

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ
ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

ANALÝZA VLIVU PLNICÍHO OTVORU NA PROFIL
PADÁKOVÉHO KLUZÁKU

DIPLOMOVÁ PRÁCE

JIŘÍ BROŽ

Anotační list

Jméno autora: Bc. Jiří Brož

Název BP: Analýza vlivu plnicího otvoru na profil padákového kluzáku

Rok: 2016

Obor studia: Letadlová a kosmická technika

Ústav: Ústav letadlové techniky

Vedoucí DP: Ing. Robert Kulháněk

Bibliografické údaje: Počet stran: 33

Počet obrázků: 21

Počet tabulek: 2

Počet příloh: 5

Klíčová slova: profil NACA 0012, plnicí otvory, CFD simulace

Anotace: Diplomová práce se zabývá analýzou vlivu geometrie plnicích otvorů na aerodynamické charakteristiky profilu NACA 0012

Zadání diplomové práce

Souhrn

Tato diplomová práce analyzuje vlivy změn geometrie plnicích otvorů ve srovnání s referenčním profilem NACA 0012. Za účelem této analýzy byl vytvořen CFD model, jehož správnost byla ověřena experimentálními daty. Následně byla vytvořena matice profilů, jejichž geometrie se liší pozicí a velikostí plnicích otvorů. Na těchto profilech byl proveden CFD výpočet, jehož výsledky jsou komentovány v závěrečné části této práce.

Summary

This thesis analyzes the effects of changes in the geometry of intakes in comparison with the reference airfoil NACA 0012. CFD model was developed for the purpose of this analysis. The accuracy of the model was verified by experimental data.

Subsequently, the matrix of airfoils was created, whose geometry differs in positions and sizes of the itakes. CFD calculation was conducted on these airfoils, the results of it are commented in the final part of this thesis.

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem: „Analýza vlivu plnicího otvoru na profil padákového kluzáku“ vypracoval samostatně pod vedením Ing. Roberta Kulhánka, s použitím literatury, uvedené na konci mé diplomové práce v seznamu použité literatury.

V Praze 15. 1. 2016

Bc. Jiří Brož

1 Obsah

Souhrn	4
Summary.....	4
1 Obsah.....	6
2 Soupis použitého značení	7
3 Úvod.....	9
3.1 Paraglidingový kluzák	9
3.2 Motivace práce.....	9
4 Rešerše	9
Flow over a Blunt Plate at Low Reynolds Numbers	9
5 Výpočtová část.....	11
5.1 Volba metody řešení	11
5.2 Volba referenčního profilu	12
5.3 Matice modifikovaných geometrií	12
5.4 Experiment	14
5.5 Výpočetní oblast.....	14
5.6 Výpočetní síť.....	16
5.7 Průběh výpočtu	18
5.8 Nastavení výpočtu v programu Fluent.....	18
6 Výsledky.....	21
6.1 Verifikace modelu	21
6.2 Výsledky výpočtu modifikovaných profilů	22
6.3 Porovnání modifikací otvorů velkých 5 %	24
6.4 Vliv velikosti otvorů na variantách otvorů od náběžné hrany	28
6.5 Tlakové poměry uvnitř profilu	30
Závěr	31
7 Seznam použité literatury	32
8 Přílohy.....	33

2 Soupis použitého značení

C_D	součinitel odporu	[-]
C_L	součinitel vztlaku	[-]
C_M	součinitel momentu	[-]
M	Machovo číslo	[-]
Re	Reynoldsovo číslo	[-]
T	Teplota	[K]
a	rychlost zvuku	[m/s]
c	tětiva profilu	[m]
p	tlak	[Pa]
s	velikost plnicího otvoru	[%]
t	velikost posunu hrany plnicího otvoru od náběžné hrany	[%]
v	rychlost proudu vzduchu	[m/s]
x	hloubka profilu	[m]
\bar{x}	bezrozměrná hloubka profilu	[-]
y	tloušťková funkce profilu	[-]
y^+	bezrozměrná vzdálenost od stěny	[-]
α	úhel náběhu	[°]
Δ	rozdíl hodnot	[-]
ν	kinematická viskozita	[m ² /s]
$\tilde{\nu}$	modifikovaná turbulentní viskozita	[m ² /s]

ρ hustota vzduchu

[kg/m³]

3 Úvod

3.1 Paraglidingový kluzák

Patří do kategorie sportovních létajících zařízení. Jeho konstrukce se skládá z flexibilní nosné plochy (vrchlíku), sedačky a závěsných šňůr spojujících tyto 2 části. Nedílnou součástí vrchlíku jsou plnicí otvory umístěné v blízkosti náběžné hrany. Při letu dochází vlivem poryvů větru či pilotáže k deformaci nosné plochy. Účelem plnicích otvorů je vyplnění vnitřního prostoru vzduchem pro co nejrychlejší obnovení konstrukčního tvaru křídla a tedy pro vygenerování aerodynamické síly umožňující let.

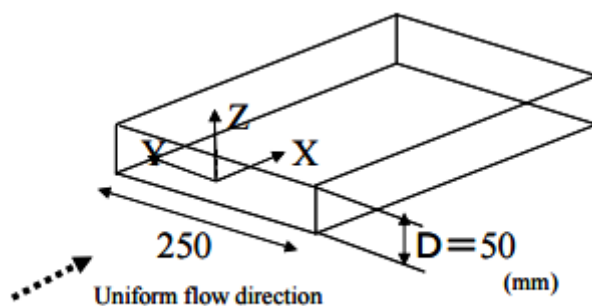
3.2 Motivace práce

Cílem práce je posouzení vlivu plnicího otvoru na celkovou aerodynamiku profilu. Budeme posuzovat vliv pozice plnicího otvoru od náběžné hrany a jeho velikost na integrální aerodynamické charakteristiky, jež mají významný vliv na výkon.

4 Rešerše

Flow over a Blunt Plate at Low Reynolds Numbers

Je práce Mohammada Inama a Mohammada Mashuda z Bangladéšské University. Zabývá se proudovým polem kolem zjednodušeného modelu paraglidingového křídla. Model je vyobrazen na obr. 4-1 Jedná se o tuhý model ve tvaru duté desky simulující plnicí otvor.



Obr. 4-1 Schéma zjednodušeného modelu plnicího otvoru

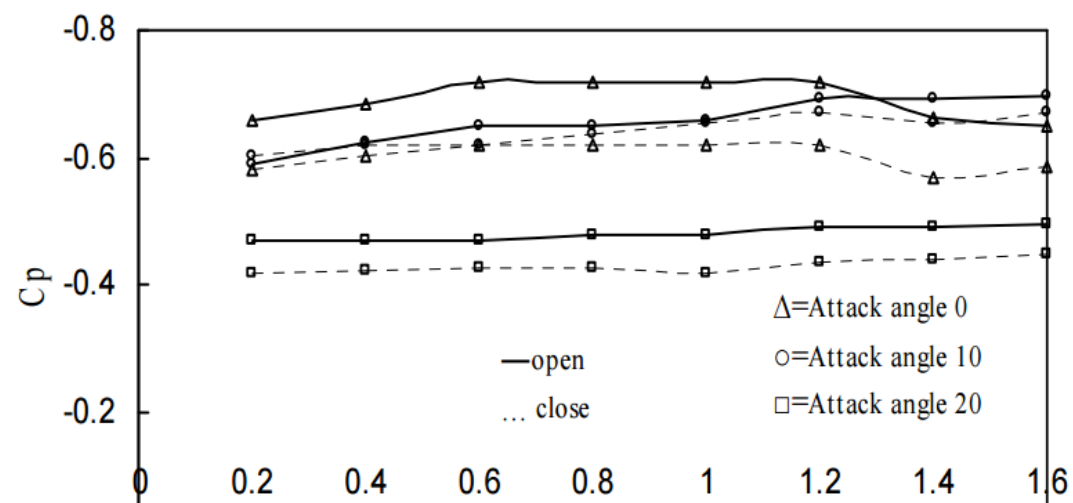
Pro zjištění vlivů plnicího otvoru byl na povrchu modelu měřen statický tlak a lokální rychlosti proudění. Proud vzduchu byl rovněž vizualizován. Pro porovnání vizualizace byl plnicí otvor zaslepen a obtékán za stejných podmínek jako „dutý“ model.



Obr. 4-2 Vizualizace proudění

Z vizualizace je zřejmý různý směr obtékání modelu při porovnání otevřené a zavřené konfigurace. To se děje v důsledku různé pozice stagnačního bodu. Zatímco u otevřeného modelu se stagnační bod nachází někde uvnitř modelu, zavřený model má stagnační bod před náběžnou hranou, což zapříčiňuje obtékání vnějšího povrchu pod ostrým úhlem.

Rozložení tlakového součinitele je patrné z obr. 4-3. Z jeho rozložení vyplývá, že otevřená konfigurace má na sací straně nižší tlakový součinitel při všech úhlech náběhu a je tedy příznivější pro tvorbu vztlaku.



Obr. 4-3 Rozložení součinitele vztlaku po délce modelu

5 Výpočtová část

Pro zhodnocení vlivu plnicích otvorů byla nejprve zvolena výpočetní metoda a referenční profil, jehož chování v proudovém poli předem známe. To nám umožnilo ověření výpočetního modelu, jenž byl vytvořen a jehož specifika jsou popsána níže v této diplomové práci. Dále byly stanoveny varianty profilů s různou velikostí a posunem plnicích otvorů od náběžné hrany profilu. Na těchto profilech byl proveden výpočet za použití verifikovaného modelu a následně zhodnocen vliv plnicích otvorů, jenž vyplývá z porovnání vypočtených dat modifikovaných geometrií s „holým“ referenčním profilem a z porovnání modifikovaných geometrií mezi sebou navzájem.

5.1 Volba metody řešení

Panelové metody jsou numerické metody, které spočívají na definování okrajových podmínek a následném řešení lineárních algebraických rovnic pro neznámé intenzity aerodynamických prvků. Jejich výhodou je malá výpočetní náročnost a tedy i krátký čas potřebný pro výpočet. Nevýhodou je omezení fyzikálními podmínkami, pro které budou vypočtené výsledky stále validní. Mezi tyto podmínky patří například homogenita proudového pole.

Program, využívající panelovou metodu, který bude využit v této diplomové práci se nazývá Xfoil. Je to jednoduchý program pro 2D modelování a analýzu profilů. Byl vyvinut v 80. letech Markem Drellou v Massachusettském technickém institutu. Nyní je volně dostupný pod všeobecnou veřejnou licencí GNU na webových stránkách MIT. Bude ale využit pouze pro ověření výpočtu referenčního profilu, neboť není pro výpočet složitějších geometrií použitelný.

Experiment pro naše účely nevyhovuje z důvodu velkého množství úprav geometrie zkoumaného profilu. Experiment by byl časově i finančně náročný.

Numerická řešení založená na metodě konečných objemů umožňují řešit komplexnější problémy a složitá proudová pole. To je však vykoupeno jak vysokým výpočetním časem,

tak i náročnější přípravou před zahájením výpočtu. Těmito metodami budou řešeny všechny upravené geometrie počítaného profilu.

5.2 Volba referenčního profilu

Volba padla na profil NACA 0012, tedy profil se symetrickou geometrií a maximální tloušťkou v 12 % tětivy profilu. Jde o často používaný profil, jenž byl v minulosti čteně měřen ve vysokých i nízkých rychlostech, přičemž mnohá z nich jsou volně dostupná na internetu. Další výhodou tohoto profilu je možnost popsání jeho geometrie algebraickou rovnicí, což nám umožní definovat geometrické body profilu, s dostatečnou jemností a budeme tak moci libovolně měnit pozici i velikost plnicího otvoru přesně tak, jak potřebujeme.

Rovnice profilu NACA 0012:

$$y = \pm 0,6 \cdot [0,2969 \cdot \sqrt{\bar{x}} - 0,1260 \cdot \bar{x} - 0,3516 \cdot \bar{x}^2 + 0,2843 \cdot \bar{x}^3 - 0,1015 \cdot \bar{x}^4]$$

y ... tloušťková funkce

\bar{x} ... bezrozměrná hloubka profilu

Jedná se o rovnici profilu s tupou odtokovou hranou, dostupnou na webových stránkách NASA, jež jsou uvedené v seznamu použité literatury [2].

5.3 Matice modifikovaných geometrií

Všechny počítané geometrické modifikace mohou být popsány 2 parametry.

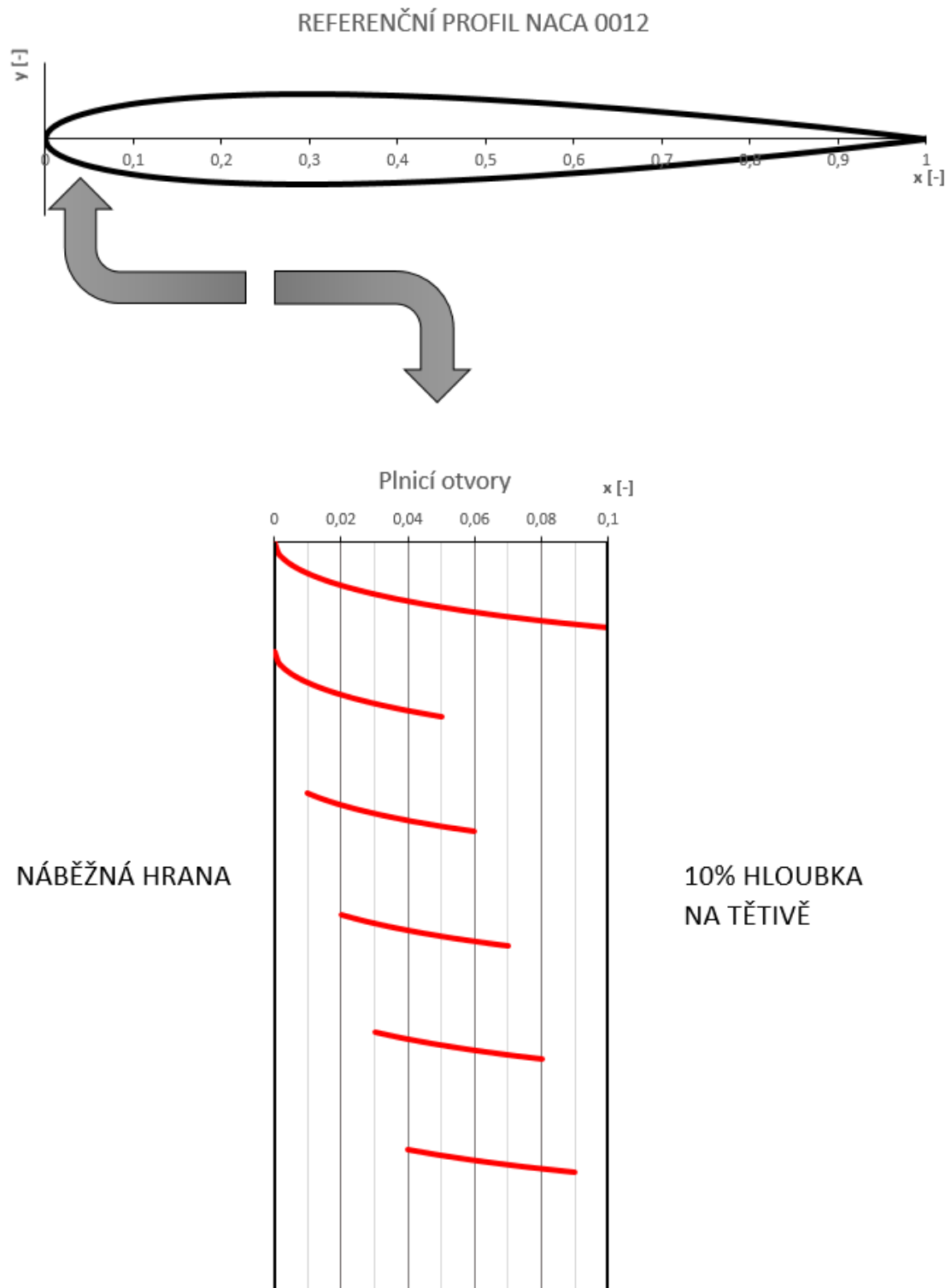
s [%] velikost plnicího otvoru

t [%] velikost posunu přední hrany plnicího otvoru od náběžné hrany profilu

Oba parametry jsou udávány v % tětivy profilu

Řada otvorů je volena tak, aby bylo možné posoudit vliv posunu stejně velkého otvoru po těživě. Popřípadě porovnat vliv velikosti otvoru začínající na náběžné hraně.

Rozmístění a velikost všech otvorů je dobře patrné z obr. 5.3 – 1



Obr. 5.3 – 1 Obrázek variant rozložení plnicích otvorů na profilu

5.4 Experiment

Experiment, jenž nám posloužil k verifikaci výpočetního modelu byl naměřen panem Charlesem L. Landsonem v roce 1988 ve vědeckém středisku NASA. Experiment se zabýval měřením integrálních charakteristik pro profil NACA 0012 za nezávislé změny Reynoldsova a Machova čísla. Proměřovány byly případy v rozmezí Reynoldsových čísel od $2 \cdot 10^6$ do $12 \cdot 10^6$ a Machových čísel od 0,15 do 0,36.

Pro naše užití byla použita série měření z experimentu o okolní podmínkách:

$$M = 0,15 [-]$$

$$Re = 3,6 \cdot 10^6 [-]$$

$$C = 1 [m]$$

$$T = 300 [K]$$

$$a = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T} = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 300} = 347,19 [m/s]$$

$$v = a \cdot M = 347,19 \cdot 0,15 = 52,08 [m/s]$$

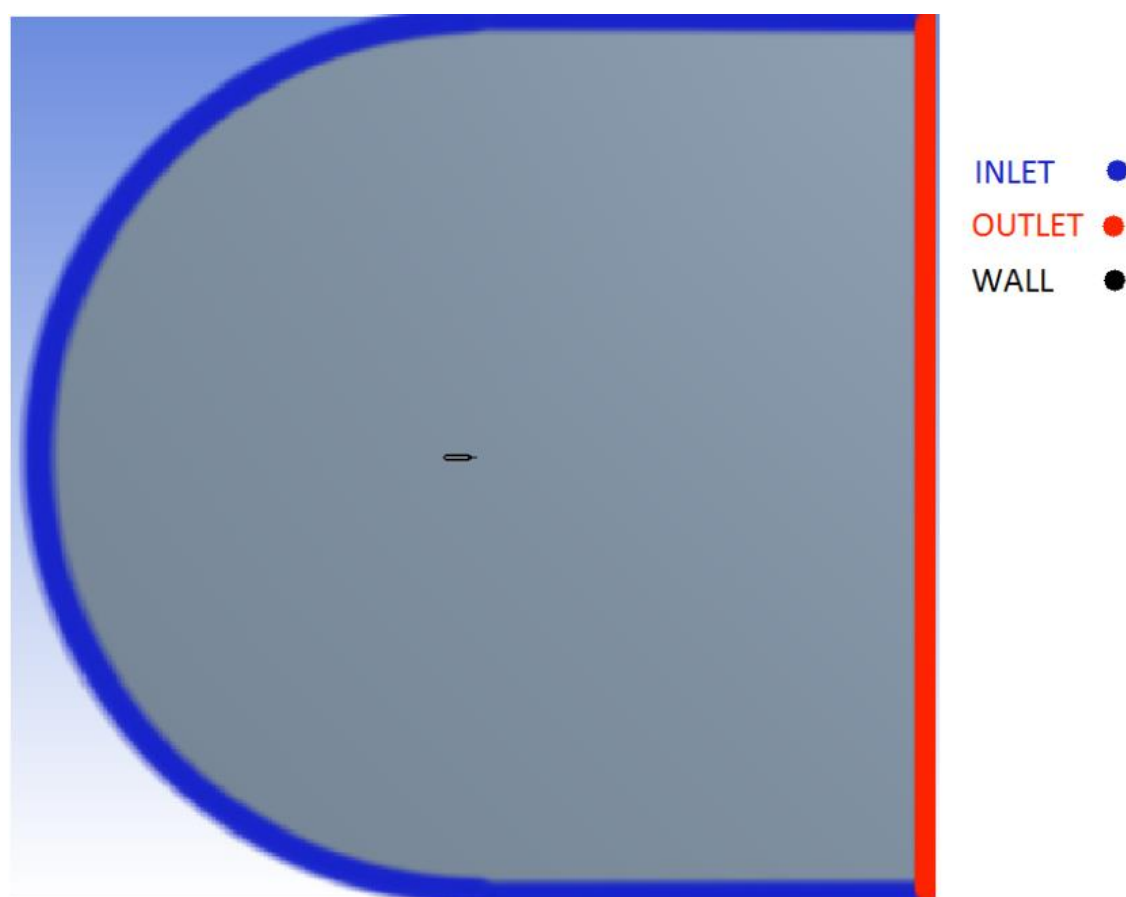
$$C = 1 [m]$$

5.5 Výpočetní oblast

Výpočetní oblast má charakteristický tvar písmene C. Nultým bodem od kterého jsou definovány hranice výpočetní oblasti je odtoková hrana profilu. V té leží střed oblouku o poloměru 12,5 m. Ve stejné kolmé vzdálenosti od tohoto bodu je umístěna hranice výstupního tlaku. Je tak zajištěno, že jsou okraje výpočetní oblasti dostatečně vzdáleny, aby profil nevyvolával změny v proudovém poli až na její hranici, kde byly fyzikální podmínky odvozeny od podmínek experimentu.

Tab 5.5 – 1 Fyzikální podmínky na hranici výpočetní oblasti

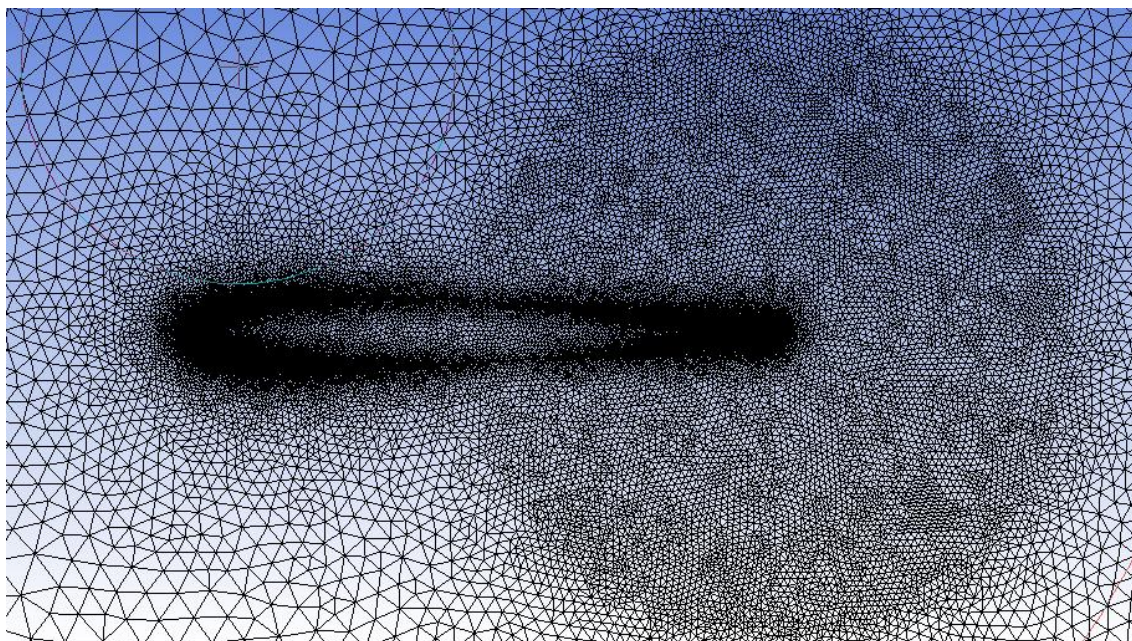
Oblast	Definovaná veličina	Velikost		Jednotky
INLET	vstupní rychlost proudu	v	52,2	[m/s]
	směr proudu	závisí na úhlu náběhu		
	modifikovaná turbulentní viskozita	$\tilde{\nu}$	$8,947 \cdot 10^{-7}$	[-]
OUTLET	přetlak na hranici oblasti	p	0	[Pa]
	modifikovaná turbulentní viskozita	$\tilde{\nu}$	$8,947 \cdot 10^{-7}$	[-]
WALL	nulová rychlost na povrchu stěny			



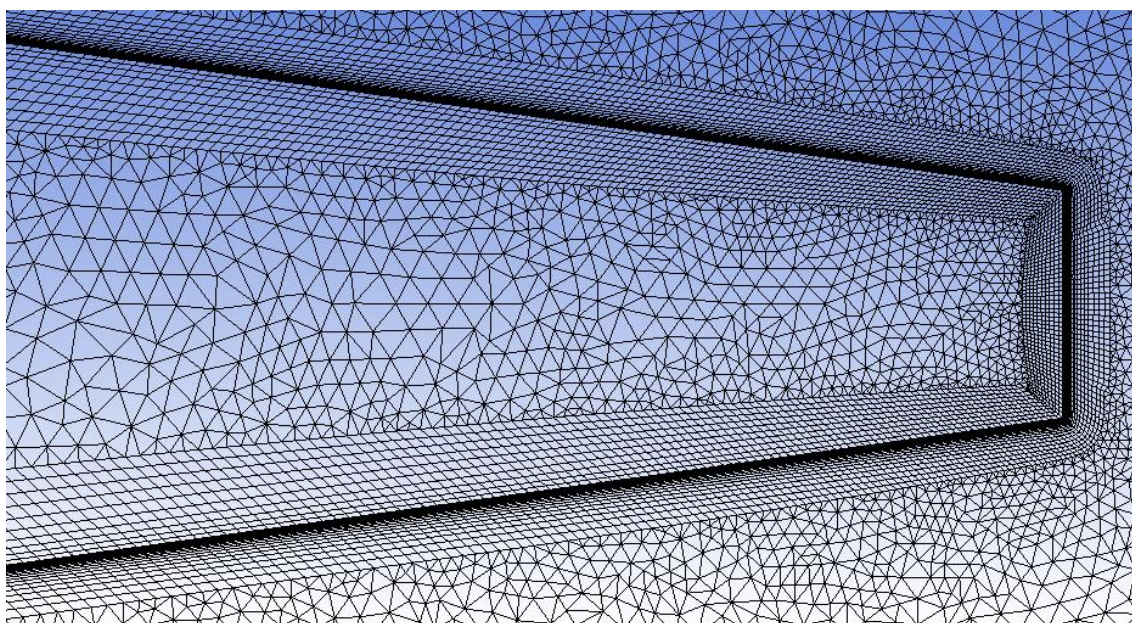
Obr. 5.5 – 1 Schéma výpočetní oblasti

5.6 Výpočetní síť

Jako základní tvar elementů výpočetní sítě byl pro dobrou adaptibilitu v prostoru zvolen trojúhelník. Při tvorbě sítě byl brán zvláštní ohled na oblast mezní vrstvy, kde se vyskytuje velký gradient rychlosti. K posouzení správné hustoty sítě v mezní vrstvě slouží parametr y^+ . Aby byla síť kvalitní, musí být y^+ v intervalu $\langle 0,1 \rangle$, kdy je diskretizace sítě tak vysoká, že je Fluent schopen gradient rychlosti zachytit. Druhou možností je vytvoření sítě o y^+ v intervalu 30 a výše, kdy program využije k odhadu fyzikálních veličin na hranici mezní vrstvy algebraické rovnice. V našem případě byl parametr y^+ nejprve odhadnut pomocí internetových stránek [3], ze kterých vyplynulo, že aby se parametr y^+ pohyboval od 0 do 1, musí být kolmá vzdálenost první vrstvy od profilu nejméně $4,5 \cdot 10^{-6}$ m. Následně byl pro zhuštění sítě kolem stěny použit nástroj „inflation“ pomocí něhož byla nastavena vzdálenost první vrstvy od stěny na $5 \cdot 10^{-7}$ m na vnější straně profilu a $5 \cdot 10^{-5}$ m na straně vnitřní, kde může být tato hodnota nižší, jelikož v tomto místě neočekáváme vysoké rychlosti proudění. V polovině výpočtu pak bylo zjištěno skutečné y^+ a síť byla adaptována na rozmezí $\langle 0; 0,8 \rangle$ tohoto parametru. Zhuštění sítě bylo provedeno i po profilu v podélném směru. Na tlakové i sací straně bylo definováno shodně cca 1000 elementů, přičemž elementy byly nejhustěji uskupeny v oblasti náběžné a odtokové hrany. Pro lepší zachycení úplavu za profilem byla ve vzdálenosti 0,5 m od odtokové hrany, stanovena maximální velikost elementů na 0,01 m. To je dobře vidět z obr. 5.6-1 Sítě všech modifikací se pohybují v rozsahu 279 560 až 292110 elementů a 188 534 až 195 289 uzlů.



Obr. 5.6 – 1. Zhuštění sítě v oblasti náběžné hrany, odtokové hrany a úplavu



Obr. 5.6 – 2 Detail sítě odtokové hrany

5.7 Průběh výpočtu

Inicializační výpočty všech modifikací profilu byly provedeny v programu ANSYS Fluent 15.0.7.

Další výpočty pak probíhaly na výpočetních serverech ČVUT, kde bylo možno využít až 8 4-jádrových procesorů AMD Opteron 8354, 2.2 GHz, paměť 64 GB RAM

Výpočet na těchto serverech zautomatizován skriptem, přiloženém v Příloze 1.

5.8 Nastavení výpočtu v programu Fluent

Řešič

Byl zvolen řešič Pressure-Based, jenž byl historicky vyvinut pro nestlačitelné nízkorychlostní proudění, což je přesně náš případ. V současné době je však již aktualizován a lze s ním řešit různé typy proudění. Funguje na principu získání tlakového pole z rovnic hybnosti a kontinuity. Jelikož jsou tyto rovnice provázané a nelineární, řeší se opakovaně, dokud řešení nedokonverguje.

Turbulentní model

Byl použit turbulentní model založený na principu Reynoldsova středování (tzv. RANS- Reynolds Averaged Navier-Stokes). Z těchto modelů byl vybrán jedno-rovnicový viskózní model Spalart-Allmaras, jenž řeší pouze jednu transportní rovnici. Jeho okrajovou podmínkou je veličina, zvaná modifikovaná turbulentní viskozita, jenž byla stanovena podle doporučení vývoje tohoto modelu jako 5-ti násobek kinematické viskozity, aby byl model plně turbulentní. [4]

Tekutina

Proudící tekutinou je vzduch, jehož parametry byly ponechány na výchozích podmínkách programu Fluent

Tedy: hustota vzduchu	$\rho = 1,225$	$[\text{kg/m}^3]$
dynamická viskozita	$\nu = 1,7894 \cdot 10^{-5}$	$[\text{m}^2/\text{s}]$

Okrajové podmínky

Byly nastaveny podle podmínek, při kterých probíhal srovnávací experiment. Jsou vyobrazeny výše v Tab 5.5 – 1

Výpočetní schéma

Pro většinu výpočtů byla postačující metoda SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations).

Pro malé úhly náběhu, kde se začaly projevovat drobné nestacionarity v okolí plnicího otvoru již schéma SIMPLE nebylo stabilní a nepodařilo se nám dokonvergovat k fyzikálním výsledkům. Bylo tedy nutné přejít na schéma PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operators), pomocí kterého proběhl výpočet i s nestacionární složkou Navier-Stokesových rovnic.

Relaxační faktory

Určují poměr výsledku iterace, který řešič použije do té následující. Jejich snížením lze dosáhnout větší stability výpočtu a omezit oscilaci vypočtených hodnot kolem dané hodnoty.

V našem případě byly všechny relaxační faktory sníženy o 0,1 až 0,2 od výchozího nastavení, při kterém verifikovaný model přecházel do divergence.

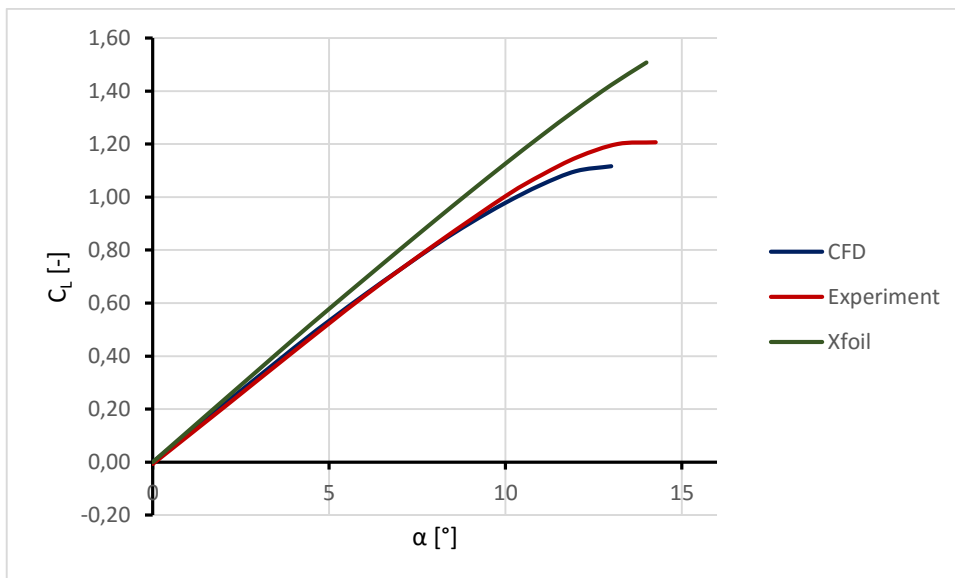
Tab 5.8 – 1

Solution Setup			
General			
Solver	Type	Pressure Based	
	Time	Steady	
	Velocity Formulation	Absolute	
	2D Space	Planar	
Model			
Viscous- Spalart Allmaras	Spalart-Allmaras Production	Vorticity-Based	
	Model Constant	Default	
Materials			
Fluid	Air		
Solid	Aluminium		
Boundary Conditions			
inlet	Type	Velocity-Inlet	
outlet	Type	Pressure-Outlet	
intake	Type	Interior	
interior-surface body	Type	Interior	
pressure_side	Type	Wall	
suction_side	Type	Wall	
pressure_side-shadow	Type	Wall	
suction_side-shadow	Type	Wall	
Solution			
Solution Methods			
Pressure-Velocity Coupling	Scheme	SIMPLE	
Spatial Discretization	Gradient	Least Squares Cell Based	
	Pressure	Second Order	
	Momentum	Second Order Upwind	
	Modified Turbulent Viscosity	First Order Upwind	
Solution Controls			
Under -Relaxation Factors		Pressure	0,2
		Density	0,8
		Body Forces	0,8
		Momentum	0,5
		Modified Turbulent Viscosity	0,7
Solution Initialization			
Initialization Method		Hybrid Initialization	

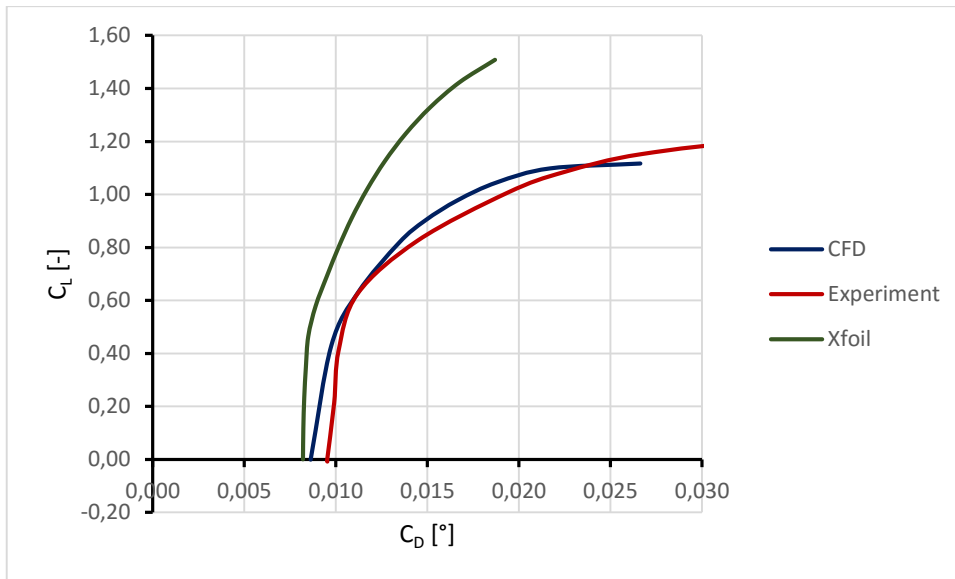
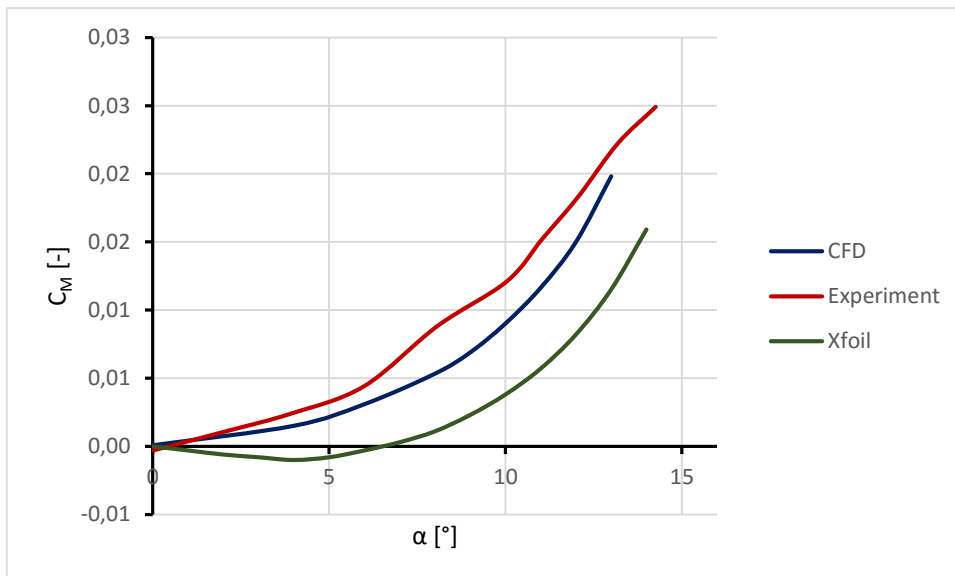
6 Výsledky

6.1 Verifikace modelu

Kromě dat získaných z experimentu byl dále proveden výpočet v programu Xfoil. Výpočet byl nastaven jako viskózní a plně turbulentní. Výpočet proběhl od úhlu náběhu 0° až 14° s krokem 1° . Na sací i tlakovou stranu v pozici 10% od náběžné hrany byly umístěny turbulátory. Data získaná výpočtem CFD se pohybovala velmi blízko experimentálním datům. Vypočtená vztlaková čára kopíruje tu experimentální až do úhlu náběhu 9° . Ve vyšších úhlech náběhu se již začíná mírně lišit a je z ní patrné dřívější odtrhávání mezní vrstvy. Vypočtená data získaná Xfoilem se vyznačují vyššími hodnotami vztlaku a menšími hodnotami odporu a zdají se více vzdálená skutečnosti než výsledky získané metodou konečných objemů, kde ofset výsledků není nijak dramatický a můžeme konstatovat, že výpočetní model ve verifikaci obstál. Porovnání integrálních charakteristik Xfoilu, CFD a experimentu je zobrazeno níže v této kapitole.



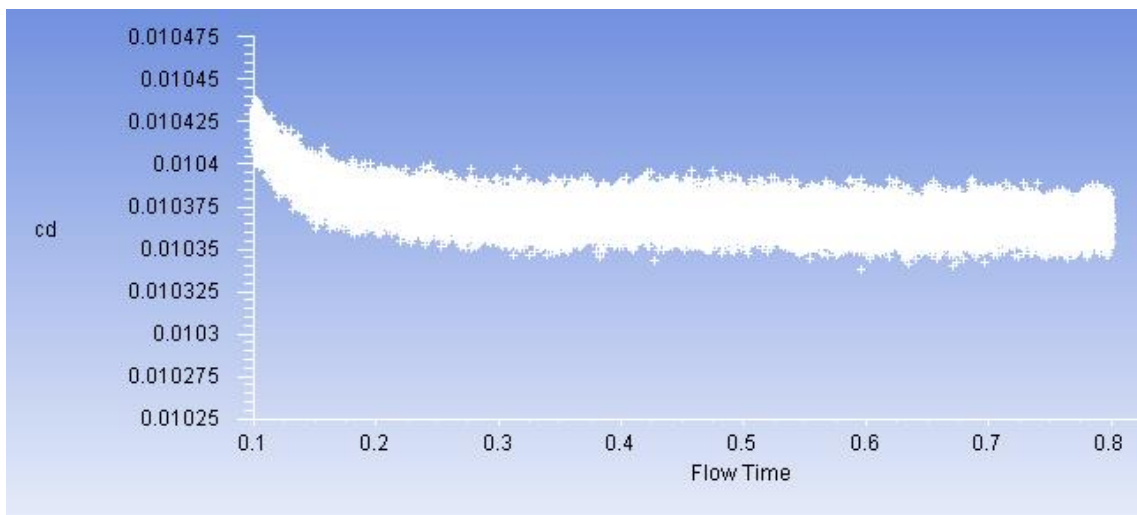
Obr. 6.1-1 Vztlaková čára

**Obr 6.1-2** Aerodynamická polára**Obr. 6.1-3** Momentová čára

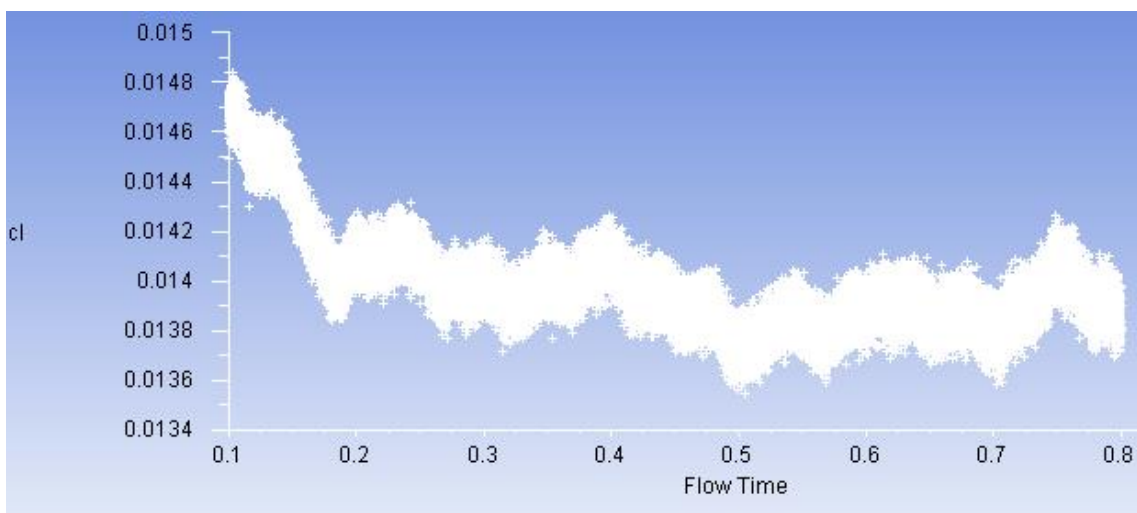
6.2 Výsledky výpočtu modifikovaných profilů

Výpočet profilů s modifikovanou geometrií se ukázal být problematický v oblasti malých úhlů náběhu. Rezidua se od určitého bodu výpočtu začaly zvyšovat a počítané hodnoty oscilovat kolem jedné nebo více hodnot. Po analýze výpočtu bylo zjištěno, že

se v oblasti plnicích otvorů tvoří nestacionární víry. Nastavení výpočtu muselo být revidováno na nestacionární řešič a algoritmus PISO. To vedlo ke značnému nárůstu výpočetního času a nepodařilo se zpětně dopočítat všechny modifikace při problematických úhlech náběhu. Byla tedy vybrána jedna varianta plnicího otvoru- 5% velikost tětiny a 3% posun po tětině od náběžné hrany, pro kterou byl spuštěn nestacionární výpočet při směru proudu 0° a 4° úhlu náběhu. Tento výpočet již vykazoval konvergenci.



Obr 6.2-1 Průběh konvergence součinitele odporu v čase

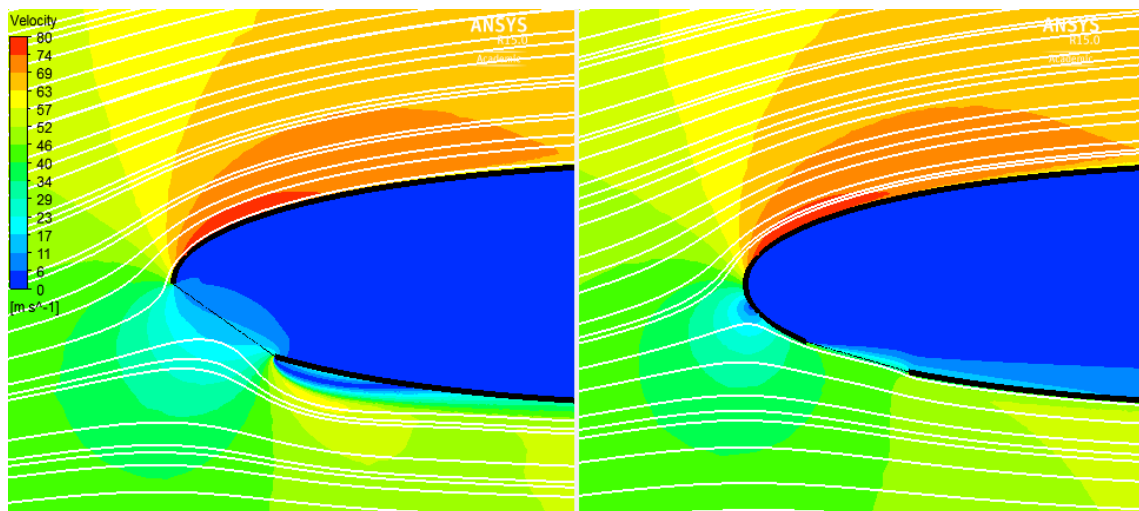


Obr 6.2-2 Průběh konvergence součinitele vztlaku v čase

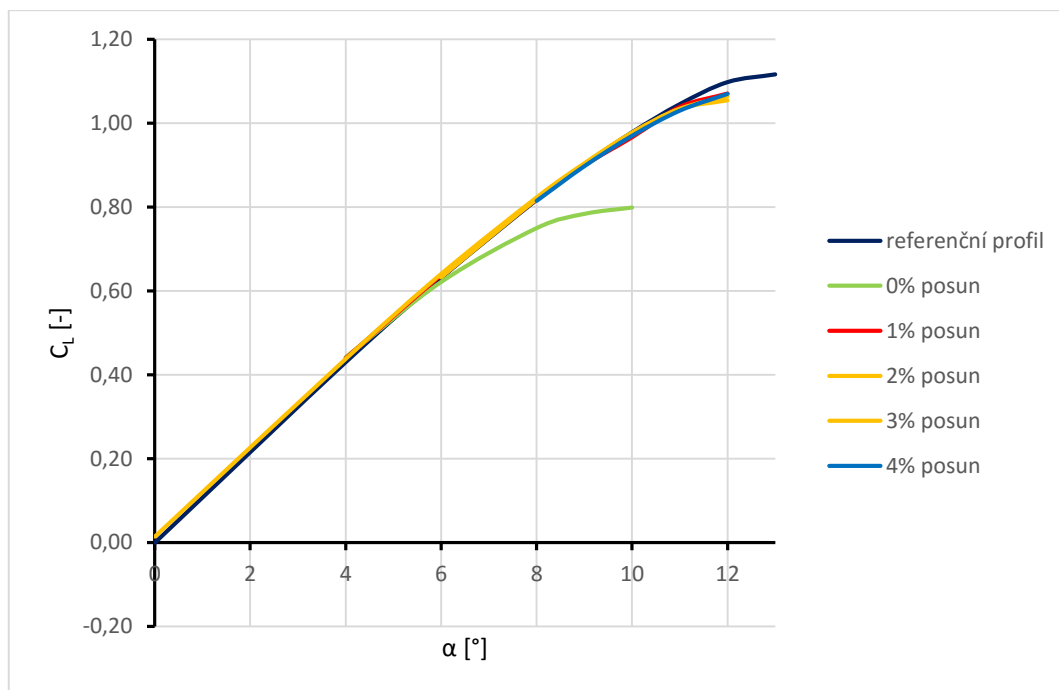
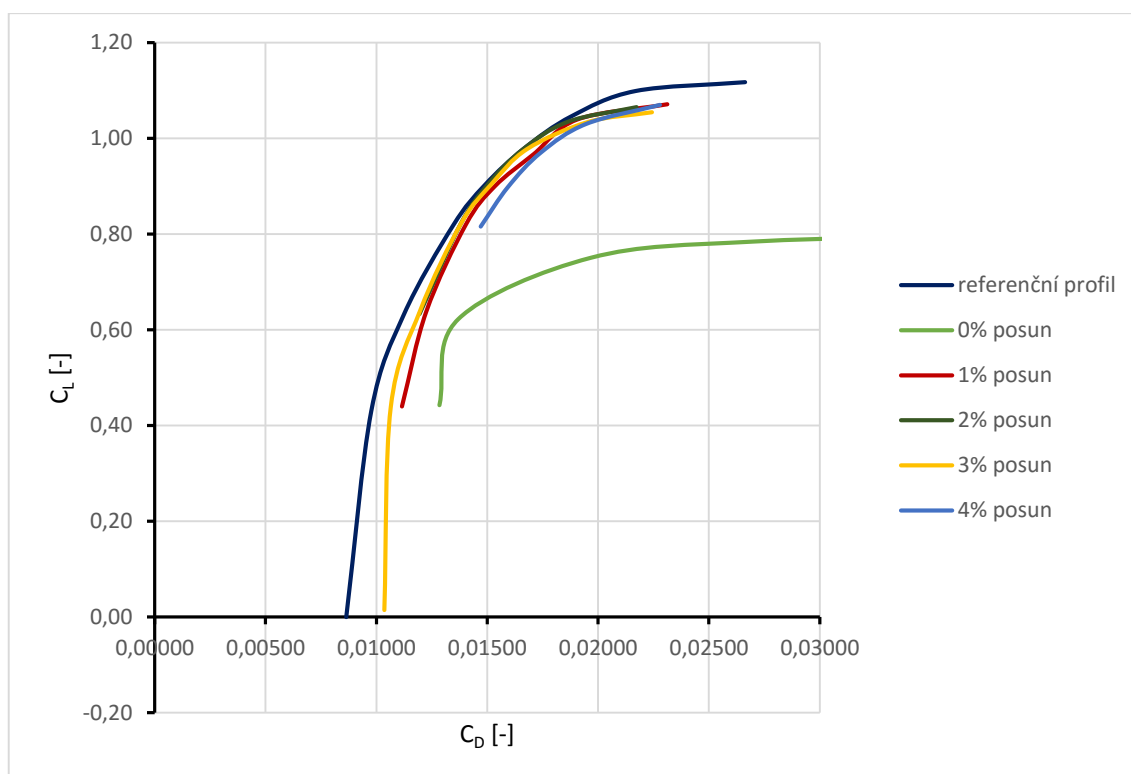
6.3 Porovnání modifikací otvorů velkých 5 %

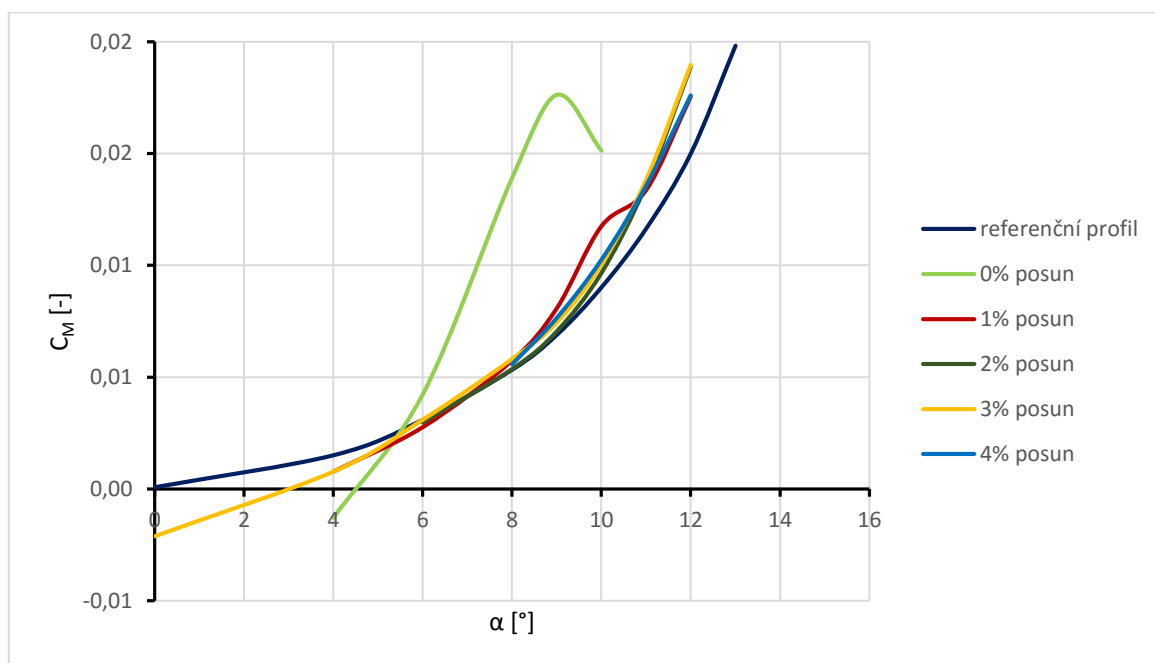
Při hodnocení vlivu posunu plnicího otvoru na integrální charakteristiky zjišťujeme, že posun přední hrany otvoru po těživě od 1 % do 4 % nemá téměř žádný vliv na vztlakovou čáru. Malé odchylky se začínají projevovat až od vyšších úhlů náběhu. Ty však lze považovat za zanedbatelné. Na odporové čáře je již patrné zvýšení odporu vůči referenčnímu profilu v důsledku tlakové ztráty způsobené otvorem. Ta se zdá být největší při malých úhlech náběhu. S rostoucím úhlem náběhu se rozdíly mezi referenčním profilem a upravenými profilemi smazávají.

Zcela odlišné proudové pole vzniká u případů, kdy byl plnicí otvor umístěn svým okrajem přímo na náběžnou hranu. Tímto umístěním profil ztratí své zaoblení na náběžné hraně, stagnační bod se přemístí dovnitř profilu a proud vzduchu není tak příznivě usměrněn na obtékání sací strany profilu. Takovéto profily se vyznačují brzkým odtrháváním mezní vrstvy a vysokým odporem. Mají horší letové vlastnosti.



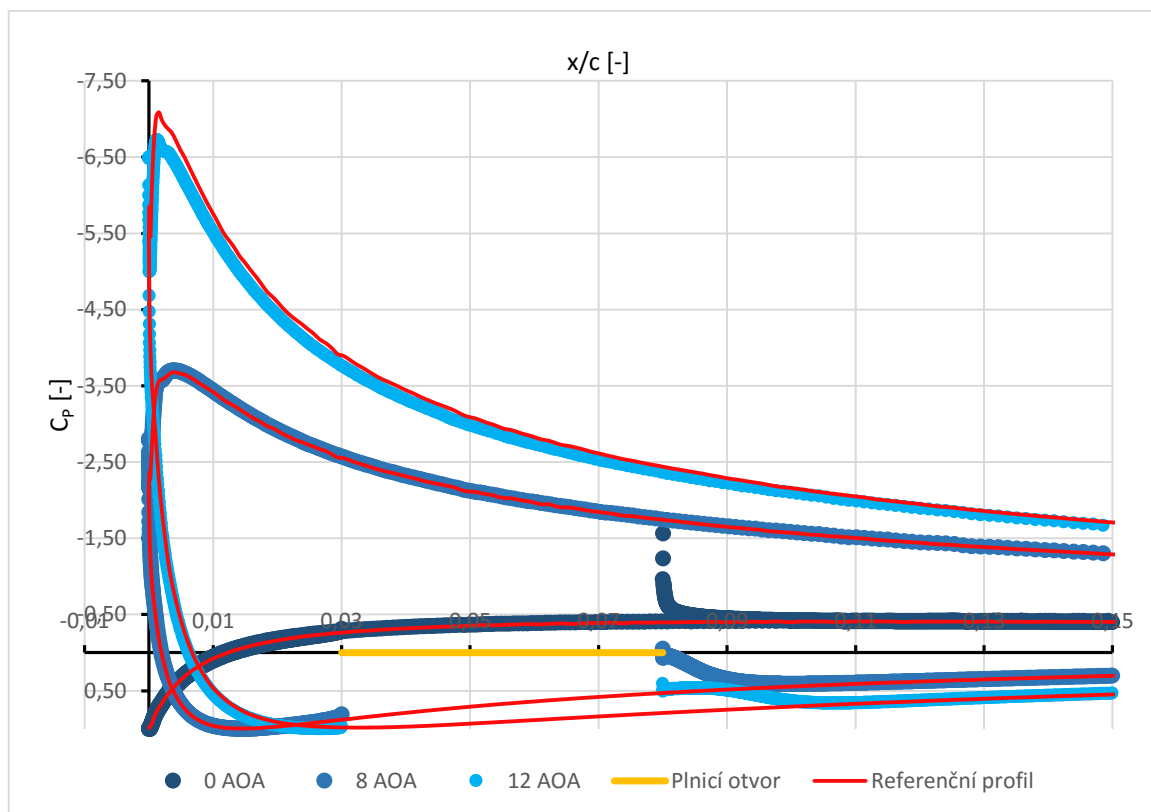
Obr. 6.3 – 1 Porovnání proudění na konfiguracích s různým posunem plnicího otvoru

**Obr. 6.3-2** Vztlková čára, 5% plnicí otvory**Obr. 6.3-3** Aerodynamická polára 5% plnicí otvory



Obr. 6.3-4 Momentová čára, 5% plnicí otvory

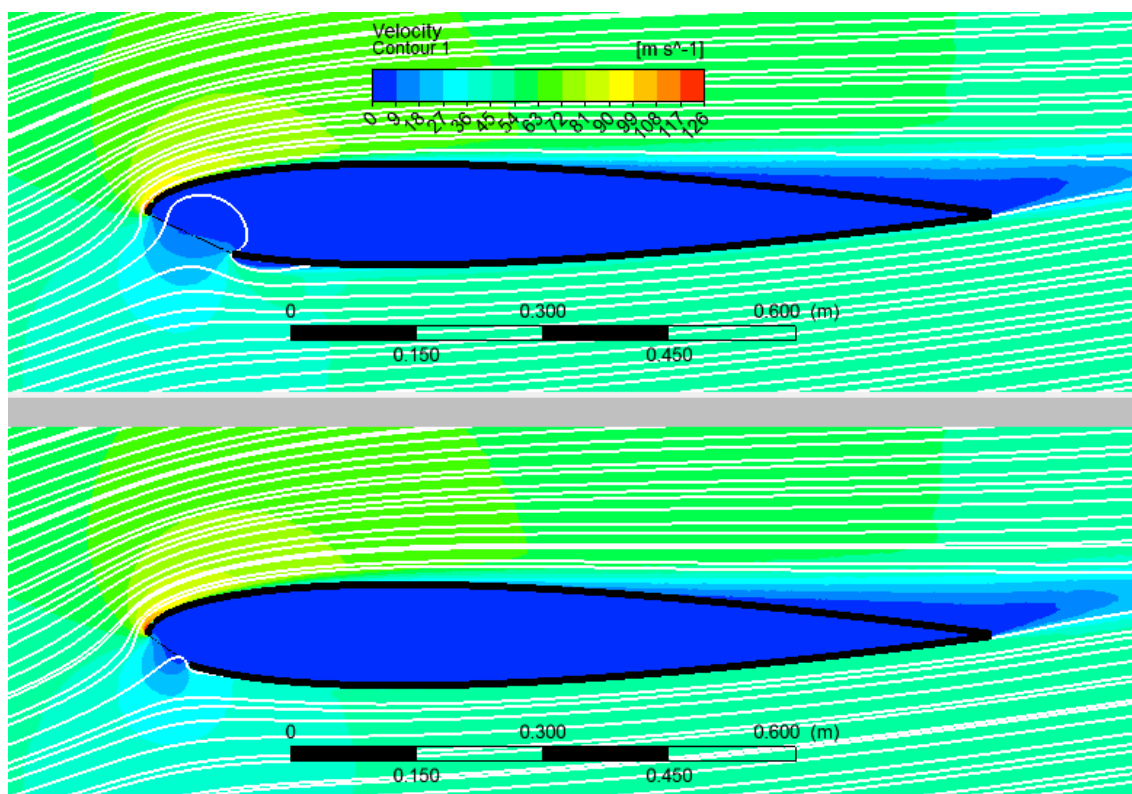
Vliv na tlakový součinitel po hloubce profilu je velmi nízký. Změny součinitele od referenčního profilu se dají pozorovat pouze lokálně v těsné blízkosti plnicího otvoru, jak je vidět na obr. 6.2-4



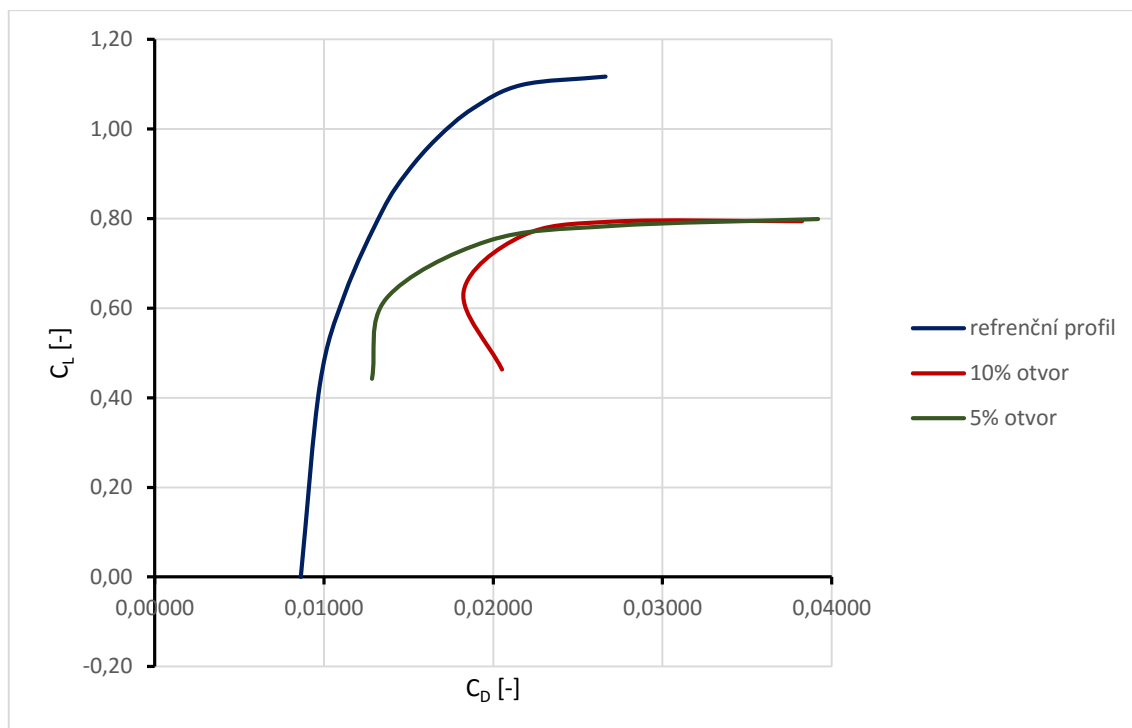
Obr. 6.2 – 4 Tlakový součinitel kolem plnicího otvoru při úhlech náběhu 0° , 8° a 12° , varianta 5% otvoru a 3% posunu od náběžné hrany

6.4 Vliv velikosti otvorů na variantách otvorů od náběžné hrany

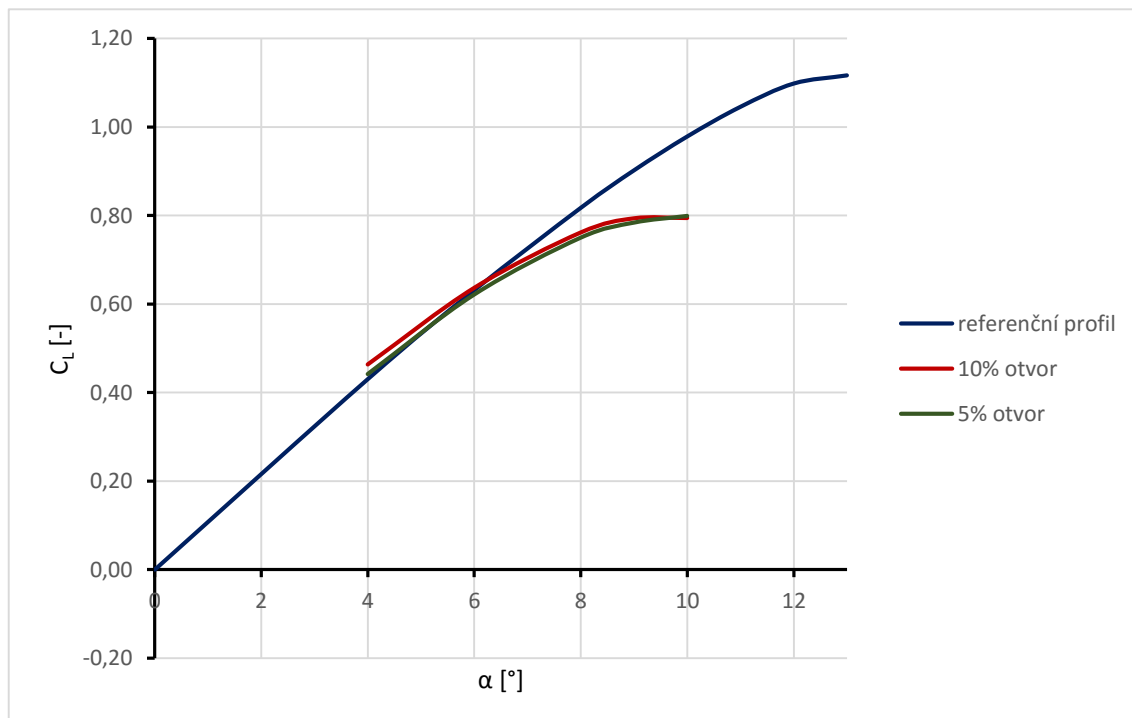
Velikost otvorů na náběžné hraně má velký vliv na odpor profilu. Mezní vrstva se začíná odtrhávat už od úhlu náběhu 6° . Kritický úhel náběhu je pak pro tento profil 10° . Mezi těmito body prudce roste odpor profilu.



Obr. 6.4 – 1 Znárodnění odtržení mezní vrstvy při úhlu náběhu 10° u profilů otvorem přímo na náběžné hraně



Obr. 6.4-2 Aerodynamická polára, varianty s 0% posunem od náběžné rany

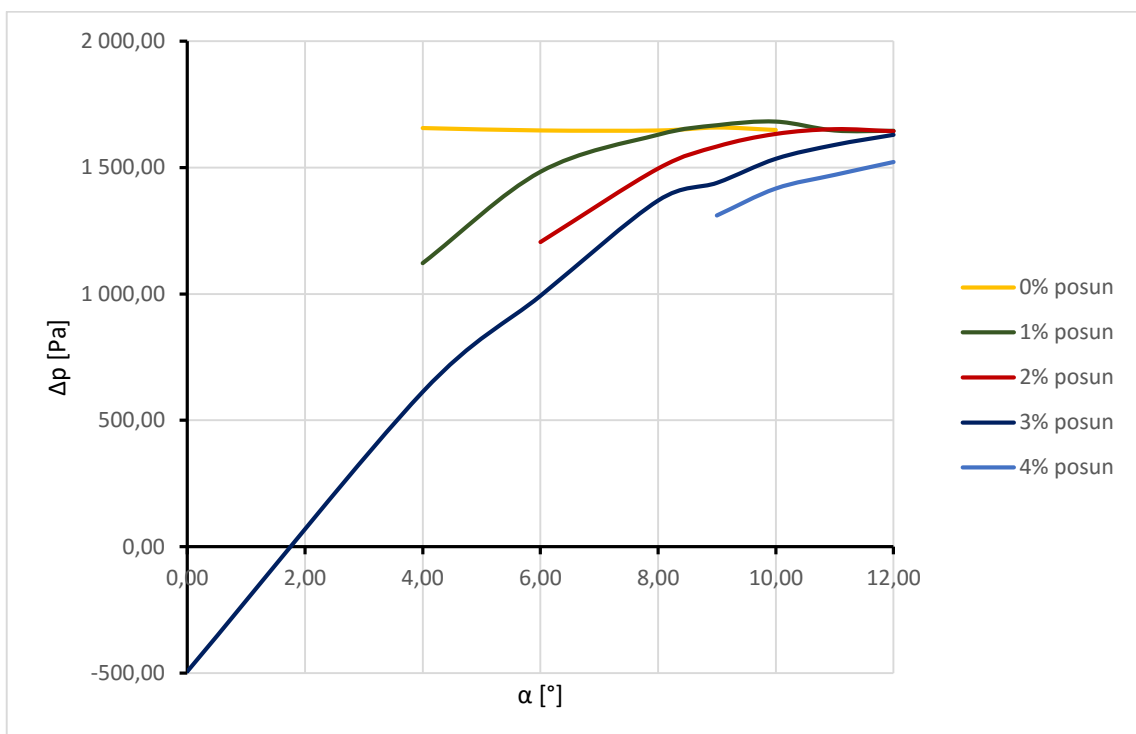


Obr. 6.4-2 Vztlaková čára, varianty s 0% posunem od náběžné rany

6.5 Tlakové poměry uvnitř profilu

K hodnocení tlakových poměrů uvnitř profilu byl definován bod o totožných souřadnicích pro každou úpravu profilu. Tento bod leží na tětivě profilu v hloubce 25 %. Měl tedy souřadnice [0,25; 0; 0] Následně byly v tomto bodě zaznamenány hodnoty přetlaku/podtlaku oproti atmosferickým podmínkám a hodnoty rychlosti proudění. Rychlosti proudění jsou však téměř nulové. Pro všechny varianty se rychlost proudění pohybovala v řádech desetin m/s. Tlakové hodnoty pak mezi sebou byly porovnány v obr. 6.4-1.

Z porovnání vyplývá, že hodnoty tlaků uvnitř profilu s úhlem náběhu rostou, až se všechny modifikace sejdou na přibližně jedné konstantní hodnotě. Stejně tak je patrný nárůst s posunem plnicího otvoru k náběžné hraně. Speciálním případem se opět stává profil s nulovým posunem otvoru od náběžné hrany. Tam je hodnota přetlaku nejvyšší a se změnou úhlu náběhu téměř konstantní.



Obr. 6.4-1 Porovnání modifikací plnicích otvorů z hlediska tlakových poměrů v definovaném bodě uvnitř profilu, varianty s 0% až 4% posunem od náběžné hrany

Závěr

Pro zhodnocení vlivu plnicích otvorů byl jako referenční profil zvolen NACA 0012, na kterém byl vytvořen výpočtový model sloužící pro další výpočty v této práci. Správnost tohoto modelu byla ověřena jak experimentálními daty, tak i simulací v programu Xfoil, patřící mezi panelové simulační programy. Dále byla vytvořena řada modifikací referenčního profilu, lišící se dvěma geometrickými parametry, na jejichž vliv jsme se následně zaměřovali při hodnocení výsledků. Ačkoliv výpočetní model při řešení referenčního profilu obstál, při aplikaci na modifikované profily se u všech variant v nízkých úhlech náběhu začaly projevovat nestacionarity, což způsobovalo destabilizaci výpočtu. Bylo tedy nutné přejít k nestacionárnímu výpočtu, jenž je několikanásobně náročnější z hlediska výpočetního času. Proto byly touto metodou propočítány body jen jedné z geometrických variant, což způsobilo absenci výsledků pro porovnání kolem nultého úhlu náběhu. Z ostatních výsledků lze však i tak pozorovat několik trendů. Výpočty ukazují, že plnicí otvor má vliv především na odporové charakteristiky, přičemž platí, že čím je větší plnicí otvor, tím je větší i odpor. Kromě případu 0% posuvu plnicího otvoru od náběžné hrany, vztlakové charakteristiky zůstávají vůči změně plnicího otvoru téměř netečné. Posun otvorů po těživě má vliv na tlakové poměry uvnitř profilu. Lze pozorovat, že čím je z počítaných variant plnicí otvor vzdálenější náběžné hraně, tím je statický tlak uvnitř profilu nižší. Samostatnou kapitolu tvoří plnicí otvory, jejichž umístění se nachází na náběžné hraně. Výkonové charakteristiky těchto profilů jsou diametrálně odlišné od ostatních variant. V těchto modifikacích se razantně zvýšil odpor v kombinaci se snížením kritického úhlu náběhu.

7 Seznam použité literatury

[1] LANDSON, C. L. Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section. 1988, Washington, DC: NASA – Scientific and Technical Information Division. 95 s.

[2] http://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html

[3] <http://geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus/>

[4] https://en.wikipedia.org/wiki/Spalart%E2%80%93Allmaras_turbulence_model

[5] Ansys Fluent Theory Guide, 2013, Canonsburg, Ansys Inc

8 Přílohy

- Příloha 1:** Skript pro výpočet na výpočetních serverech ČVUT
- Příloha 2:** Skript pro nastavení výpočtu v softwaru Fluent
- Příloha 3:** Ukázka tlakových koeficientů v okolí plnicího otvoru u vybraných modifikací
- Příloha 4:** Verifikace- tabulky hodnot součinitelů vztlaku, odporu a momentu
- Příloha 5:** Tabulky s hodnotami součinitelů vztlaku, odporu a momentu získané CFD analýzou