^\circ]$
λ	rychlost rozpadu	[1]
ρ	hustota	$[kgm^{-3}]$
σ	síla potenciálního zdroje	[1]
ψ	proudová funkce	$[m^2s^{-1}]$
ξ	lokální souřadnice profilu	$[m]$

Bezrozměrná čísla

Re	Reynoldsovo číslo	[1]
Ma	Machovo číslo	[1]
Me	Machovo číslo na kraji mezní vrstvy	[1]



1. Úvod

Kluzák je bezmotorové letadlo těžší než vzduch s pevnými nosnými plochami. Vzlet větroně je zpravidla realizován za pomoci navijáku nebo v aerovleku. Kluzák při letu střídavě nabírá výšku kroužením ve stoupavých proudech a pak klouzavým letem postupuje dále po trati letu k dalšímu stoupavému proudu.

Důvodem řízení mezní vrstvy je oddálení či úplné zabránění odtržení mezní vrstvy. Odtržení mezní vrstvy na profilu křídla má za následek zvýšení součinitele odporu, a pokud je dostatečně silné, bude mít za následek také přetažení a ztrátu vzlaku. Řízení mezní vrstvy se dělí na aktivní a pasivní. Aktivní řízení vždy vyžaduje dodávání energie pro realizaci řídicí působení na mezní vrstvu. Příkladem je sání, foukání a řízení mezní vrstvy syntetickým proudem. Pasivní řízení mezní vrstvy spočívá v účelných úpravách geometrie a přidávání statických prvků, žádná energie se pro řízení nedodává. Mezi statické prvky patří klapky, sloty a vírové generátory.

1.1. Druhy proudění v tekutině

V 2. polovině 19. století anglický fyzik Osborne Reynolds zjistil, že se tekutina může pohybovat dvěma kvalitativně zcela odlišnými typy proudění, které se nazývají laminární a turbulentní. Hranici mezi oběma druhy proudění udává Reynoldsovo kritické číslo. Jeho hodnota je závislá na řadě parametrů jako například na geometrii proudu, tlakovém spádu atd. [1]

1.1.1. Laminární proudění

Laminární proudění přísluší nižším rychlostem tekutiny. Vazké síly jsou při tomto proudění dominantní a proud je charakterizován ustáleným pohybem. Částice tekutiny se pohybují po paralelních drahách, jednotlivé vrstvy se navzájem nemísí (neuvažujeme molekulární difuzi). Vrstvy se po sobě posouvají a vzniká třecí síla mezi jednotlivými vrstvami. [2]

1.1.2. Přechodové proudění

Přechod laminárního proudění do turbulentního je ještě neuzavřený problém. Za příčinu vzniku turbulentního proudění se považuje nestabilita laminárního proudění při vyšších Reynoldsových číslech. Je-li Reynoldsovo číslo proudu větší než kritické neznámá to však ještě, že by laminární proudění nemohlo existovat, ale je nestabilní a i malé poruchy proudění, mohou být příčinou „zhroucení“ laminárního proudu, neboť tyto odchylky od střední hodnoty exponenciálně narůstají. Je-li Reynoldsovo číslo menší než kritické jsou tyto poruchy viskozitou tekutiny utlumeny. [1]

1.1.3. Turbulentní proudění

Turbulentní proudění naopak přísluší vyšším rychlostem proudění. Setrvačné síly jsou v tomto případě dominantní, což má za následek kromě přímočarého pohybu nahodilý pohyb



částic ve všech směrech, případně pohybování částic po celém průřezu. To vede k víření a dalším nestabilitám proudění. Rychlostní profil a střední rychlost a se mění oproti laminárnímu proudění. [1]

1.2. Mezní vrstva

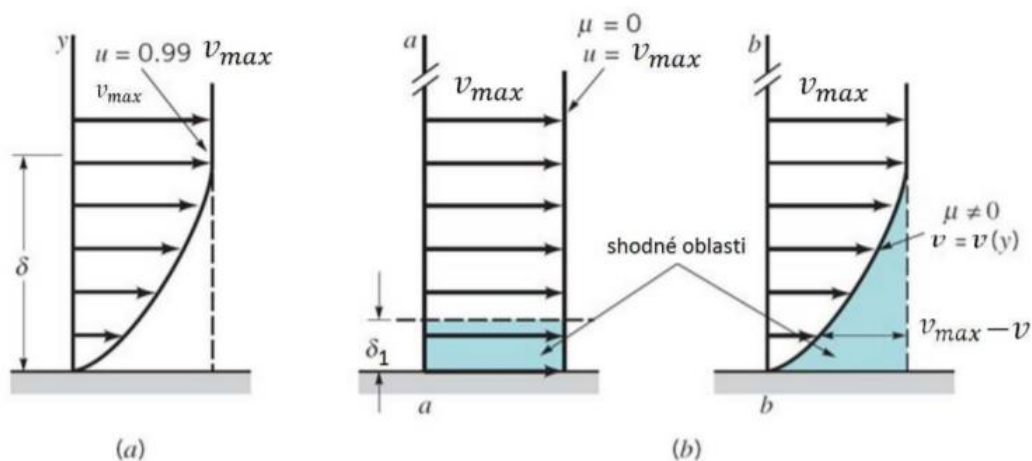
Pojem mezní vrstva byl zaveden pro tenkou vrstvu viskózní tekutiny v blízkosti povrchu obtékaného tělesa. Uvnitř mezní vrstvy proudící tekutiny se rychlost samotného proudění pohybuje od nuly u povrchu obtékaného tělesa, kde tekutina ulpívá na stěně vlivem viskozity, do rychlosti na hraně mezní vrstvy odpovídající rychlosti neovlivněného proudu tekutiny mezní vrstvou. „Mezní vrstva na profilu o hloubce 1 metr při Reynoldsově čísle 10^6 a tloušťce 18 % na profil NACA 63-018 při nulovém úhlu náběhu profilu je v polovině profilu cca 8mm a na konci profilu cca 15mm tlustá.“ [2]

1.2.1. Smluvní tloušťka mezní vrstvy δ_{99}

Smluvní tloušťka mezní vrstvy je definována tak, že rychlost na hranici mezní vrstvy se liší o 1 % od rychlosti nenarušeného proudu tekutiny. [3]

1.2.2. Pošivovací tloušťka δ^*

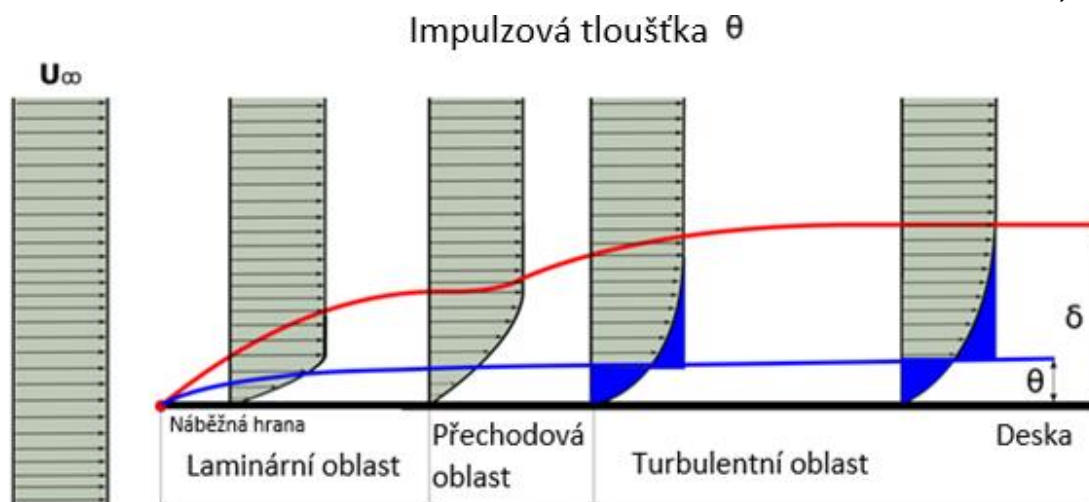
Pošivovací tloušťka je definována jako vzdálenost měřená kolmo k hranici pevného tělesa, o kterou by měla být hranice posunuta při řešení nevazkého proudění, aby se vyrovnalo snížení hmotnostního toku při tvorbě mezní vrstvy při řešení vazkého proudění. [3]



Obrázek 1.1: a) tloušťka mezní vrstvy b) pošivovací tloušťka mezní vrstvy [O1]

1.2.3. Impulzová tloušťka θ

Impulzová tloušťka je definována jako vzdálenost měřená kolmo k hranici pevného tělesa, o kterou by měla být hranice posunuta při řešení nevazkého proudění, aby se kompenzovalo snížení hybnosti tekoucí tekutiny v důsledku vytvoření mezní vrstvy při řešení vazkého proudění. [3]



Obrázek 1.2: Impulzová tloušťka [O2]

1.2.4. Energetická tloušťka θ^*

Energetická tloušťka je definována jako vzdálenost měřená kolmo k hranici pevného tělesa, o kterou by měla být hranice posunuta při řešení nevazkého proudění, aby se kompenzovalo snížení toku kinetické energie tekutiny v důsledku vytvoření mezní vrstvy při řešení vazkého proudění. [3]

1.2.5. Tvarový parametr H

Tvarový parametr příčného rychlostního profilu mezní vrstvy H je bezrozměrný parametr, který charakterizuje tvar rychlostního profilu v mezní vrstvě, který je pro laminární mezní vrstvu nebo pro turbulentní mezní vrstvu specifický. [3]

Tvarový parametr H je vyjádřen poměrem pošnovací tloušťky mezní vrstvy a impulzové tloušťky mezní vrstvy v daném místě x . Místní hodnota tvarového parametru je schopna charakterizovat stav proudění v místě x . Z průběhu tvarového parametru podél obtékaného tělesa je možné určit charakter mezní vrstvy v přechodové oblasti, ve které se hodnota tvarového parametru H mění podél proudu od hodnoty $H = 2,6$ typické pro laminární Blasiovův rychlostní profil mezní vrstvy až k hodnotě $H \approx (1,4 \div 1,5)$, která je typická pro vyvinutý turbulentní rychlostní profil mezní vrstvy. Při odtržení turbulentní mezní vrstvy dochází při hodnotě $H_{sep} = 2,76 \pm 0,23$. [4]

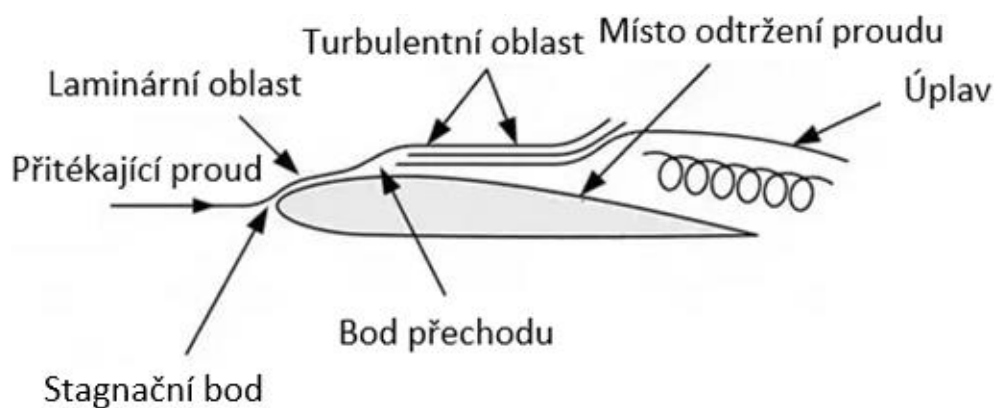
Další tvarové parametry jsou definovány v [5].

1.3. Odtržení proudu

Při obtékání křídla v oblasti kolem náběžné hrany je mezní vrstva tenká a laminární. S posunem směrem k odtokové hraně, se postupně její tloušťka zvyšuje. V určité vzdálenosti od náběžné hrany je přechodová oblast, v níž se mění charakter mezní vrstvy na turbulentní. Přes turbulentní charakter této oblasti zůstává přímo na povrchu profilu stále tenká vazká podvrstva. Se zvětšováním úhlu náběhu se budou více zakřivovat



proudnicí, proto se bude i podtlak na horní hraně zvětšovat. Při určitém úhlu náběhu, obvykle kolem 15° , již proudnice na horní straně nestačí sledovat zakřivení povrchu profilu a odtrhnou se od něho. V odtržené oblasti, která se nazývá úplav, se začnou vytvářet víry. Nastává snížení podtlaku na horní straně profilu a to vede k celkovému snížení vztlaku profilu. Tenká laminární vrstvička (vazká podvrstva) u povrchu tedy zpomaluje a stává se příčinou odtržení, úplavu a následně přetažení. Jestliže tedy dojde k odtržení při laminárním proudění, dojde k němu velice brzo a úplav je velmi rozsáhlý. K odtržení turbulentního proudění dochází mnohem později, turbulentní proudění je mnohem odolnější proti odtržení a úplav je daleko menší. Vysvětlit se to dá tím, že dochází k promíchávání jednotlivých vrstev, tedy že částice ze vzdálenější vrstvy může dodat energii do zpomalující tenké vrstvy, a tak oddálit bod, kde dojde k odtržení proudu dále směrem k odtokové hraně. [6]



Obrázek 1.3: Odtržení mezní vrstvy [03]



2. Aerodynamické síly působící na letoun

Než můžeme definovat aerodynamické síly, musíme si definovat souřadnou soustavu, ve které budeme tyto síly uvádět. Při aerodynamických výpočtech a měření se nejčastěji používá takzvaná aerodynamická soustava, která je vázána na vektor rychlosti nabíhajícího nebo nerozrušeného proudu. Aerodynamické síly na tělese v proudu tekutiny vznikají v důsledku vzájemného pohybu tekutiny a tělesa. Je-li vzájemná rychlost mezi tekutinou a tělesem nulová, jsou nulové i aerodynamické síly. Velikost aerodynamické síly narůstá kvadraticky s rychlostí a nezávisí na vzájemné rychlosti pohybu letounu a země. [2]

2.1. Aerodynamická souřadnicová soustava

Aerodynamická souřadnicová soustava je definována tak že osa x je ve směru pohybu letu letounu. Osa y je na ni kolmá (kolmá na rovinu symetrie letounu) a má směr do pravého křídla letounu. Osa z je kolmá na obě předchozí osy a vytváří s nimi pravotočivou soustavu, má tedy směr k zemi, tato souřadnicová soustava bude použita v této práci. Další často používanou soustavou v letectví je soustava letadlová, pevně spojená s konstrukcí letounu. Osa x je konstrukční podélná osa letounu, osa y opět má směr do pravého křídla a osa z je na obě předchozí kolmá. Obě tyto soustavy se obecně od sebe liší úhlem náběhu a úhlem vybočení. Úhel náběhu, který označujeme α je úhel mezi průmětem vektoru rychlosti letu do roviny souměrnosti letounu a podélnou osu letounu x . Úhel vybočení označujeme β , úhel je mezi vektorem rychlosti letounu a rovinou souměrnosti letounu. [2]

2.2. Aerodynamické součinitele

Výpočet aerodynamických sil a momentů ze vzorců uvedených níže má své velké výhody v tom, že koeficienty součinitele aerodynamických sil a momentů můžeme přenášet z modelu, který je měřen v aerodynamickém tunelu, na skutečný letoun. Stačí přitom dodržet stejný tvar modelu a letounu a stejná Reynoldsova a Machova čísla. Při nízkých Machových číslech stačí dodržet přibližně stejná Reynoldsova čísla. Síly a momenty stejné na modelu a letounu nejsou, protože model je postaven v určitém měřítku, např. když je model 10x menší, má 100x menší vztažnou plochu. Rychlost proudu na modelu a letounu musí být jiná, aby byly splněny podmínky stejných podobnostních čísel. Aerodynamické koeficienty jsou při dodržení podobnostních čísel stejné. [2]

2.2.1. Aerodynamický vztlak

Aerodynamický vztlak je v aerodynamické souřadnicové soustavě definován jako síla kolmá na vektor rychlosti a ležící v rovině symetrie letounu. Aerodynamická vztlaková síla se vypočítá:

$$L = c_L \frac{\rho v^2}{2} S \quad (2.1)$$



, kde c_L je součinitel vztlaku, $\frac{1}{2}\rho v^2 = p_d$ je dynamický tlak nenarušeného proudu a S je nosná plocha. [7]

2.2.2. Součinitel vztlaku c_L

Součinitel vztlaku je bezrozměrný koeficient, který svazuje vztlak generovaný vztlakovým tělesem a viskozitou tekutiny obklopující těleso, jeho rychlost a jeho referenční plochu. [7]

2.2.3. Vztlaková čára profilu

Vztlaková čára profilu je průběh součinitele vztlaku profilu v závislosti na zvětšujícím se úhlu náběhu, pozorujeme nejprve jeho lineární růst. Sklon přímky je přibližně 2π tedy $6,28 \text{ rad}^{-1}$. Při vyšších podzvukových Machových číslech je sklon větší než v nestlačitelném případě, při velmi nízkých Machových číslech. S narůstajícím Machovým číslem se sklon vztlakové čáry profilu zvětšuje. Přibližný odhad pro změnu sklonu vztlakové čáry dává vzorec podle Prandtl-Glauerta

$$\frac{dc_L}{d\alpha} = c_{L\alpha} = \frac{c_{L\infty}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (2.2)$$

, kde $c_{L\infty}$ je sklon vztlakové čáry při $M_\infty = 0$, tedy přibližně 2π .

Vztlaková čára má své maximum, to označujeme c_{Lmax} . Odklon vztlakové čáry od přímky je způsoben odtržením mezní vrstvy, které začíná poblíž odtokové hrany profilu a posunuje se směrem k náběžné hraně při zvětšování úhlu náběhu. Při maximálním součiniteli vztlaku je odtržení rozsáhlé, bod odtržení se nachází přibližně $\frac{1}{3}$ hloubky od náběžné hrany. Úhel náběhu α pro c_{Lmax} označujeme α_{Lmax} . Při tomto úhlu odtržení ani nezačíná ani nekončí, je to jen smluvné označení pro úhel, při kterém je součinitel vztlaku maximální. Číselná hodnota úhlu pro maximální součinitel vztlaku, úhlu odtržení závisí na tloušťce profilu a tedy i na poloměru náběžné hrany, dále toto číslo velmi ovlivňuje prohnutí profilu a Machovo a Reynoldsovo číslo. Hodnota tohoto úhlu leží pro různé profily v širokém rozmezí od cca 8° do 20° . [7]

2.2.4. Aerodynamický odpor

Aerodynamický odpor je síla působící v opačném směru vektoru rychlosti letu. Základní vztah pro tuto sílu je podobný jako pro vztlakovou aerodynamickou sílu, liší se jen jiným součinitelem. [7]

$$D = c_D \frac{\rho v^2}{2} S \quad (2.3)$$

2.2.5. Součinitel odporu c_D

Součinitel odporu se liší od součinitele vztlaku podstatně svou číselnou hodnotou. Běžné součinitele odporu při malých úhlech náběhu bez odtržení proudu jsou kolem 0,01.



Funkční závislost odporu na kvadrátu rychlosti je v jistém rozsahu rychlosti prakticky přímková. Součinitel odporu pro úhly náběhu bez odtržení proudu se mění s úhlem náběhu a tedy s rychlostí pouze nepatrně, proto je závislost odporu na kvadrátu rychlosti téměř přímka. Začínající odtržení způsobuje prudký nárůst součinitele odporu, odpor se zvětšuje na hodnoty mnohem vyšší (10x a více) v poměrně malém rozmezí úhlů náběhu. V rozsahu úhlu náběhu kolem nuly, přibližně $\alpha = \pm 10^\circ$, je součinitel již v desetinách. V letectví se používají profily hlavně v nízkoodporové oblasti. Křídlo o hloubce 1 metr a rozpětí 1 metr při tloušťce 0,18 metru má přibližně stejný odpor jako kulatý drát o průměru 0,5 centimetrů a délce 1 metr. [2]

2.2.6. Celkový odpor větroně

Celkový odpor větroně se skládá:

1. Z profilového odporu, který tvoří tvarový odpor (je způsoben tvarem profilu) a třecí odpor, který je příčinou tření vzduchu o povrch.
2. Z indukovaného odporu, který vzniká vyrovnáním tlaků na koncích křídel a jim způsobenými koncovými víry.
3. Ze škodlivého odporu, což je odpor všech částí větroně kromě křídla a který je tvořen opět tvarovým a třecím odporem těchto částí.
4. Z interferenčního odporu, který vzniká vzájemným působením jednotlivých částí větroně v místech jejich spojení. [2]

2.3. Úhel náběhu

Tětiva je přímka spojující bod na náběžné hraně profilu k bodu na odtokové hraně profilu. Úhel mezi tětivou profilu a směrem nabíhajícího proudu je úhel náběhu α , což bude použito v této práci. Lze však definovat i jiné přímky na profilu a úhel měřit od těchto přímek. Profily, které mají svůj spodní povrch po větší části přímkový, mají úhel náběhu měřený právě od této rovné plochy z praktických důvodů. Úhel náběhu se v tomto případě měří jednodušeji než v případě profilu s úhlem měřeným od tětivy profilu. [2]

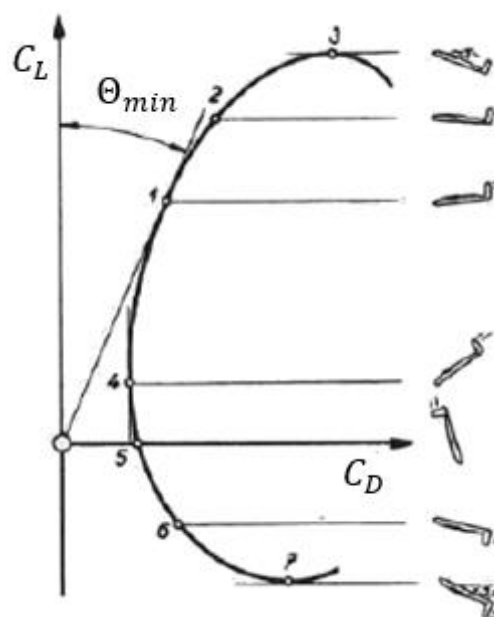
2.4. Aerodynamická polára profilu

Aerodynamická polára znázorňuje závislost vztlaku a odporu na úhlu náběhu při daném Reynoldsově čísle. Tento způsob zobrazování zavedl Otto Lilienthal, proto je někdy nazývána Lilienthalovou polárou. Této křivce lze dát jednoduchý mechanický smysl. Představme si, že ofukujeme profil proudem vzduchu a měníme úhel náběhu profilu. Při určitém úhlu náběhu získáme určitou velikost výsledné aerodynamické síly. Vyneseme na počátku diagramu součinitele výsledné aerodynamické síly pro různé úhly náběhu, přičemž zachováme jeho směr a velikost. Spojením koncových bodů a všech takto zakreslených sil dostáváme aerodynamickou poláru profilu. [7]



2.5. Polára letounu

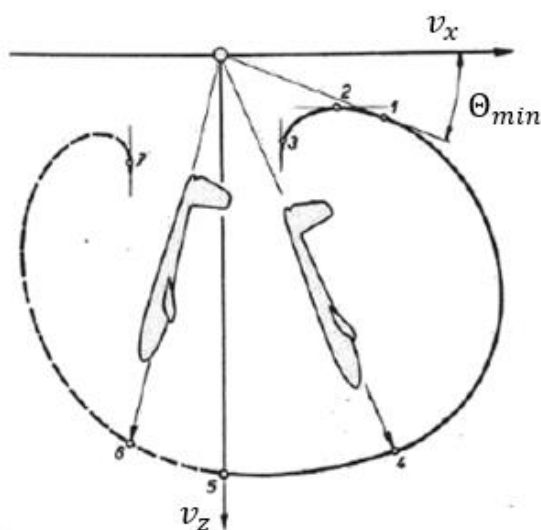
Vztlak celého kluzáku se proti vztlaku křídla mírně zmenšuje vlivem interference mezi křídlem a trupem. Odpor větroně se naopak proti odporu křídla zvýší o škodlivý profil trupu, ocasních ploch a podvozku. Dále se zvýší odpor vznikající interferencí mezi jednotlivými částmi větroně. [7]



Obrázek 2.1: Polára letounu [O4]

2.6. Rychlostní polára

Každému úhlu náběhu odpovídá určitá hodnota rychlosti v a úhlu klouzání θ . Pro jednotlivé úhly náběhu (jimž odpovídají příslušné hodnoty součinitelů vztlaku c_L a odporu c_D) se stanoví rychlost letu v a příslušné úhly klouzání θ nebo klouzavosti K . Rychlost letu v se rozloží na složku horizontální rychlosti v_x a na složku rychlosti klesání v_z . Hodnoty jsou vyneseny v pravouhlých souřadnicích z počátku. Jediná rychlost klouzání přísluší nejmenšímu úhlu klouzání θ_{min} .



Obrázek 2.2: Rychlostní polára [O4]

Ostatním větším úhlům klouzání odpovídají vždy rychlosti dvě. Spojením koncových bodů rychlostí vznikne kompletní tvar rychlostní poláry. [7]

2.7. Důležité body na polárách

Na polárách jsou vyznačeny některé důležité body, odpovídající režimům letu.



2.7.1. Bod optimálního klouzání.

Vedeme-li z počátku grafu tečnu k poláře, dostaneme bod, který určuje úhel pro největší poměr mezi vztlakem a odporem, resp. mezi součinitelem vztlaku a součinitelem odporu. Obecně se tomuto poměru říká aerodynamická jemnost nebo klouzavost K . Určuje vzdálenost, do které by letoun doletěl klouzavým letem z určité výšky. Maximální klouzavost mají moderní větroně, které dosahují až hodnoty kolem 60. Klouzavost 60 znamená, že letadlo dokáže doletět z výšky 1000 metrů na vzdálenost 60 kilometrů. Maximální klouzavost dopravních letadel se pohybují lehce pod hodnotou 20 (Boeing B707-320 $K = 19,4$; Airbus A320 $K = 17$). Rozdíly v aerodynamické kvalitě letadel jsou tedy značné. Přitom používané profily na všech letadlech mají optimální klouzavost (při uvažování dvourozměrného proudění) mezi 150 až 200. Vlivem konečnosti křídla je tato hodnota snížena v některých případech téměř až o řád a při započítání škodlivého a interferenčního odporu je dosaženo výše uvedených výsledků klouzavostí. [6]

2.7.2. Nejmenší klesavost

V rychlostní poláře je to dotykový bod tečny vedené rovnoběžně s vodorovnou osou v_z . Bod odpovídá přibližně hodnotě minima výrazu $\frac{c_D}{c_L^{3/2}}$. Odpovídající rychlost se nazývá ekonomická. Touto rychlostí by letoun letěli tehdy, aby se co nejdéle udržel ve vzduchu. Úhel klouzání je již větší než v prvním bodě, z obrázku 2.2 vyplývá, že při letu jakoukoliv jinou rychlostí než ekonomickou má větroň větší klesající rychlost v_z . Záleží na tvaru vrcholu poláry. U některých větroňů bývá poměrně plochá. Potom není třeba tuto rychlost příliš přesně dodržovat, protože při malých výchylkách od této rychlosti se klesací rychlost jen málo zvětšuje. [7]

2.7.3. Bod nejvyššího vztlaku

Maximálnímu součiniteli vztlaku c_{Lmax} při maximálním možném úhlu náběhu odpovídá minimální rychlost letounu. S úhlem nepatrně menším letoun startuje nebo přistává. Rychlost se odvodí z rovnice pro vztlak. Ostatní body za vrcholem poláry odpovídají stavu přetažení letounu.

$$L = c_L S \frac{v_\infty^2}{2} \rho = c_L S p_d = G = mg \quad (2.4)$$

Z rovnice se dá vyjádřit vztah pro v_{min} . [2]

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_{Lmax} S}} \quad (2.5)$$



2.7.4. Bod nejmenšího odporu

V aerodynamické poláře se tento bod přibližně stanoví vedením tečny, rovnoběžné s osou součinitele vztlaku c_L . Při letu, odpovídajícímu tomuto úhlu náběhu, dosáhne větroň maximální rychlosti v_{max} . V rychlostní poláře je vidět, že větroň zaujímá velmi strmou polohu (úhel klouzání se blíží 90°). [7]

2.7.5. Bod nulového vztlaku

Tento úhel náběhu se využívá při letu střemhlav. Let střemhlav je zrychlený let po dráze, která svírá s horizontem velký úhel. Tah motoru spolu s tíhou vytváří zrychlující sílu, která se v případě, že let bude kolmo k zemi, musí vyrovnat s odporem letounu. Potom přestane letoun zrychlovat a rychlost dosáhne svého maxima. Rychlost, kdy k tomu dojde se nazývá mezní rychlost a závisí na hmotnosti letounu, sklonu dráhy, nepřímo úměrně na součinitel aerodynamického odporu a hustotě vzduchu, tedy výšce letu. Zvláště u dopravních letadel se stává, že mezní rychlost je velmi vysoká a letoun by pro její dosažení (své zbrzdění) potřeboval větší výšku než je jeho dostup. [7]

2.7.6. Let na zádech

Let při záporném součiniteli vztlaku. Křídlo je ofoukáváno pod záporným úhlem náběhu. [7]

2.7.7. Bod maxima záporného vztlaku

V tomto režimu letí letadlo při minimální rychlosti na zádech. Tato rychlost je větší než minimální rychlost při kladném součiniteli vztlaku. Způsobuje to tvar profilu, ofoukaný pod záporným úhlem náběhu, kdy má horší aerodynamické vlastnosti (menší součinitel vztlaku). Pro záporné součinitele vztlaku lze také dosáhnout ekonomického režimu letu, při kterém je klesající rychlost minimální. V rychlostní poláře se stanoví bod vedením tečny rovnoběžné s osou v_x . Minimální klesající rychlost při letu na zádech je větší. Příčinou je nevýhodné ofoukání křídla při záporném úhlu náběhu. [7]



3. Pasivní řízení mezní vrstvy

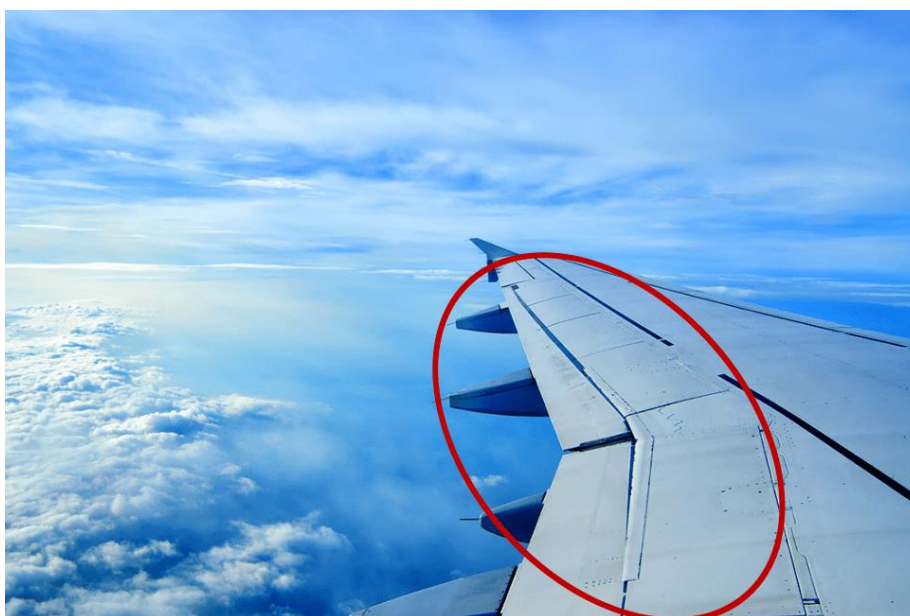
Vzhledem k tomu, že je tato práce zadána pro FAI Standard Class budou v této práci uvažovány pouze nepohyblivé (pevné) prvky pasivního řízení.

3.1. Jednoduchá klapka

Vychýlením klapka účinně zvyšuje zakřivení profilu a tím odpovídající mírou součinitel vztlaku c_L . Hloubka klapky dosahuje 20 až 30 % tětiny. Maximální hodnota zvýšení $c_{L_{max}}$ je zhruba 0,9. Již při malých výchylkách (10 až 15°) dochází na horní straně klapky k částečnému odtržení proudu. I přesto dále s vychylováním klapky dochází růstu c_L až na maximální hodnoty při výchylce 60°. [2]

3.2. Štěrbínová klapka

U štěrbinových klapek dochází ke kombinaci způsobů zvýšení c_L , a to změnou křivosti a zvětšením efektivní plochy křídla vychýlením klapky a zároveň ovlivněním mezní vrstvy v důsledku proudění vytvořenou štěrbinou. Hloubka klapky bývá zhruba 30 % tětiny, optimální vychýlení se pohybuje pro samostatnou štěrbinovou klapku okolo 40°, pro dvouštěrbínovou klapku okolo 60°. U dobře navržených štěrbinových klapek dosahuje nárůst $c_{L_{max}}$ přibližně hodnoty 2. Tyto hodnoty jsou přibližně dvojnásobkem hodnot nárůstu $c_{L_{max}}$ u klapky jednoduché či odklápací, což je způsobeno především ovlivněním mezní vrstvy pomocí štěrbin. [2]



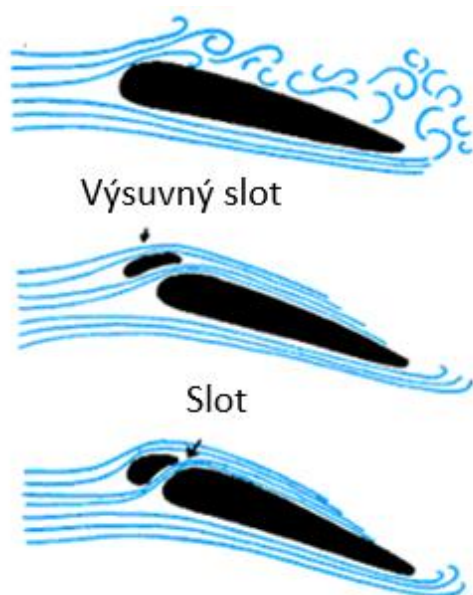
Obrázek 3.1: Štěrbínová klapka [05]

3.3. Pevný slot

Pevný slot je v podstatě tvořen fixním úzkým kanálem (štěrbínou) mezi přetlakovou a sací oblastí na profilu blízko za náběžnou hranou. Princip je stejný jako u štěrbinových klapek



na odtokové hraně, vzduch proudící skrze štěrbinu dodává hybnost proudu v mezní vrstvě na podtlakové straně profilu a tím oddaluje bod odtržení mezní vrstvy. Tedy zvyšuje α_{krit} u pevného slotu je dosaženo nárustu c_{Lmax} zhruba o hodnotu 0,2 až 0,3. [2]



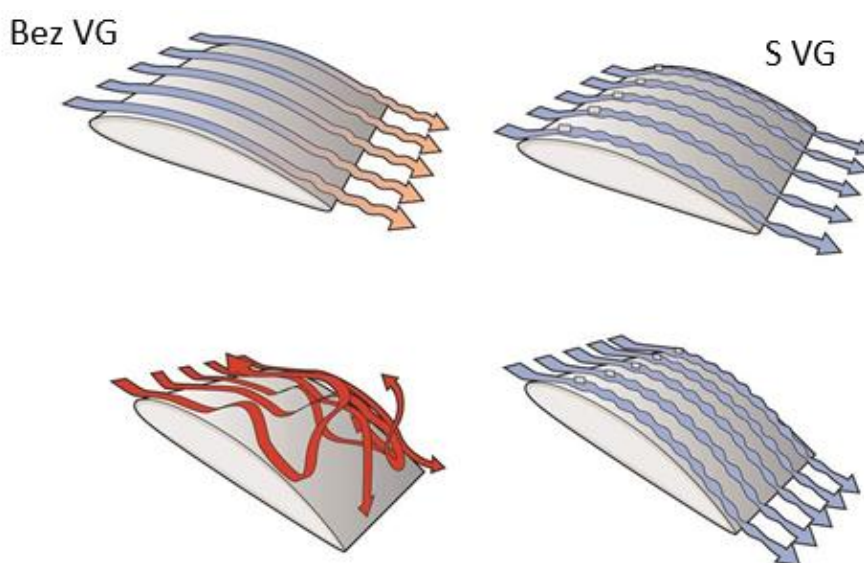
Obrázek 3.2: Efekt slotu [06]



Obrázek 3.3: Slot [07]

3.4. Vírové generátory

Nápady pasivního řízení vrstvy vírovými generátory jsou staré a dlouho používané při praktických situacích. Druhů vířičů je celá řada, především jsou to vířiče deskové, klínové a rampové. Turbulátory jsou obvykle pevně umístěny na obtékaném povrchu a svým tvarem vytvářejí systém vírů, které způsobují promíchání jednotlivých vrstev mezní vrstvy. Tímto promícháním jsou přivedeny částice s vyšší energií blíže k povrchu obtékaného tělesa. [8]



Obrázek 3.4: Efekt vírových generátorů na mezní vrstvu [08]



V práci [9] z roku 1988 se věnovali vírovým generátorům zanořenými do mezní vrstvy. Pointou bylo snížit velikost těchto zařízení v porovnání s předešlými studiemi. Zkoušeli jiné různé konfigurace s výškou řádově 60 % tloušťky mezní vrstvy. Závěr práce byl, že konkávní slotová zařízení ve tvaru V byla neúčinnější a měly by být zkoumána v menší velikosti.

V pracích [10-12], které jsou založené na stejném principu experimentu byly studovány různé vlivy pasivních zařízení s větším či menším úspěchem. Toto vedlo autory k zjištění, že nejvíce efektivní mechanismus na oddálení či kompletnímu zabránění odtržení mezní vrstvy je založen na výměně hybnosti mezi proudem u povrchu profilu a vnějším prouděním. Zjistili, že toto způsobují velice efektivně právě vírové generátory. Taky dokázali, že taková zařízení mohou být menší než tloušťka mezní vrstvy (přibližně 10 % tloušťky mezní vrstvy) se stejnou efektivitou. V [13] byly mikro vírové generátory studovány detailně. Tyto generátory byly tenké desky trojúhelníkového nebo lichoběžníkového tvaru. Vířiče byly umístěny kolmo k povrchu a v bočním úhlu k proudu. Byly střídavě uspořádány buď v rotujících (paralelních) nebo v protiběžných (tvaru V) konfiguracích. Závěrem bylo, že vířiče s výškou 20 % tloušťky mezní vrstvy umístěny do konfigurace do tvaru písmene V proti sobě ve vzdálenost 5x výšky generátorů do 10x výšky generátorů před odtokovou hranou byly neúčinnější. Zvyšováním výšky se zvětšoval odpor bez většího zmírnění úplavu. Snižování výšky snižovalo účinnost vířičů. [8]



Obrázek 3.5: Vírový generátor na křídle [09]

Mezi další zde neuvedené prvky řízení mezní vrstvy by se daly považovat změna drsnosti povrchu, změna prohnutí aerodynamického profilu a jiné tvarové prvky.

Tato práce bude dále věnována vírovým generátorům, protože podle publikací [8-13], jsou vírové generátory neúčinnější v oddálení odtržení mezní vrstvy.



4. Výpočetní programy

4.1. Xfoil

Xfoil je program sloužící pro analýzu a výpočet parametrů samostatného 2D profilu křídla při podzvukovém proudění. První verze Xfoil 1.0 byla vyvinuta v roce 1986 Markem Drelou. Program je psaný v programovacím jazyce FORTRAN. Xfoil je volně dostupný a je dovoleno Xfoil upravovat a distribuovat jeho pozměněné verze. [14]

4.1.1. Nevazké proudění

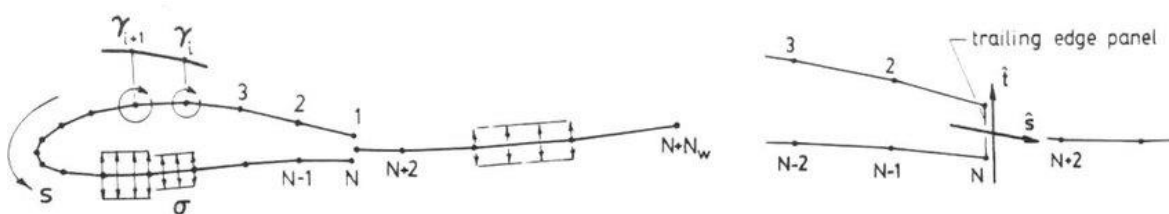
Potenciální proudění je takové proudění, které je nevazké nevířivé a nestlačitelné, je tedy možné jej použít pro výpočty proudového pole kolem aerodynamického profilu při nízkých Machových číslech.

Obecný dvourozměrný nevazký profil křídla je tvořen superpozicí paralelního proudu, cirkulace podél povrchu profilu křídla o síle γ na povrchu profilu křídla a zdrojového potenciálního zdroje o síle σ na povrchu profilu a úplavu. Proudová funkce při této konfiguraci je dána rovnicí:

$$\psi(x, y) = u_{\infty}y - v_{\infty}x + \frac{1}{2\pi} \int \gamma(s) \ln r(s; x, y) ds + \frac{1}{2\pi} \int \sigma(s) \Theta(s; x, y) ds \quad (4.1)$$

, kde s je souřadnice na křivce podél povrchu a úplavu, r je velikost vektoru, což je vzdálenost mezi bodem s a bodem x, y , Θ je úhel vektoru ds a $u_{\infty} = q_{\infty} \cos \alpha$, $v_{\infty} = q_{\infty} \sin \alpha$ jsou složky rychlosti nenarušeného proudu. [13]

Obrys profilu křídla a úplav jsou zjednodušeny do plochých panelů s N panelovými uzly na profilu křídla a N_w uzly v úplavu, jak je ukázáno na obrázku 4.1. Z toho důvodu se tyto metody výpočtu označují jako "panelové metody". [14]



Obrázek 4.1: Aproximace profilu a úplavu plochými panely [O10]

Každý panel profilu křídla má lineární průběh cirkulace definovanou hodnotou v uzlu γ_i ($1 \leq i \leq N$). Každý panel profilu křídla a úplavu má konstantní sílu zdroje σ_i ($1 \leq i \leq N + N_w - 1$) s tím spojenou.

Z podmínky, aby proudová funkce byla rovna konstantní hodnotě ψ_0 v každém uzlu profilu křídla, nám z předešlých vztahů vyplývá tato rovnice:



$$\sum_{j=1}^N a_{ij} \gamma_j - \psi_0 = -u_{\infty} \gamma_i + v_{\infty} x_i - \sum_{j=1}^{N+N_w-1} b_{ij} \sigma_j ; 1 \leq i \leq N \quad (4.2)$$

Koeficienty matice a_{ij}, b_{ij} jsou stanoveny z proudové funkce s jednotkovou hodnotou cirkulace, resp. síly zdroje za předpokladu, že jsou známy souřadnice profilu x_i a y_i a počáteční body. Přidáním Kuttovy podmínky získáme lineární systém $(N + 1) \times (N + 1)$ pro N hodnot uzlů γ_i . Na odtokové hraně pro uzly $i = 1$ a $i = N$ se rovnice shodují. Rovnice $i = N$ se nahradí extrapolací myšleného γ k odtokové hraně. Rovnice je zapsána ve tvaru: [14]

$$(\gamma_s - 2\gamma_s + \gamma_1) - (\gamma_{N-2} - 2\gamma_{N-1} + \gamma_N) = 0 \quad (4.2)$$

4.1.2. Řešení vazkého proudění

Jsou použity diferenciální rovnice, které definují impulsovou tloušťku a tvarový parametr definovaný z kinetické energie:

$$\frac{d\theta}{d\xi} (2 + H - M_e^2) \frac{\theta}{u_c} \frac{du_c}{d\xi} = \frac{C_f}{2} \quad (4.3)$$

$$\Theta \frac{dH^*}{d\xi} + (2H^{**} + H^*(1 - H)) \frac{\theta}{u_c} \frac{du_c}{d\xi} = C_D - H^* \frac{C_f}{2} \quad (4.4)$$

Zároveň se používá rychlostní rovnice pro maximální součinitel smykového napětí C_τ k zohlednění rozptylu koeficientu disipace vnější vrstvy C_D od hodnoty místní rovnováhy:

$$\frac{\delta}{C_\tau} \frac{dC_\tau}{d\xi} = 5,6 \left(C_{\tau EQ}^{\frac{1}{2}} - C_\tau^{\frac{1}{2}} \right) + 2\delta \left\{ \frac{4}{3\delta^*} \left[\frac{C_f}{2} - \left(\frac{H_k - 1}{6,7H_k} \right)^2 - \frac{1}{du_c} \frac{du_c}{d\xi} \right] \right\} \quad (4.5)$$

V laminárních oblastech je rovnice pro maximální součinitel napětí C_τ nahrazena rychlostní rovnicí, která popisuje velikost amplitudy Tollmien-Schlichtingovy vlny:

$$\frac{d\tilde{n}}{d\xi} = \frac{d\tilde{n}}{dRe_\Theta} (H_k) \frac{dRe_\Theta}{d\xi} (H_k, \Theta) \quad (4.6)$$

Bod přechodu do turbulentního proudění je definován místem, kde \tilde{n} dosáhne uživatelem specifikované hodnoty \tilde{n}_{krit} . [14]

4.1.3. Uživatelské rozhraní Xfoilu

Xfoil se skládá ze souboru příkazů ovládaných pomocí menu, které provádí vazkou nebo nevazkou analýzu a inverzní výpočty. Podpůrné příkazy, jako je generování počtu panelů, rozdělení panelů, manipulace s explicitní geometrií a grafy, jsou rovněž řízeny ze stejného menu. Manipulátor geometrie umožňuje explicitní ovládání tloušťky zakřivení, poloměru náběžné hrany, odtokové hrany atd. Mezi další možnosti patří vytváření výchylek klapky a nastavení bodu přechodu v turbulentní proudění, což bude použito v této práci. [14]



4.2. XfoilVG

Modifikovaný Xfoil [15] může predikovat aerodynamické chování profilu křídla vybaveným vírovým generátorem. Nový kód je schopen vyhodnotit efekt parametrů vírových generátorů – výška, délka, úhel přítoku a poloha, ale neočekává se, že zachytí jemné rozdíly v geometrii VG.

Modifikace Xfoilu byla vytvořena přidáním zdrojového členu do rovnice smykového napětí. Zdrojový člen odpovídá vlastnostem vírových generátorů.

Rovnice pro výpočet impulsové tloušťky a tvarového parametru definovaného z kinetické energie jsou pozměněny: [16]

$$\frac{d\theta}{d\xi} + (2 + H) \frac{\theta}{u_c} \frac{du_c}{d\xi} = \frac{C_f}{2} \quad (4.7)$$

$$\frac{d\theta^*}{d\xi} + \left(3 + \frac{2H^{**}}{H^*}\right) \frac{d\theta^*}{u_c} \frac{du_c}{d\xi} = 2C_D \quad (4.8)$$

Zdrojový člen S_{VG} je zaveden do rovnice smykového napětí:

$$\frac{\delta}{C_\tau} \frac{dC_\tau}{d\xi} = K_C \left(\left(C_{\tau EQ}^{\frac{1}{2}} + S_{VG} \right) - C_\tau^{\frac{1}{2}} \right) \quad (4.9)$$

Rovnice navíc závisí na empirické konstantě K_C , která řídí reaktivitu mezní vrstvy.

Přidaný zdrojový člen S_{VG} je závislý na třech proměnných na síle zdroje σ_0 , rychlosti rozpadu λ a umístění VG vůči náběžné hraně:

$$S_{VG} = \begin{cases} 0 & \text{pro } \xi < \xi_{VG} \\ \sigma_0 \cdot (\xi - \xi_{VG}) \cdot \exp(-\lambda(\xi - \xi_{VG})) & \text{pro } \xi \geq \xi_{VG} \end{cases} \quad (4.10)$$

Za předpokladu, že zdrojový člen souvisí s velikostí odtrhávané cirkulace, lze očekávat, že síla zdroje σ_0 a rychlost rozpadu λ budou funkcí uspořádání generátoru vírů a vlastností místní mezní vrstvy. Z rovnice 4.10 je patrné, že zdrojový člen za vírovým generátorem je nenulový, naopak před ním je vždy nulový. [16]

Spoluautor XfoilemVG Daniel Baldacchino uvedl ve své práci [17], že srovnával hodnoty vypočítané XfoilemVG s referenčními hodnotami a došel k tomuto závěru:

1. Chyba maximálního součinitele vztlaku je blízká nule
2. Úhel odtržení je predikován optimisticky, ale je to v souladu se základní předpovědí profilu křídla.
3. Odpor na nulovém úhlu náběhu vypočítaný XfoilemVG je více než o 25% menší než referenční hodnota. Autor uvedl, že chyba může být vysvětlena nedostatkem modelování parazitického odporu vírových generátorů.



4. Vztahové poláry profilů křidel s vírovými generátory ukazují shodu s referenčními daty.

Autor po tomto zjištění došel k závěru, že kód byl prokázán jako robustní a schopný modelovat různé druhy profilů křidel v širokém rozmezí Reynoldsova čísla. [17]

4.3. Xflr5

Algoritmy pro analýzu profilu implementované v Xflr5 jsou stejné jako algoritmy původního kódu Xfoil, s výjimkou, že Xflr5 je přeložen do programovacího jazyka C z původního FORTRANu. Hlavním důvodem použití výpočetního programu Xflr5 v této práci je, že využívá teorii nosné čáry (lifting line theory) a další metody vírového úplavu (vortex lattice method) pro výpočet aerodynamických charakteristik křídla konečného rozpětí. [18]



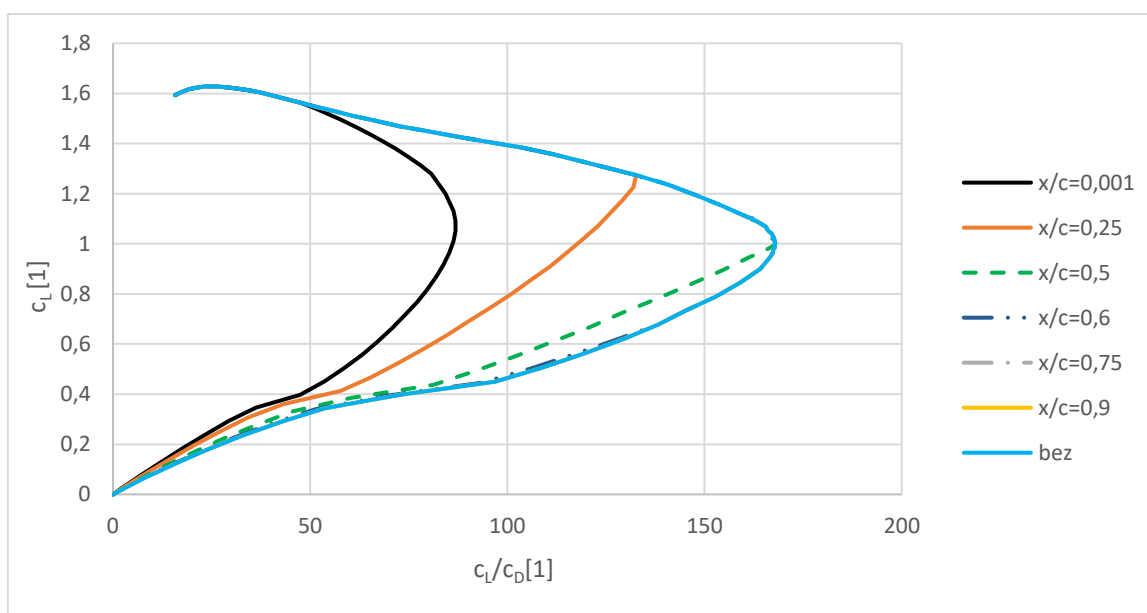
5. Simulace na aerodynamickém profilu

V této kapitole byly zkoušeny různé parametry vírových generátorů na sací straně se zaměřením, jaký vliv mají na hlavní pracovní body kluzáku vybaveného aerodynamickým profilem Eppler 434 o hloubce profilu $c = 0,6m$. Reynoldsovo číslo bylo zvoleno $Re = 2 \cdot 10^6$.

5.1 Výpočty v Xfoilu

Vírové generátory způsobují zkrácený přechod do turbulence, což lze využít ve výpočetním programu Xfoil, kde lze nastavit souřadnici vynuceného přechodu do turbulence. Schopnosti Xfoilu jsou omezené, poměrné umístění x/c vírových generátorů na profilu je jediný parametr vírových generátorů, se kterým Xfoil dokáže počítat.

Vírové generátory blíže k náběžné hraně snižují klouzavost. Při umístění VG do $x/c = 0,5$ a dále směrem k odtokové hraně již nemají vírové generátory vliv na změnu klouzavosti. S umístěním vírového generátoru do $x/c = 0,6$ nemá již žádný vliv na změnu součinitele odporu ani vztlaku oproti použití profilu bez vírových generátorů.



Graf 5.1: Vliv umístění vírových generátorů na změnu klouzavosti

5.2 Výpočty v XfoiluVG

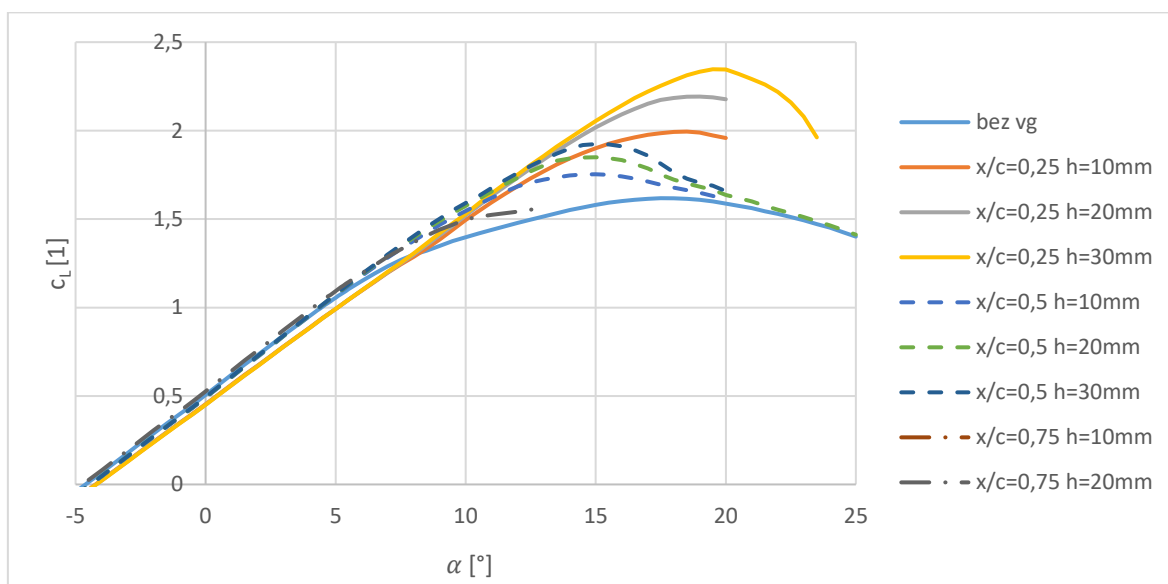
Dále v této kapitole byl pro výpočty využíván modifikovaný XfoilVG. Jak už bylo uvedeno v kapitole 4.2 XfoilVG dokáže uvažovat ve svých výpočtech 4 parametry vírových generátorů – výšku h , délku l , poměrné umístění x/c a úhel natékajícího proudu na vírový generátor β .

Nejprve byly zkoušeny různé výšky h a poměrné umístění x/c vírových generátorů na sací straně se zaměřením, jaký vliv mají na pracovní body. Zbylé dva parametry byly zvoleny délka VG $l = 3h$ a úhel natékajícího proudu na vírový generátor $\beta = 15^\circ$.



5.2.1 Vliv na maximální součinitel vztlaku

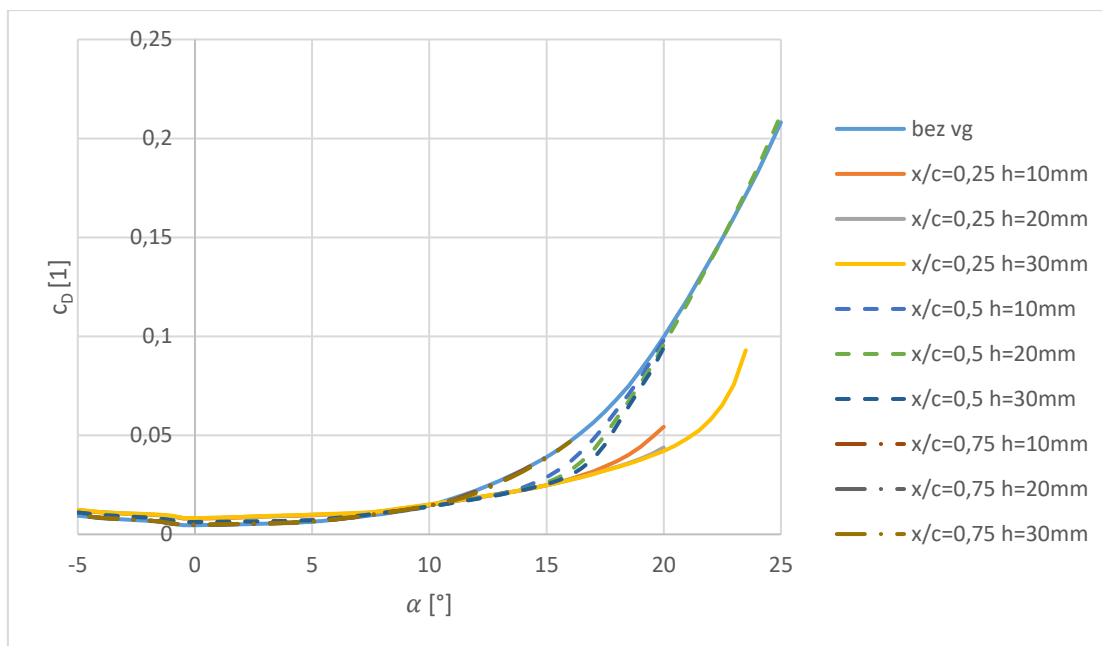
Na *grafu 5.2* je vidět, že vírové generátory, které jsou na poměrném umístění $x/c = 0,25$ hloubky profilu znatelně zvyšují $c_{L_{max}}$. Nejvíce zvyšuje $c_{L_{max}}$ vírový generátor s výškou $h = 30\text{mm}$ $c_{L_{max}}$ o 45,15 % oproti profilu bez vírového generátoru, dále vírový generátor o výšce $h = 20\text{mm}$ a $x/c = 0,25$ zvětšuje $c_{L_{max}}$ o 35,58 % a VG vysoký $h = 10\text{mm}$ zvyšuje $c_{L_{max}}$ o 23,35 % oproti profilu bez vírového generátoru, lze tedy konstatovat, že čím vyšší vírový generátor je, tím více zvyšuje $c_{L_{max}}$. Při umístění VG doprostřed profilu bude $c_{L_{max}}$ větší než bez použití VG, ovšem maximum c_L se se bude nacházet přibližně při nastavení úhlu náběhu o 3,5 až 4,5° méně než při umístění VG do místa 0,25 hloubky profilu. Vírové generátory umístěné za pozici 0,75 hloubky profilu a dále směrem k odtokové hraně nemají na změnu $c_{L_{max}}$ oproti použití profilu bez vírového generátoru vliv.



Graf 5.2: Vliv parametrů vírových generátorů na součinitel vztlaku

5.2.2 Vliv na součinitel odporu

Největší vliv na změnu c_D oproti profilu bez vírových generátorů má pozice vírových generátorů. Na součinitel odporu profilu mají největší vliv vírové generátory s poměrným umístěním $x/c = 0,25$. Nejdříve téměř zdvojnásobují součinitel odporu, poté však při vyšších úhlech náběhu oddalují prudký nárůst c_D . Toto zjištění se dá vysvětlit tím, že oddalují odtržení mezní vrstvy a oddalují tak vytvoření úplavu při kterém prudce vzroste součinitel odporu. Vířiče umístěny na půlce hloubky profilu také oddalují odtržení mezní vrstvy, ovšem ne již tak účinně. Zjištění, že vírové generátory umístěné v $x/c = 0,25$ oddalují odtržení mezní vrstvy, bude dále použito při zkoumání vlivu na vlastnosti mezní vrstvy.



Graf 5.3: Vliv parametrů vírových generátorů na součinitele odporu

V tabulce 5.1 jsou vypsány hodnoty $c_{D_{min}}$ a k nim příslušné úhly náběhu α . Bod minimálního odporu vírové generátory vždy zvětšují. Čím blíže odtokové hraně se vírový generátor nachází tím méně zvyšuje $c_{D_{min}}$. Na výšce minimální odpor závisí méně, čím vyšší je vírový generátor, tím více zvyšuje $c_{D_{min}}$.

Tabulka 5.1: Porovnání součinitele odporu

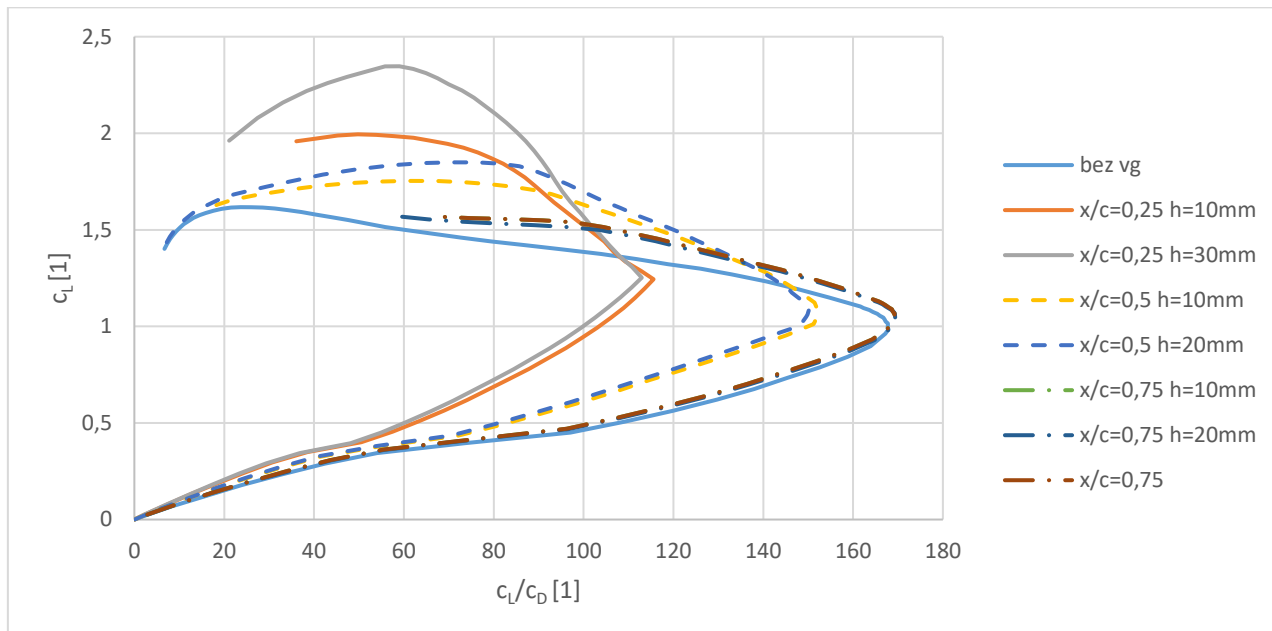
Parametry VG	$c_{D_{min}}$ [1]	α [°]
$x/c = 0,25; h = 10mm$	0,0079	0
$x/c = 0,25; h = 20mm$	0,00809	0
$x/c = 0,25; h = 30mm$	0,00820	0
$x/c = 0,5; h = 10mm$	0,00601	0
$x/c = 0,5; h = 20mm$	0,00615	0
$x/c = 0,5; h = 30mm$	0,00623	0
$x/c = 0,75; h = 10mm$	0,00478	-0,5
$x/c = 0,75; h = 20mm$	0,00484	-0,5
$x/c = 0,75; h = 30mm$	0,00488	-0,5
$x/c = 0,75; h = 5mm$	0,00474	-0,5
bez VG	0,00463	-0,5

5.2.3 Vliv na klouzavost

V grafu 5.4 je zobrazena závislost klouzavosti $\frac{c_L}{c_D}$ na součiniteli vztlaku c_L . Z grafu vyplývá, že se zvětšující výškou vírových generátorů klouzavost klesá a se zvyšující se vzdáleností po směru proudu se klouzavost zvyšuje. Se zvyšující se vzdáleností umístění vírových generátorů od odtokové hrany se mění i úhel náběhu, při němž je dosažen maximální poměr $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max}$ z $\alpha = 7,5^\circ$ při $x/c = 0,25$ na $\alpha = 4,6^\circ$ při $x/c = 0,75$. Optimální parametry



byly nalezeny při $h = 10\text{mm}$ a $x/c = 0,75$, bylo dosaženo klouzavosti $K = 169,71$, což je pouze o 1,14% více než bez vírového generátoru. Při uvažování chyby ve výpočtech XfoilVG lze konstatovat, že ani nalezený optimální vírový generátor nezvyšuje maximální klouzavost.



Graf 5.4: Vliv parametrů vírových generátorů na změnu klouzavosti

V tabulce 5.2 jsou uvedeny hodnoty maximálních klouzavostí pro různé nastavení parametrů vírových generátorů.

Tabulka 5.2: Porovnání maximální klouzavosti

Parametry VG	$\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} [1]$	$\alpha [^\circ]$
$x/c = 0,25; h = 10\text{mm}$	115,58	7,5
$x/c = 0,25; h = 20\text{mm}$	113,83	7,5
$x/c = 0,25; h = 30\text{mm}$	112,97	7,5
$x/c = 0,5; h = 10\text{mm}$	152,4	5
$x/c = 0,5; h = 20\text{mm}$	151,81	5,1
$x/c = 0,5; h = 30\text{mm}$	148,49	5
$x/c = 0,75; h = 10\text{mm}$	169,71	4,6
$x/c = 0,75; h = 20\text{mm}$	169,59	4,4
$x/c = 0,75; h = 30\text{mm}$	169,27	4,6
$x/c = 0,75; h = 5\text{mm}$	169,63	4,4
bez VG	167,78	4,6

5.2.4 Vliv na bod nejmenší klesavosti

V tabulce 5.3 je srovnán poměr přibližně definující bod nejmenší klesavosti $\left(\frac{c_D}{(c_L)^2}\right)_{min}$ pro různé vírové generátory. Závěr je stejný jako z kapitoly 5.2.3, že se zvyšující se vzdáleností



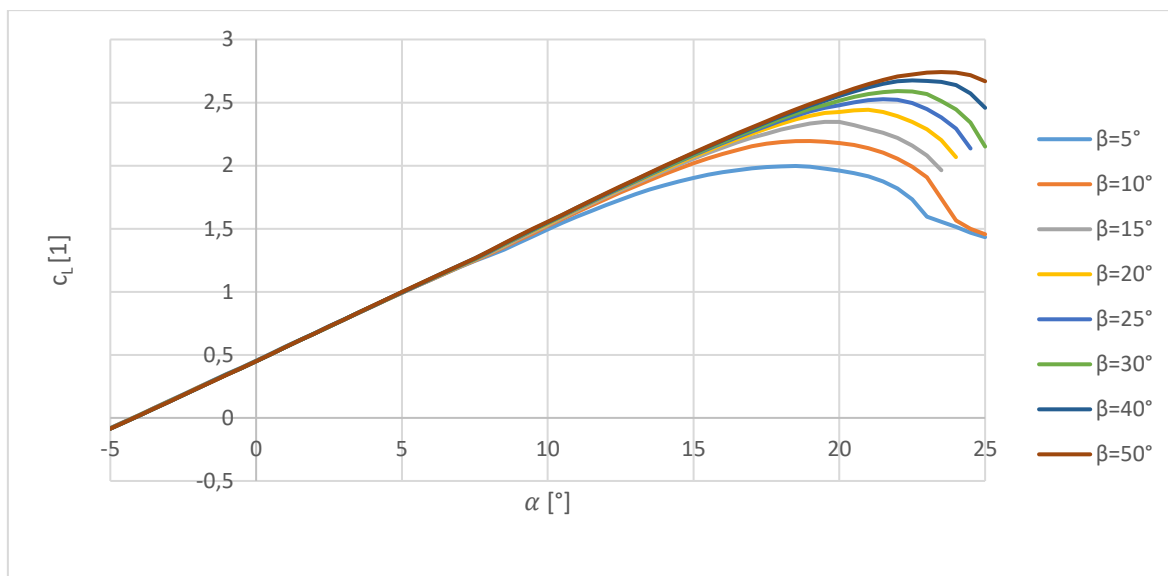
od přítokové hrany je poměr $\left(\frac{c_D}{(c_L)^2}\right)_{min}$ menší. Dalším zjištěním je, že při poměrném umístění vírových generátorů $x/c = 0,25$ a $x/c = 0,5$ mají lepší výsledky menší vírové generátory, ale při umístění do pozice $x/c = 0,75$ jsou neúčinnější vírové generátory o velikosti $h = 30mm$. Snižují původní hodnotu $\left(\frac{c_D}{(c_L)^2}\right)_{min}$ o 3,1% oproti profilu bez vírového generátoru.

Tabulka 5.3: Porovnání poměru nejmenší klesavosti

Parametry VG	$\left(\frac{c_D}{(c_L)^2}\right)_{min}$	$\alpha[^\circ]$
$x/c = 0,25; h = 10mm$	0,007758	7,5
$x/c = 0,25; h = 20mm$	0,007862	7,5
$x/c = 0,25; h = 30mm$	0,007897	8
$x/c = 0,5; h = 10mm$	0,006217	6
$x/c = 0,5; h = 20mm$	0,006292	6
$x/c = 0,5; h = 30mm$	0,006341	6,5
$x/c = 0,75; h = 10mm$	0,005707	5,2
$x/c = 0,75; h = 20mm$	0,005688	5,2
$x/c = 0,75; h = 30mm$	0,005674	5,2
$x/c = 0,75; h = 5mm$	0,005727	4,6
bez VG	0,005856	5,1

5.2.5 Zkouška na změnu úhlu natékajícího proudu na vírový generátor

Při nastavení parametrů vírového generátoru $x/c = 0,25; h = 30mm$ a $l = 90mm$ byl hledán vliv parametru úhlu natékajícího proudu na vírový generátor β na maximální součinitel odporu c_{Lmax} . Z provedených simulací bylo zjištěno, že při zvětšujícím se úhlem β roste c_{Lmax} a při zvětšujícím se úhlem β je dosahováno c_{Lmax} při vyšších úhlech náběhu.



Graf 5.5: Vliv změny úhlu natékajícího proudu na vírové generátory na součinitel vztlaku

Dále byl zkoumán vliv na změnu klouzavosti při změně parametru β . Na tento pokus byl zvolen vírový generátor s nejvyšší klouzavostí z kapitoly 5.2.3 $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} = 169,71$ s vlastnostmi: $x/c = 0,75$; $h = 10mm$ a $l = 30mm$.

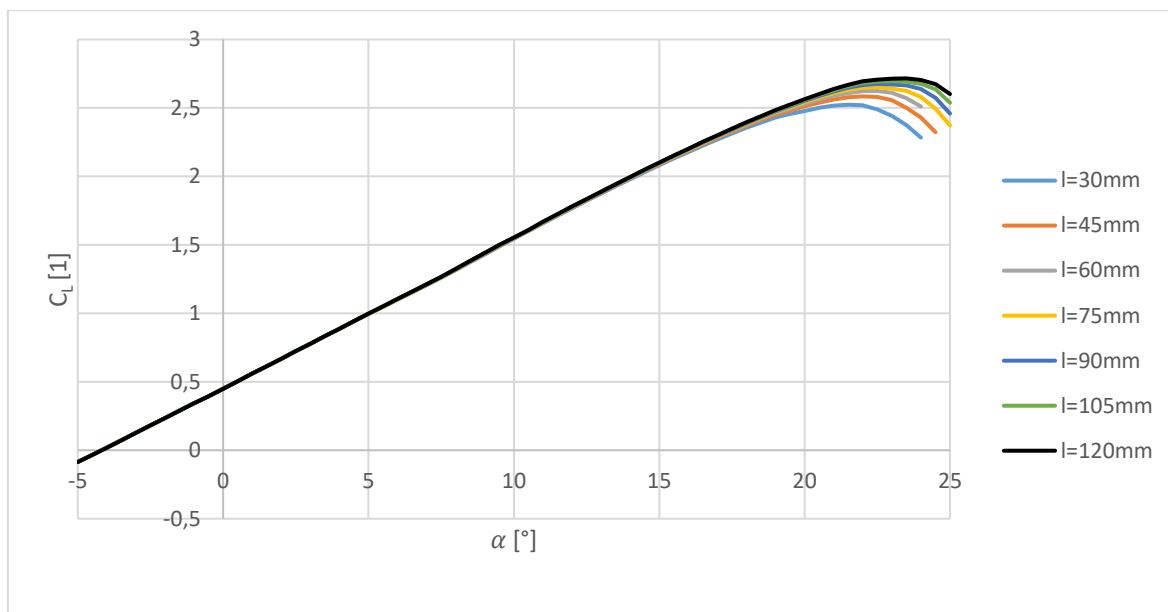
V tabulce 5.4 jsou hodnoty klouzavostí od $\beta = (5 \div 30)^\circ$. Nejlepší klouzavosti bylo dosaženo při $\beta = 16^\circ$ při úhlu náběhu $\alpha = 4,4^\circ$, rozdíly v klouzavosti při jiných úhlech natékajícího proudu na vírový generátor jsou velice malé.

Tabulka 5.4: Porovnání maximální klouzavosti

Parametry VG	$\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max}$ [1]	α [°]
$\beta = 5^\circ$	169,41	4,4
$\beta = 10^\circ$	169,64	4,6
$\beta = 15^\circ$	169,71	4,6
$\beta = 16^\circ$	169,82	4,55
$\beta = 17,5^\circ$	169,78	4,4
$\beta = 20^\circ$	169,72	4,4
$\beta = 25^\circ$	169,61	4,5
$\beta = 30^\circ$	169,62	4,5

5.2.6 Zkouška na změnu délky

Na hledání vlivu změny délky vírového generátoru na $c_{L_{max}}$ byl zvolen vírový generátor z kapitoly 5.2.5 o parametrech $x/c = 0,25$; $h = 30mm$ a $\beta = 40^\circ$. S rostoucí délkou je navyšována plocha vírového generátoru a tak $c_{L_{max}}$ roste.



Graf 5.6: Vliv délky vírových generátorů na součinitel vztlaku

Dále byl zkoušen vliv změny délky na změnu klouzavosti pro nejlepší vírový generátor z kapitoly 5.2.3 o $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} = 169,71$.

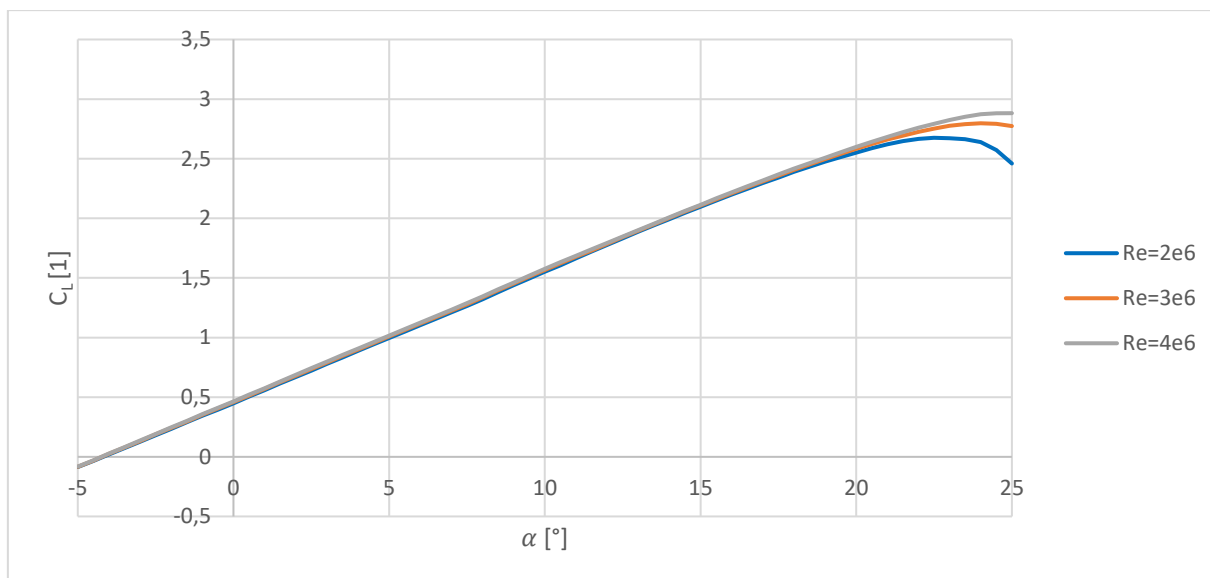
V tabulce 5.5 jsou výsledky měření pro VG o vlastnostech: $x/c = 0,75$; $h = 10mm$ a $\beta = 15^\circ$ s délkou $l = (10 \div 30)mm$. Byly pozorovány malé rozdíly v klouzavosti. Doposud nejlepších výsledků dosáhl VG o délce $l = 25mm$ $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} = 169,84$ při $\alpha = 4,55^\circ$.

Tabulka 5.5: Porovnání maximální klouzavosti při změně délky VG

Parametry VG	$\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max}$ [1]	α [°]
$l = 10mm$	169,73	4,4
$l = 15mm$	169,8	4,55
$l = 20mm$	169,74	4,6
$l = 25mm$	169,84	4,55
$l = 30mm$	169,71	4,6

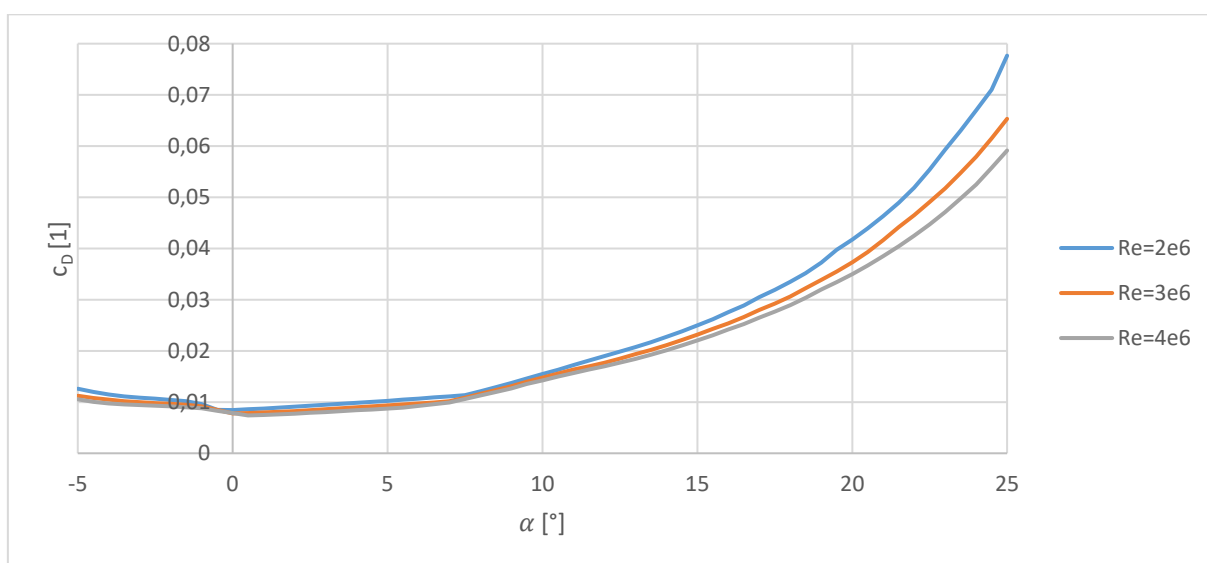
5.2.7 Vliv na změnu Reynoldsova čísla

Na vírovém generátoru o parametrech $x/c = 0,25$; $h = 30mm$; $l = 90mm$ a $\beta = 40^\circ$ byl zkoumán vliv změny Reynoldsova čísla na $c_{L_{max}}$ a c_D . S vyššími Reynoldsovými čísly je dosaženo $c_{L_{max}}$ při vyšších úhlech náběhu a $c_{L_{max}}$ roste.



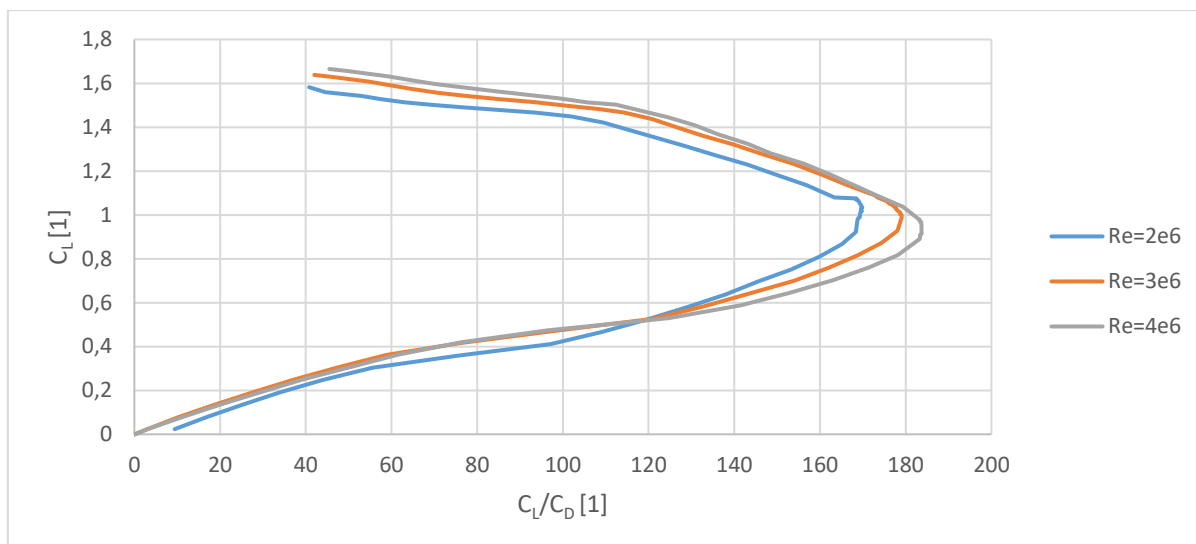
Graf 5.7: Vliv na součinitele vztlaku při různých Reynoldsových číslech

Naopak součinitel odporu s vyšším poměrem setrvačných sil klesá. Zároveň lze z grafu vyčíst, že při vyšších Reynoldsových číslech bude docházet k úplavu při vyšších úhlech náběhu.



Graf 5.8: Vliv na součinitele odporu při různých Reynoldsových číslech

Dále byl zkoumán vliv na změnu klouzavosti u doposud nejlepšího VG o vlastnostech $x/c = 0,75$; $h = 10mm$; $\beta = 15^\circ$ a $l = 25mm$. Klouzavost roste a křivka grafu se se zvětšujícím se Reynoldsovým číslem „posouvá“ směrem doprava, to znamená, že při stejném součiniteli vztlaku bude vždy poměr $\frac{C_L}{C_D}$ větší. Toto se dá vysvětlit předchozím Grafem 5.8, ze kterého vychází, že c_D při vyšších Reynoldsových číslech klesá.



Graf 5.9: Vliv na klouzavost při různých Reynoldsových číslech

5.3 Závěr 2D simulace

Z výsledků je patrné, že největší vliv na změnu součinitele vztlaku i odporu měly vliv vírové generátory s poměrným umístěním $x/c = 0,25$. Takto umístěné vírové generátory zvyšují c_{Lmax} až o 65,4 %, mají však nevýhodu, že při nižších úhlech náběhu téměř zdvojnásobují součinitel odporu, to má za následek snížení klouzavosti až o 33,5 %. Výhodné ovšem je, že zvyšují úhel náběhu, při kterém je dosaženo maximálního součinitele vztlaku z 18° až na $23,5^\circ$. Z průběhu funkce součinitele odporu v závislosti na úhlu náběhu je patrné, že při vyšších úhlech náběhu výrazně oddalují bod, kde začne rychle narůstat součinitel odporu, což lze vysvětlit oddálením nebo úplnému zabránění odtržení mezní vrstvy. Toto zjištění bude dále zkoumáno v kapitole 6.

Poznatky z kapitol 5.2.5. a 5.2.6. byly použity na zkoušení různých kombinací parametrů vírových generátorů pozice, délky, výšky a úhlu přitékajícího proudu na VG. Nejlepších výsledků z hlediska maximální klouzavosti dosáhl vírový generátor s parametry $x/c = 0,775$; $h = 10mm$; $l = 20mm$ a $\beta = 18,5^\circ$, maximální klouzavost byla spočítána $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} = 170,082$, což je oproti profilu bez VG o 1,4 % více. Rozdíl oproti profilu bez vírového generátoru je stále malý i s tímto optimálním vírovým generátorem. Z tohoto důvodu lze konstatovat, že při uvažování chyb, kterých se modifikovaný Xfoil dopouští, vírové generátory nevylepšují maximální klouzavost aerodynamického profilu.

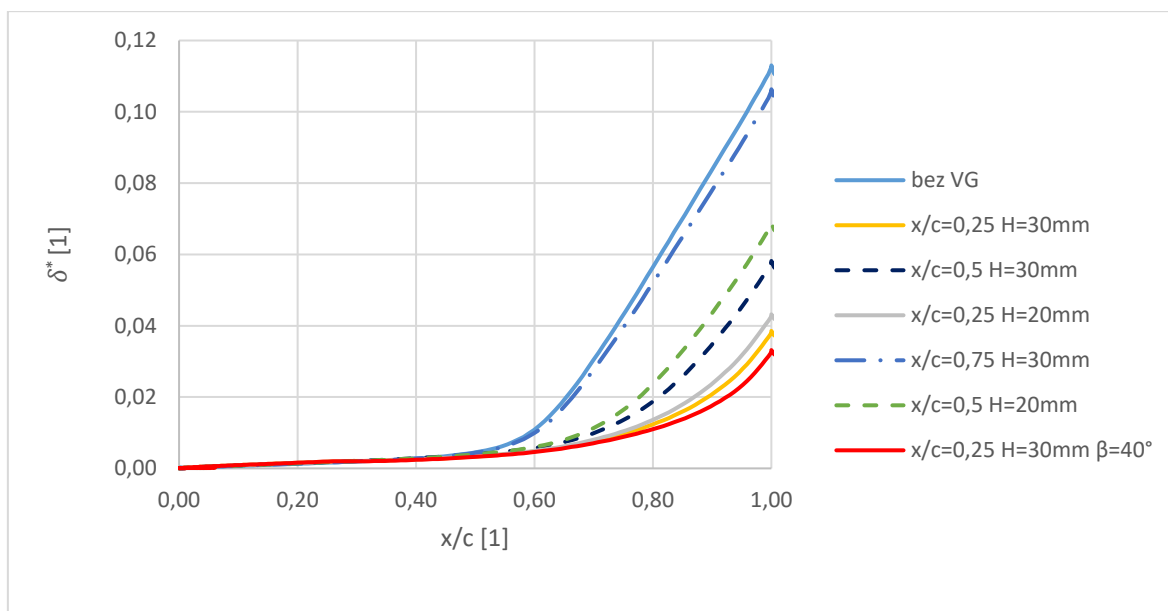


6 Vliv na parametry mezní vrstvy

V této kapitole byly srovnán vliv různých vírových generátorů z předchozí kapitoly na změnu pošinovací tloušťky a kinetického parametru mezní vrstvy při úhlu náběhu $\alpha = 15,5^\circ$ a $\alpha = 18^\circ$. Měření při úhlu náběhu $\alpha = 15,5^\circ$ bylo zvoleno z důvodu, že při tomto úhlu dochází k rozsáhlému odtržení mezní vrstvy a k vzniku úplavu. Vliv vírových generátorů na parametry mezní vrstvy jsou s předešlým úhlem srovnávány při úhlu náběhu $\alpha = 18^\circ$.

6.1 Vlastnosti mezní vrstvy při úhlu náběhu $\alpha = 15,5^\circ$

Graf 6.1 ukazuje závislost pošinovací tloušťky na poměrném umístění x/c na profilu při nastavení úhlu náběhu $\alpha = 15,5^\circ$. Vírové generátory používané v této kapitole mají parametry $l = 3h$ a $\beta = 15^\circ$. Vířiče, které jsou umístěny v $\frac{1}{4}$ hloubky profilu oddalují prudký nárůst pošinovací tloušťky o $x/c = 0,2$, k tomu pošinovací tloušťka na konci aerodynamického profilu je třetinová až čtvrtinová oproti původní hodnotě bez VG. S rostoucí výškou vírových generátorů je efekt na pošinovací tloušťku vyšší, ale bylo zjištěno, že nejvíce záleží na souřadnici, na které jsou vírové generátory umístěny. Z grafu vychází, že při úhlu náběhu $15,5^\circ$ vírové generátory umístěné v polovině profilu mají přibližně poloviční vliv na zmenšení pošinovací tloušťky na konci profilu oproti vírových generátorů na $x/c = 0,25$. Graf 6.1 je doplněn o neúčinnější vírový generátor, na kterém je změněn úhel $\beta = 40^\circ$, který snižuje ještě více úplav na konci profilu.

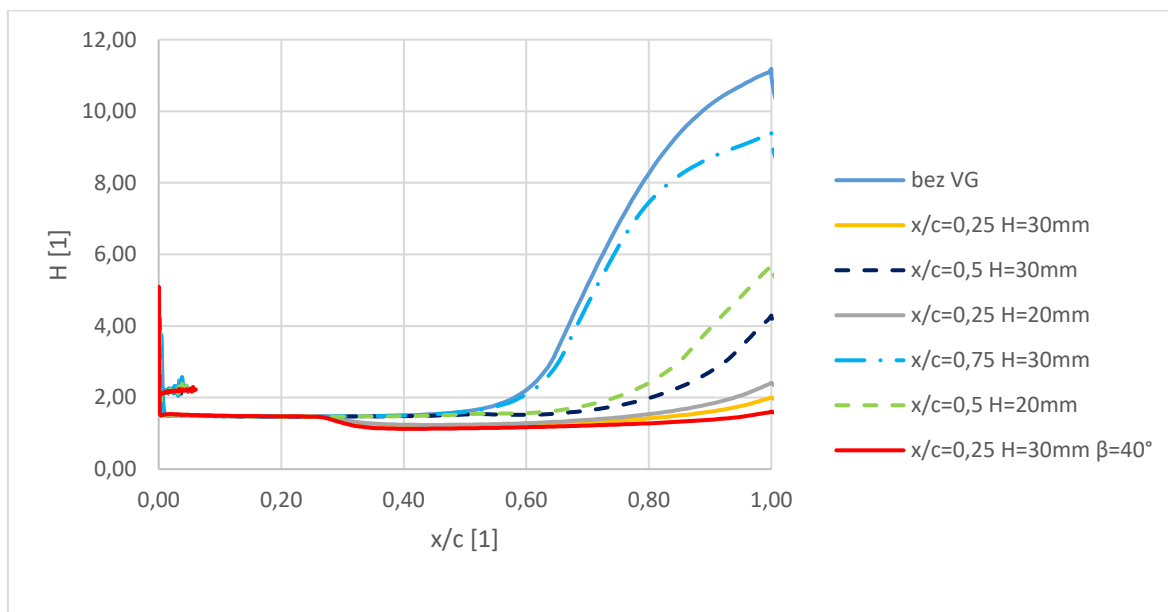


Graf 6.1: Porovnání vlivu VG na pošinovací tloušťku při $\alpha = 15,5^\circ$

Na Grafu 6.2 je vidět, že úzce souvisí s grafem 6.1, jelikož tvarový parametr je přímo úměrný pošinovací tloušťce. Vírové generátory umístěné v půlce hloubky profilu způsobí zkrácený přechod mezní vrstvy do turbulence, hodnota tvarového parametru tedy klesne přibližně



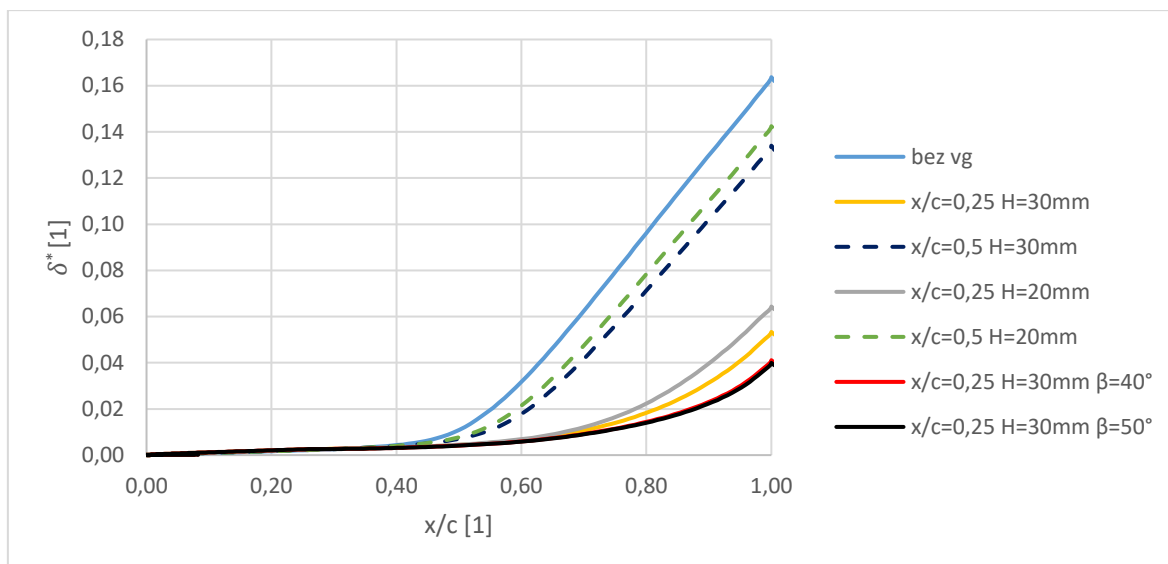
na hodnotu 1,57. Je také oddáleno místo odtržení mezní vrstvy a to o 20 % hloubky profilu. Při nastavení úhlu náběhu $\alpha = 15,5^\circ$ jsou ovšem neúčinnější vírové generátory umístěny na souřadnici $x/c = 0,25$, ještě více zabraňují odtržení mezní vrstvy. Záleží také na výšce vírového generátoru, bylo zjištěno, že čím vyšší turbulátor je tím je účinnější.



Graf 6.2: Porovnání vlivu VG na kinetický parametr při $\alpha = 15,5^\circ$

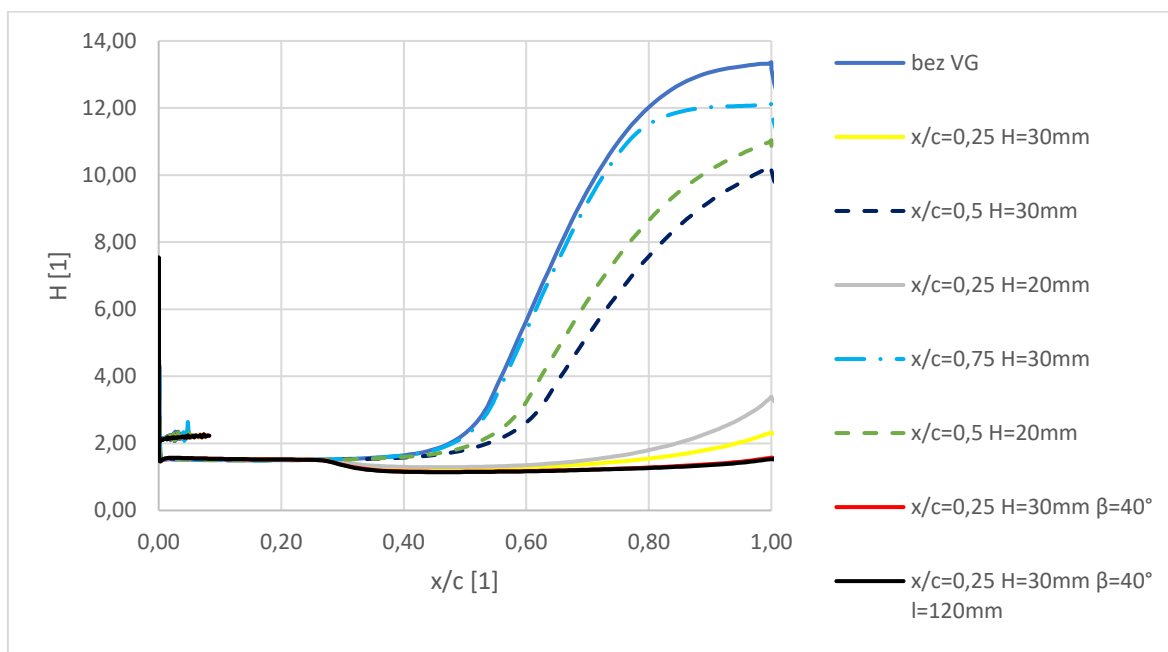
6.2 Vlastnosti mezní vrstvy při $\alpha = 18^\circ$

Z Grafu 6.3 vychází, že při úhlu náběhu $\alpha = 18^\circ$ už vírový generátor umístěný v polovině profilu téměř neovlivňuje pošinovací tloušťku. Vírové generátory, které jsou umístěny v $\frac{1}{4}$ hloubky profilu fungují výborně i při $\alpha = 18^\circ$ a oddalují prudký nárůst pošinovací tloušťky o 23 % hloubky profilu, k tomu pošinovací tloušťka na konci aerodynamického profilu je třetinová oproti původní hodnotě bez VG. Na grafu byl také zkoušen vliv úhlu β , při jeho zvětšení na 40° byla efektivita víříče na zmenšení úplavu zvýšena, ovšem při úhlu $\beta = 50^\circ$ byl efekt stejný.



Graf 6.3: Porovnání vlivu VG na pošnovací tloušťku při $\alpha = 18^\circ$

Z grafu 6.4 vyplývá, že vírové generátory umístěné v $\frac{1}{4}$ hloubce profilu způsobí zkrácení přechod mezní vrstvy do turbulence a hodnota tvarového parametru klesne přibližně na hodnotu 1,16. Je taky oddáleno místo odtržení mezní vrstvy a to o 20 % hloubky profilu. Při nastavení úhlu náběhu $\alpha = 18^\circ$ jsou vírové generátory umístěné na souřadnici $x/c = 0,5$ téměř neúčinné. Byl tak více zkoumán vliv jiných parametrů při umístění v 25 % hloubky profilu. Bylo zjištěno, že nejvíce záleží na velikosti vírového generátoru. Vířič o $h = 20\text{mm}$ oddálí místo odtržení mezní vrstvy, ovšem zcela mu nezabrání. Nejlépe fungovali VG o výšce $h = 30\text{mm}$ při $\beta = 40^\circ$, kdy nedojde vůbec k odtržení mezní vrstvy a úplav vzniká až za profilem.



Graf 6.4: Porovnání vlivu VG na kinetický parametr při $\alpha = 18^\circ$



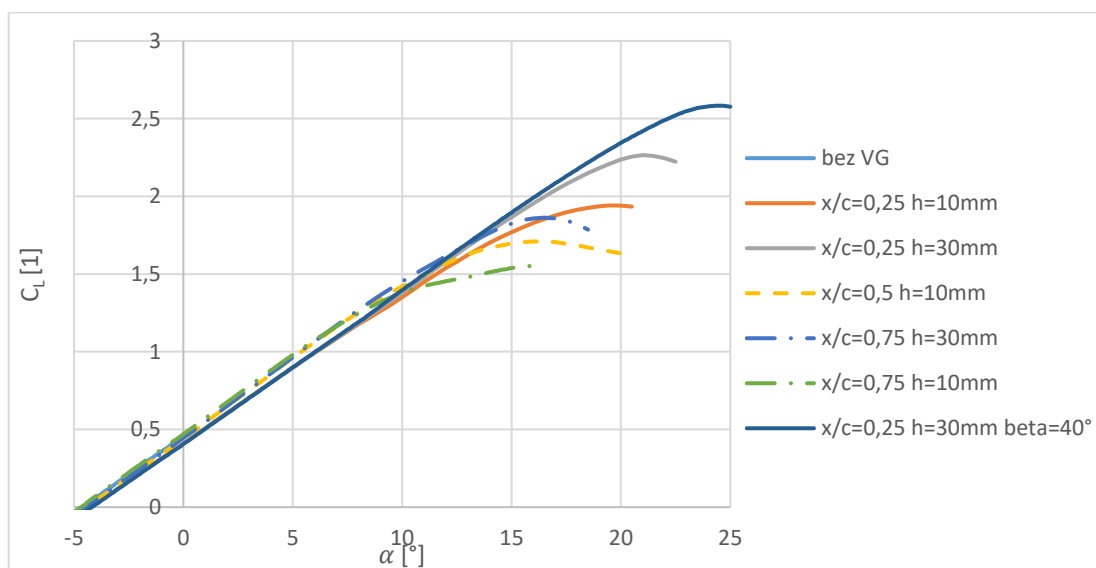
7 Simulace křídla konečného rozpětí

Pomocí programu Xflr5 byly převedeny vypočtené poláry z programu XfoilVG a byl posuzován vliv indukovaného odporu, který vzniká vyrovnáním tlaků na koncích křídla a jim způsobenými koncovými víry. Veškeré simulace byly získány pomocí teorie nosné čáry, která při analýze trojrozměrného konečného křídla rozřeže křídlo na samostatné aerodynamické profily a analyzuje každý profil samostatně jako křídlo ve dvojrozměrném světě.

Při výpočtu celého křídla bylo uvažováno obdélníkové křídlo s profilem Eppler 434 o rozpětí $15m$, hloubce křídla $c = 0,6m$, štíhlosti křídla 25, Reynoldsovo číslo bylo uvažováno $Re = 2 \cdot 10^6$.

7.1 Vliv na maximální součinitel vztlaku

Uvažování křídla konečného rozpětí mění hodnotu $C_{L_{max}}$ maximálně o 0,1, jelikož se poláry převádějí z programu XfoilVG do Xflr5, lze konstatovat, že po uvažování chyby při výpočtech nemá přechod výpočtu z aerodynamického 2D profilu na výpočet křídla o konečném rozpětí vliv na změnu hodnoty $C_{L_{max}}$.



Graf 7.1: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu při uvažování křídla o konečném rozpětí

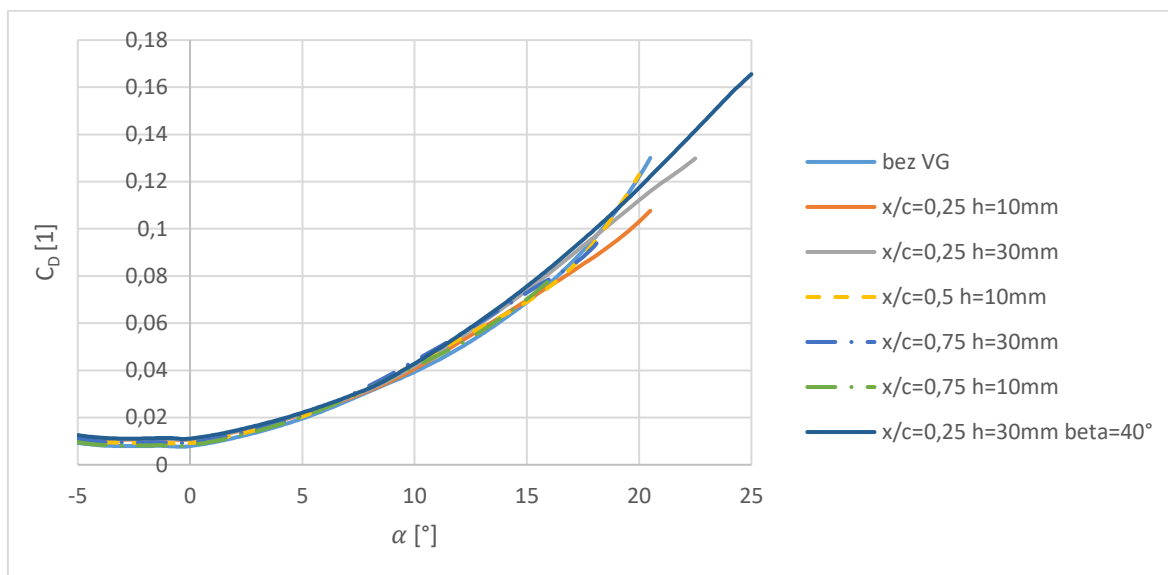
7.2 Vliv na součinitel odporu

Oproti uvažování aerodynamického profilu je k součiniteli odporu připočten indukovaný odpor, z čehož vyplývá, že součinitel odporu křídla C_D bude vždy větší než součinitel odporu aerodynamického profilu c_D .

Z Grafu 7.2 je zřejmé, že vírové generátory při uvažování vlivu konečného rozpětí vždy součinitel odporu zvyšují. Na součinitel odporu při vyšších úhlech náběhu mají největší vliv vírové generátory umístěné na poměrném umístění $x/c = 0,25$, přičemž v tomto případě



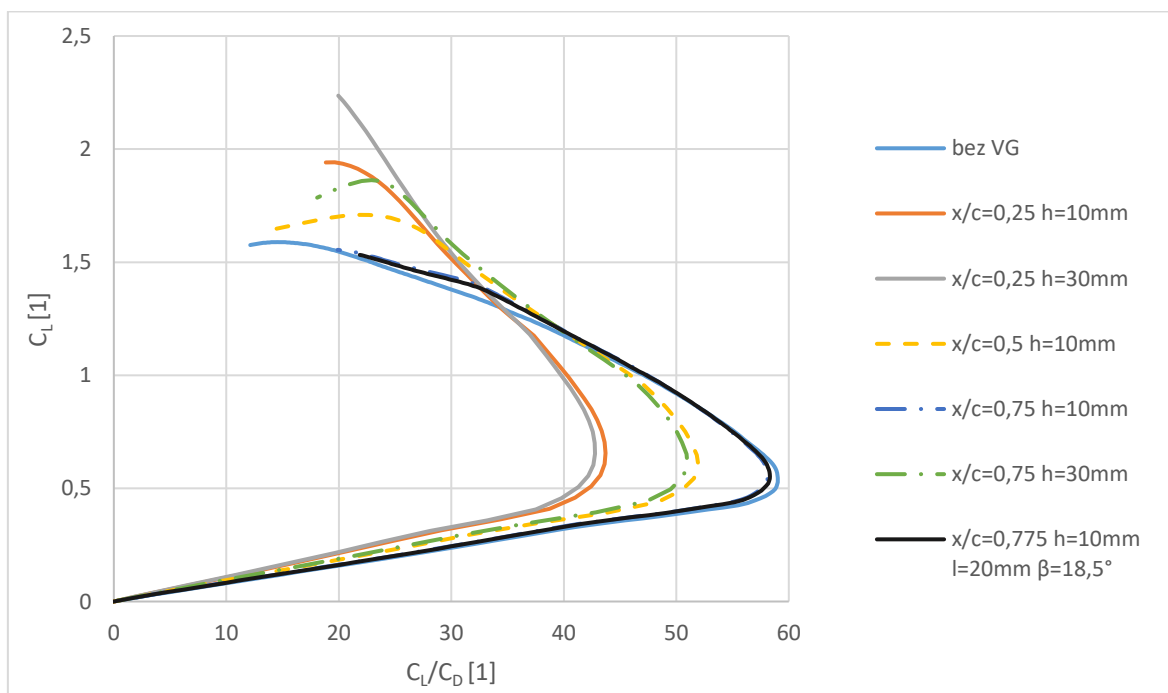
nejlépe fungoval menší vírový generátor o výšce $h = 10\text{mm}$, který snižuje součinitel odporu od úhlu náběhu $\alpha = 15,5^\circ$.



Graf 7.2: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu při uvažování křídla o konečném rozpětí

7.3 Vliv na klouzavost

Na grafu 7.3 je vidět, že při uvažování křídla o konečném rozpětí klouzavost klesne více než o řád oproti výpočtům dvourozměrného aerodynamického profilu. Úhel náběhu, při kterém je dosaženo nejlepší klouzavosti je posunut z $\alpha = 3,5^\circ$ na $\alpha = 1^\circ$ při uvažování křídla o konečném rozpětí. Bylo zjištěno, že vírové generátory vždy klouzavost snižují.



Graf 7.3: Závislost klouzavosti na úhlu náběhu při uvažování křídla o konečném rozpětí



7.4 Vliv na bod nejmenší klesavost

Poměr aproximující bod nejmenší klesavosti je oproti uvažování 2D profilu 3x až 4x větší.

Byl nalezen jediný vírový generátor, který snižuje poměr $\left(\frac{c_D}{(c_L)^2}\right)_{min}$ s parametry: $x/c = 0,75$; $h = 10mm$; $l = 20mm$ a $\beta = 18,5^\circ$, snižuje ho však velice málo (o 0,01%), lze konstatovat, že při uvažování chyby výpočtu X_{flr5} žádný vírový generátor nesnižuje klesající rychlost.

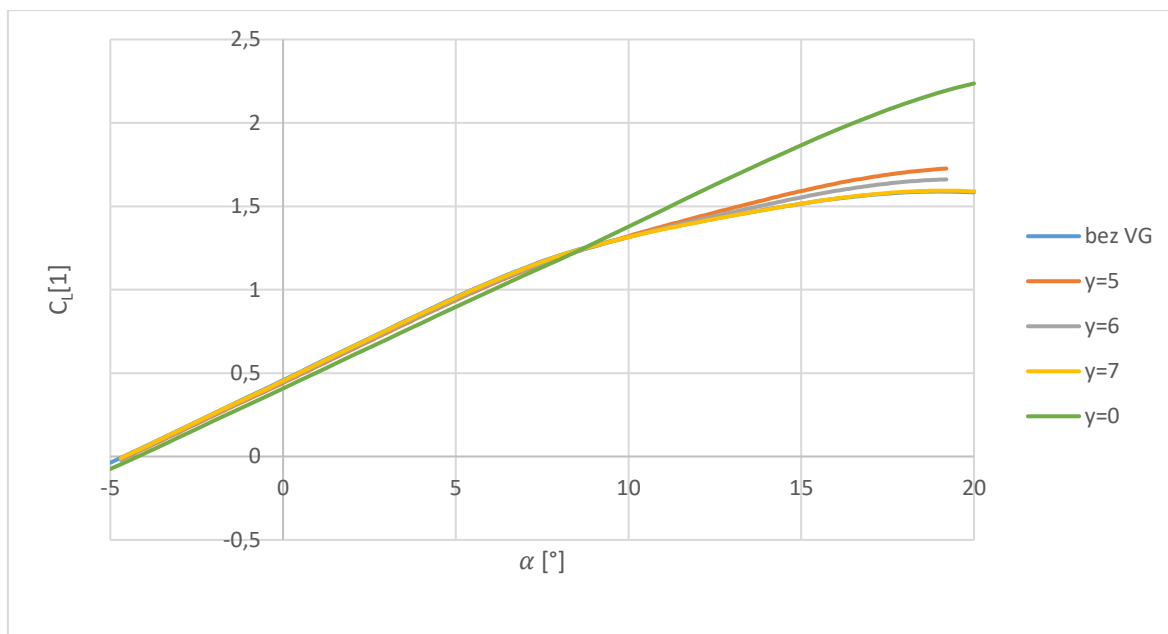
Tabulka 7.1: Porovnání poměru nejmenší klesavosti při výpočtu křídla o konečném rozpětí

Parametry VG	$\left(\frac{C_D}{(C_L)^2}\right)_{min}$	$\alpha [^\circ]$
$x/c = 0,25$; $h = 10mm$	0,024683	7,5
$x/c = 0,25$; $h = 30mm$	0,024888	8
$x/c = 0,5$; $h = 10mm$	0,021707	5
$x/c = 0,75$; $h = 10mm$	0,02077	3,9
$x/c = 0,75$; $h = 30mm$	0,021928	5
$x/c = 0,75$; $h = 10mm$; $l = 20mm$; $\beta = 18,5^\circ$	0,020748	3,9
bez VG	0,02075	3,9

7.5 Vybavení vírových generátoru na části křídla

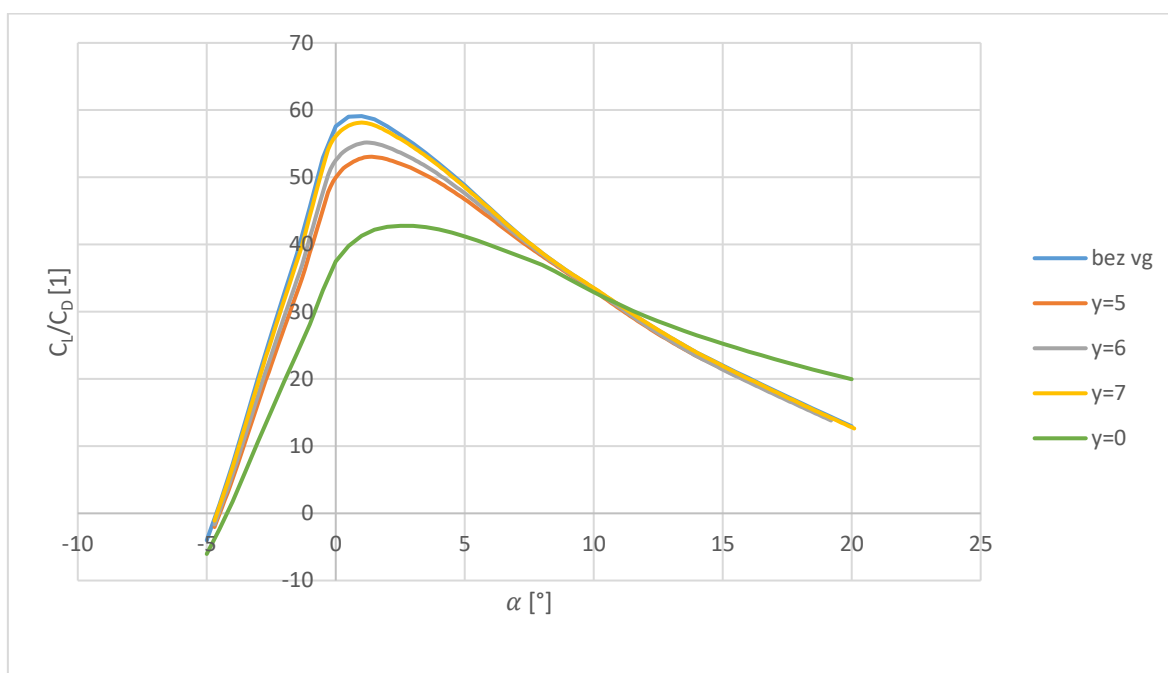
Dále byl zkoušen vliv použití vírových generátoru pouze na části křídla pro vírový generátor ovlivňující nejvíce mezní vrstvu o výšce $h = 30mm$, $l = 90mm$, $\beta = 15^\circ$ a s poměrným umístěním $x/c = 0,25$ hloubky profilu. Souřadnice y popisuje od jaké souřadnice byly vírové generátory na křídle aplikovány.

Z vypočtených dat vyplývá, že výrazně zvyšuje $C_{L_{max}}$ jen křídlo vybavené vírovými generátory po celém rozpětí křídla. Křídla vybavená vírovými generátory na větší ploše zvyšují maximální součinitel více. Od umístění vírových generátorů $y = 7m$ nemají na zvýšení $C_{L_{max}}$ žádný vliv.



Graf 7.4: Vliv na součinitel vztlaku při vybavení vírových generátorů na části křídla

Dále byl zkoumán vliv na změnu klouzavosti. Při zvyšování plochy použití vírových generátorů se výrazně snižuje klouzavost výkonového kluzáku.



Graf 7.5: Vliv na klouzavost při vybavení vírových generátorů na části křídla

7.6 Závěr 3D simulace

Při uvažování křídla o konečného rozpětí se došlo k závěru, že součinitel vztlaku zůstává stejný jako při uvažování 2D profilu. Součinitel odporu je doplněn o indukovaný odpor a proto se zvyšuje. Zvýšení součinitele odporu má za následek nižší klouzavost, která klesá o řád a zvýšení poměru bodu minimálního klesání. Na oddálení odtržení mezní vrstvy měl



největší vliv vírový generátor s poměrným umístěním $x/c = 0,25$, přičemž v tomto případě nejlépe fungoval menší vírový generátor o výšce $h = 10mm$.

Při umístění vírových generátorů na část křídla nedošlo k žádnému vylepšení chování kluzáku v důležitých provozních bodech. Pro úplnost byly zkoušeny i jiné vírové generátory umístěné jen na části křídla, ovšem došlo se k přibližně stejným výsledkům.



8 Závěr

Z teoretické části byl posouzen vliv vírových generátorů na hlavní provozní body výkonového kluzáku jako největší. Hlavními provozními body kluzáku byly stanoveny: bod nejlepšího klouzání, bod nejmenší klesavosti, bod největšího vztlaku a bod minimálního odporu.

K získání aerodynamických vlastností aerodynamického profilu vybaveného různými varianty vírových generátorů na sací straně byly použity výpočetní programy Xfoil a XfoilVG. Xfoil dokáže charakterizovat chování vírových generátorů pouze definováním místa přechodu mezní vrstvy do turbulence, možnosti Xfoilu napodobit vírové generátory byly tedy shledány jako velmi omezené a dále se s Xfoilem nepracovalo. V práci byl dále používán modifikovaný XfoilVG, který dokáže ve svých výpočtech zohlednit výšku, délku, poměrné umístění vírových generátorů a úhel natékajícího proudu na vírový generátor.

Závěrem 2D simulací bylo, že nejvíce záleží na poměrném umístění vírových generátorů poté až na výšce. Vírové generátory umístěné blíže náběžné hraně mají vliv na prudký nárůst maximálního součinitele vztlaku, ovšem následkem je, že zvyšují součinitel odporu při nižších úhlech náběhu, což výrazně zmenšuje maximální klouzavost. Tyto vírové generátory mají výrazný vliv na oddálení odtržení mezní vrstvy a je tak výrazně posunut bod největšího vztlaku. Na zvětšení maximální klouzavosti a zmenšení poměru bod minimální klesavosti byly zkoumány vírové generátory umístěny blíž odtokové hrany. Závěrem bylo, že tyto vírové generátory velmi málo zvětšují maximální klouzavost, při uvažování chyby výpočtů programu XfoilVG je toto zvětšení nepatrné tedy zanedbatelné. Vírové generátory umístěné blízko odtokové hrany mírně zmenšují bod minimální klesavosti.

Vzniklé chyby ve výpočtu vlastností aerodynamického profilu mohly vzniknout možnými nedostatky upraveného výpočetního programu XfoilVG, který je pouze 4 roky starý a není dostupných více studií zabývajících se jeho validitou. Veškeré výsledky je tedy pro potvrzení nutno ověřit měření v aerodynamickém tunelu.

Pro zjišťování aerodynamických vlastností křídla konečného rozpětí byla získaná data z 2D simulací importována do programu Xflr5, pomocí kterého využitím teorie nosné čáry byly vypočítány aerodynamické vlastnosti křídla konečného rozpětí.

Při uvažování křídla o konečném rozpětí se došlo k závěru, že součinitel vztlaku dosahuje stejných hodnot jako při počítání aerodynamického profilu. Součinitel odporu je vždy navýšen o indukovaný odpor a důsledkem toho se zvyšuje. Součinitele odporu při vyšších úhlech náběhu bylo výrazně rozdílné než při výpočtech 2D profilu, vírové generátory neměly zásadní vliv na změnu parametrů mezní vrstvy. Bylo potvrzeno, že uvažování křídla o konečném rozpětí snižuje klouzavost o jeden řád.



Další chyby ve výpočtech křídla konečného rozpětí mohly vzniknout při implementaci polár z 2D výpočtů, program Xflr5 tak mohl uvažovat, že jsou vírové generátory umístěny po celé šířce křídla a jsou blízko u sebe. K dosažení přesnějších výsledků by musel být použit například výpočetní software Ansys Fluent. Veškeré výsledky je pro potvrzení nutno ověřit měřením v aerodynamickém tunelu.

Závěrem bych vycházel z výpočtů aerodynamického profilu a pro kluzák kategorie FAI Standard bych doporučil zvolit jako vhodný statický prvek na řízení mezní vrstvy vírový generátor s největší klouzavostí (viz kapitola 5.3), které bych umístil na křídle do konfigurace ve tvaru písmene V (viz kapitola 3.4 obrázek 3.5).



9 Seznam obrázků

Obrázek 1.1: a)tloušťka mezní vrstvy b)pošínovací tloušťka mezní vrstvy, upraveno z [O1].	13
Obrázek 1.2: Imluzní tloušťka, upraveno z [O2].	14
Obrázek 1.3: Odtržení mezní vrstvy, upraveno z [O3]......	15
Obrázek 2.1: Polára letounu, upraveno z [O4].	19
Obrázek 2.2: Rychlostní polára letounu, upraveno z[O4]	19
Obrázek 3.1: Štěrbínová klapka, z [O5].....	22
Obrázek 3.2: Efekt slotu uravený, z [O6].	23
Obrázek 3.3: Slot, z [O7]	23
Obrázek 3.4: Efekt vírových fenerátorů na mezní vrstvu, upraveno z [O8].	23
Obrázek 3.5: Vírový generátor na křídle, z [O9].	24
Obrázek 4.1: Aproximace profilu a úplavu plochými panely, z [O10].	25



10 Citace obrázků

- [O1] HICKS, Leslie. *Tloušťky mezní vrstvy* [online]. Pharos university, 2016 [cit. 2021-7-24]. Dostupné z: <https://slideplayer.com/slide/9390208/>
- [O2] *Momentum thickness* [online]. Praha: CFD support, c2009-2021 [cit. 2021-7-24]. Dostupné z: <https://www.cfdsupport.com/OpenFOAM-Training-by-CFD-Support/node339.html>
- [O3] PAWAR, Abhishek. *Boundary layer separation* [online]. Bengaluru, 2017 [cit. 2021-7-24]. Dostupné z: <https://www.quora.com/What-is-boundary-layer-separation>
- [O4] DANĚK, Milan. *Charakteristické body na aerodynamické a rychlostní poláře* [online]. Naše vojsko, 1958 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: https://knihy.vacc-cz.org/Aerodynamika_a_mechanika_letu/106.gif
- [O5] *Štěrbínová klapka* [online]. Ivan RBK, 2019 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: <https://ivanrbk.ru/cs/anonsy/iIO6elj.html>
- [O6] TESCHOW, Vera. *Flyonline* [online]. 2011 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: <http://flyonline.weebly.com/blog/slats-and-slots>
- [O7] LAMARCHE, Frederic. *Slot. Quzlet* [online]. 2021 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: <https://quizlet.com/ca/391522141/aircraft-systems-flash-cards/>
- [O8] TALLMAN, Jill. *Efekt vírových generátorů. Aopa* [online]. Flight training, 2017 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2017/august/flight-training-magazine/vortex-generators>
- [O9] TALLMAN, Jill. *Vírový generátor. Aopa* [online]. Flight training, 2017 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2017/august/flight-training-magazine/vortex-generators>
- [O10] DRELA, Mark. *Airfoil and wake paneling with vorticity and source distribution. Researchgate* [online]. 1989 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/Vorticity-and-source-distributions-and-panels-of-airfoil-and-wake_fig3_325827676



11 Použitá literatura

- [1] JEŽEK, Jan; VÁRADIOVÁ, Blanka; ADAMEC, Josef. Mechanika tekutin. ČVUT, 1997.
- [2] DANĚK, Vladimír a FILÁKOVSKÝ, Karol. Základy letu (081 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. ISBN 80-7204-449-4. Dostupné také z: <https://ndk.cz/uuid/uuid:dbec73e0-7e1c-11e7-b92d-005056827e51>
- [3] BANSAL, Dr RK. Fluid mechanics and hydraulic machines (revised ninth edition). 2010.
- [4] CASTILLO, Luciano; WANG, Xia; GEORGE, William K. Separation criterion for turbulent boundary layers via similarity analysis. J. Fluids Eng., 2004, 126.3: 297-304.
- [5] DRELA, Mark; GILES, Michael B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils. AIAA journal, 1987, 25.10: 1347-1355.
- [6] ZÁRYBNICKÝ, Vít. Aerodynamika [online]. 1999 [cit. 2015-05-16]. Dostupné z: <http://www.csavirtual.cz/cs/media/download/category/5-tutorialy?download=80:aerodynamika-a->
- [7] DANĚK, Milan. Aerodynamika a mechanika letu pro piloty a techniky. Naše vojsko, 1958.
- [8] Godard, G., and M. Stanislas. "Control of a Decelerating Boundary Layer. Part 1: Optimization of Passive Vortex Generators." Aerospace Science and Technology 10, no. 3 (2006): 181–91. doi:10.1016/J.AST.2005.11.007.
- [9] RAO, D. M.; KARIYA, T. T. Boundary-layer submerged vortex generators for separation control—an exploratory study. AIAA Paper 88-3546-CP. In: Proceedings of the 1st National Fluid Dynamics Congress, Cincinnati. 1988
- [10] J.C. Lin, F.G. Howard, Turbulent flow separation control through passive techniques, in: AIAA 2nd Shear Flow Conference, March 13–16 1989, Tempe AZ, AIAA Paper 89-0976, 1989.
- [11] J.C. Lin, F.G. Howard, D.M. Bushnell, Investigation of several passive and active methods for turbulent flow separation control, in: AIAA 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Laser Conference, June 18–20 1990, Seattle, WA, AIAA Paper 90-1598.
- [12] J.C. Lin, G.V. Selby, F.G. Howard, Exploratory study of vortex-generating devices for turbulent flow separation control, in: 29th Aerospace Sciences Meeting, January 7–10 1991, Reno, Nevada, AIAA Paper 91-0042.
- [13] J.C. Lin, Control of turbulent boundary layer separation using micro-vortex generators, AIAA Paper 99-3404, 1999
- [14] DRELA, Mark. XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. In: Low Reynolds number aerodynamics. Springer, Berlin, Heidelberg, 1989. p. 1-12
- [15] DE TAVERNIER, Delphine a Daniel BALDACCHINO. XfoilVG. Github [online]. 2017 [cit. 2021-7-25]. Dostupné z: <https://github.com/ddetavernier/XFOILVG>



- [16] De Tavernier D, Baldacchino D, Ferreira C. An integral boundary layer engineering model for vortex generators implemented in Xfoil. *Wind Energy*. 2018;1-16. <https://doi.org/10.1002/we.2204>
- [17] BALDACCHINO, Daniel. Vortex generators for flow separation control: Wind Turbine Applications. 2019. PhD Thesis. Delft University of Technology.
- [18] DEPERROIS, André. XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. Guidelines for XFLR5, 2009.