

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**BAKALÁŘSKÁ
PRÁCE**

2023

**ONDŘEJ
POKORNÝ**



ČVUT
ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE

**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV MECHANIKY TEKUTIN A TERMODYNAMIKY

Rozbor aerodynamických vlastností wingletů pro nízká Machova čísla

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

AUTOR: Ondřej Pokorný

VEDOUcí PRÁCE: Ing. Jakub Suchý

STUDIJNÍ PROGRAM: B 2342 Teoretický základ strojího inženýrství

STUDIJNÍ OBOR: 2301R000 Studijní program je bezoborový
Praha 2023



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Pokorný** Jméno: **Ondřej** Osobní číslo: **502699**
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:

Rozbor aerodynamických vlastností wingleťů pro nízká Machova čísla

Název bakalářské práce anglicky:

Aerodynamic Investigation of Winglets for Low Mach Numbers

Pokyny pro vypracování:

1. Popište základní aerodynamické charakteristiky křídla konečného rozpětí, vysvětlete význam wingleťu
2. Proveďte rešerši typů wingleťů a jejich použití.
3. Seznamte se s dostupnými komerčními řešiči proudění (např. ANSYS Fluent). Proveďte simulaci křídla konečného rozpětí bez wingleťu a s vybranými typy wingleťů. Výsledky simulací porovnejte.
4. Experimentálně ověřte získané poznatky v aerodynamickém tunelu. Navrhněte vhodný postup měření, řiďte stavbu a výrobu experimentálních prvků. Proveďte experiment.
5. Kvantifikujte účinnost wingleťu pomocí vhodného parametru a porovnejte numerické výpočty s experimentálními výsledky
6. Navrhněte doporučení pro návrh wingleťu. Navrhněte možné další směřování navazujících prací/projektů.

Seznam doporučené literatury:

dle pokynů vedoucího 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: **25.04.2023**

Termín odevzdání bakalářské práce: **28.07.2023**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jakub Suchý
podpis vedoucí(ho) práce

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

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Prohlášení

Tímto prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Jakuba Suchého, a to pouze pomocí podkladů uvedených v seznamu použité literatury v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací, vydaným ČVUT v Praze 1. 7. 2009.

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

V Praze dne:

.....

Podpis autora

Poděkování

Děkuji Ing. Jakobovi Suchému za odborné vedení a věcné rady k této bakalářské práci. Zároveň bych rád poděkoval panu Ing. Filipu Trnkovi za pomoc při vytváření a tisku modelů potřebných pro finální experiment. V neposlední řadě bych rád poděkoval mé rodině, která mě celou dobu studia podporovala a nikdy ve mě nepřestala věřit.

Anotace

Název bakalářské práce:	Rozbor aerodynamických vlastností wingletů pro nízká Machova čísla
Autor práce:	Ondřej Pokorný
Vedoucí práce:	Ing. Jakub Suchý
Akademický rok:	2022-2023
Vysoká škola:	ČVUT v Praze, Fakulta strojní
Ústav:	12112 - ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí ústavu:	Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
Rozsah práce:	45 stránek, 8 tabulek, 44 obrázků
Klíčová slova:	Winglet, indukovaný odpor, ANSYS Fluent, aerodynamický tunel, experiment, SA 7038, PSU 94-097
Anotace:	<p>Bakalářská práce se zabývá winglety jako zařízeními ke snížení vlivu indukovaného odporu, v druhé části pak zejména wingletem s plynulým přechodem „blended winglet.“ V teoretické části se práce zabývá nejprve odporovými silami působícími na křídlo letounu a jejich analytickými rovnicemi, poté teoretickými znalostmi wingletů, jejich jednotlivých typů a stručnou historií. V další kapitole je nastíněno užití křídla s wingletem a jeho návrhové parametry. V praktické části práce jsou vybrané winglety nejprve modelovány v prostředí AUTODESK Inventor a poté simulovány pomocí programu ANSYS Fluent. Je zejména pozorován vliv úhlu náklonu „cant“ na výsledném zvýšení nebo snížení poměru vztlaku a odporu. Následně se práce zabývá experimentálním měřením sil působících na křídlo v reálnějších podmínkách aerodynamického tunelu. V závěru práce jsou diskutovány výsledky simulace a experimentu a jejich vzájemné porovnání. Dále je diskutován neoptimálnější návrh pro danou aplikaci.</p>

Annotation

Title of bachelor thesis:	Aerodynamic Investigation of Winglets for Low Mach Numbers
Author:	Ondřej Pokorný
Supervisor:	Ing. Jakub Suchý
Academic year:	2022-2023
University:	CTU in Prague, Faculty of Mechanical Engineering
Department:	12112 – Department of Fluid Mechanics and Thermodynamics
Head of department:	Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
Extent:	45 pages, 8 tables, 44 pictures
Keywords:	Winglet, induced drag, ANSYS Fluent, wind tunnel, experiment, SA 7038, PSU 94-097
Abstract:	<p>The bachelor's thesis deals with winglets as devices for reduction of induced drag, particularly in the second part, with a winglet with a smooth transition "blended winglet." In the theoretical part, the thesis first deals with drag forces acting on the wing of an airplane and their analytical equations, then with theoretical knowledge of winglets, their individual types and a brief history. The next chapter outlines the use of a wing with a winglet and their design parameters. In the practical part of the work, the selected winglets are first modeled in the AUTODESK Inventor and then simulated using the ANSYS Fluent program. In particular, the influence of the angle of inclination „cant“ on the resulting increase or decrease of the lift to drag ratio. Subsequently, the work deals with the experimental measurement, of the forces acting on the wing in more realistic conditions, of the wind tunnel. At the end of the work, the results of simulation and experiment and their mutual comparison are discussed. Next, the most optimal design for a given application is discussed.</p>

Obsah

Obsah	iii
Seznam použité symboliky	v
1 Úvod	1
2 Winglet a jeho funkce	1
2.1 Víry na konci křídla a jejich dopad na efektivnost křídla	3
2.2 Indukovaný odpor	4
2.2.1 Výpočet indukované rychlosti	5
2.3 Škodlivý odpor	6
2.3.1 Třecí odpor pro laminární proudění	6
2.3.2 Třecí odpor pro turbulentní proudění	8
2.4 Typy wingletů	9
2.4.1 Whitcomb winglet	10
2.4.2 Raked winglet	10
2.4.3 Blended winglets	11
2.4.4 Dělené scimitarové winglety	12
3 Návrh wingletu	12
3.1 Konfigurace letounu	12
3.1.1 Konfigurace křídla letounu	13
3.2 Požadavky na winglet	13
3.3 Metrika porovnání wingletů	13
3.4 Návrhové parametry wingletu	14
3.4.1 Profil křídla PSU 94-097	15
3.5 Provedení návrhu	16
4 Numerická simulace profilu	17
4.1 Využitý software	17
4.2 Úprava geometrie	17

4.3	Tvorba sítě	18
4.4	Okrajové podmínky.....	20
4.5	Nastavení simulace	22
4.6	Výsledné hodnoty simulací pro křídlo bez wingletu.....	24
4.6.1	Výpočet ověřovacích údajů	28
4.6.2	Ověřovací numerická simulace.....	29
4.7	Porovnání výsledků	29
4.8	Výsledné hodnoty simulací pro křídlo s wingletem.....	30
5	Měření v aerodynamickém tunelu.....	32
5.1	Výroba modelu křídla.....	32
5.1.1	Výroba a uchycení wingletu	33
5.2	Sestava tenzometrů a uchycení křídla	33
5.3	Parametry měřené v aerodynamickém tunelu.....	35
5.4	Použité měřicí zařízení	35
5.5	Průběh experimentu	36
5.6	Výsledky experimentu pro křídlo bez wingletu	36
5.7	Porovnání výsledků experimentu s numerickou simulací pro křídlo bez wingletu ...	37
5.8	Výsledky experimentu pro křídlo s wingletem	38
5.9	Porovnání výsledků experimentu s numerickou simulací pro křídlo s wingletem	41
5.10	Rozdíly Experimentu a Simulace	43
5.11	Porovnání výsledků z experimentu s numerickou simulací	44
6	Závěr.....	44
7	Bibliografie	46
8	Seznam tabulek	50
9	Seznam obrázků	51

Seznam použité symboliky

symbol	vysvětlení	[jednotka]
D_i	celková odporová síla	[N]
L	celkový vztlak	[N]
α_i	úhel náběhu	[°]
C_D	Celkový koeficient odporu	[1]
C_L	koeficient vztlaku	[1]
q_∞	dynamický tlak nabíhajícího média	$[kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-2}]$
S	plocha	$[m^2]$
ρ_∞	hustota nabíhajícího média	$[kg \cdot m^{-3}]$
V_∞	rychlost nabíhajícího média	$[m \cdot s^{-1}]$
AR	poměr mezi rozpětím a plochou křidel	[1]
π	Ludolfovo číslo	[1]
b	tětiva	[m]
$C_{D,i}$	koeficient odporu pro celé křídlo	[1]
e	Oswaldovo číslo	[1]
c_d	koeficient odporu pro profil křídla	[1]
δ	tloušťka mezní vrstvy	[m]
x	poloha bodu	[m]
Re	Reynoldsovo číslo	[1]
Re_x	Reynoldsovo číslo v závislosti na poloze	[1]
μ_∞	dynamická viskozita nabíhajícího média	$[N \cdot s \cdot m^{-2}]$
c_{f_x}	lokální koeficient třecího odporu	[1]
τ_w	smykové napětí	$[N \cdot m^{-2}]$
D_f	celkový třecí odpor	[1]
C_f	celkový koeficient tření	[1]
ν	kinematická viskozita koeficient škodlivého odporu	$[m^2 \cdot s^{-1}]$
$Cd_{škodlivý}$	koeficient škodlivého odporu	[1]
y^+	bezrozměrná vzdálenost	[1]

1 Úvod

Při návrhu moderního letounu je velmi stěžejní náklady na jeho provoz co nejvíce snížit, zároveň zvýšit užitečnou nosnost, dolet, cestovní rychlost, naopak snížit odpor a pořizovací náklady. Mnoho těchto požadavků se navzájem vylučuje, ale s pokrokem moderní techniky a novými objevy v oblasti letectví jsou letouny zdokonalovány a vylepšovány. Jeden ze způsobů na snížení spotřeby a zvýšení doletu je i Winglet, kterým se budu zabývat v této práci. Výběr správné velikosti a geometrie je velmi složitý problém, jelikož je nutné brát v potaz několik aerodynamických a strukturálních vlivů. Pro mojí bakalářskou práci se budu zabývat wingletem pro aplikaci na malém, nízko rychlostním UAV s cestovní rychlostí do 150 km/h. Tedy pro Machova čísla nižší než 0,3.

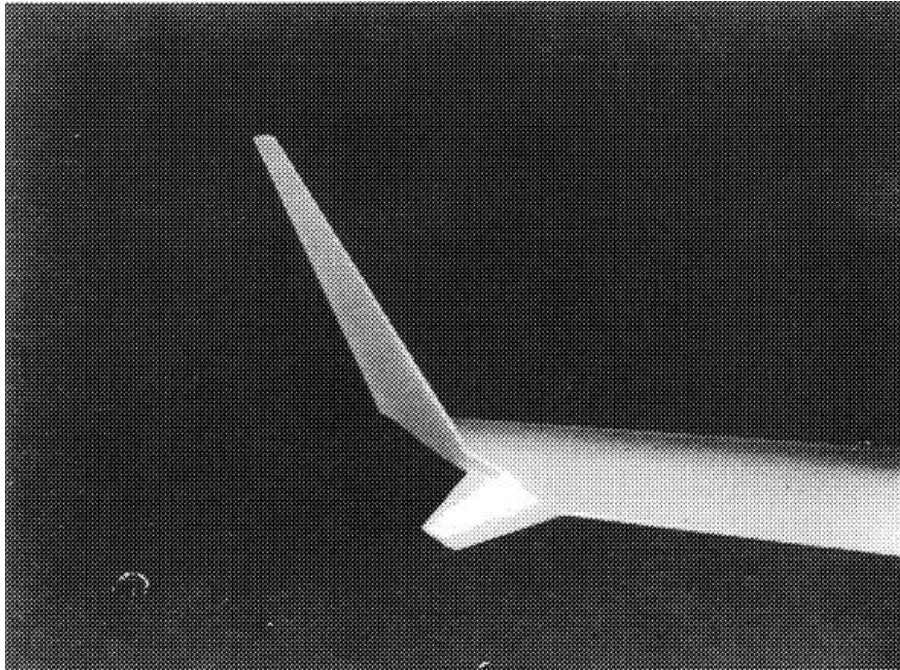
V teoretické rešerši jsou uvedené zásady fungování wingletů, jejich typy a aerodynamické síly působící na křídlo během letu.

V první půlce experimentální části jsou jednotlivé typy wingletů simulovány pomocí programu ANSYS Fluent, který je velmi rozšířený zejména pro své využití v inženýrských aplikacích a celkovou uživatelskou přívětivost.

Druhá půlka experimentální části se zabývá tvorbou reálného modelu křídla a několika možných wingletů, které jsou poté pomocí aerodynamického tunelu proměřeny pro různé úhly náběhu. Tyto hodnoty jsou následně porovnány s těmi ze simulace v programu ANSYS Fluent.

2 Winglet a jeho funkce

Po dlouhou dobu bylo známo, že vertikální plochy na konci křídel velmi zvyšují účinný poměr rozpětí a plochy křídla. Většinou byly studovány pouze velké ploché plochy, se kterými byl spjat vysoký nárůst parazitního odporu, který do jisté míry kompenzuje snížení indukovaného odporu. Vysoce optimalizovaný úzký profil vytváří stejný benefit snížení indukovaného odporu, ale při menší váze a nižším parazitním odporu viz Obr. 1. Tento koncept byl prvně ražen Richardem T. Whitcombem, tyto plochy byly vzhledem k úsporám natolik výhodné, že dostaly vlastní jméno winglety a dnes je možné je najít na prakticky každém komerčně využívaném cestovním letounu. [1], [2]



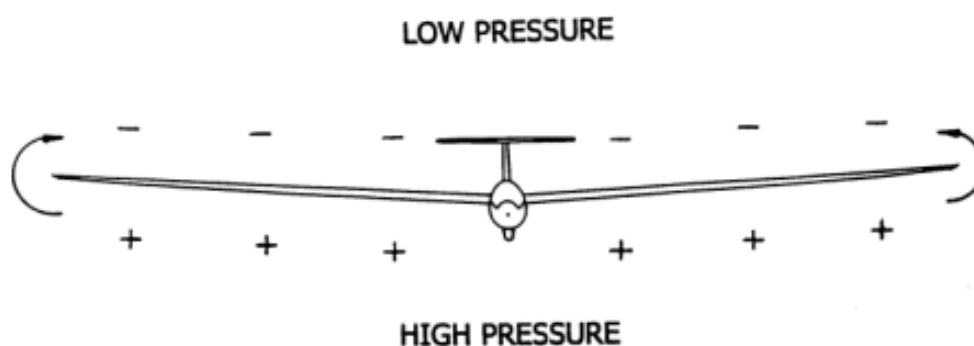
Obr. 1: Whitcomb winglet [3]

Winglet je malá vertikální plocha velmi podobná křídlu, nacházející se na samotném konci křídla. Winglet v podzvukových rychlostech napomáhá snížení odporu křídla, a to více než jeho pouhé prodloužení, které by mělo stejný efekt na výslednou hmotnost konstrukce křídla letounu. Primární plochy se nachází v zadním prostoru konce křídla, menší sekundární plochy se mohou nacházet v přední části konce křídla viz Obr. 1. Obr. 1: Whitcomb winglet Z experimentů vychází, že celkové přispění wingletů ke zvýšení účinnosti velmi závisí na úhlu incidence vrchního wingletu a letovém režimu ve kterém se právě letoun nachází. [3], [4]

Winglety jsou navrhovány zejména pro zvýšení efektivnosti a tím snížením spotřeby, zvýšením doletu nebo zvýšením užitečného nákladu letounu. Studie ukázaly, že přidáním wingletů je možno docílit snížení spotřeby paliva o 4–6 %, snížení délky tratě potřebné pro vzlet a zvýšení rychlosti stoupání. V současné době je velký tlak na výrobce letounů, aby produkovali co nejméně nežádoucích produktů. Winglety dosahují šesti procentního snížení produkce emisí CO₂ a až osmi procentního snížení produkce Nox emisí. Tímto se winglety řadí mezi nejvyužívanější zařízení ke snížení spotřeby, snížení produkce nežádoucích emisí a snížení potřebného výkonu letounu. [5]

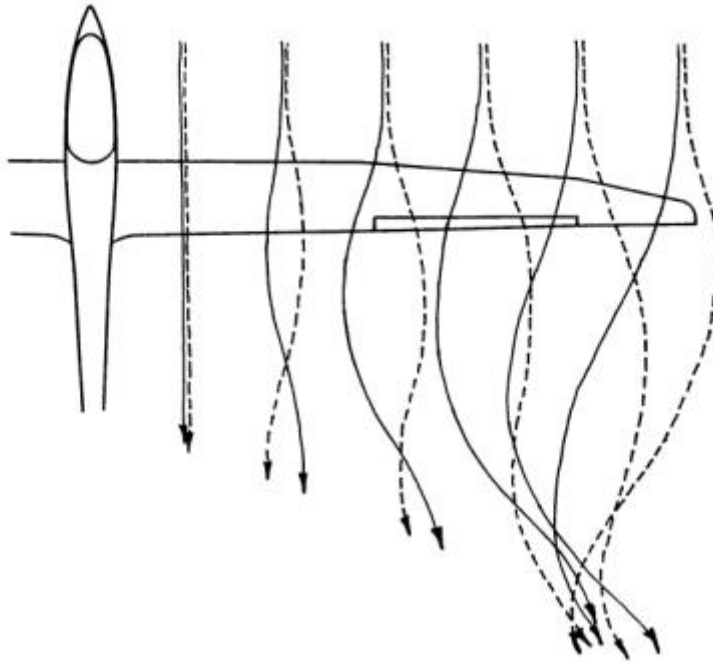
2.1 Víry na konci křídla a jejich dopad na efektivnost křídla

Víry vznikají na konci křídel vždy, když se křídlo nebo profil produkující vztlak pohybuje uvnitř tekutiny. Na vrchní straně profilu křídla se vyváří podtlak a na spodní straně relativně velký přetlak. Tento velký rozdíl tlaků vede k vytváření akcelerovaného proudění na špičkách křídla a tím k vytvoření vírů, které rotují proti sobě viz Obr. 2. Tyto víry poté zůstávají za křídlem dlouhé vzdálenosti a mohou tak například ovlivnit letouny v přílišné blízkosti. Tyto víry nevznikají pouze na špičkách křídel u letadel, ale například i na rotorech helikoptér či lodních šroubech. S těmito víry je nutné počítat a dostatečně dimenzovat křídlo či profil na jejich působení. [6], [7], [8], [9]



Obr. 2: tvorba koncových vírů [4]

Víry nejsilněji působí na konci křídla a směrem k jejich počátku se jejich efekt vytrácí viz Obr. 3. Lokální úhel náběhu křídla je zvýšen o indukované proudění vytvářené pomocí proudění proti směru vztlaku křídla. Tento fenomén poté vytváří aerodynamickou sílu, která působí proti směru letu po celé délce křídla. Tato přidaná síla je pojmenována jako indukovaný odpor. Taktéž je občas uváděna jako odpor kvůli vztlaku. [10], [11]



Obr. 3: účinek délky křídla na velikost vírů [4]

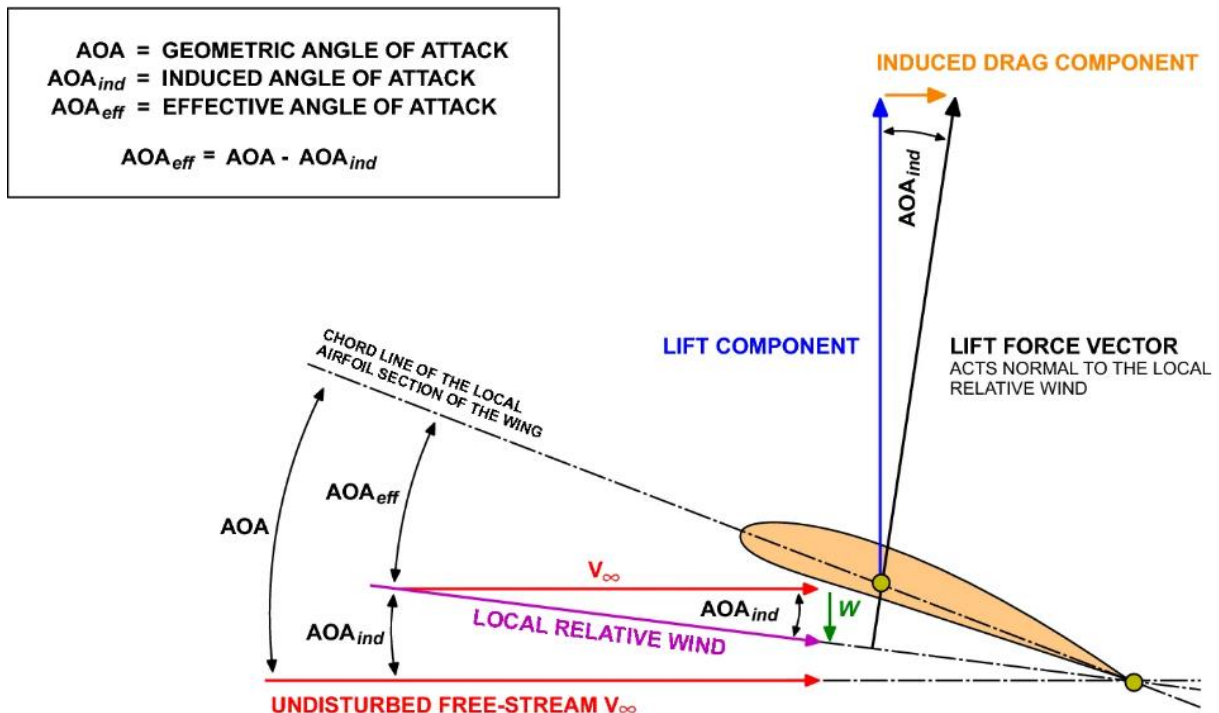
2.2 Indukovaný odpor

Indukovaný odpor je jeden z mnoha typů odporů, které působí na letoun během letu, při letu v konstantní letové hladině tvoří asi 40 % celkového odporu a při vzletu a stoupání až 80-90 % celkového odporu.

Křídla letounu generují vztlak pomocí tlakové nerovnováhy mezi vrchní stranou, kde je tlak nižší a spodní stranou křídla, kde je tlak naopak vyšší. Důsledek tohoto jevu je, že pro křídla konečného rozměru dochází na špičce křídla k proudění vzduchu s vyšším tlakem na vrchní stranu křídla, kde je celkový tlak nižší. Tento vzduch o vyšším tlaku se snaží vytlačit vzduch s nižším tlakem. Tento pohyb na špičkách křídel vytváří silné víry. Z důvodu rotace proudění, tyto víry vytváří indukovanou rychlost w , která působí kolmo na nabíhající vzduch směrem dolů, tuto rychlost známe jako „downwash“. Tato rychlost interaguje s proudem nabíhajícího vzduchu a vytváří relativní lokální proudění směřující dolů. Přítomnost tohoto relativního proudění snižuje efektivní úhel náběhu a vytváří indukovaný odpor, někdy také „vztlakem indukovaný odpor.“

Na obrázku Obr. 4 je vidět, že indukovaná rychlost w vytváří úhel α_{ind} , který snižuje efektivní úhel α_{eff} podle vzorce $\alpha - \alpha_{ind} = \alpha_{eff}$. Tento efekt je výrazně silnější směrem ke koncům křídel, a naopak směrem k trupu letounu výrazně slabne. [12] Je taktéž patrné, že přítomnost indukované rychlosti w naklání vektor vztlaku o úhel α_{ind} a tím vzniká síla, která působí proti

směru letu, neboli vzniká odpor, tato síla je vyznačená na obrázku jako „induced drag component.“ [6], [7], [8]



2.2.1 Výpočet indukované rychlosti

Následující vzorec vychází z geometrické interpretace viz Obr. 4.

$$D_i = L \sin(\alpha_i) \quad (2.1)$$

Kde L je celkový vztlak křídla a α_i je úhel mezi vektorem celkového vztlaku a směrnicí kolmou na směr letu.

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR} \quad (2.2)$$

AR je poměr mezi rozpětím křídel a jejich plochou, C_L je koeficient vztlaku, dále uvažujeme, že pro sinus malého úhlu je možno uvažovat: $\sin(\alpha_i) = \alpha_i$.

$$L = q_\infty S C_L \quad (2.3)$$

Vztlak L můžeme vyjádřit jako součin plochy křídel S , koeficientu vztlaku C_L a dynamického tlaku $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$.

$$D_i = q_\infty S \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (2.4)$$

Tato rovnice vyjadřuje velikost indukovaného odporu, z její podoby můžeme vyčíst následující:

- a) Pro větší štíhlost $AR = \frac{b^2}{S}$ je indukovaný odpor menší, tohoto efektu využívají zejména kluzáky, které k efektivnímu plachtění potřebují co nejmenší úbytek rychlosti.

- b) Se zvyšováním úhlu náběhu a tím rostoucím koeficientem vztlaku roste indukovaný odpor exponenciálně. S toho vychází že největší indukovaný odpor vzniká při vzletu přistání, kdy je úhel náběhu nejvyšší a rychlost nejnižší.
- c) S vyšší letovou hladinou klesá indukovaný odpor, jelikož se s letovou hladinou snižuje hustota okolní atmosféry, zároveň letoun musí dosáhnout vyšší rychlosti, aby bylo dodrženo, že se celkový vztlak rovná tíze letounu.

Můžeme zavést koeficient indukovaného odporu, který je využitelnější při prvním návrhu letounu. Kde je navíc faktor efektivnosti křídla e , ten je pro eliptické křídlo rovný 1 a pro všechny ostatní typy křídel je $e < 1$.

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.5)$$

[7], [10], [12]

2.3 Škodlivý odpor

Pro tuto práci se zabýváme pouze rychlostmi menšími než 0,3 Machova čísla, proto můžeme uvažovat proudění nestlačitelné tekutiny.

Škodlivý odpor je jedna ze dvou složek odporu, které na křídlo během letu působí. Pro celkový odpor křídla platí tento vzorec. Kde C_D je koeficient celkového odporu křídla, c_d je koeficient profilového odporu, který je tvořen třecím odporem na ploše křídla a tlakovým odporem tvořeným odtržením proudění. $\frac{C_L^2}{\pi e AR}$ je nám už známý vzorec pro indukovaný odpor.

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.6)$$

[7], [12]

Nyní se budeme zabývat odporem profilovým a jeho koeficientem.

2.3.1 Třecí odpor pro laminární proudění

Pro výpočet třecího odporu budeme uvažovat laminární proudění a malé rychlosti pod 0,3 Machova čísla. Budeme vycházet z toho, že třecí odpor na ploše křídla je skoro stejný jako na rovinné desce při nulovém úhlu náběhu. Toto platí zejména pro tenké profily. Pro výpočet tření jsou důležité dva údaje, a to sice tloušťka mezní vrstvy δ a třecí napětí τ_w v místě x viz Obr. 5. Obě tyto rovnice je možné získat z teorie laminární mezní vrstvy.

Tloušťka mezní vrstvy se spočítá dle vzorce:

$$\delta = \frac{5,2x}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.7)$$

$$Re_x = \frac{x\rho_\infty V_\infty}{\mu_\infty} \quad (2.8)$$

Kde x je vzdálenost místa od začátku povrchu a Re_x je Reynoldsovo číslo pro daný profil. Pro výpočet smykové napětí τ_w se využívá koeficientu třecího odporu c_{f_x} . Vliv Reynoldsova čísla na třecí odpor viz Obr. 6.

$$c_{f_x} = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{\tau_w}{q_\infty} \quad (2.9)$$

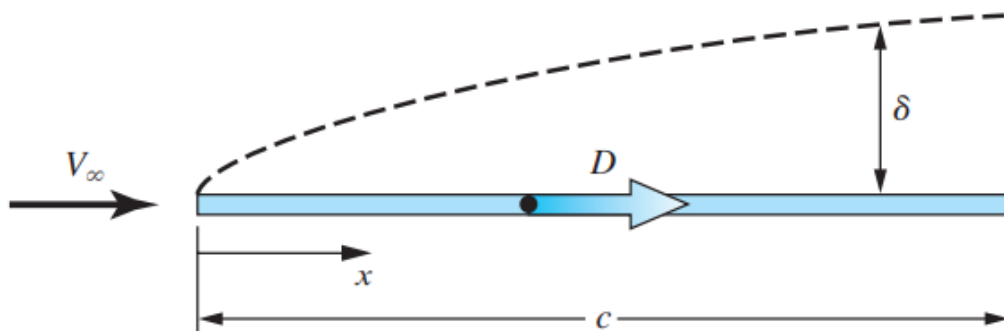
$$\tau_w = f(x) = \frac{0,644q_\infty}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.10)$$

$$D_f = \int_0^L \tau_w dx \quad (2.11)$$

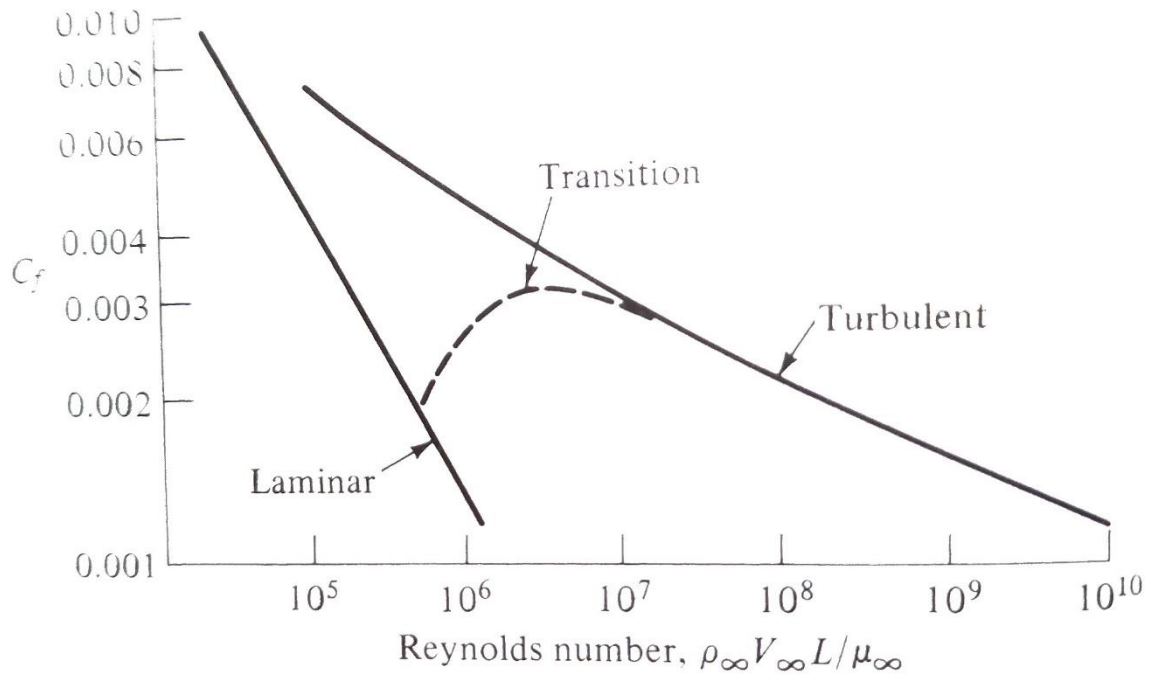
$$D_f = \frac{1,328q_\infty L}{\sqrt{\rho_\infty V_\infty \frac{L}{\mu}}} \quad (2.12)$$

$$C_f = \frac{D_f}{q_\infty S} \quad (2.13)$$

[7], [12]



Obr. 5: Celkový třecí odpor na rovinné ploše [12]



Obr. 6: Změna třecího odporu v závislosti na Reynoldsově čísle pro nízko-rychlostní proudění. Porovnání laminárního a turbulentního proudění. [7]

2.3.2 Třecí odpor pro turbulentní proudění

Pro stejné podmínky jako pro Laminární mezní vrstvu bude turbulentní mezní vrstva tlustší, z čehož vychází, že výsledný třecí odpor pro turbulentní proudění je taktéž vyšší viz Obr. 7. Pro turbulentní mezní vrstvu neexistují exaktní rovnice, proto veškeré rovnice závisí na experimentálních zjištěních.

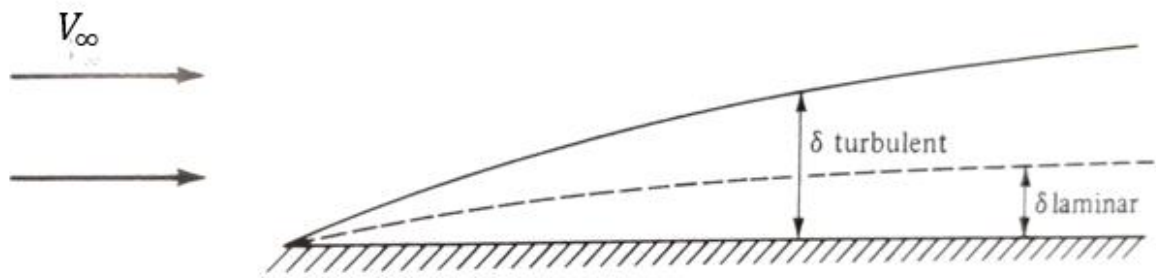
$$\delta \cong \frac{0,37x}{Re_x^{0,2}} \quad (2.14)$$

$$c_{fx} \cong \frac{0,0592}{Re_x^{0,2}} \quad (2.15)$$

$$C_f \cong \frac{0,074}{Re_L^{0,2}} \quad (2.16)$$

$$D_f = C_f q_\infty S \quad (2.17)$$

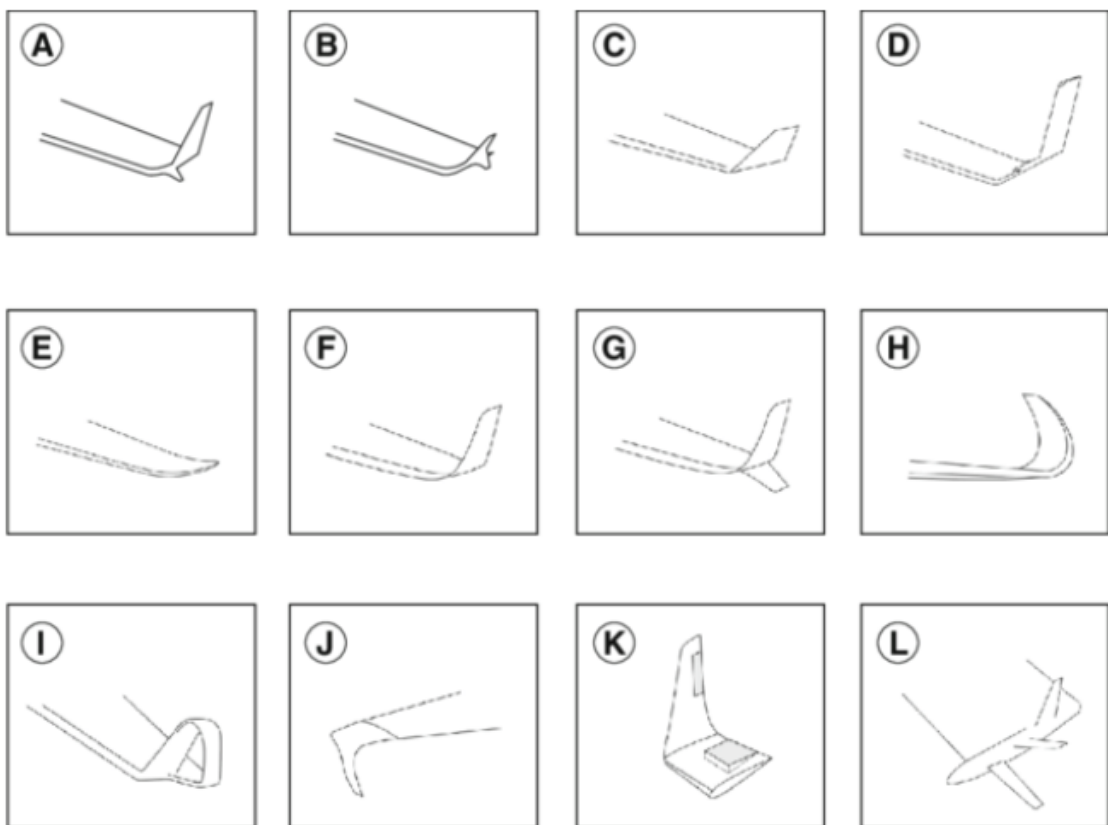
[7], [12], [14]



Obr. 7: turbulentní mezní vrstva je tlustší než ta laminární [7]

2.4 Typy wingletů

Pro komerční letouny existuje celá řada používaných geometrií a tvarů viz Obr. 8, komerčně využívané winglety mají fixní geometrii a většina velkých výrobců používá své vlastní typy. První komerční sériově vyráběný letoun, který jimi byl vybaven byl Boeing 747-400. Ten využíval „Canted winglets“. Naopak první popsany byl Whitcomb winglet, který nese jméno svého vynálezce Richarda T. Whitcoma. [15], [16], [17]

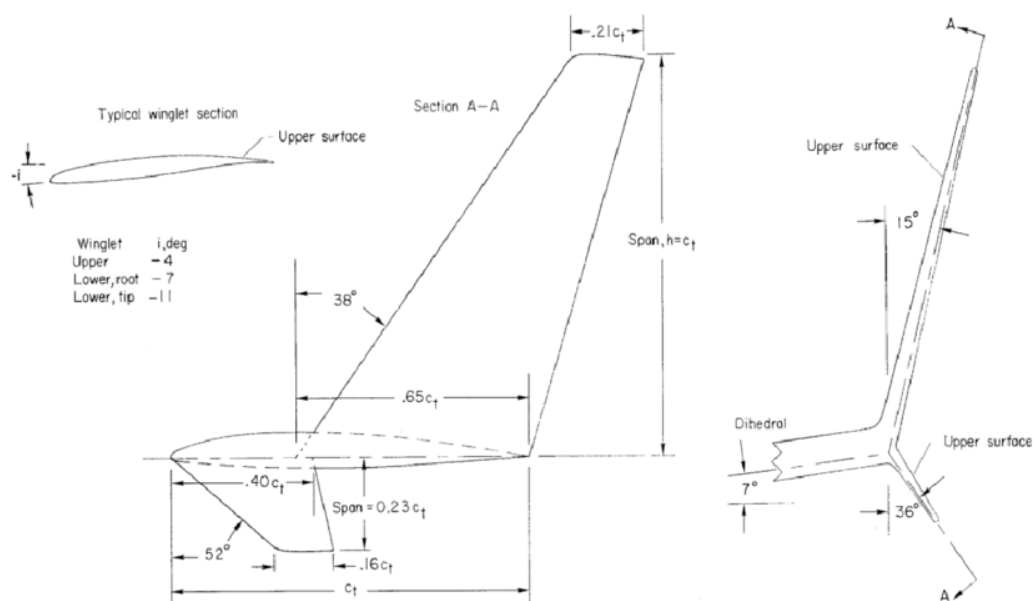


Obr. 8: Typy komerčně využívaných wingletů. [5]

A) Whitcomb winglet. B) Tip fence. C) Canted winglet. D) Vortex diffuser. E) Raked winglet. F) Blended winglet. G) Blended split winglet. H) Sharklet. I) Spiroid winglet. J) Downward canted winglet. K) Active winglets. L) Tip sails

2.4.1 Whitcomb winglet

Whitcomb winglet je první z popsaných wingletů a to průkopníkem v oblasti letectví Richardem T. Whitcombem v publikaci A DESIGN APPROACH AND SELECTED WIND-TUNNEL RESULTS AT HIGH SUBSONIC MOUNTED SPEEDS FOR WINGLETS, která se jako jedna z prvních zabírala optimalizací zařízení ke snížení indukovaného odporu, situovaných na koncích křídel. [3]



Obr. 9: Náčres Whitcombova wingletu [3]

2.4.2 Raked winglet

Raked winglety nejsou podobné tradičním wingletům, jelikož k jejich největší účinnosti dochází při letu v konstantní letové hladině, tedy když letoun nestoupá ani neklesá. Jejich princip spočívá v přesunutí koncových vírů, co nejdále od zbytku křídla. Taktéž zlepšují rozložení tlaku po celém křídle. Tento typ wingletů se využívá u letounů určených k dlouhým letům, kde fáze stoupání a klesání zabírá pouze velmi malou část letu, a tak dosahuje křídlo s tímto wingletem nejvyšší účinnosti. [18]



Obr. 10: Raked winglet na křídle Boeingu 787-8 G-ZBJC společnosti British Airways [19]

2.4.3 Blended winglets

Blended winglets jsou charakteristické hladkým přechodem z křídla do wingletu, to umožňuje optimální napojení bez tvoření nežádoucích vírových struktur, které by vytvářely odpor a zároveň vhodné rozložení aerodynamických sil působících po celé ploše wingletu. Tyto winglety mají o 60 % lepší vlastnosti než stejně velké winglety s ostrým napojením. V přechodové části je maximální úhel rovný 65° a je snaha o co největší poloměr křivosti. Tyto winglety také zlepšují podélnou a směrovou stabilitu a tím zlepšují chování letounu v turbulentní atmosféře. [17], [20], [21]



Obr. 11: Blended winglet [17]

2.4.4 Dělené scimitarové winglety

Tyto winglety jsou používány na letounech firmy Boeing, kombinují více prvků a dosahují zvýšeného doletu. Jsou využité na všech nových verzích Boeing 737 NG. Snížení odporu scimitarovým wingletem je lepší než u blended wingletu stejné velikosti, ze kterého vychází, tento přírůstek účinnosti může být až dvě procenta. Spodní plocha tohoto wingletu nazývaná „břišní ploutev“ je vysoká asi 0,4 výšky hlavní plochy wingletu. Neočekávají se žádné nepříznivé účinky na ovladatelnost letounu, naopak se očekává zlepšení stoupání, snížení hlučnosti a vyšší možná letová hladina. [17], [20], [22]



Obr. 12 Scimitarový winglet na letounu Boeing 737 MAX [23]

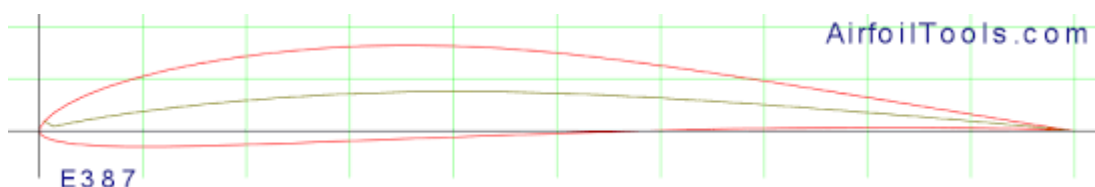
3 Návrh wingletu

3.1 Konfigurace letounu

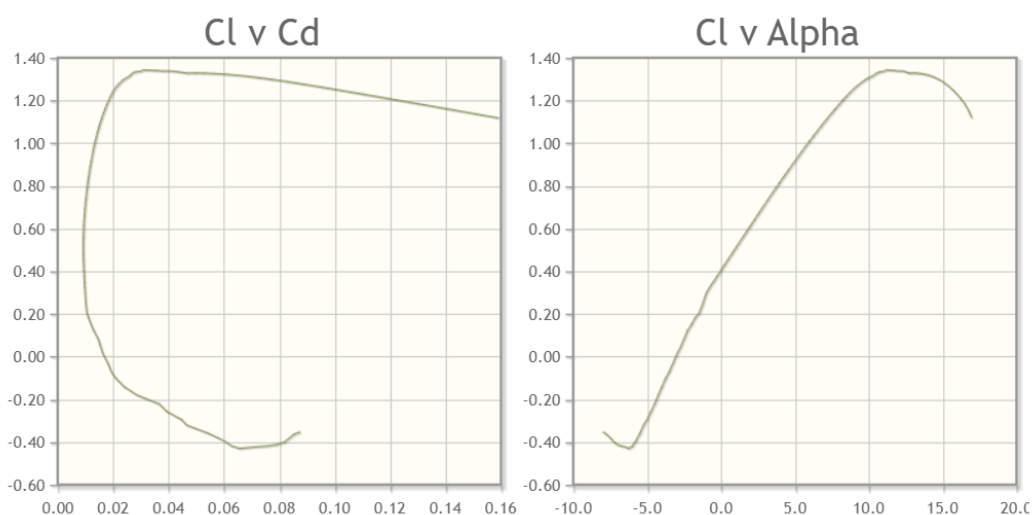
Navrhovaný winglet bude využit na malém UAV poháněném pístovým motorem s tlačnou vrtulí, s maximální cestovní rychlostí v rozmezí $100 - 150 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ a maximální dostupností 3300 m. Maximální vzletová hmotnost okolo 150 kg a užitečný náklad až 30 kg. Pro UAV je rozhodující jeho účinnost a co nejnižší spotřeba, aby letoun mohl v provozu vydržet co nejdéle. Letoun je navržen jako jednoplošník.

3.1.1 Konfigurace křídla letounu

Pro křídlo letounu byl zvolen profil SA 7038 viz Obr. 13, který se využívá zejména u kluzáků a je tak vhodný pro nízké rychlosti. Tento profil by měl zároveň udržet spotřebu letounu co nejnižší což je jeden z nejdůležitějších parametrů při návrhu UAV, které bývají ve vzduchu dlouhé časy. Křídlo bylo navrženo obdélníkového tvaru, s konstantním profilem po celé jeho délce.



Obr. 13: Profil křídla SA 7038 [24]



Obr. 14: Závislost koeficientu vztlaku "Cl" na úhlu náběhu "alfa" a koeficientu odporu "Cd" [24]

3.2 Požadavky na winglet

Tato práce se zabývá pouze optimálním tvarem wingletu z hlediska dosažení maximální aerodynamické účinnosti a vynechává tak působení vnějších sil a jejich nepříznivý vliv na konstrukci, ačkoliv se jedná o velice důležitou součást návrhu u komerčních letounů. Autor si je vědom, že určitý profil nebude použit v praxi, protože se jedná pouze o porovnání jednotlivých geometrií a jejich benefitů oproti křídlu bez wingletu.

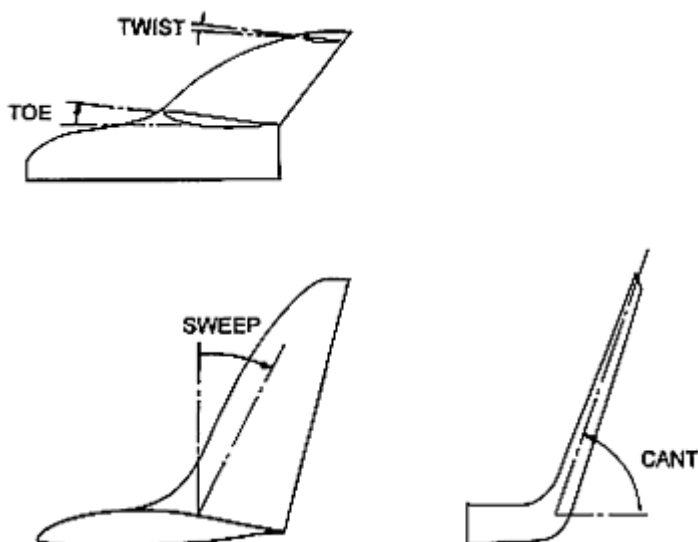
3.3 Metrika porovnání wingletů

Pro měření účinnosti a využitelnosti wingletu je nutné posoudit, zdali se výsledky proti sobě liší a jak velkou měrou. Pro toto porovnání byly vybrány hlavní síly, které za letu na křídlo letounu působí, a to síla vztlaková, která působí na celou plochu křídla, a souhrnná síla

odporová. Jako hlavní bude brán poměr vztlaku vůči odporu L/D , jelikož se jedná o v letectví velice využívanou a obecně známou metriku. Do souhrnné odporové síly je zahrnut veškerý odpor, tedy odpor indukovaný a škodlivý. Hlavní funkce wingletu je snížit odpor indukovaný, ale zároveň nezvýšit příliš odpor škodlivý. Proto je pro tuto práci důležité sledovat odpor celkový, jelikož v reálné aplikaci se na celkovém odporu podílejí obě složky.

3.4 Návrhové parametry wingletu

Pro návrh wingletu byl vybrán blended winglet viz Obr. 16. Tento winglet je oproti ostatním typům poměrně snadný na modelování. Blended winglet je geometricky určen několika parametry. [25], [26] Pro navržený winglet byl určený úhel šípovitosti wingletu „sweep“ jako 0° , patní úhel „toe“ úhel jako 0° a úhel zkroucení „twist“ taktéž jako 0° . Úhel náklonu „cant“ bude variabilní. Jednotlivé úhly jsou zobrazeny na Obr. 15.

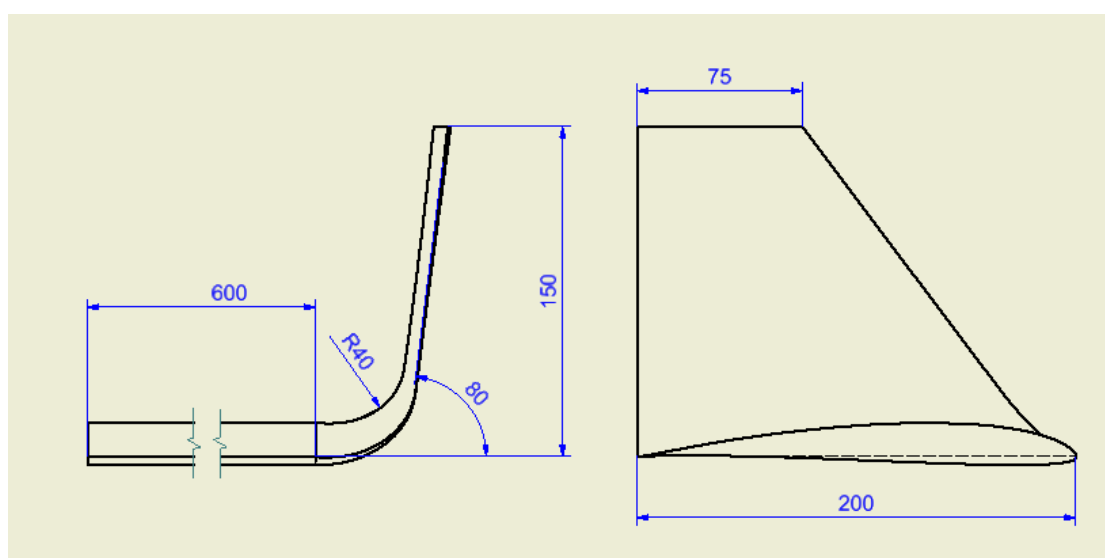


Obr. 15: Definice základních úhlů Blended wingletu [25]

Výška wingletu byla zvolena jako přibližně 0,75 délky tělivy, v tomto případě se tedy rovná 150 mm. Křídlo bylo zvoleno obdélníkového tvaru a byl použit profil SA 7038 s tělivou 200 mm a délkou křídla 600 mm. Rádus přechodu mezi křídlem a wingletem byl zvolen jako 40 mm. Pro winglet byl použit speciální profil PSU 94-097, který byl speciálně vyvinut pro aplikaci na winglety. Veškeré parametry viz Tab. 1.

Tab. 1: Parametry křídla s wingletem

Parametr	Hodnota
Délka křídla	600 mm
Tětiva křídla	200 mm
Rádus přechodu mezi křídlem a wingletem	40 mm
Výška wingletu	150 mm
Tětiva wingletu na jeho špičce	75 mm
Úhel šípovitosti wingletu	90°
Patní úhel wingletu	0°
Úhel náklonu wingletu	50° – 90°
Úhel zkroucení	0°
Profil křídla	SA 7038
Profil wingletu	PSU 94–097

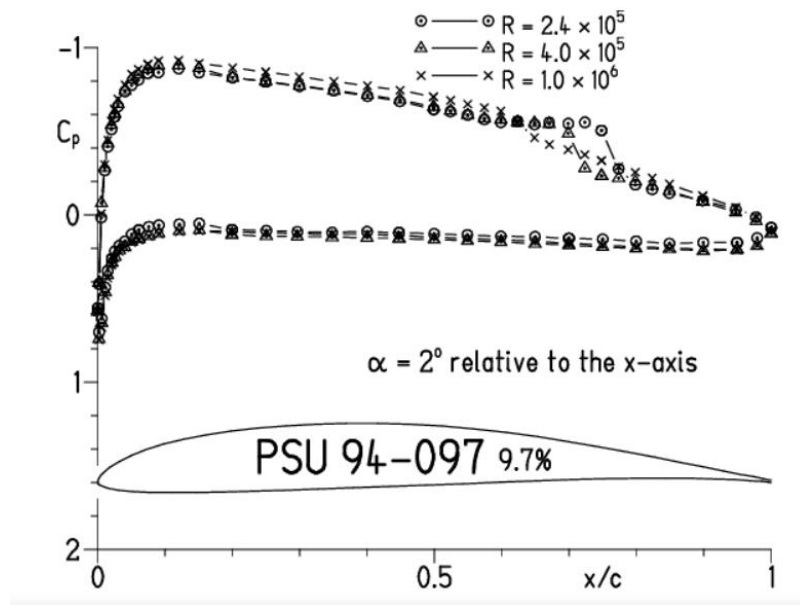


Obr. 16: Ukázka geometrie křídla s připojeným wingletem s úhlem cant 80 stupňů

3.4.1 Profil křídla PSU 94-097

Profil PSU 94-097 viz Obr. 17 byl navržen na Pensylvánské státní univerzitě pro použití na wingletech vysoce výkonných kluzáků. První dvě čísla „94“ znázorňují rok, kdy byl profil navržen, tedy 1994, a druhé tři „097“ je poměr tloušťky profilu ku jeho tětivě, tedy 9,7 %. Problém spočívá v nalezení optimálního návrhu, jelikož je důležité, aby byl profil dostatečně efektivní v relativně velkém rozpětí Reynoldsových čísel. K ověření výpočetních a návrhových

principů a nástrojů byl využit nízko turbulentní aerodynamický tunel. Předpovězené vlastnosti byly následně ověřeny s experimentálně zjištěnými daty a bylo shledáno, že oba způsoby generují velmi podobné výsledky. [27]

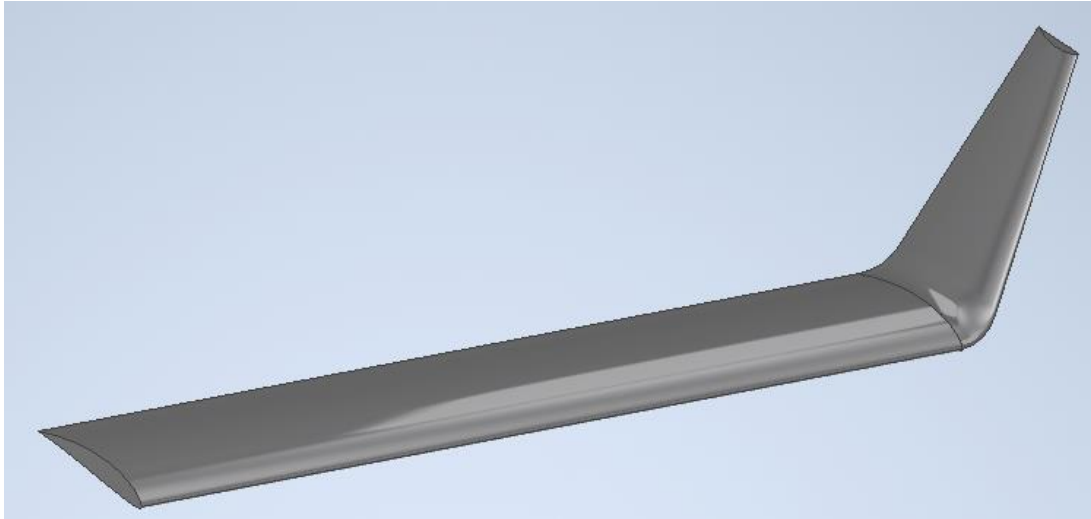


Obr. 17: Profil křídla PSU 94-097 a rozložení koeficientu tlaku „ C_p “ [27]

3.5 Provedení návrhu

Winglet byl modelován v prostředí programu AUTODESK Inventor viz Obr. 18.

Z katalogu na stránce <http://airfoiltools.com/> byla stažena souřadnicová síť profilu SA 7038 o délce tělivity 200 mm a 100 bodech. Ta byla naimportována do programu AUTODESK Inventor, kde byla poté pomocí funkce vysunutí, vysunuta na potřebnou délku 600 mm. Pro napojení wingletu byla použita funkce šablonování, která sledovala geometrii s rádiusem 40 mm. Kde došlo k hladkému přechodu mezi křídlem a wingletem s požadovanými parametry. Součást byla vytvořena jako díl tvořený pouze vnějšími plochami. Pro jednoduchost nebyla vytvářena vnitřní konstrukce. Pro testování parametrů křídla s wingletem byl model co nejvíce zjednodušen, jedná se tedy pouze o zcela hladké křídlo bez jakýchkoliv přechodů děr a spojení. Je přepokládáno naprosto hladké napojení veškerých ploch a neexistence spár, aby bylo dosaženo co nejoptimálnějšího tvaru pro budoucí simulaci. Křídlo s wingletem bylo modelováno pouze jako levá část letounu, jelikož je křídlo symetrické na obou stranách. Křídlo s wingletem bylo modelováno v konfiguraci nulového úhlu náběhu, úhel náběhu byl poté měněn pomocí změny směru nabíhajícího vzduchu v programu ANSYS fluent.



Obr. 18: Model křídla s wingletem a úhlem cant 60 stupňů v prostředí programu AUTODESK Inventor

4 Numerická simulace profilu

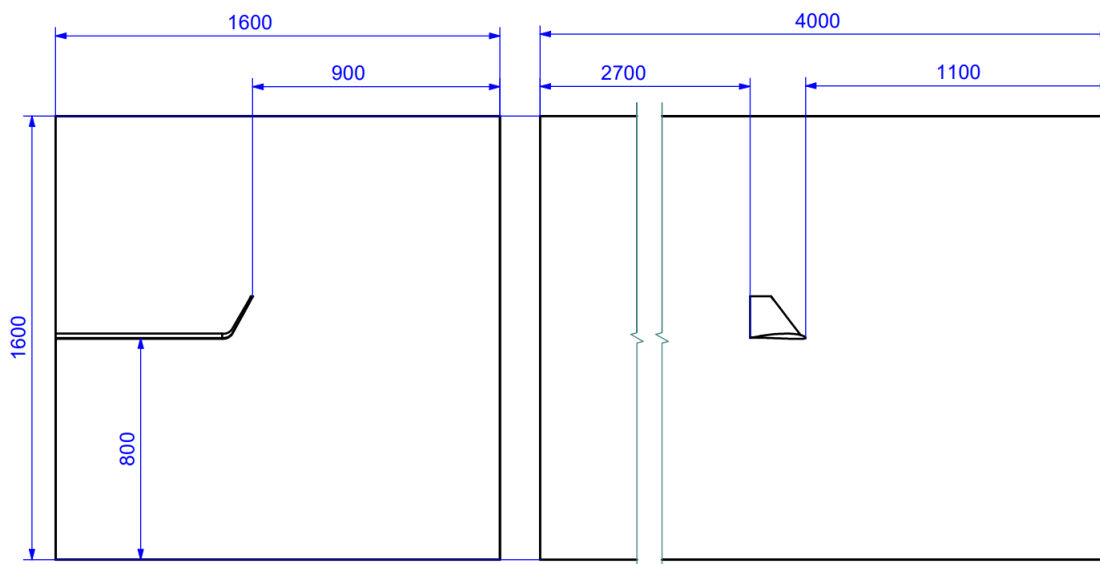
4.1 Využitý software

Pro numerické simulace bylo využito prostředí Ansys Fluent. Ansys Fluent je software pro simulaci proudění tekutin velmi rozšířený v technické praxi, který je zdarma pro všechny studenty ČVUT.

4.2 Úprava geometrie

Finální úprava geometrie byla provedena v programu Ansys SpaceClaim, kde byla nejdříve vytvořena uzavřená oblast, ve které se nacházelo křídlo i s wingletem. Tato oblast je kontrolní objem a ohraničuje prostor pro proudění tekutiny. Oblast byla vytvořena ve tvaru kvádrů s rozměry 4000x1600x1600 mm. Před křídlem se tak nachází 6x délka těţiv tedy 1200 mm, za křídlem 2600 mm tedy asi 13x délka těţiv, nad a pod křídlem se nachází 800 mm volného prostoru a od konce křídla, na němž se nachází winglet, je okraj oblasti vzdálen asi 900 mm. Pro lepší orientaci na Obr. 19. Boční stěny kvádrů budou uvaţovány jako plochy symetrie. Spodní a přední stěna kvádrů budou uvaţovány jako vtok média a budou uţity k měnění úhlu náběhu. Pro správný průběh výpočtu je nutné, aby se proud nabíhajícího média dostatečně ustálil a měl dostatečný náběhový prostor. Neméně důležité je, aby byl za křídlem dostatečně dlouhý pás, kdy se může jakékoliv proudění dostatečně rozvinout a projevit. Příliš velký kontrolní objem může velmi prodlouţit čas výpočtu a ztíţit jeho provedení, ale zároveň příliš malý kontrolní objem může negativně ovlivnit výsledky simulace. Dále je odstraněno křídlo s wingletem a kontrolní objem je tak rozdíl kvádrů a křídla. Jako finální krok je třeba

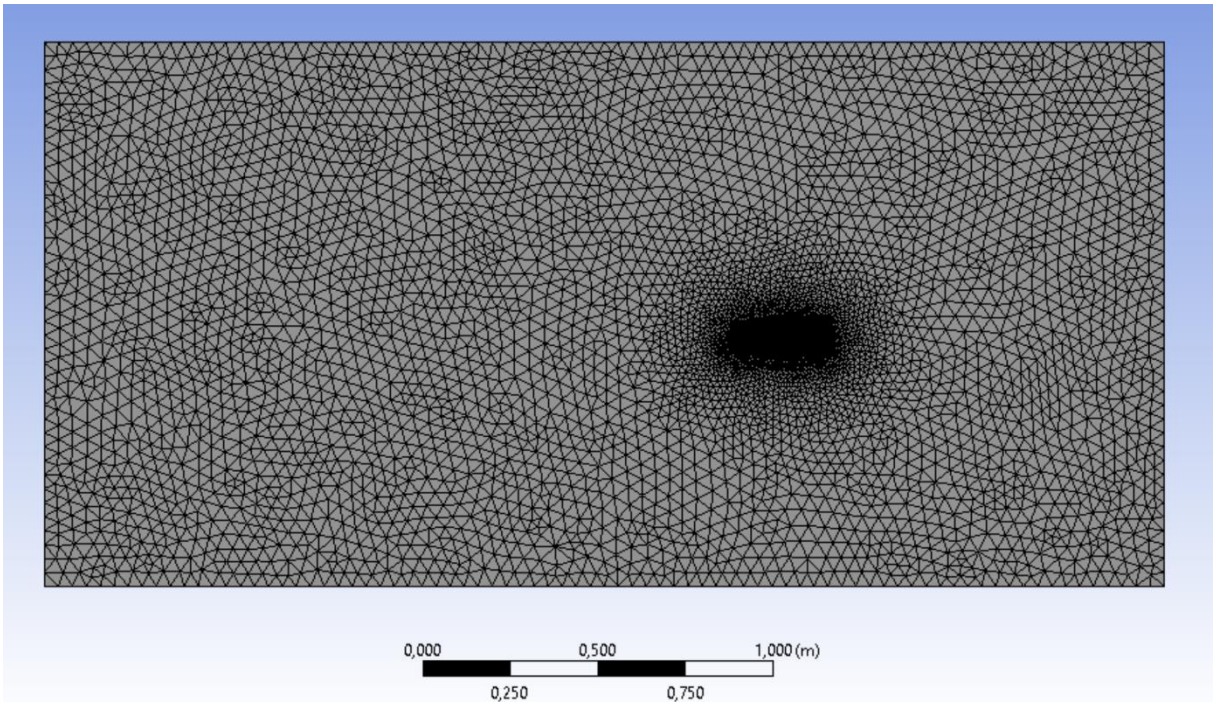
označit veškeré plochy a vhodně je pojmenovat, aby byla usnadněna práce při pozdějším zadávání okrajových podmínek výpočtu. Důležité je zejména označit přední a spodní plochy jako „inlet“ a zadní a vrchní plochy „outlet“, dále byly označeny plochy křídla jako „walls“ a plochy symetrie jako „symmetry“.



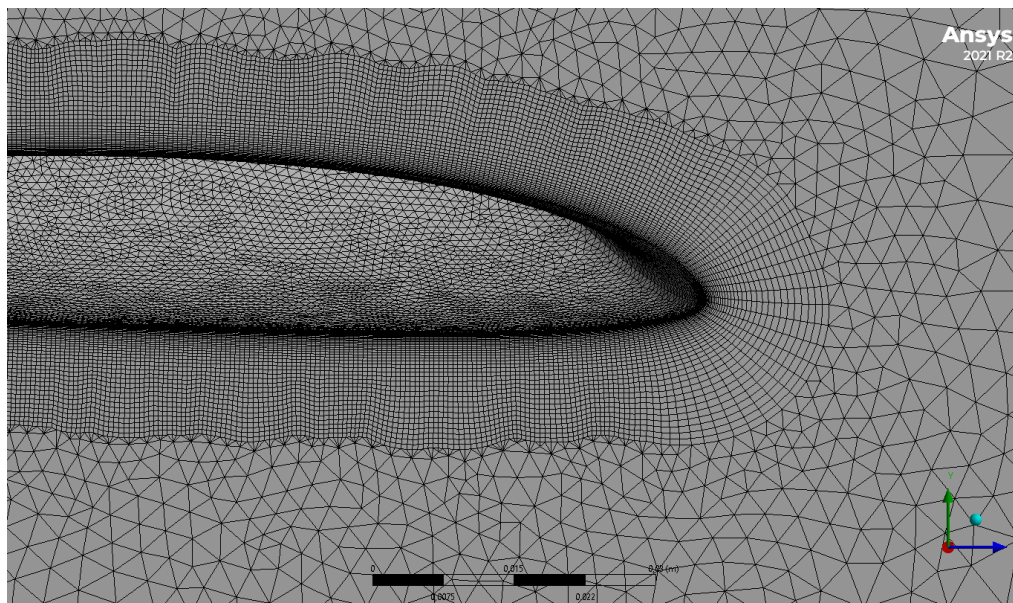
Obr. 19: Velikost referenční plochy pro simulaci křídla s připojeným wingletem

4.3 Tvorba sítě

Tvorba sítě pro následný výpočet byla vytvořena pomocí programu Ansys Meshing. Sít byla tvořena prefací pro CFD simulaci a pro řešič Fluent viz Obr. 20. Velikost elementu byla zadána jako 35 mm a maximální velikost elementu jako 40 mm. Minimální zakřivení bylo nastaveno jako 0,01 mm a velikost oprav nevyužitých částic jako 0,01 mm. Pro toto nastavení byl vytvořen první návrh sítě. Tento návrh nebyl ani z daleka dostatečný pro správný výsledek. Jako další byl rozdělen obvod profilu křídla na 600 stejně velkých částí. Poté byla využita funkce „inflation,“ do té byla zadána minimální velikost první vrstvy jako 0,06 mm s tempem růstu 1,1 a s maximálním počtem vrstev 35 viz Obr. 21. Stejně nastavení bylo využito na obdélníkové křídlo a taktéž na samotný winglet, aby bylo dosaženo správného výpočtu vazké podvrstvy a na to navazujícího škodlivého odporu. Pro tuto inflační vrstvu bylo důležité, aby hodnota y^+ dosahovala všude stejné hodnoty a to maximálně „1“. Jako další byly jednotlivé plochy křídla rozděleny na menší segmenty pro zlepšení jejich síťování pomocí funkce „face sizing“, kde byla nastavena velikost elementu jako 0,4 mm. Pro tento 2D mesh byla poté vytvořena 3D polyhedrová síť tvořená mnohostěny, vytvořenými na základě 2D sítě vytvořené v programu Ansys Meshing.



Obr. 20: Pohled na celkovou síť



Obr. 21: Detail pohledu na inflační vrstvu v okolí křídla

4.4 Okrajové podmínky

Nastavení okrajových podmínek je velice důležité pro správný výpočet a průběh simulace. Jde o hodnoty, ze kterých vychází krajní buňky sítě. Je velice důležité správně volit okrajové podmínky, jelikož jejich nesprávná volba bývá hlavním důvodem selhání simulace. Pro můj model simulace byly vybrány celkem čtyři různé okrajové podmínky viz Obr. 22

První okrajová podmínka, která byla využita na stěnu přilehající na křídlo, byla okrajová podmínka „symmetry“ nebo plocha symetrie. Tato podmínka se používá, když naše řešené těleso je dle této plochy symetrické. Jelikož v našem případě pracujeme s modelem vazkého proudění, používáme tuto okrajovou podmínku jako stěnu s nulovým třením. Tato okrajová podmínka byla využita právě na naši plochu symetrie, kde tvoří jakousi stěnu bez tření a nedochází na ní tak k vytvoření mezní vrstvy, která by nežádoucím způsobem ovlivnila výpočet. Pro tuto vrstvu by bylo nemožné použít okrajovou podmínku typu „wall“, na které by se rozvinula mezní vrstva a ovlivnila by tak nepříznivě výpočet. [28]

Jako další byla využita okrajová podmínka typu „wall“, která byla využita na veškeré plochy křídla nacházející se v oblasti proudění. Tato okrajová podmínka představuje stěnu absolutně tuhého tělesa s reálným povrchem, na kterém dochází k rozvinutí mezní vrstvy. Na tyto stěny taktéž působí veškeré síly, které se budeme v následujících kapitolách snažit vypočítat. Okrajová podmínka stěny je tedy absolutně tuhá a zamezuje jakémukoliv prostupu částic. Je taktéž možné nastavit stěnu jako pohyblivou nebo například měnit její drsnost, pro mou simulaci bylo toto nastavení ponecháno v základním nastavení. [29]

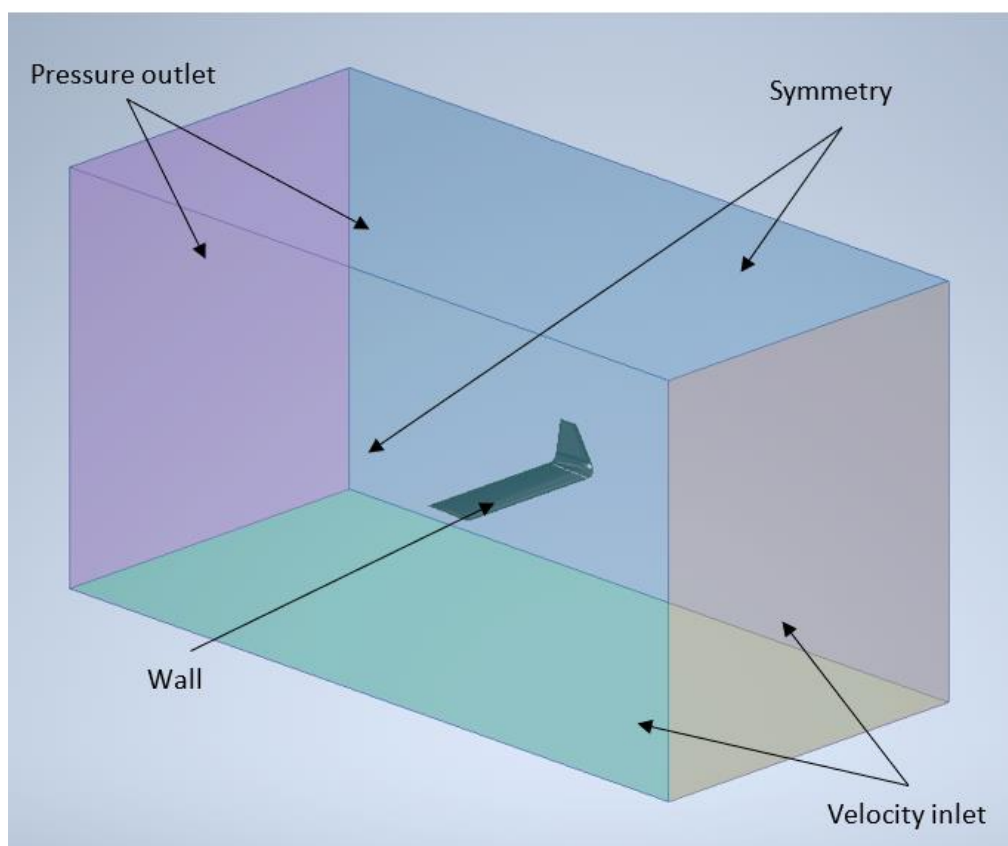
Jelikož simulujeme křídlo v letu, je nutné mít zdroj nabíhajícího média a tím je okrajová podmínka „velocity inlet“. Ta tvoří plochu, ze které proudí nabíhající médium, pro náš model jsou tyto plochy dvě, a to sice přední plocha kvádru a spodní plocha kvádru. Pro tyto plochy je nastavena rychlost proudění vzduchu a vektor směru nabíhajícího média. Pro náš případ byla rychlost nabíhajícího média zvolena jako $35,54 \text{ ms}^{-1}$. Tato rychlost byla určena, aby celkové Reynoldsovo číslo bylo rovné 500 000. Vektor směru rychlosti byl proměnlivý a pohybovala se v rozptylu od 0° do 15° . Tím byl regulován úhel náběhu, a nebylo tak nutné měnit a znovu síťovat geometrii. Tyto plochy byly záměrně voleny, aby bylo možné pouhou změnou vektoru nabíhajícího média měnit úhel nastavení křídla, a nebylo tak pokaždé nutné měnit jeho geometrii. To značně urychlilo nastavení simulace, a bylo tak možné pro stejnou síť provést několik výpočtů pro různé úhly nastavení. [30]

V neposlední řadě je nastavena okrajová podmínka „pressure outlet“, ta představuje místo, kudy odchází proudění pryč z kontrolní oblasti kolem měřeného křídla. Pro tuto podmínku je nutné nastavit směr výtoku média řízeného vedlejšími buňkami, aby nedocházelo k vynucování proudění určitým směrem a tím ovlivnění rychlostního pole. [31], [32]

Dále byly definovány parametry, za kterých bude simulace probíhat, viz Tab. 2.

Tab. 2: Podmínky, za kterých probíhá simulace

Dynamická viskozita	$1,7894 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$
Teplota	288,16 K
Hustota média	$1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$
Atmosférický tlak	0 Pa



Obr. 22: Vizualizace okrajových podmínek pro referenční objem

4.5 Nastavení simulace

Pro správné výsledky ze simulace jsme nastavili referenční hodnoty, podle kterých budou dopočítávány koeficienty vztlaku a odporu „Cl“ a „Cd“. A to sice rychlost nabíhajícího proudu tekutiny 35.54 ms^{-1} a plochy tělesa viz Tab. 3, ta se pro křídlo bez wingletu a křídlo s wingletem liší.

Tab. 3: Plocha pro jednotlivá křídla s wingletem

Typ křídla	Plocha [m ²]
Winglet–cant 50°	0,141
Winglet–cant 60°	0,136
Winglet–cant 70°	0,133
Winglet–cant 80°	0,130
Winglet–cant 90°	0,128
Křídlo bez wingletu	0,12

Pro vyhodnocení výsledků bylo nutné specifikovat, které hodnoty chceme vypočítat. Pro náš případ byly důležité hodnoty týkající se sil působících na křídlo, a to sice síla vztlaková a síla odporová, pro obě síly byli ještě spočítány jejich koeficienty „Cl“ a „Cd“. Tyto hodnoty poté budou promítány během iterací a je tak možné vidět průběh jejich výpočtu.

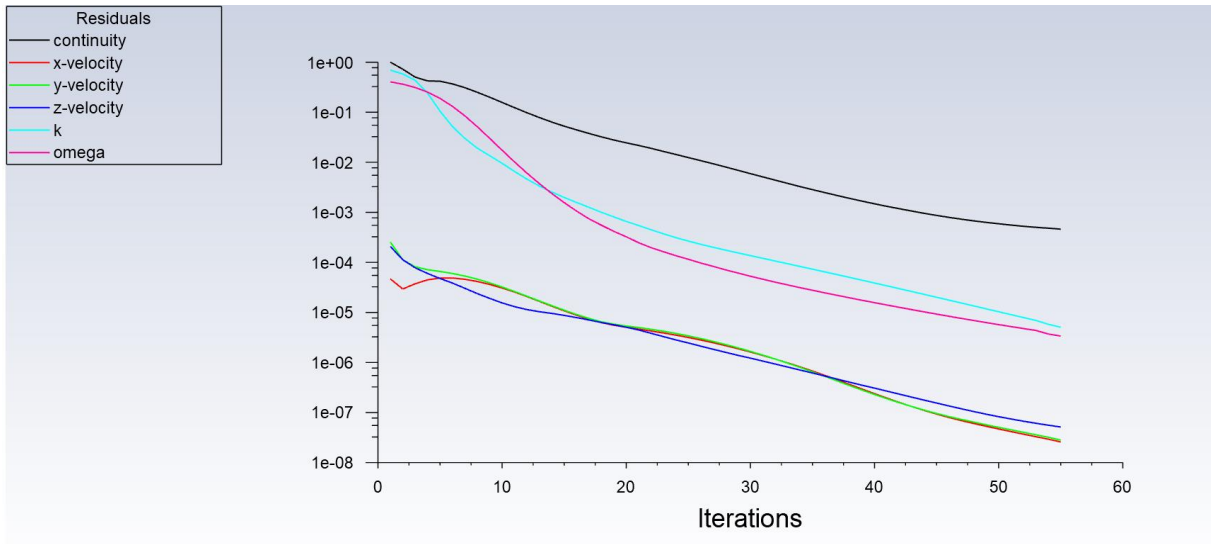
Pro model turbulence byl vybrán RANS model $k-\omega$ SST . Tento model je dvou-rovnicový a řeší dvě dodatečné diferenciální rovnice. Tento model je hojně využíván v inženýrských aplikacích, jelikož velmi dobře predikuje záporný tlakový spád, mezní vrstvy a odtržení proudění. [32]

Jako metoda výpočtu byl zvolen Pressure-Based Solver, ten funguje pro nestlačitelné proudění. Vzhledem k tomu, že v případě naší simulace se pohybujeme s rychlostmi do 100 ms^{-1} , je možné tento typ využít. Pro řešení byl vybrán typ Second-Order Upwind, který poskytuje přesnější výsledky, zejména pro proudění nabíhající v jiných směrech než tečných na buňky sítě. Oproti First-Order Upwind může mít problémy s konvergencí, ale pro můj případ bylo vždy možné dokonkovat ke správnému výsledku. [33], [34], [35], [36]

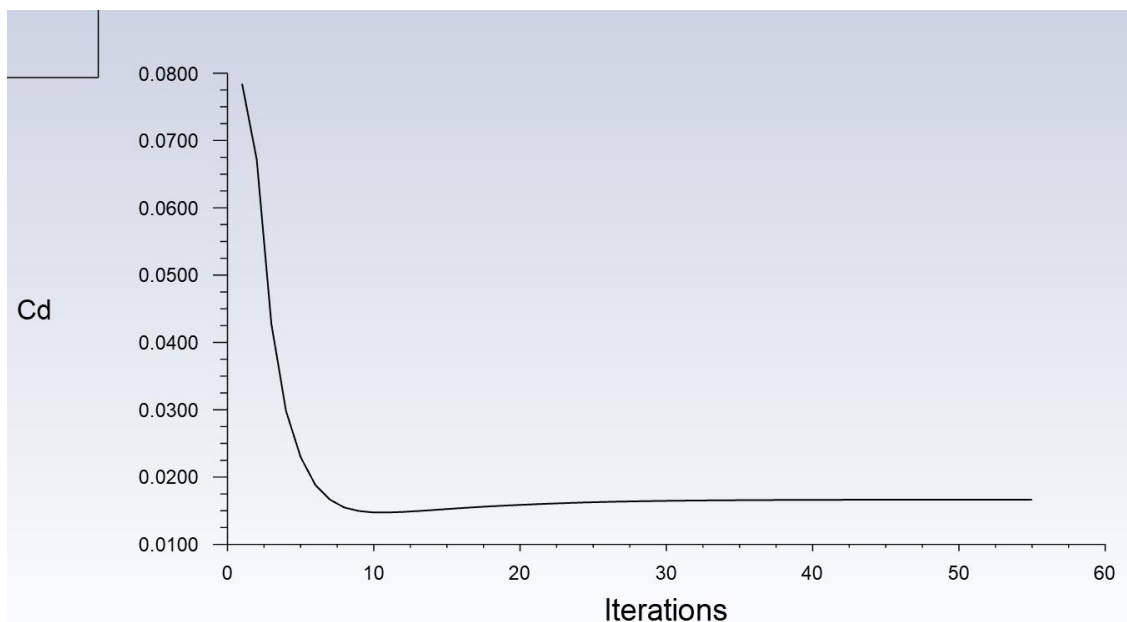
Pro výpočet je nutné nejdříve udělat počáteční odhad výpočtu v podobě Inicializace výpočtu. K tomu byla vybrána Hybrid Initialization, která lépe odpovídá stabilnímu proudění. [37]

Pro samotný výpočet bylo nastaveno vysoké číslo provedených iterací, ale těch nikdy nebylo dosaženo, jelikož stačilo, aby výsledky dokonvergovali k výsledkům přesným na 3 desetinná místa. Pokud oba výsledky zůstaly neměnné po 4 iterace, byl výpočet ukončen viz

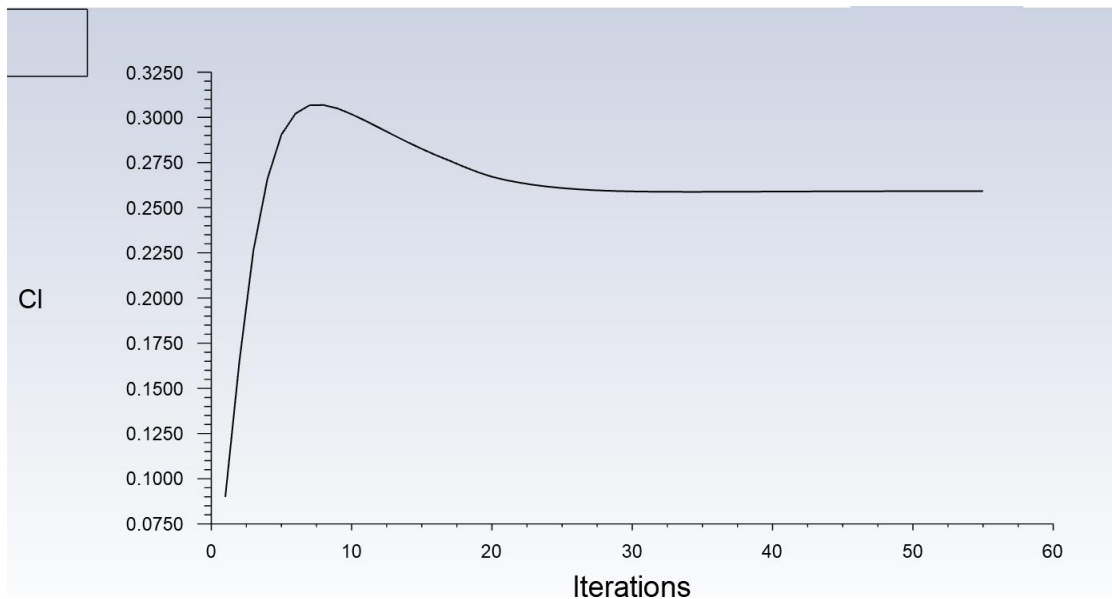
Obr. 25 a Obr. 24. Tyto referenční hodnoty byly vztlak a odpor v Newtonech. Jako další z podmínek konvergence bylo využito residuí, a to že složky rychlosti „x,y,z-velocity“ se mají zmenšit na hodnotu 10^{-6} , „k“ a „omega“ mají zmenšit na 10^{-5} a „continuity“ se má zmenšit na hodnotu 10^{-3} . Průběh residuí viz Obr. 23. [38]



Obr. 23: Průběh postupné iterace zbytkových Residuí během výpočtu



Obr. 24: Průběh postupné iterace koeficientu odporu "Cd" během výpočtu



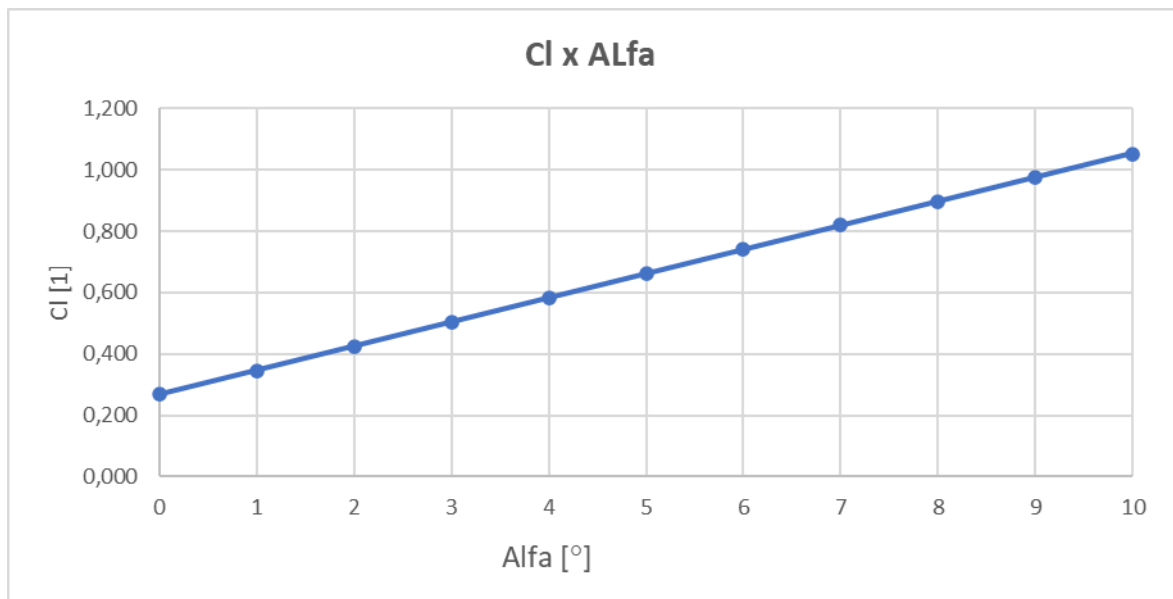
Obr. 25: Průběh postupné iterace koeficientu vztlaku "Cl" během výpočtu

4.6 Výsledné hodnoty simulací pro křídlo bez wingletu

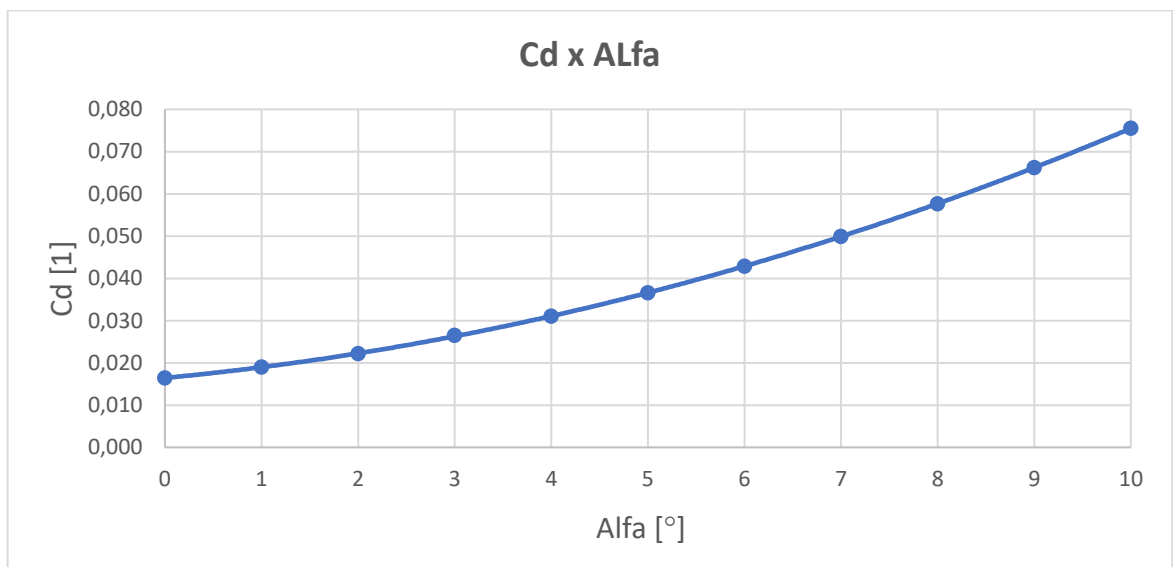
Výsledné hodnoty jsou sepsány v Tab. 4. Pro lepší názornost byl přidán i graf koeficientu vztlaku Obr. 26, koeficientu odporu Obr. 27 a graf poměru vztlaku a odporu viz Obr. 28. Průběh koeficientu vztlaku vychází dle předpokladu lineárně.

Tab. 4: Výsledné číselné hodnoty simulací pro křídlo bez wingletu

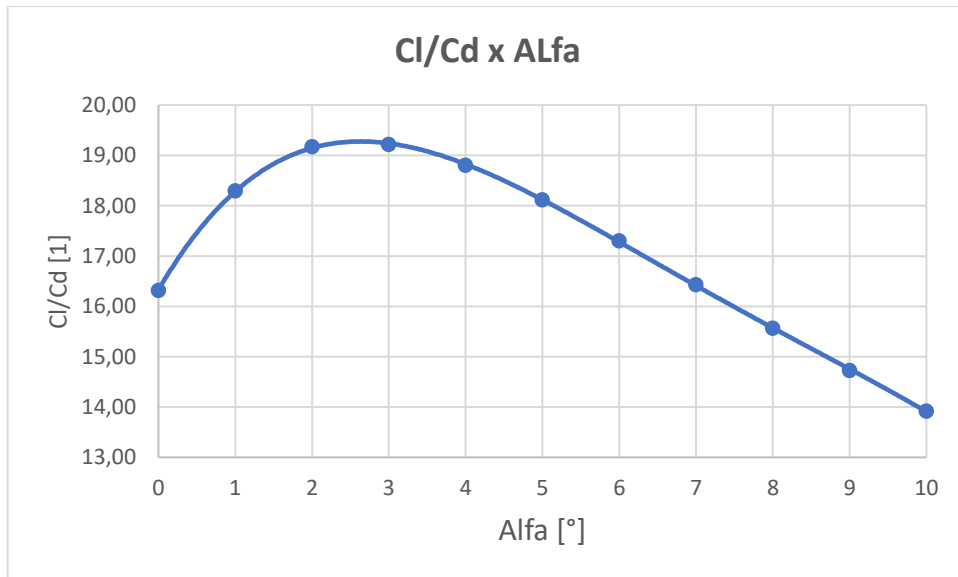
Alfa [°]	L [N]	D [N]	Cl	Cd	L/D
-4	-4,1	1,31	-0,044	0,014	-3,1
-3	3,1	1,25	0,034	0,013	2,5
-2	10,4	1,27	0,112	0,014	8,2
-1	17,6	1,36	0,190	0,015	12,9
0	24,9	1,52	0,268	0,016	16,3
1	32,2	1,76	0,347	0,019	18,3
2	39,5	2,06	0,426	0,022	19,2
3	46,8	2,44	0,504	0,027	19,2
4	54,2	2,88	0,583	0,031	18,8
5	61,5	3,39	0,662	0,037	18,1
6	68,8	3,98	0,741	0,043	17,3
7	76,1	4,63	0,820	0,050	16,4
8	83,3	5,35	0,898	0,058	15,6
9	90,5	6,15	0,975	0,066	14,7
10	97,6	7,01	1,051	0,076	13,9



Obr. 26: Průběh koeficientu vztlaku „Cl“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“

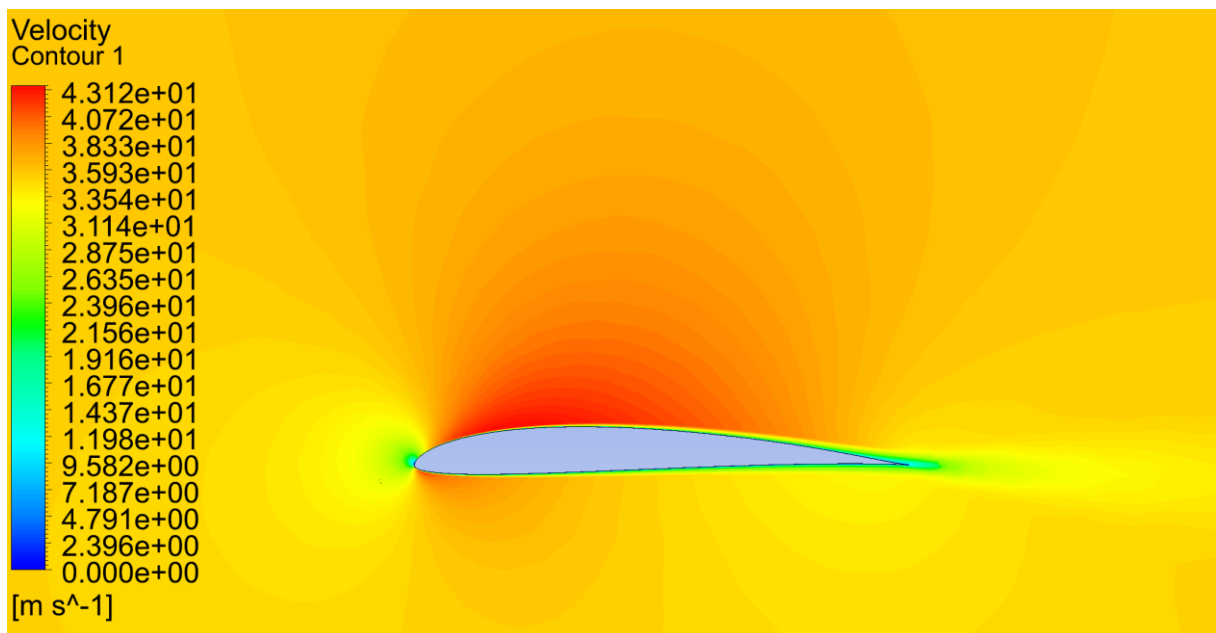


Obr. 27: Průběh koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“

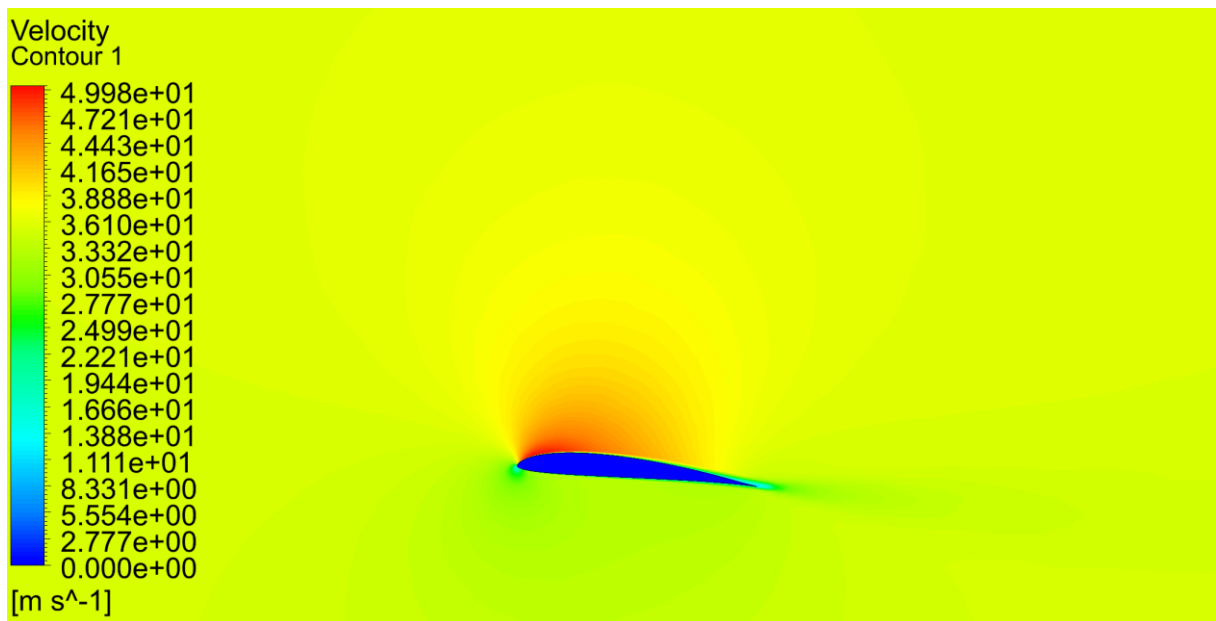


Obr. 28: Průběh poměru koeficientu vztlaku „Cl“ a koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“

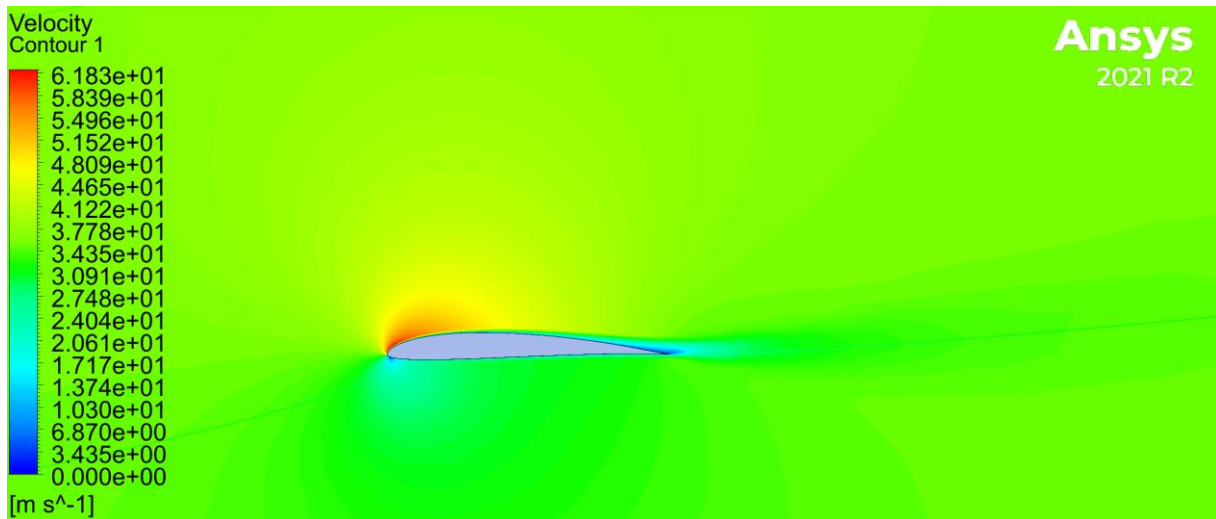
Na následujících obrázcích Obr. 29, Obr. 30, Obr. 31 a Obr. 32 je vidět kontura rychlosti pro úhly náběhu 0° až 15°. Kontura rychlosti je zobrazena v řezu polovinou křídla, tedy ve vzdálenosti 300 mm od konce křídla. Můžeme pozorovat, že pro zvyšující se úhly náběhu se zvyšuje maximální lokální rychlost obtékajícího vzduchu.



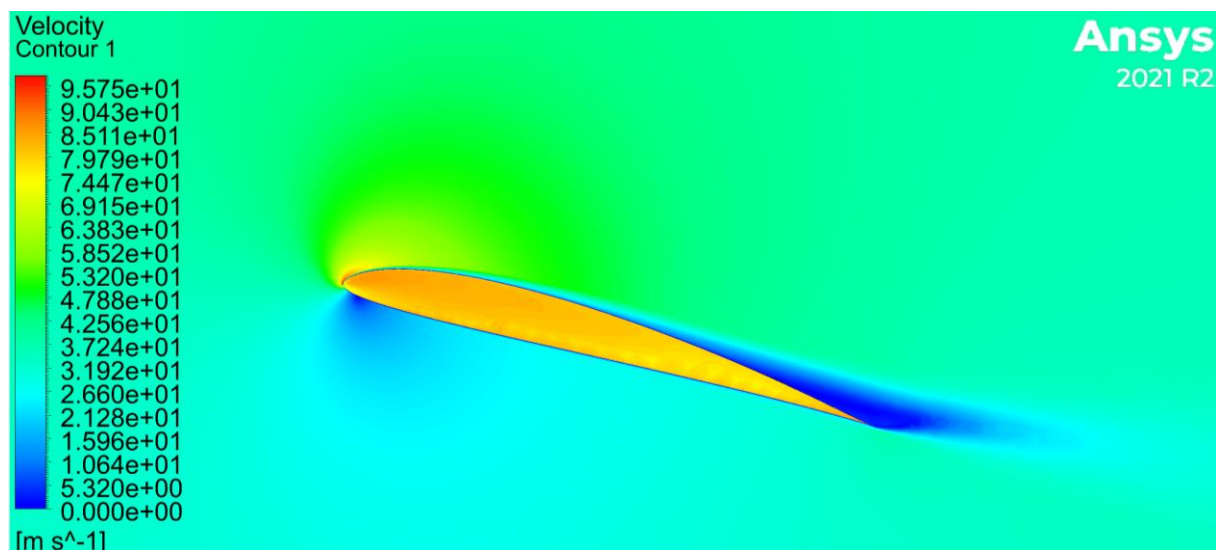
Obr. 29: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 0 stupňů



Obr. 30: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 5 stupňů



Obr. 31: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 10 stupňů



Obr. 32: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 15 stupňů

4.6.1 Výpočet ověřovacích údajů

Pro ověření nastavení simulace a správného provedení síťování bylo využito stejné křídlo jako je využito pro winglet, tedy obdélníkové křídlo s profilem SA 7038, který je použit na celou délku křídla. Toto křídlo bude končit plochou a není na něj připojen winglet. Křídlo má délku 600 mm a pro obě části dohromady 1200 mm. Pomocí vypočítaných koeficientů z aplikace Xfoil byly vypočítány teoretické údaje pro křídlo. Využity byly již zmíněné vzorce pro výpočet indukovaného odporu. Výpočet byl proveden pro Reynoldsovo číslo 500 000. Profil byl počítán pro úhly náběhu 0° až 10°. Pro tyto úhly bude následně provedena i simulace v programu Ansys Fluent.

$$Re = \frac{V_{\infty} \cdot D}{\nu} = \frac{35,5 \cdot 0,2}{1,421 \cdot 10^{-5}} \cong 500000 \quad (4.1)$$

$$\nu = 1,421 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1} \quad (4.2)$$

$$q_{\infty} = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \quad (4.3)$$

$$S = 1,2 \cdot 0,2 = 0,6 \text{ m}^2 \quad (4.4)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{1,2^2}{0,6} = 2,4 \text{ m}^2 \quad (4.5)$$

$$D_i = q_{\infty} S \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (4.6)$$

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot AR^{0,68}) - 0,64 \quad (4.7)$$

$$Cd = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (4.8)$$

$$Cd_{\text{celkový}} = Cd_{\text{škodlivý}} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (4.9)$$

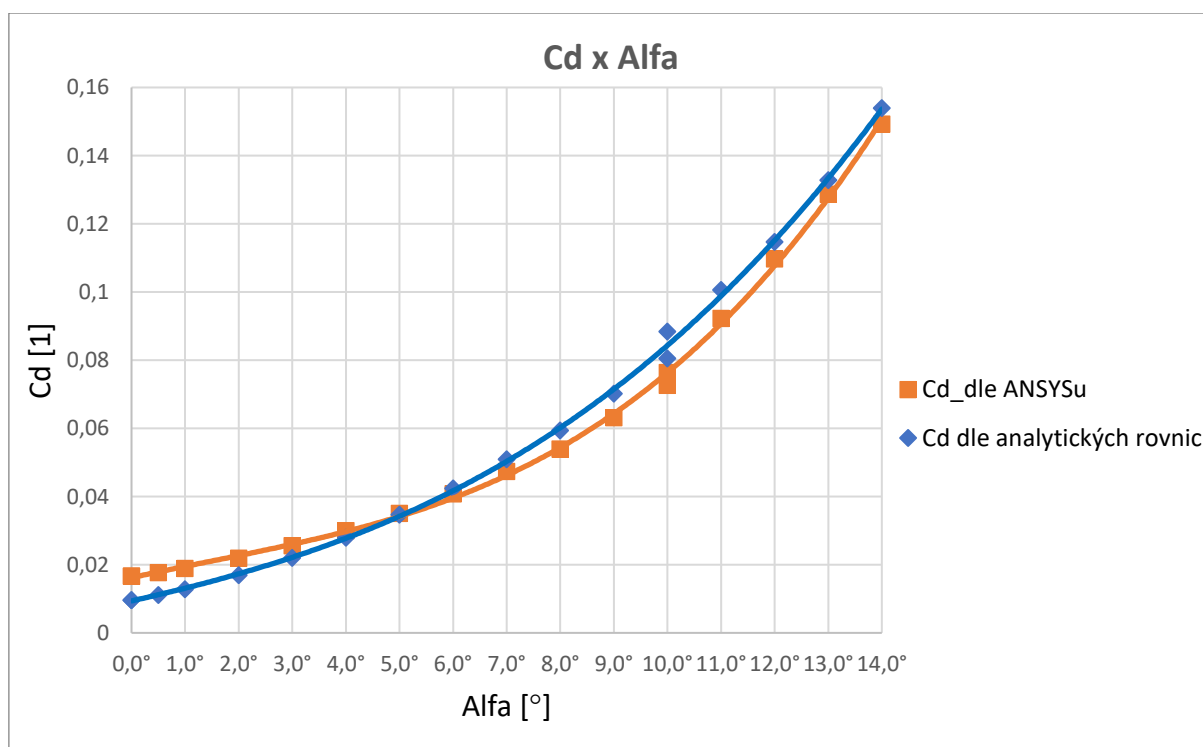
[7], [10], [12]

4.6.2 Ověřovací numerická simulace

Pro simulaci je užito jednoduchého obdélníkového křídla s profilem SA 7038, který je použit na celou délku křídla. Křídlo má délku 600 mm a pro obě části dohromady 1200 mm. Celkové rozpětí je zařízeno pomocí roviny symetrie. V předešlé kapitole byli pro toto křídlo spočítány koeficienty. V simulaci se snažíme o co nejpřesnější výsledek, pokud se výsledek nebude lišit více než o 10 %, budeme uvažovat simulaci jako uspokojivou. Jako hlavní metriky uvažujeme koeficient vztlaku C_l a koeficient odporu C_d . Zároveň výsledky následující simulace v budoucnu využijeme k určení efektivnosti wingletů, jelikož nám toto křídlo bude sloužit pro porovnání.

4.7 Porovnání výsledků

V tomto grafu jsou porovnány výsledky z programu ANSYS Fluent a výsledky vypočítanými pomocí analytických rovnic představenými v kapitole 3.5.1 viz Obr. 33. Výsledky se přesně neshodují, ale mají velmi podobný trend. S přihlédnutím k zanedbáním a nepřesnostem jednotlivých metod jde o uspokojivé výsledky. Odlišné výsledky vychází například ze zanedbání některých vlivů u analytických rovnic.



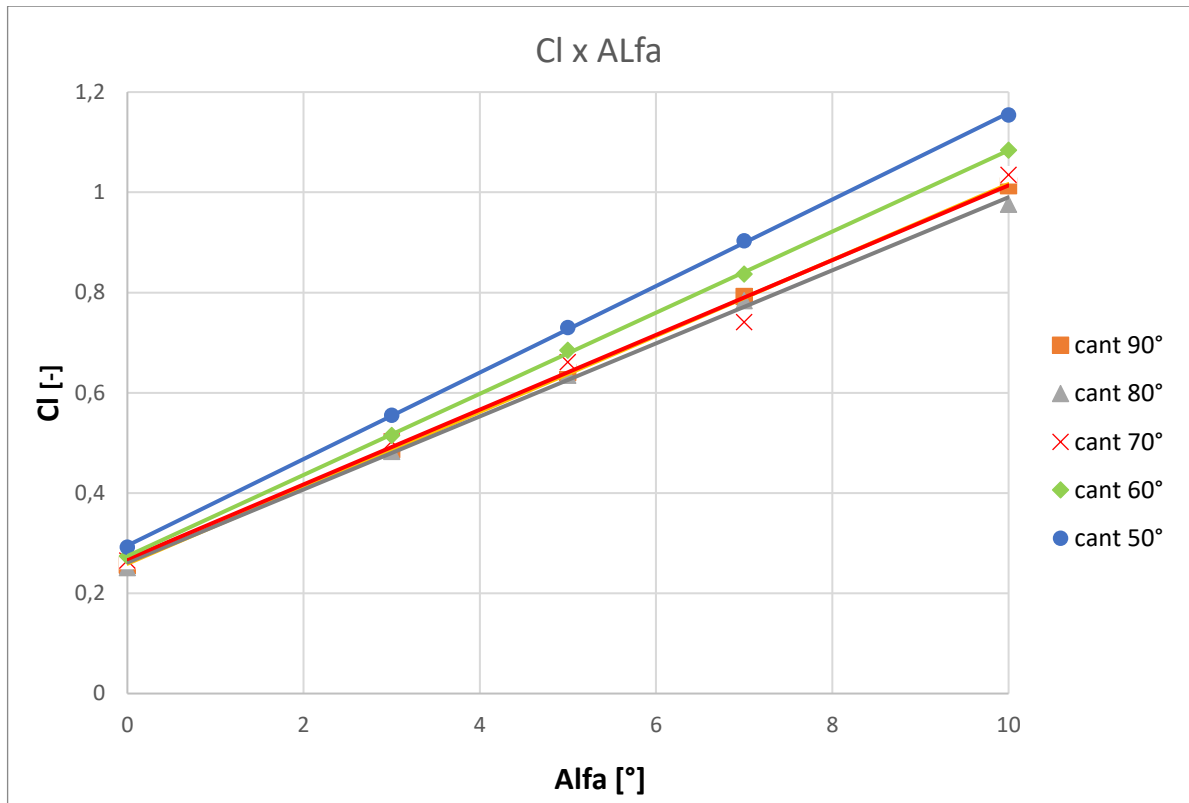
Obr. 33: Porovnání koeficientu odporu v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z analytických rovnic

4.8 Výsledné hodnoty simulací pro křídlo s wingletem

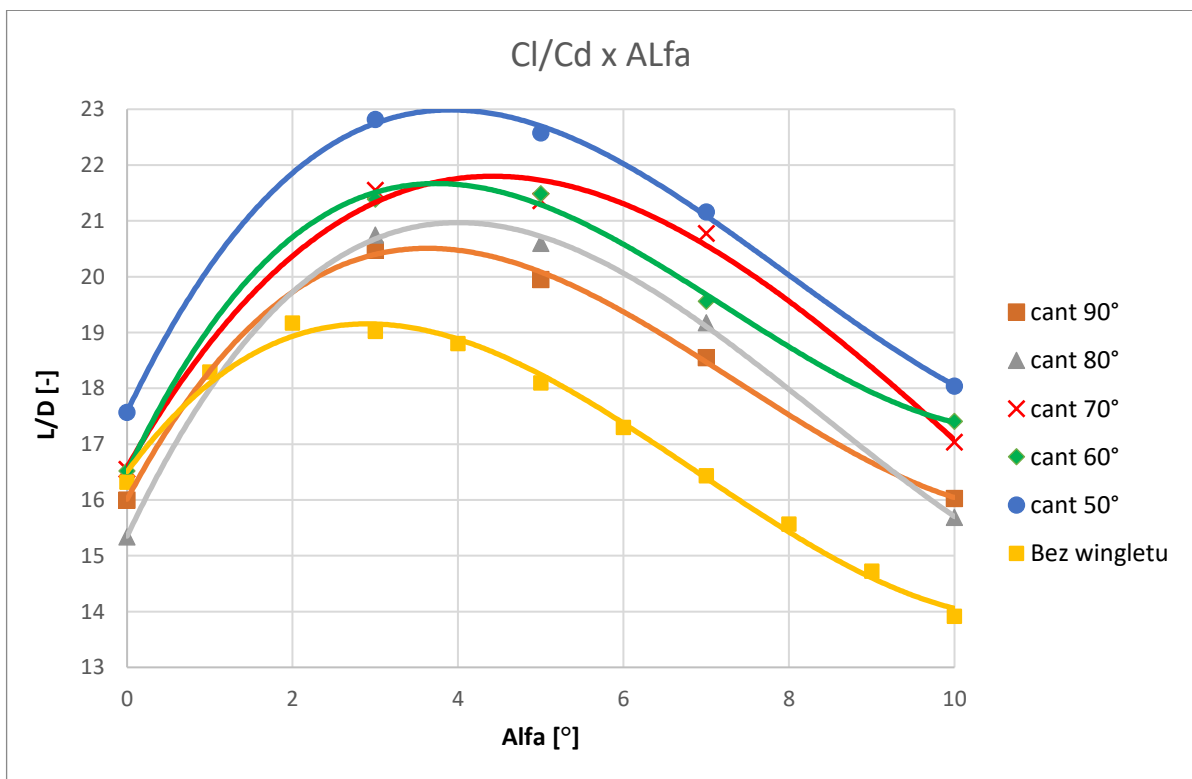
Výsledné hodnoty pro křídlo s winglety s různými úhly náklonu viz Tab. 5. Z tabulky vychází jako nejlepší winglet s úhlem náklonu 50 stupňů, který dosahuje nejvyššího poměru mezi vzlakem a odporem viz Obr. 35. Ačkoliv u něj dochází k nejvyššímu odporu, vysoký nárůst vzlaku viz Obr. 34 ho kompenzuje. Jako druhé nejlepší se jeví winglety s úhlem náklonu „cant“ 60 a 70 stupňů. Zároveň je možné pozorovat, že křídlo bez wingletu má pro všechny úhly náběhu nižší poměr L/D , než winglety s úhlem náklonu 50 a 60 stupňů.

Tab. 5 Výsledné hodnoty simulace křídel s winglety

Winglet cant 50°					
AOA [°]	Cl	Fl [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd
0	0,292	31,74	0,0166	1,81	17,57
3	0,555	60,35	0,0243	2,64	22,82
5	0,730	79,38	0,0323	3,52	22,58
7	0,903	98,22	0,0427	4,64	21,16
10	1,154	125,47	0,0640	6,96	18,04
Winglet cant 60°					
AOA [°]	Cl	Fl [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd
0	0,274	29,78	0,0166	1,80	16,52
3	0,515	56,02	0,0241	2,62	21,39
5	0,685	74,51	0,0319	3,47	21,49
7	0,837	91,06	0,0428	4,66	19,56
10	1,084	117,90	0,0623	6,77	17,41
Winglet cant 70°					
AOA [°]	Cl	Fl [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd
0	0,265	28,87	0,0161	1,75	16,55
3	0,503	54,70	0,0233	2,54	21,55
5	0,661	71,92	0,0310	3,37	21,36
7	0,741	80,55	0,0356	3,88	20,78
10	1,035	112,60	0,0608	6,61	17,04
Winglet cant 80°					
AOA [°]	Cl	Fl [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd
0	0,251	27,33	0,0164	1,78	15,34
3	0,483	52,48	0,0233	2,53	20,75
5	0,635	69,07	0,0308	3,35	20,60
7	0,784	85,21	0,0408	4,44	19,18
10	0,976	106,17	0,0622	6,77	15,69
Winglet cant 90°					
AOA [°]	Cl	Fl [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd
0	0,256	27,85	0,0160	1,74	16,00
3	0,487	53,00	0,0238	2,59	20,48
5	0,641	69,66	0,0321	3,49	19,95
7	0,792	86,16	0,0427	4,65	18,55
10	1,013	110,19	0,0632	6,87	16,03



Obr. 34: Průběh koeficientu vzlaku „Cl“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly náklonu „cant“

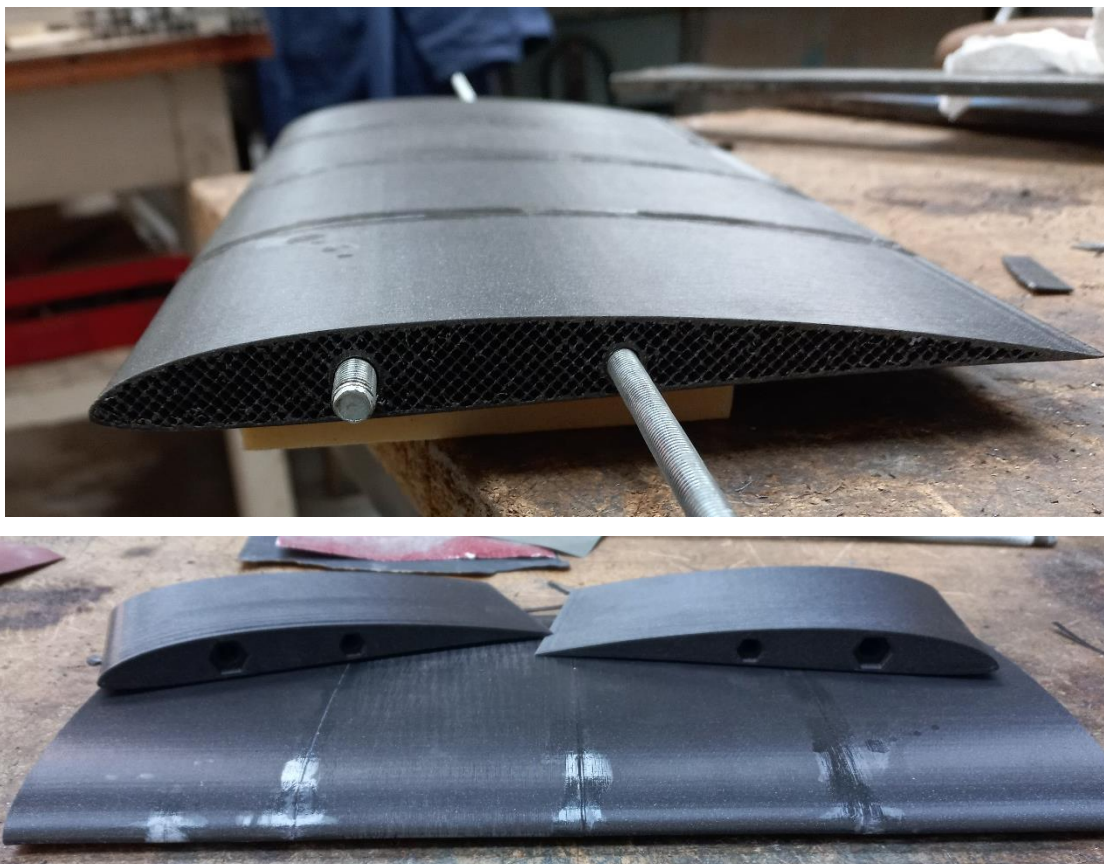


Obr. 35: Průběh poměru koeficientu vzlaku „Cl“ a koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly náklonu „cant“

5 Měření v aerodynamickém tunelu

5.1 Výroba modelu křídla

Model křídla byl modelován v prostředí Autodesk Inventor. Oproti modelu pro simulaci byly v křídle vytvořeny díry pro závitové tyče M8 a M6 a na obou koncích díry pro zalepení matic viz Obr. 36. Pomocí těchto závitových tyčí budou přenášeny síly, aby nedošlo k přílišnému ohýbání, nebo ke zničení modelu křídla. Poté byl vytištěn pomocí 3D tiskárny Original Prusa i3 MK3. Pro tisk byl použit materiál ASA, který je vhodný pro svou vysokou tvrdost, pevnost, ale také pro dobré výsledky při broušení součástí. Jeho nevýhoda spočívá ve vysoké míře kroucení a delaminace, proto bylo nutné křídlo tisknout na 6 dílů, každý díl byl dlouhý 100 mm, aby byl co nejkratší čas tisku. Jednotlivé kusy byly slepeny pomocí acetonu. Pro správné sesazení byly využity díry pro závitové tyče. Po celkovém vypřechání acetonu z křídla, což trvalo přibližně týden, bylo celé křídlo vyhlazeno pomocí smirkového papíru. Bylo velmi důležité, aby model křídla odpovídal modelu v CAD programu a tím bylo možné křídlo využít k evaluaci výsledků simulací v programu ANSYS Fluent.



Obr. 36: Částečně slepený model s krajními kusy s viditelnými dírami pro závitové tyče

5.1.1 Výroba a uchycení wingletu

Pro snížení spotřeby materiálu, bylo využito jednoho křídla, na jehož konec byly připojovány jednotlivé tvary wingletů. Toho bylo využito taktéž k porovnání wingletů mezi sebou, jelikož je tak odebrána jeden z možných vlivů na výsledky. I při sebelepším spasování nedojde vždy ke stejnému výsledku.

Winglety byly tištěny na dva kusy, kvůli snížení počtu podpor a zlepšení povrchu wingletu. Winglet byl tištěn pomocí 3D tiskárny Original Prusa i3 MK3. Pro tisk byl použit materiál ASA, stejně jako v případě křídla. Kusy byly lepeny pomocí acetonu. Zároveň byly ve wingletech vytvořeny díry o průměru 10,6 a 8,4 mm pro závitové vložky M8 a M6, které byly do wingletu zataveny pomocí plynového hořáku.

Montáž wingletu na křídlo probíhá pomocí dvou závitových tyčí vložených do konstrukce křídla. Po zašroubování konců závitových tyčí do wingletu je křídlo navlečeno na volné konce závitových tyčí a je dotaženo pomocí matic k zajištění maximální integrity.

5.2 Sestava tenzometrů a uchycení křídla

Pro uchycení sestavy křídla samotného nebo křídla s wingletem, byla vytvořena sestava dvou tenzometrů navzájem propojených pomocí 3D tištěných dílů.

Celková montáž sestavy jako na Obr. 37:

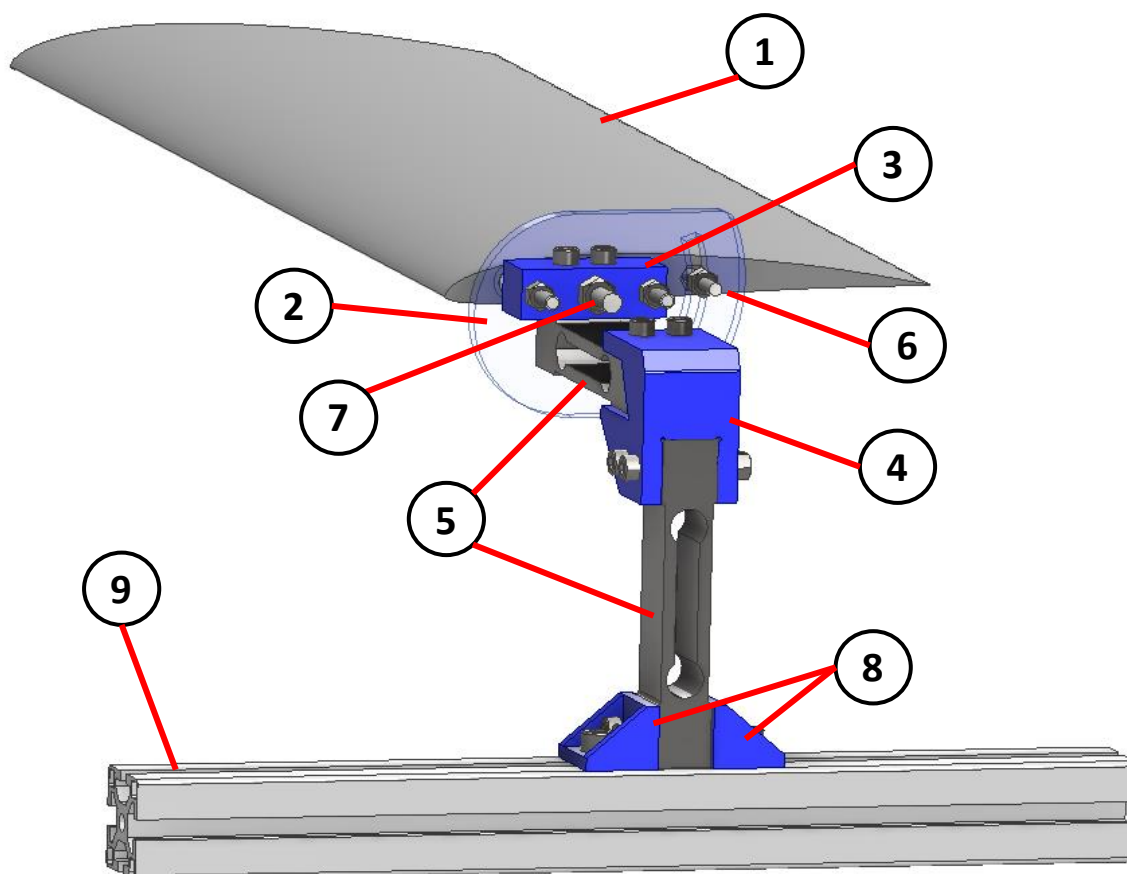
Díl z akrylátového skla k nastavení úhlu náběhu „2“ je spojen s dílem „3“ na uchycení tenzometrů ke křídlu pomocí dvou šroubů se zápusťnou hlavou M6 a dvou matic M6. Po nasazení křídla s wingletem nebo bez wingletu byl na volné konce závitových tyčí nasazen díl „2“ spojený s dílem „3“. Poté je celá sestava dotažena pomocí matic M8 a M6 tak, aby došlo k pevnému spojení. Na dílu z akrylátového skla k nastavení úhlu náběhu je díra pro pevné uchycení závitové tyče M8 a oblouková drážka pro nastavení úhlu náběhu pro závitovou tyč M6. Úhel náběhu je možný volit v rozmezí - 10° až + 20° tak, že je povolena matice M6 na závitové tyči, poté je nutné matici znovu řádně dotáhnout.

Do dílu „3“ k uchycení tenzometrů je přichycen jeden z tenzometrů Zemic L6D pomocí dvou šroubů M6, a poté je spojen pomocí dílu ke spojení tenzometrů „4“ a čtyř šroubů M6. Celá soustava je pomocí dvou úhelníků „8“ z PLA uchycena ke konstrukci tvořené hliníkovými profily pomocí dvou šroubů M8.

K zamezení vytváření nežádoucích víru v prostoru sousedícím s měřeným křídlem je na jeho okraji deska se zkosenou hranou. Tato deska oddělí proud vzduchu a dovolí tak vytvoření

nové mezní vrstvy. V ideálním případě by mezní vrstva byla nulová, takto se snažíme docílit mezní vrstvy o co nejmenší tloušťce.

Celá sestava je připojena na konstrukci z hliníkových profilů od firmy Alutec. Tato konstrukce je tvořena několika profily spojených k sobě pomocí hliníkových úhelníků a šroubů s válcovou hlavou M8. Je možné nastavit výšku měřeného křídla tak, aby bylo vždy zaručené optimální umístění v proudu nabíhajícího vzduchu. Konstrukce je pomocí úhelníku a šroubů M14 přimontována k podlaze tak, aby bylo docíleno co nejvyšší tuhosti.



Obr. 37: Sestava tenzometrů a uchycení křídla

1. Model křídla SA 7038 200x600 – tištěné ASA
2. Polohovatelné uchycení křídla – akrylátové sklo řezané pomocí laseru
3. Uchycení tenzometrů – tištěné PLA
4. Spojení tenzometrů – tištěné PLA
5. Tenzometr „Zemic L6D“
6. Závitová tyč M8 – 650 mm
7. Závitová tyč M6 – 650 mm
8. Uchycení sestavy ke konstrukci z Alutecu – tištěné PLA
9. Konstrukce s Alutecu

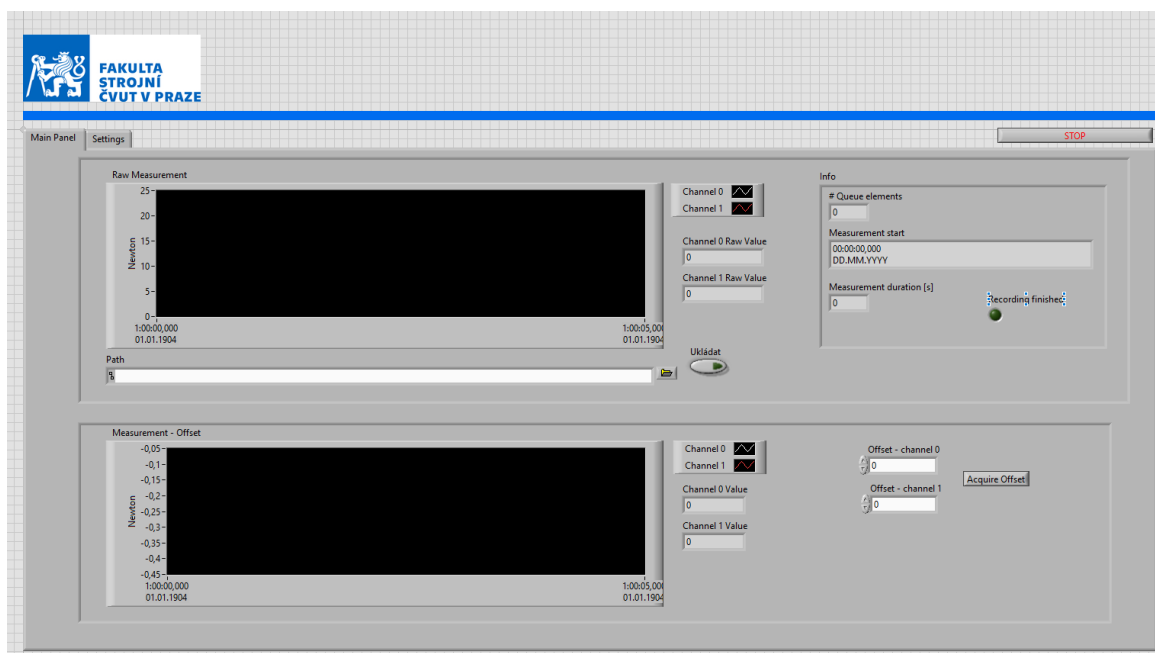
5.3 Parametry měřené v aerodynamickém tunelu

Pro experimentální měření bylo využito velkého cirkulačního aerodynamického tunelu na fakultě Strojní. Rozměry měřicího prostoru jsou 950x450x1200 mm a je poháněn velkým axiálním kompresorem o příkonu 45 kW. Při nejvyšším výkonu je možné dosáhnout rychlostí přesahujících 40 ms⁻¹. Pro vzduch ústící z tunelu je hodnota turbulence přibližně 1 %.

5.4 Použité měřící zařízení

Pro zaznamenávání dat bylo využito dvou tenzometrů Zemic L6D vzájemně propojených pomocí 3D tištěného úhelníku. Tyto tenzometry měří maximální sílu o velikosti 200 N. Oba tenzometry jsou vůči sobě montovány v úhlu 90°, jeden tenzometr měří sílu v ose nabíhajícího vzduchu, tedy sílu odporovou, a druhý sílu kolmou na nabíhající vzduch, tedy sílu vztlakovou. Tyto síly budou poté využity k hodnocení wingletu. Pro měření rychlosti nabíhajícího vzduchu v_{∞} je využito měření statického tlaku, před zúžením a za zúžením aerodynamického tunelu.

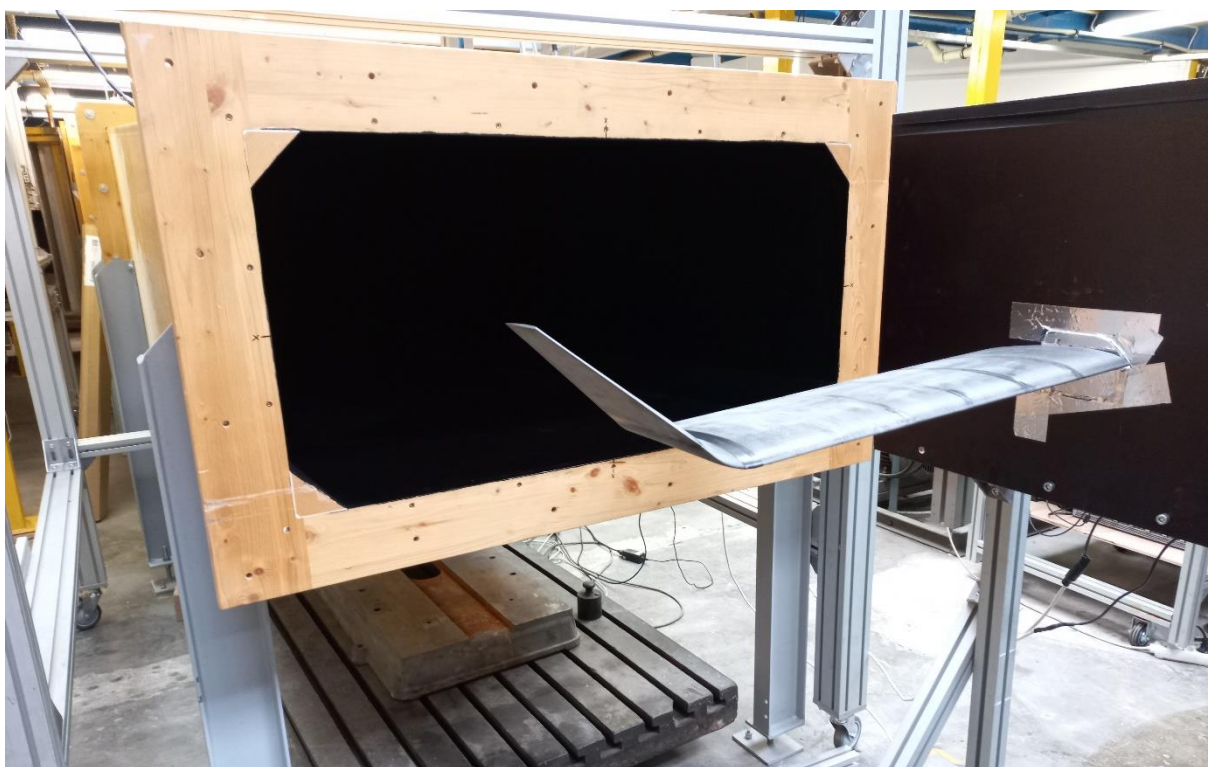
Záznam dat probíhá pomocí měřicího modulu NI 9219 zapojeného do šasi CDAQ-9174 od firmy NI a je přenášena do programu LabVIEW viz Obr. 38. V tomto programu je možné uložit měřená data a odebrat základní offset.



Obr. 38 : Náhled okna měřicího programu LabVIEW

5.5 Průběh experimentu

Pro záznam dat bylo využito programu v prostředí LabVIEW, nejdříve byla odečtena klidová hodnota pro zjištění nulové hodnoty. Data byla vždy zaznamenávána minimálně osm sekund, s vzorkovací frekvencí 100 Hz, aby byla co nejvíce eliminována fluktuace hodnot. Poté byla nastavena rychlost aerodynamického tunel na $35,5 \pm 0,5 \text{ ms}^{-1}$. Data byla zaznamenávána osm sekund, s vzorkovací frekvencí 100 Hz. Poté byl úhel nastavení křídla změněn a proces byl opakován. Křídlo bylo proměřeno pro úhly náběhu - 5° až 10°, vyšší hodnoty úhlu náběhu nebyly možné z důvodu rizika poškození měřeného modelu a přílišné vztlakové síly.



Obr. 39: Pohled na uchycené křídlo s wingletem v měřícím prostoru aerodynamického tunelu.

5.6 Výsledky experimentu pro křídlo bez wingletu

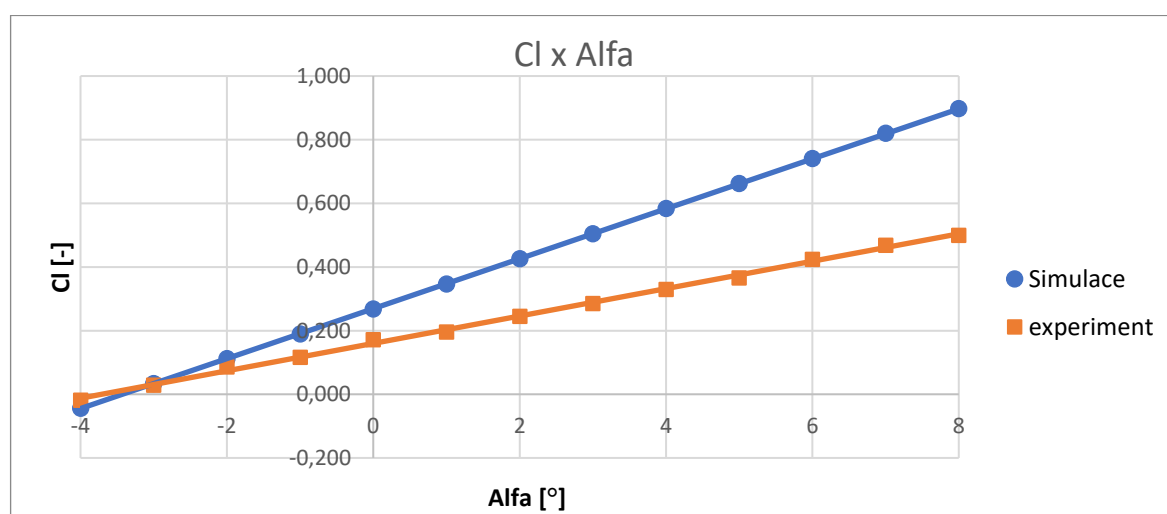
Výsledné naměřené hodnoty pro křídlo bez wingletu jsou sepsány v Tab. 6, v následujícím bodě jsou porovnány s výsledky ze simulace. Hodnoty vztlaku vycházejí lineárně jen s velmi malými odchylkami. Místo nulového vztlaku vyšlo pro úhel náběhu -3,71 stupně.

Tab. 6 Výsledné číselné hodnoty experimentu pro křídlo bez wingletu.

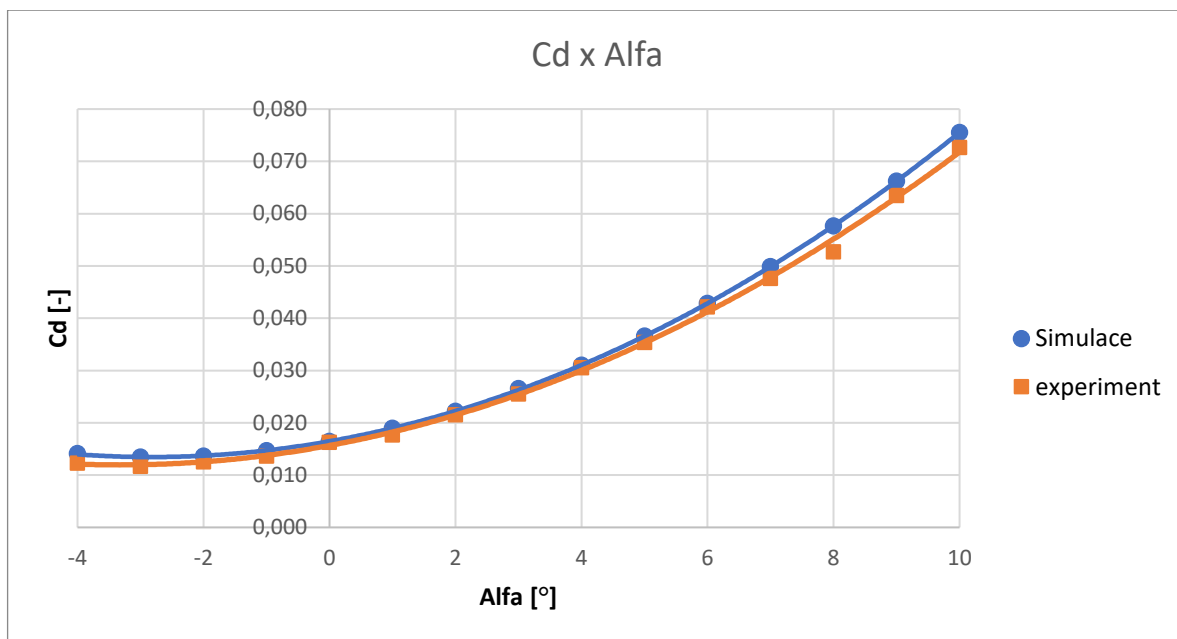
Alfa [°]	L [N]	D [N]	Cl	Cd	L/D
-4	-1,70	1,136	-0,018	0,012	-1,5
-3	2,61	1,079	0,028	0,012	2,4
-2	7,97	1,163	0,086	0,013	6,9
-1	10,78	1,261	0,116	0,014	8,5
0	15,90	1,506	0,172	0,016	10,6
1	18,10	1,638	0,195	0,018	11,1
2	22,67	1,992	0,245	0,022	11,4
3	26,39	2,362	0,285	0,025	11,2
4	30,52	2,828	0,330	0,031	10,8
5	33,82	3,277	0,365	0,035	10,3
6	39,22	3,905	0,423	0,042	10,0
7	43,39	4,411	0,468	0,048	9,8
8	46,25	4,883	0,499	0,053	9,5
9	50,29	5,881	0,543	0,063	8,6
10	55,33	6,732	0,597	0,073	8,2

5.7 Porovnání výsledků experimentu s numerickou simulací pro křídlo bez wingletu

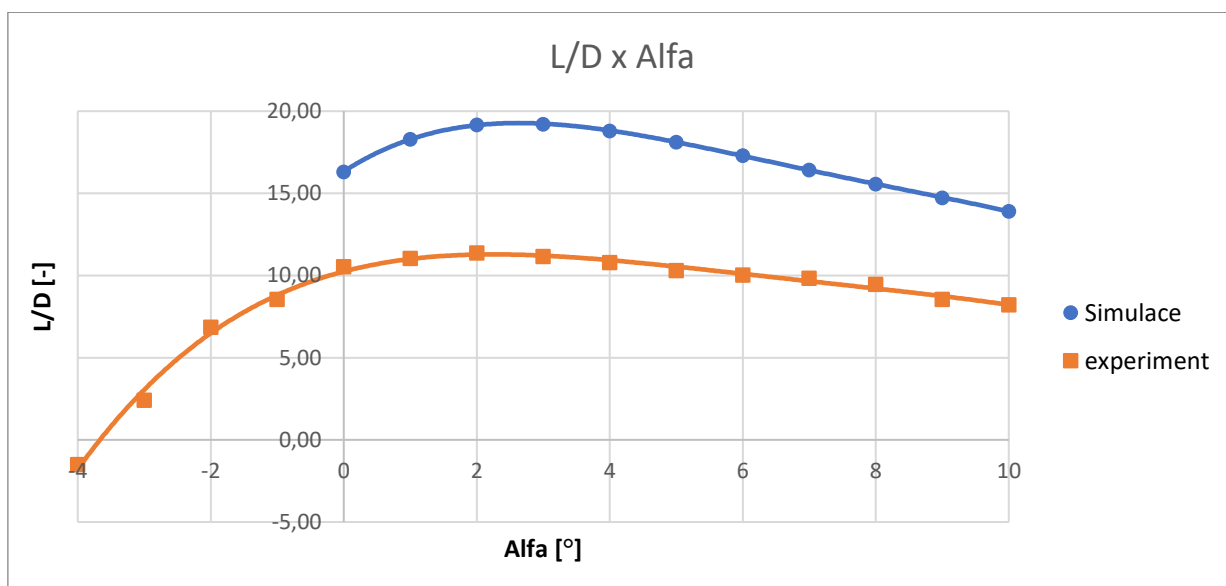
Výsledné hodnoty pro simulaci a experiment se velmi dobře shodují v průběhu a hodnotách odporu viz Obr. 41. Pro průběh vztlaku viz Obr. 40 podobná shoda neplatí, může být tak zapříčiněno natočením křídla při působení vysoké vztlakové síly, nebo jeho prohnutí od působení vztlakové síly. Pro poměr odporu a vztlaku platí vzájemné posunutí, ale trend křivky je velice podobný viz Obr. 42.



Obr. 40 Porovnání koeficientu vztlaku v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z experimentu



Obr. 41 Porovnání koeficientu odporu v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z experimentu



Obr. 42 Porovnání vztlaku a odporu v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z experimentu

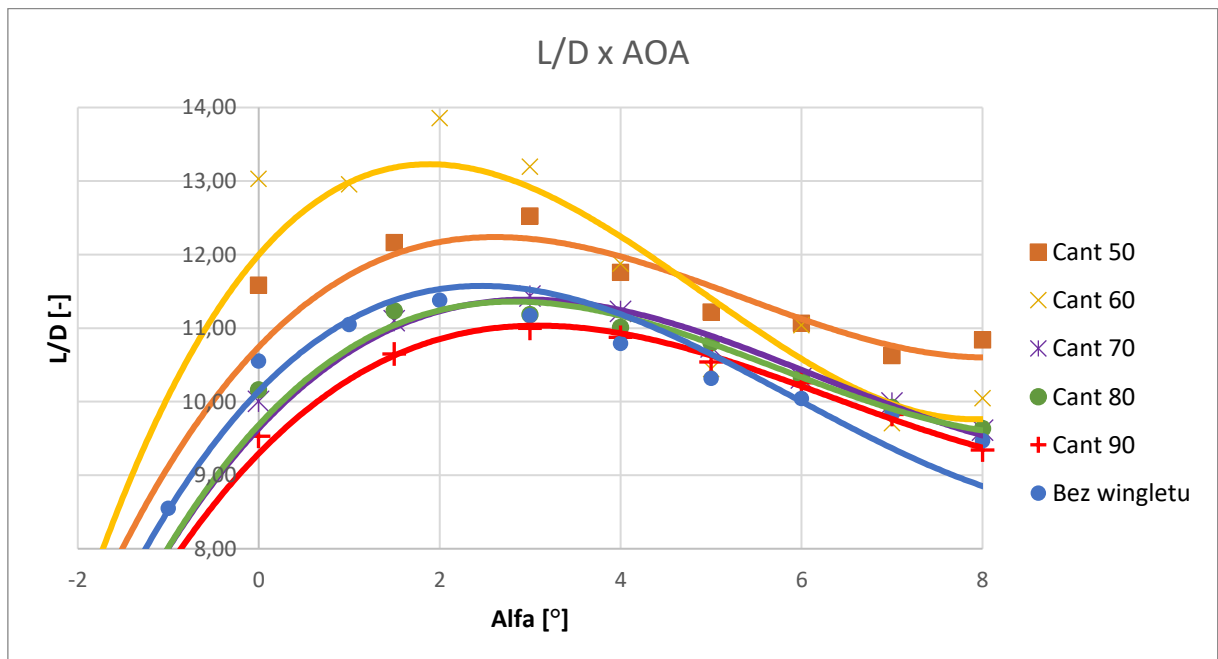
5.8 Výsledky experimentu pro křídlo s wingletem

Výsledné hodnoty pro křídlo s winglety s různými úhly náklonu viz Tab. 7. Z tabulky vychází winglet s úhlem náklonu 60 stupňů jako nejlepší pro nízké úhly náběhu a po úhlu náběhu 4° vychází lépe winglet s úhlem náklonu 50 stupňů viz Obr. 43. Při pohledu na Obr. 44 je patrné, že nejvyšší vztlak má winglet s úhlem náklonu 50°. Ten je kompenzován vyšším nárůstem odporu.

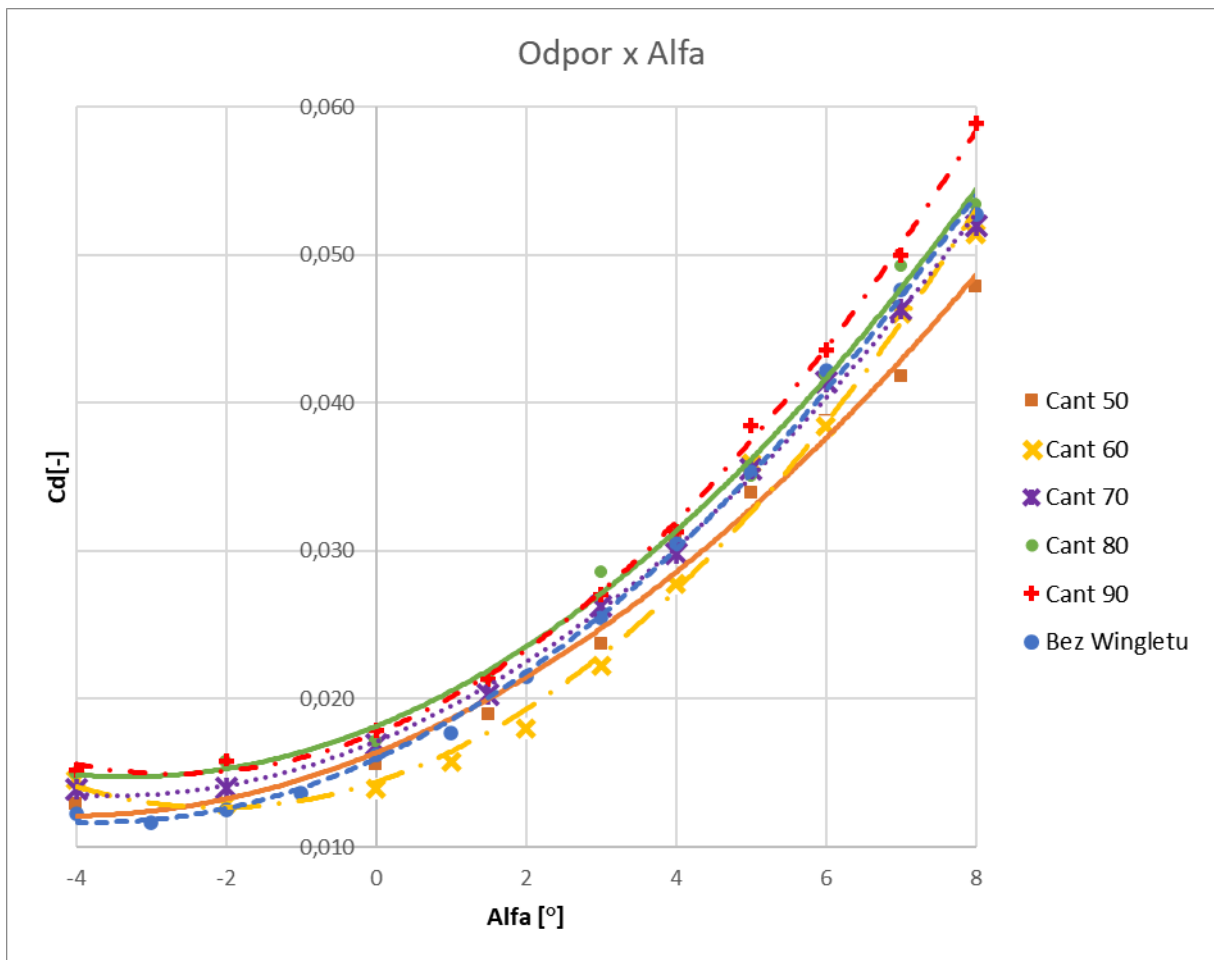
Tab. 7: Výsledné hodnoty simulace pro křídlo s winglety.

Winglet cant 50°					
AOA [°]	Fl [N]	Fd [N]	Cl	Cd	D/L
-4	-0,6	1,40	-0,006	0,013	-0,45
-2	7,6	1,39	0,070	0,013	5,47
0	19,6	1,69	0,180	0,016	11,59
1,5	25,0	2,05	0,230	0,019	12,17
3	32,2	2,57	0,297	0,024	12,53
4	39,2	3,33	0,361	0,031	11,76
5	39,2	3,33	0,361	0,031	11,75
6	46,6	4,21	0,429	0,039	11,07
7	48,3	4,54	0,445	0,042	10,63
8	56,3	5,19	0,519	0,048	10,84
Winglet cant 60°					
AOA [°]	Fl [N]	Fd [N]	Cl	Cd	D/L
-4	-4,0	1,53	-0,038	0,015	-2,61
-2	7,3	1,36	0,069	0,013	5,35
0	19,1	1,47	0,182	0,014	13,03
1	21,5	1,66	0,204	0,016	12,96
2	26,2	1,89	0,249	0,018	13,86
3	30,8	2,34	0,293	0,022	13,20
4	34,7	2,92	0,330	0,028	11,88
5	39,4	3,78	0,375	0,036	10,44
6	44,6	4,04	0,424	0,038	11,04
7	47,0	4,84	0,447	0,046	9,71
8	54,3	5,41	0,517	0,051	10,05
Winglet cant 70°					
AOA [°]	Fl [N]	Fd [N]	Cl	Cd	D/L
-4	-1,6	1,42	-0,016	0,014	-1,13
-2	7,4	1,44	0,072	0,014	5,16
0	17,3	1,73	0,169	0,017	10,00
1,5	23,1	2,08	0,225	0,020	11,10
3	30,9	2,70	0,301	0,026	11,44
4	34,4	3,06	0,335	0,030	11,23
5	39,1	3,64	0,381	0,036	10,75
6	43,9	4,25	0,428	0,041	10,33
7	47,4	4,75	0,462	0,046	9,98
8	51,2	5,33	0,499	0,052	9,61

Winglet cant 80°					
AOA [°]	Fl [N]	Fd [N]	Cl	Cd	Cant 80
-4	-2,5	1,51	-0,025	0,015	-1,65
-2	7,9	1,59	0,079	0,016	5,01
0	17,5	1,72	0,174	0,017	10,16
1,5	24,2	2,15	0,241	0,021	11,24
3	32,1	2,87	0,319	0,029	11,19
4	34,8	3,16	0,346	0,031	11,01
5	38,1	3,53	0,379	0,035	10,80
6	43,5	4,21	0,433	0,042	10,33
7	49,1	4,95	0,488	0,049	9,92
8	51,7	5,37	0,514	0,053	9,63
Winglet cant 90°					
AOA [°]	Fl [N]	Fd [N]	Cl	Cd	Cant 90
-4	-1,4	1,51	-0,014	0,015	-0,92
-2	8,3	1,56	0,084	0,016	5,33
0	16,9	1,77	0,170	0,018	9,53
1,5	22,5	2,12	0,227	0,021	10,65
3	29,5	2,68	0,298	0,027	11,00
4	33,8	3,10	0,341	0,031	10,88
5	40,2	3,82	0,406	0,039	10,54
6	44,3	4,32	0,447	0,044	10,26
7	48,7	4,95	0,491	0,050	9,83
8	54,5	5,84	0,550	0,059	9,35



Obr. 43 Průběh poměru koeficientu vztlaku „Cl“ a koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly cant



Obr. 44 Průběh koeficientu odporu v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly náklonu „cant“ a porovnáním s křídlem bez wingletu

5.9 Porovnání výsledků experimentu s numerickou simulací pro křídlo s wingletem

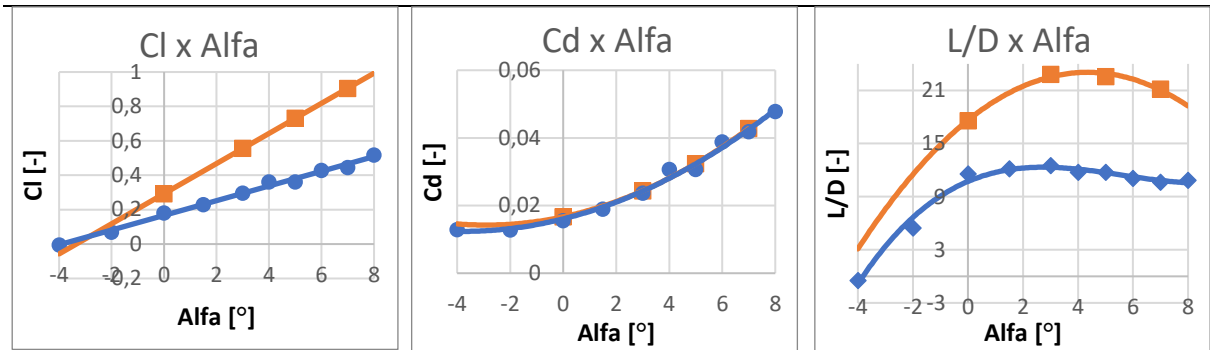
V Tab. 8 jsou porovnány výsledky simulace a experimentu pro jednotlivé winglety s různými úhly náklonu. Výsledné hodnoty pro simulaci a experiment se velmi dobře shodují v průběhu odporu. Pro průběh vztlaku podobná shoda neplatí, může být tak zapříčiněno natočením křídla při působení vysoké vztlakové síly, nebo jeho prohnutí od působení vztlakové síly. Pro poměr odporu a vztlaku platí vzájemné posunutí, ale trend křivky je velice podobný.

Legenda:

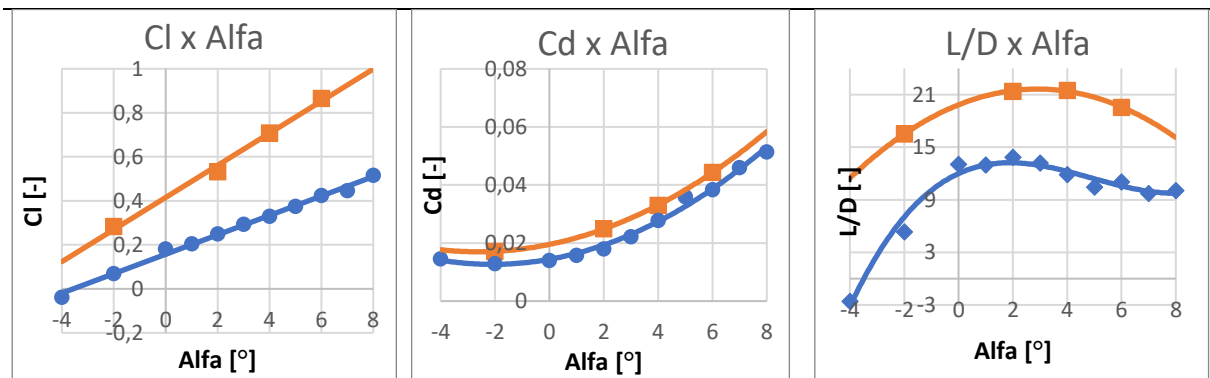
- **Modrá** křivka představuje výsledek experimentu
- **Oranžová** křivka představuje výsledek simulace

Tab. 8: Porovnání simulace a experimentu pro winglety s různými úhly náklonu „CANT“

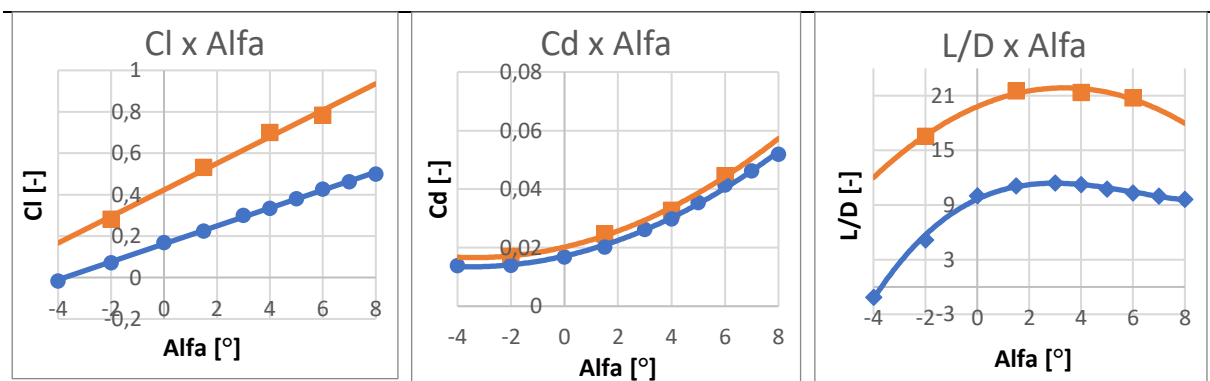
Winglet s úhlem náklonu (CANT) 50 stupňů



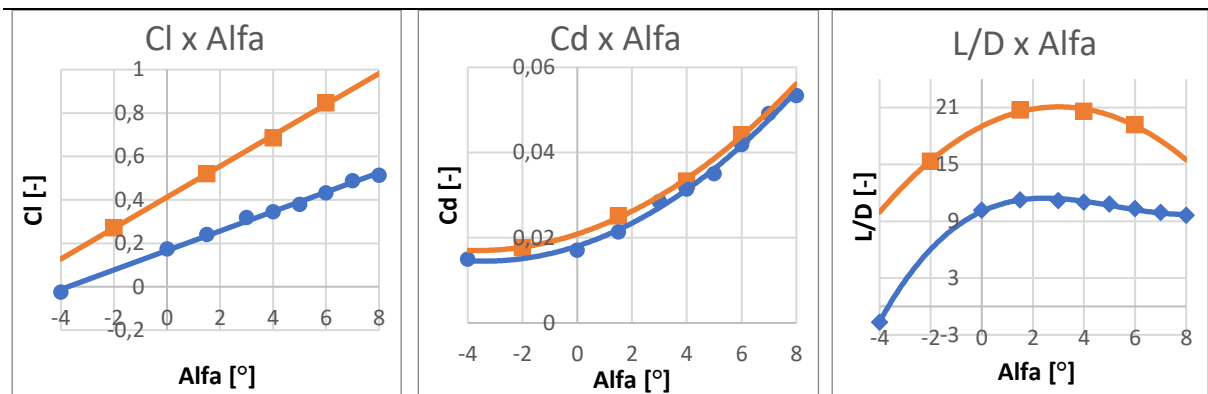
Winglet s úhlem náklonu (CANT) 60 stupňů



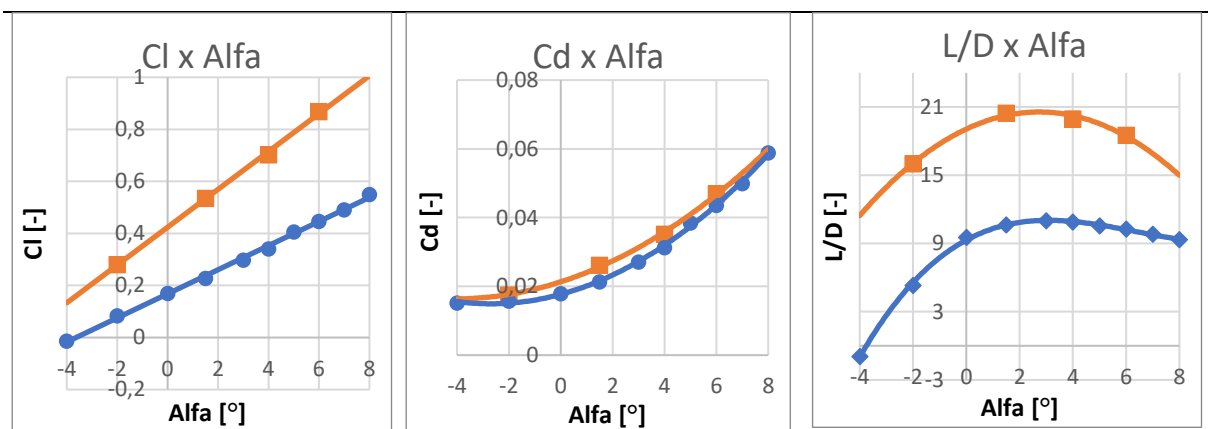
Winglet s úhlem náklonu (CANT) 70 stupňů



Winglet s úhlem náklonu (CANT) 80 stupňů



Winglet s úhlem náklonu (CANT) 90 stupňů



5.10 Rozdíly Experimentu a Simulace

Pro simulaci a experiment se výsledky měření vzájemně lišily zejména daleko nižším naměřeným vztlakem. Experiment a simulace se odchylojí zejména v podobě měřeného prostoru, který byl v simulaci velmi velký, ale u experimentu je ovlivněn například přítomností ústí tunelu, délkou měřené oblasti, která se u experimentu rovnala pouze 1200 mm, zároveň na straně křídla bylo uvažováno se stěnou, na které se nevytvoří mezní vrstva, během experimentu se patrně na stěně mezní vrstva malé tloušťky vytvořila. V simulaci je zároveň počítáno s ideálním povrchem a geometrií křídla, která během výroby nemohla být dodržena. Další velmi důležitý vliv je prohnutí a zkroucení křídla zapříčiněné působící vztlakovou a odporovou silou, v simulaci se křídlo chová jako absolutně tuhé. V neposlední řadě dochází k vibracím křídla během měření, které mohou ovlivnit průběh měřených hodnot.

5.11 Porovnání výsledků z experimentu s numerickou simulací

Pro experimentálně změřené hodnoty byla zaznamenána poměrně malá vztaková síla, která se opakovala jak pro křídlo bez wingletu, tak křídla s winglety. Ta mohla být zapříčiněna velkým prohnutím křídla a natočením od působící síly, pro křídlo generující vztlak vzniká moment ohýbající křídlo směrem k nižšímu úhlu náběhu. Naopak velmi uspokojivě vycházel průběh odporu, který byl jak pro křídlo bez wingletu tak křídla s winglety velmi blízký simulaci, což by ukazovalo na dobrý povrch měřeného křídla a nízké ovlivnění prohnutím a natočením. Pro křídla zakončené winglety trend přibližně odpovídá simulaci. Místo nulového vztlaku vyšlo pro křídlo bez wingletu v experimentální části pro úhel náběhu $-3,71^\circ$ v aplikaci Xfoil vyšel tento bod pro úhel náběhu $-3,88^\circ$ a pro simulaci vyšel bod nulového vztlaku pro úhel náběhu $-3,43^\circ$.

6 Závěr

V rámci této bakalářské práce byla zpracována rešerše týkající se konstrukce a jednotlivých typů wingletů. Byly zde popsány nejdůležitější parametry a vlastnosti těchto wingletů. Taktéž byly popsány jednotlivé složky odporu působící na křídlo a jejich vliv na letoun. Nejdůležitějším typem odporu pro tuto práci byl odpor indukovaný, který je do určité míry možné redukovat pomocí zařízení na konci křídla například wingletů. Celá problematika tak spočívá ve správném návrhu wingletu, aby snížení indukovaného odporu kompenzovalo a převyšovalo zvýšení plochy křídla a tím zvýšení škodlivého odporu.

Pro praktickou část byl vybrán winglet s plynulým přechodem neboli „Blended winglet,“ který byl poměrně jednoduše vytvořitelný pomocí komerčně dostupného CAD programu AUTODESK Inventor. Tyto winglety jsou zároveň velice běžné na širokém spektru dopravních letadel. Vytvořeno bylo celkem pět typů tohoto wingletu a to pro měnící se úhel náklonu neboli „CANT“. Šlo o úhly 50° - 90° s inkrementem 10° . Geometrie křídla byla vybrána obdélníková a profil křídla jako SA 7038 navržený pro kluzáky. Křídlo bylo navrženo pro malé UAV s rychlostmi do $150 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ a MTOW 150 kg.

První část praktické části byla simulace křídla konečného rozpětí s wingletem v programu ANSYS Fluent. Křídlo bylo nejdříve simulováno bez wingletu pro porovnání s výsledky analytických rovnic, a poté i pro křídla s winglety, ta byla simulována pro úhly náběhu 0° , 3° , 5° , 7° a 10° . Kvůli vysokému nároku na čas a výpočetní kapacity nebyla simulována ve vyšším rozpětí úhlů náběhu. Pro simulace byl využit Pressure based solver.

Druhá část praktické části se zabývala měřením křídla v aerodynamickém tunelu a vzájemného porovnání simulace, analytických výpočtů a experimentu. Křídlo bylo vyrobeno jako 600 mm dlouhé, uchycené pouze na jedné straně, aby bylo možné pozorovat vliv koncových vírů. Křídlo bylo vytvořeno pomocí technologie FDM 3D tisku z materiálu ASA. Křídlo bylo proměřeno nejdříve bez wingletů a poté s každým typem wingletu. Byl pozorován podobný trend jako v simulacích. Jako nejlepší se jevil winglet s úhlem náklonu 50 stupňů, který byl v simulaci s přehledem nejvýhodnější a v experimentu byl nejvýhodnější pro úhly náběhu vyšší než 4 stupně.

Pro budoucí měření by bylo možné navrhnout winglety jiným způsobem a mít tak možnost vyzkoušet lehce odlišnou geometrii. Jako další bylo možné změnit pro winglet s nejlepším poměrem vztlaku a odporu další parametry např.: šípovitost nebo patní úhel a zdokumentovat jejich vliv na chování. Co se týká samotného měření, bylo by možné testovat winglety pro více možných Reynoldsových čísel. V tomto experimentu bylo měřeno pouze pro Reynoldsovo číslo 500 000. Pro křídla byly vybrány výztuhy v podobě závitových tyčí, u kterých docházelo k poměrně vysokému ohybu. Pro příští měření by mohlo být využito přídatných výztuh, které by více zabránily prohýbání.

7 Bibliografie

- [1] HEYSON, Harry, Gregory RIEBE a Cynthia FULTON. *THEORETICAL PARAMETRIC STUDY OF ADVANTAGES OF WINGLETS AND WING-TIP EXTENSIONS*. Hampton, Virginia 23665, 1977. Technical Memorandum. NASA Langley Research Center.
- [2] AZLIN, M., C.F TAIB, S. KASOLANG a F.H MUHAMMAD. *CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic Flow*. Vol I. London, UK: WCE 2011, 2011. ISBN 978-988-18210-6-5. ISSN 2078-0966.
- [3] WHITCOMB, R. T. *A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets*. Hampton, Virginia 23665, 1976. NASA Technical Note. NASA Langley Research Center.
- [4] MAUGHMER, Mark D. The Design of Winglets for Low-Speed Aircraft. *TECHNICAL SOARING*. Pennsylvania 16802 USA: The Pennsylvania State University, 2006, **2006**(30), 61-73.
- [5] GUERRERO, J., M. SANGUINETI a K. WITTKOWSKI. Variable cant angle winglets for improvement of aircraft flight performance. *Meccanica*. 2020, **55**(10), 1917-1947. ISSN 0025-6455. Dostupné z: doi:10.1007/s11012-020-01230-1
- [6] ANDERSON, E., C. WRIGHT a T. LAWTON. Experimental study of the structure of the wingtip vortex. *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000, -. Dostupné z: doi:10.2514/6.2000-269
- [7] ANDERSON, John David. *Introduction to flight*. Eighth edition. New York: McGraw-Hill Education, 2016. ISBN 978-981-4636-18-6.
- [8] CÉRON-MUÑOZ, H., R. COSIN, R. COIMBRA, L. CORREA a F. CATALANO. Experimental Investigation of Wing-Tip Devices on the Reduction of Induced Drag. *Journal of Aircraft*. 2013, **50**(2), 441-449. ISSN 0021-8669. Dostupné z: doi:10.2514/1.C031862
- [9] BOLZON, Michael, Richard KELSO a Maziar ARJOMANDI. Formation of vortices on a tubercled wing, and their effects on drag. *Aerospace Science and Technology*. 2016, **56**(-), 46-55. ISSN 12709638. Dostupné z: doi:10.1016/j.ast.2016.06.025

- [10] BENSON, Tom. Induced drag. In: *Grc.nasa.gov* [online]. -: NASA, - [cit. 2023-04-01].
Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/induced.html>
- [11] DEVENPORT, William, Michael RIFE, Stergios LIAPIS a Gordon FOLLIN. The structure and development of a wing-tip vortex. *Journal of Fluid Mechanics*. 1996, **312**(312), 67-106. ISSN 0022-1120. Dostupné z: doi:10.1017/S0022112096001929
- [12] ANDERSON, John David. *Fundamentals of aerodynamics*. 4th ed. New York: McGraw-Hill, 2007. ISBN 007-125408-0.
- [13] GUERRERO, Joel, Dario MAESTRO a Alessandro BOTTARO. Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control. *Comptes Rendus Mécanique*. 2012, **340**(1-2), 67-80. ISSN 16310721. Dostupné z: doi:10.1016/j.crme.2011.11.007
- [14] PÍCHA, Bohumil. *Aerodynamika nízkých a vysokých rychlostí*. 2. vyd. Liberec: Vysoká škola strojní a textilní, 1987, 200 s.
- [15] SINGH, SUMIT. What Are The Different Kinds Of Winglets?. In: *Simpleflying* [online]. -: simpleflying, 2020 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://simpleflying.com/winglets-types/>
- [16] Winglets. In: *NASA* [online]. Dryden Flight Research Center: NASA, 2004 [cit. 2023-04-01].
Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/about/Organizations/Technology/Facts/TF-2004-15-DFRC.html>
- [17] *TYPES OF BLENDED WINGLETS* [online]. Seattle: Aviation Partners, Inc., 2012 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.aviationpartners.com/aviation-partners-split-scimitar-blended-winglet-2/>
- [18] Raked wingtips – Why Boeing-777 doesn't have winglets?. In: *Aircraftengineer* [online]. -: aircraftengineer, 2016 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.aircraftengineer.info/raked-wingtips/>
- [19] British Airways Boeing 787-8 G-ZBJC wingtip. In: *Aviation.stackexchange.com* [online]. -: -, 2015 [cit. 2023-04-02]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/19073/how-does-the-raked-wingtip-of-the-boeing-787-work>

- [20] GRATZER, Louis B. *Blended winglet*. 1993. United States. US5348253A. Uděleno 20.9.1994. Zapsáno 1.2.1993.
- [21] YADAV, Navin. *DESIGN AND ANALYSIS OF CANTED WINGLET FOR LOW-SPEED AIRCRAFT*. Chennai India, 2022. Article. Vel Tech - Technical University.
- [22] ROMAN, Dino, John VASSBERG, Douglas FRIEDMAN, Adam MALACHOWSKI a Christopher VEGTER. *Split winglet system*. 2016. United States. US9637226B2. Uděleno 02. 05. 2017. Zapsáno 08. 09. 2016.
- [23] 737 MAX. In: *Boeing* [online]. -: Boeing Co, - [cit. 2023-04-02]. Dostupné z: <https://www.boeing.com/commercial/737max/>
- [24] SA7038. In: *Airfoiltools* [online]. -: airfoiltools, - [cit. 2023-04-02]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sa7038-il>
- [25] SESHIAH, T., B. VASU, K.Vijaya KUMAR REDDY a P. BRIDJESH. Analysis on aircraft winglet at different angles by using CFD simulation. *Materials Today: Proceedings*. 2022, **49**(-), 275-283. ISSN 22147853. Dostupné z: doi:10.1016/j.matpr.2021.02.073
- [26] PANAGIOTOU, P., P. KAPAROS a K. YAKINTHOS. Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD. *Aerospace Science and Technology* [online]. 2014, **39**, 190-205 [cit. 2022-10-09]. ISSN 12709638. Dostupné z: doi:10.1016/j.ast.2014.09.006
- [27] MAUGHMER, Mark, Timothy SWAN a Steven WILLITS. Design and Testing of a Winglet Airfoil for Low-Speed Aircraft. *Journal of aircraft*. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2002, **2002**(394), 654–664. Dostupné z: doi:<https://doi.org/10.2514/2.2978>
- [28] Symmetry Boundary Conditions. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node251.htm>
- [29] Wall Boundary Conditions. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node250.htm>
- [30] Velocity Inlet Boundary Conditions. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-01]. Dostupné z: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node240.htm>

- [31] Pressure Outlet Boundary Conditions. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-01].
Dostupné z:
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node244.htm>
- [32] VLČEK, Petr. *MODELOVÁNÍ TURBULENTNÍHO PROUDĚNÍ*. Praha, -. Dostupné také z:
<http://chps.fsid.cvut.cz/pt/2013/pdf/3509.pdf>. -. České Vysoké Učení Technické v Praze,
Fakulta strojní, Ústav procesní a zpracovatelské techniky.
- [33] First-Order Accuracy vs. Second-Order Accuracy. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-02].
Dostupné z:
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node779.htm>
- [34] Solution Methods Task Page. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-02].
Dostupné z:
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node1148.htm>
- [35] Pressure-Based Solver. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-02]. Dostupné z:
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node361.htm>
- [36] Spatial Discretization. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-02]. Dostupné z:
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node366.htm>
- [37] Initializing the Solution. In: - [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-02]. Dostupné z:
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node799.htm>
- [38] Judging Convergence. In: *Enea.it* [online]. -: ANSYS, Inc., 2009 [cit. 2023-04-02].
Dostupné z:
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node833.htm#sec-judging-convergence>
- [39] NABHAN, Mohamed B.W. Study of Theoretical and Numerical Fluid Characteristics of Plain Wing with Winglets. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018, **370**(-), -. ISSN 1757-8981. Dostupné z: doi:10.1088/1757-899X/370/1/012027

8 Seznam tabulek

Tab. 1: Parametry křídla s wingletem.....	15
Tab. 2: Podmínky, za kterých probíhá simulace	21
Tab. 3: Plocha pro jednotlivá křídla s wingletem	22
Tab. 4: Výsledné číselné hodnoty simulací pro křídlo bez wingletu	24
Tab. 5 Výsledné hodnoty simulace křídel s winglety.....	30
Tab. 6 Výsledné číselné hodnoty experimentu pro křídlo bez wingletu.....	37
Tab. 7: Výsledné hodnoty simulace pro křídlo s winglety.....	39
Tab. 8: Porovnání simulace a experimentu pro winglety s různými úhly náklonu „CANT“	42

9 Seznam obrázků

Obr. 1: Whitcomb winglet [3].....	2
Obr. 2: tvorba koncových vírů [4].....	3
Obr. 3: účinek délky křídla na velikost vírů [4]	4
Obr. 4: Vznik indukovaného odporu [13]	5
Obr. 5: Celkový třecí odpor na rovinné ploše [12]	7
Obr. 6: Změna třecího odporu v závislosti na Reynoldsově čísle pro nízko-rychlostní proudění. Porovnání laminárního a turbulentního proudění. [7].....	8
Obr. 7: turbulentní mezní vrstva je tlustší než ta laminární [7]	9
Obr. 8: Typy komerčně využívaných wingletů. [5]	9
Obr. 9: Náčrt Whitcombova wingletu [3].....	10
Obr. 10: Raked winglet na křídle Boeingu 787-8 G-ZBJC společnosti British Airways [19]	11
Obr. 11: Blended winglet [17]	11
Obr. 12 Scimitarový winglet na letounu Boeing 737 MAX [23].....	12
Obr. 13: Profil křídla SA 7038 [24]	13
Obr. 14: Závislost koeficientu vztlaku "Cl" na úhlu náběhu "alfa" a koeficientu odporu "Cd" [24]	13
Obr. 15: Definice základních úhlů Blended wingletu [25]	14
Obr. 16: Ukázka geometrie křídla s připojeným wingletem s úhlem cant 80 stupňů.....	15
Obr. 17: Profil křídla PSU 94-097 a rozložení koeficientu tlaku „Cp“ [27]	16
Obr. 18: Model křídla s wingletem a úhlem cant 60 stupňů v prostředí programu AUTODESK Inventor	17
Obr. 19: Velikost referenční plochy pro simulaci křídla s připojeným wingletem	18
Obr. 20: Pohled na celkovou síť.....	19
Obr. 21: Detail pohledu na inflační vrstvu v okolí křídla	19
Obr. 22: Vizualizace okrajových podmínek pro referenční objem	21
Obr. 23: Průběh postupné iterace zbytkových Residuí během výpočtu	23
Obr. 24: Průběh postupné iterace koeficientu odporu "Cd" během výpočtu	23
Obr. 25: Průběh postupné iterace koeficientu vztlaku "Cl" během výpočtu	24
Obr. 26: Průběh koeficientu vztlaku „Cl“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“	25
Obr. 27: Průběh koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“	25

Obr. 28: Průběh poměru koeficientu vztlaku „Cl“ a koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“	26
Obr. 29: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 0 stupňů	26
Obr. 30: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 5 stupňů	27
Obr. 31: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 10 stupňů	27
Obr. 32: Kontury rychlosti pro křídlo bez wingletu a úhel náběhu 15 stupňů	27
Obr. 33: Porovnání koeficientu odporu v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z analytických rovnic	29
Obr. 34: Průběh koeficientu vztlaku „Cl“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly náklonu „cant“	31
Obr. 35: Průběh poměru koeficientu vztlaku „Cl“ a koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly náklonu „cant“	31
Obr. 36: Částečně slepený model s krajními kusy s viditelnými dírami pro závitové tyče.....	32
Obr. 37: Sestava tenzometrů a uchycení křídla.....	34
Obr. 38 : Náhled okna měřícího programu LabVIEW	35
Obr. 39: Pohled na uchycené křídlo s wingletem v měřícím prostoru aerodynamického tunelu.	36
Obr. 40 Porovnání koeficientu vztlaku v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z experimentu	37
Obr. 41 Porovnání koeficientu odporu v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z experimentu	38
Obr. 42 Porovnání vztlaku a odporu v závislosti na úhlu náběhu s výsledky simulace a výsledky z experimentu.....	38
Obr. 43 Průběh poměru koeficientu vztlaku „Cl“ a koeficientu odporu „Cd“ v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly cant	40
Obr. 44 Průběh koeficientu odporu v závislosti na úhlu náběhu „alfa“ pro křídla s wingletem a různými úhly náklonu „cant“ a porovnáním s křídlem bez wingletu	41