

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Ing. Martin Holl

**EXPERIMENTÁLNÍ OVĚŘENÍ METOD VÝPOČTOVÉHO
ODHADU AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK
PROFILU S KLAPKOU**

EXPERIMENTAL VERIFICATION OF COMPUTATIONAL PREDICTION
METHODS OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AIRFOIL WITH FLAP

ZKRÁCENÁ VERZE PH.D. THESIS

Obor:

Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel:

Doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Oponenti:

Prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
Prof. Ing. Karol Filakovský, CSc.

Datum obhajoby:

20. 8. 2004

Klíčová slova: aerodynamika, vzysokovztlakový, experimentální, CFD
Key Words: aerodynamics, high lift, experimental, CFD

Místo uložení práce: Letecký ústav, FSI, VUT v Brně

© Martin Holl, 2004
ISBN 80-214-2750-7
ISSN 1213-4198

Obsah

1	Přehled použitého označení	5
2	Úvod	6
3	Cíle a obsah práce	7
4	Měření aerodynamických charakteristik v nízkorychlostním tunelu	8
4.1	Silová a tlaková měření	9
4.2	Řešené konfigurace	11
4.3	Výsledky měření	12
5	CFD výpočty	14
5.1	Přehled CFD metod	14
5.2	Výpočetní program	14
5.3	Modely turbulence	15
5.4	Výpočetní síť	18
5.5	Výsledky výpočtů	19
6	Návrh vysokovztlakového prostředku	21
6.1	Zdůvodnění návrhu dvoušterbinového slotu	21
6.2	Postup návrhu	22
6.3	Metoda hledání optimálních poloh	23
6.4	Porovnání výsledků jednošterbinového a dvoušterbinového slotu	23
7	Závěr	24
8	Použitá literatura	25
9	Autorovo CV	27
10	Abstract	28

1 Přehled použitého označení

A	[1]	štíhlost křídla
b	[m]	rozpětí křídla
c	[m]	hloubka profilu
\bar{c}	[m]	hloubka střední aerodynamické tětiny křídla
c_D	[1]	součinitel odporu (D/qS)
c_L	[1]	součinitel vztlaku (L/qS)
c_m	[1]	součinitel klopivého momentu (M/qSc)
$c_{m1/4}$	[1]	součinitel klopivého momentu ke čtvrtinovému bodu
c_p	[1]	součinitel tlaku
D	[N]	odpor
G	[N]	tíha letounu
g	[m.s ⁻²]	tíhové zrychlení
L	[N]	vztlak
M	[N.m]	klopivý moment
m	[kg]	hmotnost
N	[N.m]	zatačivý moment
n	[1]	násobek zatížení
p	[Pa]	statický tlak
q	[Pa]	kinetický tlak nerozrušeného tunelového proudu ($\rho v^2/2$)
Re	[1]	Reynoldsovo číslo (vc/ν)
S	[m ²]	vztažná plocha zkušební křídla
T	[°C]	teplota vzduchu
α	[°]	úhel náběhu
δ_s	[°]	výchylka slotu
η_{kl}	[°]	výchylka vztlakových klapek
ρ	[kg.m ⁻³]	hustota vzduchu
ν	[m ² .s ⁻¹]	kinematická viskozita vzduchu
μ	[kg.m ⁻¹ .s ⁻¹]	dynamická viskozita vzduchu
Γ	[m ³ .s ⁻¹]	cirkulace
v_∞	[m.s ⁻¹]	rychlost nerozrušeného tunelového proudu
v	[m.s ⁻¹]	lokální rychlost na profilu

2 Úvod

V současné době je možné z praktických zkušeností odhadnout, že minimální rychlost bez použití vztlakové mechanizace odpovídá přibližně třetině rychlosti maximální u subsonických letounů. Je tedy zřejmé, že bez použití prostředků pro zvýšení vztlaku nelze dodržet předepsanou hodnotu přistávací rychlosti. Nejčastěji používaným prostředkem pro zvýšení maximálního součinitele vztlaku jsou vztlakové klapky a vztlakové klapky v kombinaci se slotem na náběžné hraně. Při návrhu takového zařízení se vychází především z tlakového rozložení po profilu. Tato data je možné získat z měření v aerodynamických tunelech nebo v současné době velmi rozsáhlým numerickým modelováním proudění. Tunelová měření jsou nezastupitelná a poskytují poměrně přesná data. Moderní CFD metody mají výhodu v tom, že poskytují spojitý obraz proudového pole na rozdíl od měření a nejsou omezeny velikostí a výkonem aerodynamického tunelu a umožňují tak lépe analyzovat a pochopit daný problém. Tyto metody jsou ovšem náročné na výpočetní techniku.

Stanovení aerodynamických charakteristik pomocí CFD numerického výpočtu se stává stále důležitější součástí návrhu nového letounu. Význam experimentálního stanovení charakteristik se potom přesouvá do oblasti potvrzení numerických výpočtů několika klíčových režimů letu navržené konfigurace. Důsledné využití CFD technologie při návrhu vede k úspoře nákladů na aerodynamický vývoj nového letounu nebo jeho části a to jak z hlediska nákladů na vlastní tunelová měření tak nákladů na letová měření. Výhodou numerických výpočtů oproti experimentu je rychlá a snadná modifikace sítě na základě požadované změny geometrie. Vlastní experiment může být omezen velikostí měřicího prostoru a parametry volného proudu, které jsou klíčové k dosažení žádané aerodynamické podobnosti. Dále mohou výsledky numerické simulace postihnout některé aspekty daného problému, které nemusí být zřetelné z experimentu.

Programová vybavení komerčně dostupná pro letecké aplikace jsou schopna dosáhnout pouze určitého stupně přesnosti řešení. Snaha vývojářů je implementovat co největší množství fyzikálních modelů aby software našel uplatnění na co největším segmentu trhu. Verifikovat vypočítané hodnoty s experimentálními je trend posledních deseti let v celosvětovém měřítku. V průběhu tohoto období proběhla celá řada komplexních měření až již celého modelu letounu nebo jeho částí. Při návrhových fázích letounu je třeba disponovat experimentálně získanými daty, které slouží k potvrzení numericky vypočítaných hodnot. Teprve po nalezení a ověření vhodného numerického modelu lze přistoupit k vlastnímu návrhu a optimalizačním procesům.

Potřeba teorie a experimentu bude vždy nezbytná. Budoucnost by se tedy měla hledat ve vhodné rovnováze teorie, experimentu a CFD, jehož hlavním přínosem by měla být interpretace a porozumění výsledkům teorie a experimentu.

3 Cíle a obsah práce

Disertační práce shrnuje a hodnotí údaje výzkumu v současné době nepoužívanějších aerodynamických prostředků pro zvýšení vztlaku. Jedná se o slot na náběžné hraně a klapku na odtokové hraně křídla. Práce je zaměřena na výzkum různých kombinací slotu a klapky a poté na návrh vysokovztlakového prostředku. Zkoumány byly konfigurace profilu s vysunutým slotem a klapkou, profilu s vysunutým slotem a zasunutou klapkou, profilu se zasunutým slotem a vysunutou klapkou a profilu se zasunutým slotem i klapkou. Pro výzkum uvedené problematiky je nutné disponovat dostatečnými podklady o průběhu řešení, zvláště pak v případě návrhu nových vysokovztlakových prostředků. Práce je rozdělena do tří hlavních částí.

Cílem první a nejrozsáhlejší etapy bylo provést silové a tlakové měření v nízkorychlostním aerodynamickém tunelu s otevřeným měřícím prostorem \varnothing 3 m. Zvláště tlakové měření je velmi cenné pro porovnání s výpočetními CFD metodami a pro posouzení chování proudění kolem příslušné konfigurace. Je-li snaha navrhnout nový aerodynamický prostředek pro zvýšení vztlaku, je k tomu v současné době ve většině případů potřeba disponovat vhodnými výpočetními nástroji. Chceme-li, aby návrh a především výsledky získané numerickým výpočtem byly co nejspolehlivější, je nutné tyto metody verifikovat s experimentálně získanými daty. Proto experimentálně získaná data jsou velmi důležitá a téměř nepostradatelná.

Cílem druhé etapy bylo provést CFD výpočty všech měřených konfigurací, které sloužily pro ověření s experimentálně získanými daty, pro lepší porozumění a analýzu proudového pole a především pro nalezení vhodného výpočetního modelu. Hlavním přínosem této části bylo získání zkušeností s výpočtem uvedené problematiky a částečně tak nahrazení experimentu, což vede k úspoře nákladů na výrobu modelu a měření v aerodynamickém tunelu.

A konečně cílem třetí etapy byl návrh vysokovztlakového prostředku. Zde se využily zkušenosti a informace z předchozích dvou částí a byl proveden návrh dvouštrbinového slotu na náběžné hraně profilu. Bylo využito informací o výpočtovém modelu z předchozích kapitol, především pak byl zvolen vhodný numerický model, který dosáhl nejlepších výsledků v porovnání s experimentálně získanými daty. Pro volbu návrhu takového prostředku pro zvýšení vztlaku byly podstatné dva faktory. Prvním z nich byl fakt, že doposud neproběhla významnější studie tohoto prostředku pro zvýšení vztlaku a druhým důležitým faktorem byla potřeba uplatnit dosažené experimentální a výpočetní výsledky pro návrh nového prostředku pro zvýšení vztlaku.

Dosažení co nejkratší délky startu a přistání bylo vždy jedním z cílů konstruktérů letadel. Se zvyšováním maximální rychlosti a plošného zatížení se však stává dosažení uspokojivé délky startu a přistání stále obtížnější a u velmi rychlých letounů představuje velmi náročný úkol jak z hlediska aerodynamického tak

i z hlediska volby základních konstrukčních parametrů. Pod pojmem prostředky pro zvýšení vztlaku se zahrnují všechna zařízení umístěná na letadle, jejichž účelem je zvýšit maximální součinitel vztlaku při startu, přistání nebo jiných režimech letu. V současné době se k tomuto účelu používá různých mechanických prostředků umístěných u odtokové nebo náběžné hrany křídla a prostředků založených na řízení mezní vrstvy na křídle. O výzkumu vztlakové mechanizace dopravního letounu Airbus pojednává literatura [1] a [2]. Literatura [3] a [4] popisuje výzkumný program vztlakové mechanizace letounu Boeing.

Vzhledem k jejich účinku se prostředky pro zvýšení vztlaku obvykle dělí do dvou skupin.

- Přírůstek maximálního součinitele vztlaku se dosáhne změnou prohnutí profilu (různé druhy vztlakových klapek)
- Přírůstek maximálního součinitele vztlaku se dosáhne úpravou mezní vrstvy. Mezní vrstva na křídle je ovlivňována jednak mechanickými prostředky u náběžné hrany (slot u náběžné hrany, výsuvná nosová klapka a jednoduchá nosová klapka) a jednak řízením mezní vrstvy odsáváním nebo vyfukováním.

Současným trendem výzkumu vysokovztlakových prostředků je vyhledávání nových prostředků pro zvýšení vztlaku. Cílem těchto prostředků je nahradit klasické konvenční uspořádání klapka - slot, jednodušším systémem, který bude dosahovat minimálně obdobných aerodynamických parametrů. V současné době probíhá v celosvětovém měřítku řada výzkumných aktivit zaměřených na tuto problematiku. Výzkum aktivních generátorů popisuje literatura [7] ÷ [9]. Mechanismus využívající cirkulace vírů na horní straně křídla pomocí dvou lišt popisuje literatura [11] ÷ [14]. Výzkum zkrácené klapky je uveden v literatuře [15]. Před započítáním výzkumu nového prostředku pro zvýšení vztlaku je nutné mít komplexně zpracované klasické konvenční uspořádání klapka-slot.

4 Měření aerodynamických charakteristik v nízkorychlostním tunelu

Měření proběhlo v nízkorychlostním aerodynamickém tunelu VZLÚ Ø 3m s délkou měřicího prostoru 3m. Tunel je uzavřený cirkulační s otevřeným měřicím prostorem. Pro měření aerodynamických charakteristik je vybaven šesti-komponentními tenzometrickými nebo mechanickými gravitačními vahami. Rychlost proudu vzduchu se počítá z přtlaku na dýze a dosahuje maximální hodnoty 70 m/s. Maximální hodnota turbulence je 0,3 %. Parametry proudícího vzduchu jsou uvedeny v literatuře [16].

Měření aerodynamických charakteristik bylo provedeno na standardním modelu obdélníkového křídla se slotem na náběžné hraně, klapkou na odtokové

hraně a s koncovými deskami kruhového tvaru. Experimentální model je uveden na následujícím obrázku 4.1.

Rozměry modelu:

rozpětí (vzdálenost mezi deskami)	1.2 [m]
hloubka zavřeného profilu	0.6 [m]
plocha křídla	0.72 [m ²]
průměr koncových desek	1,08 [m]

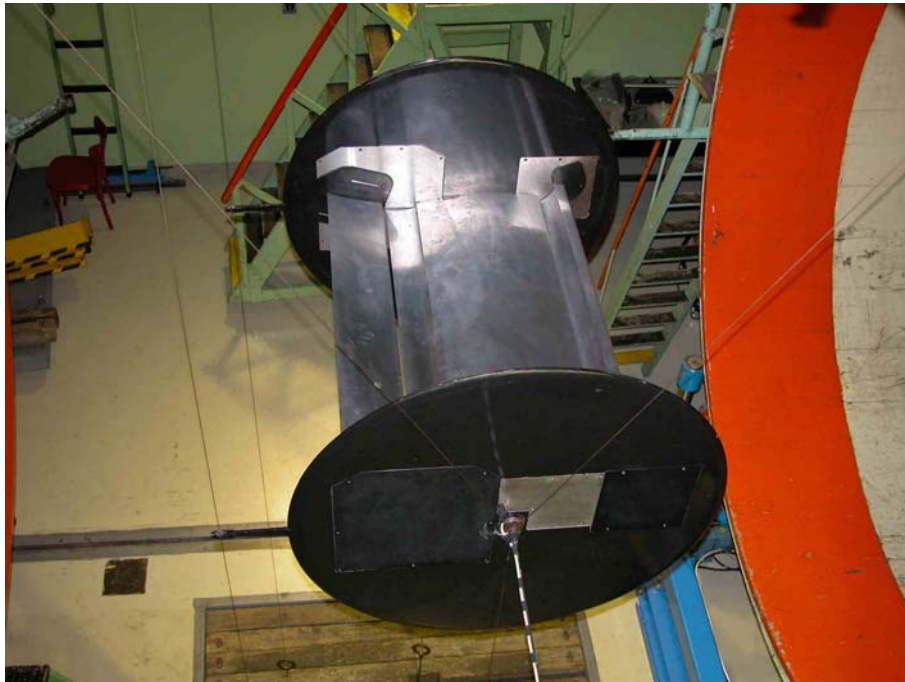
4.1 Silová a tlaková měření

Všechny konfigurace byly měřeny v rozsahu úhlů náběhu α [°] = -10 ÷ 30. Reynoldsovo číslo všech měření bylo $Re = 1,65 \cdot 10^6$. Tomuto číslu odpovídala rychlost proudu vzduchu $v = 40$ m/s.

Aerodynamické charakteristiky profilů v aerodynamických tunelech s otevřeným měřicím prostorem je možné měřit v podstatě několika způsoby.

- Vážení - model je zavěšen na mechanických gravitačních vahách
- Tenzometrické měření - využívá se vnitřních nebo vnějších tenzometrických vah
- Tlakové měření - model je vybaven tlakovými odběry a výsledné aerodynamické charakteristiky se získají z tlakového rozložení
- Hybnostní metoda - odpor je měřen ze ztráty hybnosti proudu v úplavu za tělesem. Zařízení pro měření se používá například hřebenové sondy nebo žhaveného drátku.

Pro účely disertační práce byly využity mechanické gravitační váhy pro silová měření a tlakové měření bylo provedeno pomocí tlakových snímačů umístěných v modelu. Model byl vybaven 128 tlakovými odběry. 22 tlakových odběrů bylo na slotu, 76 na hlavní části profilu a 30 na klapce. Obrázek 4.2 zobrazuje přípravu modelu pro tlaková měření.



Obr. 4.1 Experimentální model se slotem, jednošěrbinovou vztlakovou klapkou a kruhovými koncovými deskami.



Obr. 4.2 Pohled na experimentální model křídla, slotu a koncové desky pro tlaková měření.

4.2 Řešené konfigurace

Pro cíle této disertační práce byly zvoleny následující konfigurace tak, aby bylo možné získat vliv jednotlivých částí tj. slotu a klapky na aerodynamické charakteristiky profilu.

Konfigurace 1: zasunutý slot - zasunutá klapka



Konfigurace 2: vysunutý slot - vysunutá klapka



Konfigurace 3: vysunutý slot - zasunutá klapka



Konfigurace 4: zasunutý slot - vysunutá klapka



4.3 Výsledky měření

Naměřené hodnoty z nízkorychlostního aerodynamického tunelu byly v průběhu měření zpracovány do podoby součinitelů vztlaku, odporu, klopivého momentu ke čtvrtinovému bodu a součinitele tlaku. Diagramy 4.1 ÷ 4.3 zobrazují naměřené vztlakové čáry, poláry a momentové čáry. Pro každou konfiguraci bylo provedeno tlakové měření. Diagram 4.4 zobrazuje tlaková rozložení konfigurace 2 s vysunutým slotem a klapkou.

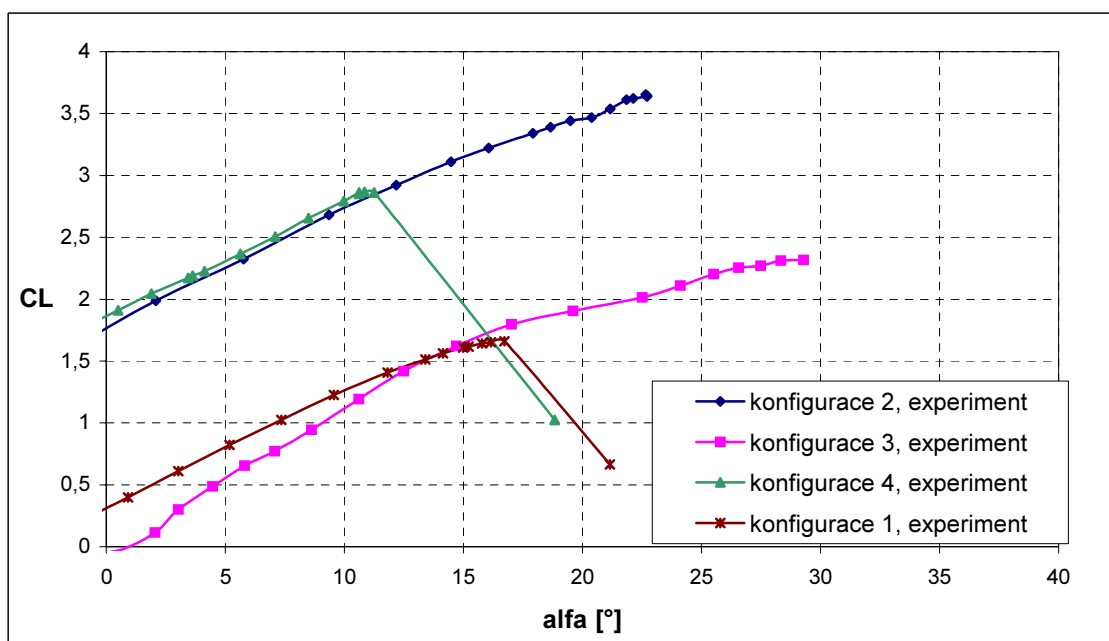


Diagram 4.1 Naměřené vztlakové čáry konfigurací 1, 2, 3 a 4.

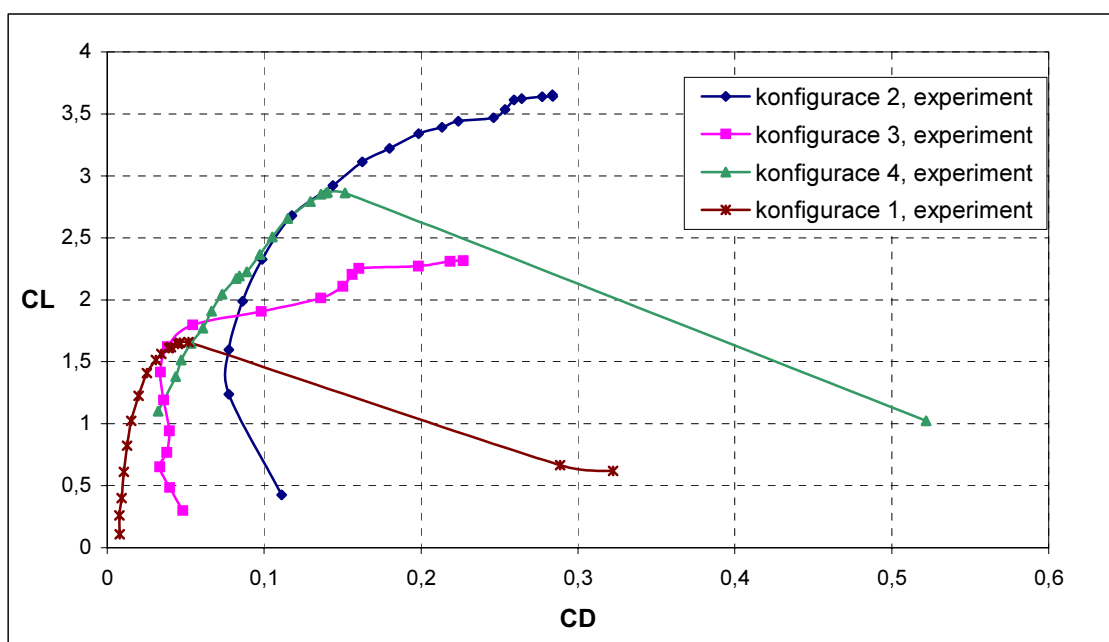


Diagram 4.2 Naměřené poláry konfigurací 1, 2, 3 a 4.

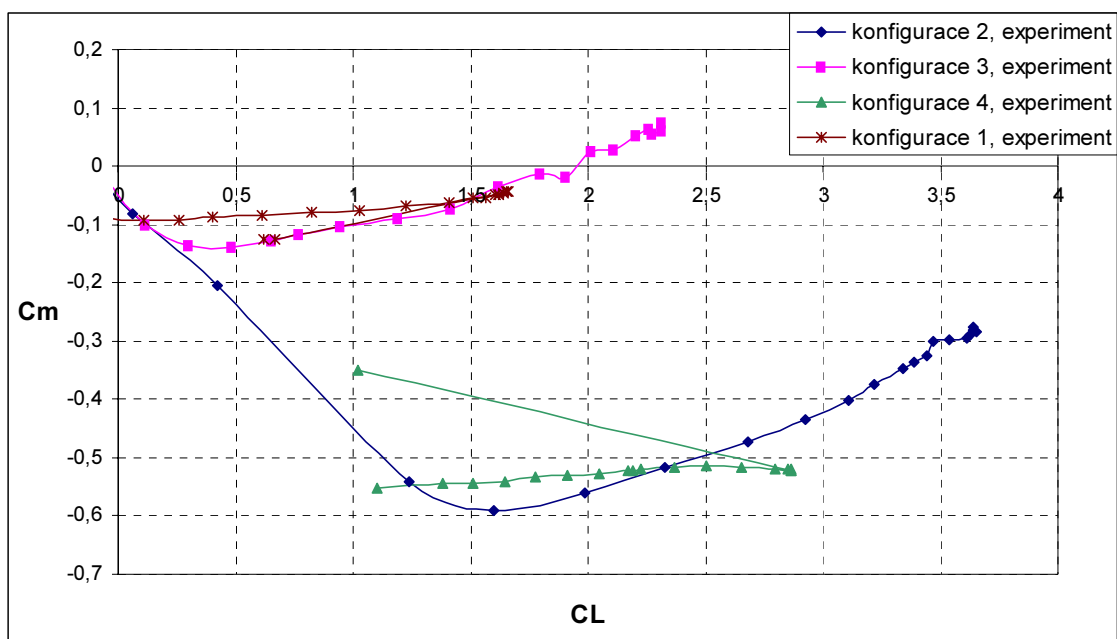


Diagram 4.3 Naměřené momentové čáry konfigurací 1, 2, 3 a 4.

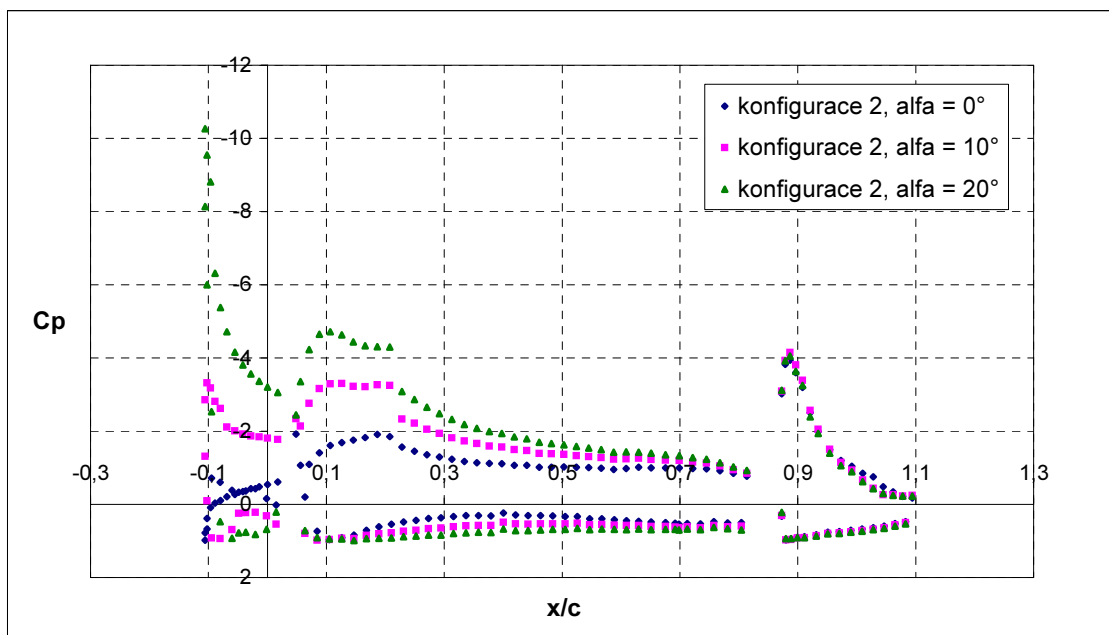


Diagram 4.4 Konfigurace 2 s vysunutým slotem a klapkou - tlaková rozložení.

5 CFD výpočty

5.1 Přehled CFD metod

Jelikož jedním z cílů bylo experimentální ověření vypočítaných hodnot a posléze návrh nového vysokovztlakového prostředku, je zde uveden stručný přehled metod výpočtové CFD aerodynamiky používaných v současné době v leteckém průmyslu.

První skupinu tvoří panelové metody, které se používají převážně pro kvalitativní odhad základních aerodynamických charakteristik. Tyto metody vycházejí z předpokladu potenciálního proudění a stále zůstávají v úvodních fázích vývojového procesu jedním z hlavních výpočtových nástrojů. K jejich přednostem patří především nenáročnost na vstupní data (stačí pouze geometrické charakteristiky), snadná adaptabilita na měnící se geometrii a nízké nároky na kapacitu paměti a výkon počítače.

Do druhé skupiny CFD metod patří numerické řešení parciálních diferenciálních rovnic. Jedna z nejdéle používaných metod je metoda konečných diferencí MKD. Z historického hlediska tvoří tato metoda základ pro moderní CFD numerické metody.

Další metodou je metoda konečných prvků MKP, která vznikla především pro potřeby pevnostních výpočtů a v současné době tvoří jádro většiny pevnostních komerčních programů. Její uplatnění v CFD metodách je velmi malé.

V současné době je nejpoužívanější metodou metoda konečných objemů MKO. Tato metoda řešící parciální diferenciální rovnice se začala zřetelněji prosazovat až v posledním období. Z počátku byla její aplikace výrazně omezena požadavkem na strukturovanost výpočtové sítě. Po vyřešení tohoto problému se stala nejčastěji používanou metodou v komerčních programech pro simulaci proudění. Na této metodě je založen komerční CFD program Fluent, který byl použit pro řešení této disertační práce.

5.2 Výpočetní program

Pro účely této práce bylo využito CFD komerční programové vybavení Fluent. Program je založen na metodě konečných objemů řešením Navier-Stokesových rovnic viz literatura [5], [19], rovnic kontinuity viz literatura [5], [19], energetické viz literatura [5], [19] a turbulence viz literatura [18].

Řešení bylo založeno na tzv. cell-based metodě konečných objemů s řídicími rovnicemi v konservativní formě. To znamená, že proudové proměnné jsou počítány a uchovávány v těžištích buněk. Řídicí rovnice jsou řešeny provázaně (Coupled). Byl zvolen explicitní matematický model s diskretizačním schematem upwind druhého řádu.

Výpočetní modely pro účely této práce se lišily nastavením různých modelů turbulence.

5.3 Modely turbulence

Turbulentní proudění se vyskytuje při velkých hodnotách Reynoldsova čísla a je nejrozšířenější a nejsložitější formou makroskopického pohybu hmoty. Na rozdíl od laminárního proudění, které se vyznačuje deterministickou povahou probíhajících procesů, se turbulentní proudění vyznačuje vysokým počtem stupňů volnosti. Stupně volnosti jsou výsledkem náhodných vířivých pohybů velkého počtu částic tekutiny - turbulentních vírů. Reynolds zformuloval předpoklad, že při turbulentním proudění jsou okamžitá pole parametrů proudění u_i (rychlost, tlak, teplota, koncentrace) superpozicí polí středních hodnot a polí náhodných fluktuací.

Hlavní problém početního řešení turbulentního proudění spočívá v tom, že k výpočtu neznámých funkcí popisujících turbulentní proudění nemáme dostatečný počet rovnic. Jinými slovy, máme větší počet neznámých než rovnic. Soustava rovnic je neuzavřenou soustavou. V pohybové rovnici Navier-Stokesově máme v případě turbulentního proudění navíc turbulentní napětí, v rovnici energie turbulentní toky tepla pro které volíme různé hypotézy nebo vytváříme různé modely turbulence.

Zavedením rozkladu okamžitých hodnot do rovnic zachování hmoty a hybnosti proudění reálné kapaliny odvodil Reynolds z Navier-Stokesových rovnic soustavu rovnic pro střední hodnoty parametrů proudění, nazývané Reynoldsovy středované Navier-Stokesovy rovnice (udávaných jako RANS equations - Reynolds Averaged Navier-Stokes), viz literatura [18] [19].

Je důležité připomenout, že v současné době neexistuje jeden univerzální model turbulence pro řešení všech problémů. Výběr turbulentního modelu závisí na řadě podmínek (fyzikální popis problému, praktické zkušenosti s řešeným problémem, na přesnosti, na množství času potřebného pro výpočet, atd.). Na základě těchto požadavků lze vybrat vhodný model pro daný typ problému.

Z praktických zkušeností a literatury [18] byly pro tuto práci vybrány a testovány následující tři modely turbulence.

- Dvourovnicový Realizable k- ϵ model (RKE)
- Dvourovnicový SST k- ω model (SKO)
- Sedmivrovnicový Reynolds stress model (RSM)

Realizable k-epsilon model (RKE)

Model Realizable k-epsilon je modifikací k-epsilon modelu. Model byl implementován poměrně nedávno a je to dvourovnicový model pro transport kinetické energie a pro transport disipace energie turbulentních fluktuací.

Transportní rovnice turbulentní kinetické energie (k)

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (5.1)$$

Disipace kinetické energie (ε)

$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + \rho C_1 S\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu\varepsilon}} + C_1 \frac{\varepsilon}{k} C_3 G_b \quad (5.2)$$

kde, G_k představuje vznik kinetické energie turbulence středním gradientem rychlosti, G_b je vznik kinetické energie turbulence při vnosu (přestup tepla s přirozenou konvekcí), Y_M je příspěvek dilatační disipace při stlačitelném proudění, C_1, C_2, C_3 jsou konstanty, $\sigma_k, \sigma_\varepsilon$ jsou turbulentní Prandtlova čísla pro k , resp. ε , μ_t je turbulentní viskozita.

Pro kinetickou energii turbulence je transportní rovnice stejná jako u standardního k -epsilon modelu. Od nejčastěji používaného dvourovnicového standardního k -epsilon modelu viz literatura [18], používaného v širokém rozmezí turbulentního proudění, se odlišuje ve dvou základních bodech.

- Obsahuje novou formulaci pro turbulentní viskozitu. U standardního modelu k -epsilon je ve výpočtu použita konstanta, která je u tohoto modelu dopočítávána.
- Transportní rovnice pro disipaci byla odvozena z exaktní rovnice pro transport střední hodnoty druhé mocniny fluktuací vířivosti.

Tento model vyhovuje matematickým omezením pro Reynoldsova napětí vyplývajícím z fyziky turbulentního proudění. Model je určen především pro proudění, kde je velké zakřivení proudu, velká vířivost, pro proudění v mezních vrstvách s velkými tlakovými gradienty, pro odtržené proudění a pro proudění recirkulační.

SST k -omega model (SKO)

Tento model je variantou standardního k - ω modelu a je alternativou k doposud v inženýrských výpočtech pravděpodobně nejužívanější skupině modelů založených na rovnicích pro k a ε . Je to dvourovnicový model, kde rovnice pro kinetickou energii je používána spolu s rovnicí pro ω , což je tzv. specifická disipace, někdy též zvaná turbulentní frekvence.

Transportní rovnice turbulentní kinetické energie (k)

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - Y_k \quad (5.3)$$

Specifická disipace kinetické energie (ω)

$$\rho \frac{D\omega}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (5.4)$$

kde, G_k představuje vznik kinetické energie turbulence středním gradientem rychlosti, Y_k a Y_ω představují disipaci k a ω způsobenou turbulencí, G_ω představuje vznik členu ω , který je závislý na kinetické energii turbulence a konstantách, D_ω je přechodový difúzní člen, který souvisí s transformací k- ε modelu do rovnic pro kinetickou energii (k) a specifickou disipaci (ω), σ_k , σ_ω jsou turbulentní Prandtlova čísla pro k , resp. ω a μ_t je turbulentní viskozita.

Oproti modelu typu k- ε má tento model několik výhod.

- Dosahuje lepších výsledků v přechodovém proudění a v proudění s nepříznivým tlakovým gradientem.
- Je numericky velmi stabilní a lépe konverguje než modely k- ε .
- V oblastech s nízkou turbulencí, kde k a ω klesají k nule, nenastávají numerické problémy.
- Naopak model je citlivý na hodnotu ω ve volném proudu.

V současné době je tento dvourovnicový model velmi používaný pro použití v inženýrských aplikacích a stále se rozšiřuje jeho oblast použití.

Reynolds stress model (RSM)

Na rozdíl od modelů turbulence modelující turbulentní vazkost, model RSM modeluje přímo složky tenzoru turbulentních napětí. Jeho teoretickým základem jsou rovnice popisující transport složek tenzoru turbulentních napětí. Následující rovnice popisuje transportní rovnici.

$$D = T_{ij} + P_{ij} + Q_{ij} + R_{ij} \quad (5.5)$$

Členy na levé straně rovnice (7.5)

a) člen na levé straně rovnice má časový a konvektivní význam (účinkem středního proudu) složek tenzoru $u_i' u_j'$.

$$D = \frac{\partial(\overline{u_i' u_j'})}{\partial t} + u_k \frac{\partial(\overline{u_i' u_j'})}{\partial x_k} \quad (5.6)$$

Členy na pravé straně rovnice (7.5)

a) první člen T_{ij} má význam toků $u_i' u_j'$ mezi sousedními částicemi vlivem turbulentních fluktuací (turbulentní difuze), další dvě složky vyjadřují práci fluktuací tlaku a vazkých sil

$$T_{ij} = -\frac{\partial}{\partial x_k} \left\{ \overline{u_i' u_j' u_k'} + \frac{1}{\rho} \overline{p' u_j'} \delta_{ik} + \overline{p' u_j'} \delta_{jk} - \nu \left[\overline{u_j' \left(\frac{\partial u_i'}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k'}{\partial x_i} \right)} + \overline{u_i' \left(\frac{\partial u_j'}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k'}{\partial x_j} \right)} \right] \right\} \quad (5.7)$$

b) druhý člen P_{ij} vyjadřuje produkci složek tenzoru $u'_i u'_j$ účinkem gradientů střední rychlosti (interakce mezi složkami tenzoru Reynoldsových napětí a gradientů střední rychlosti)

$$P_{ij} = \left[\overline{u'_j u'_k} \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} + \overline{u'_i u'_k} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} \right] \quad (5.8)$$

c) třetí člen Q_{ij} vyjadřuje redistribuci turbulentní energie vlivem interakce mezi fluktuacemi tlaku p a fluktuacemi gradientů rychlosti

$$Q_{ij} = \frac{\overline{p'}}{\rho} \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right) \quad (5.9)$$

d) poslední člen R_{ij} se nazývá destrukční člen a souvisí s disipací turbulentních fluktuací.

$$R_{ij} = \nu \left[\frac{\partial u'_j}{\partial x_k} \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u'_k}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \left(\frac{\partial u'_j}{\partial x_k} + \frac{\partial u'_k}{\partial x_j} \right) \right] \quad (5.10)$$

Podobně jako u ostatních turbulentních modelů jsou použity vztahy pro transport disipace a transport turbulentních fluktuací. Pro 2D úlohy jsou řešeny čtyři rovnice a pro 3D úlohy sedm rovnic.

RSM model má největší předpoklady pro predikci komplexních úloh proudění s výraznou anizotropií proudu, např. pro výrazně zavířené proudění. Model RSM umožňuje zahrnout do výpočtu vlivy silného zakřivení proudnic, náhlé změny geometrie kanálu, intenzivní zavíření proudu a to mnohem přesněji než jedno- nebo dvourovnicové modely, takže v případě složitých proudění dává lepší výsledky.

5.4 Výpočetní síť

Výpočetní síť byla vytvořena v programu Tgrid, který je součástí programového balíku Fluent a je určen pro generování sítí. Byly vytvořeny dva druhy sítí. V prvním případě byla vygenerována nestrukturovaná trojúhelníková síť, která byla využita pro první část výpočtů. Poté byla vygenerována hybridní síť s prismatickými buňkami.

V poslední době se velmi rozšířilo používání hybridních sítí s prismatickými buňkami. Funkcí prismatických buněk je lépe zachytit mezní vrstvu počítaného

modelu. Je důležité co nejpřesněji odhadnout tloušťku mezní vrstvy a poté zvolit jejich počet a nárůst takový, aby byla zachycena mezní vrstva. Z literatury [20] se ukazuje, že přesnost výsledků s použitím prismatických buněk se výrazně zvyšuje.

5.5 Výsledky výpočtů

Jednou z důležitých součástí výpočtů bylo zjistit vliv prismatických buněk na přesnost výsledků, jejich porovnání s experimentálně získanými daty a současně jejich srovnání s výsledky bez prismatických buněk. Jejich přítomnost výrazně zvýší celkový počet buněk a tím naroste výpočetní čas. Z toho vyplývá, že je třeba mít k dispozici informace o jejich vlivu, protože snahou je získat výsledky v pokud možno co nejkratším čase a s potřebnou kvalitou dosaženého výsledku. Současný trend výpočtu takovýchto konfigurací směřuje k využívání prismatických buněk, které vhodnou volbou zachycují poměrně přesně mezní vrstvu a dosahují podstatně lepších výsledků.

Vypočítané hodnoty byly zpracovány a vyneseny formou součinitelů aerodynamických charakteristik do diagramů a porovnány s naměřenými daty z aerodynamického tunelu.

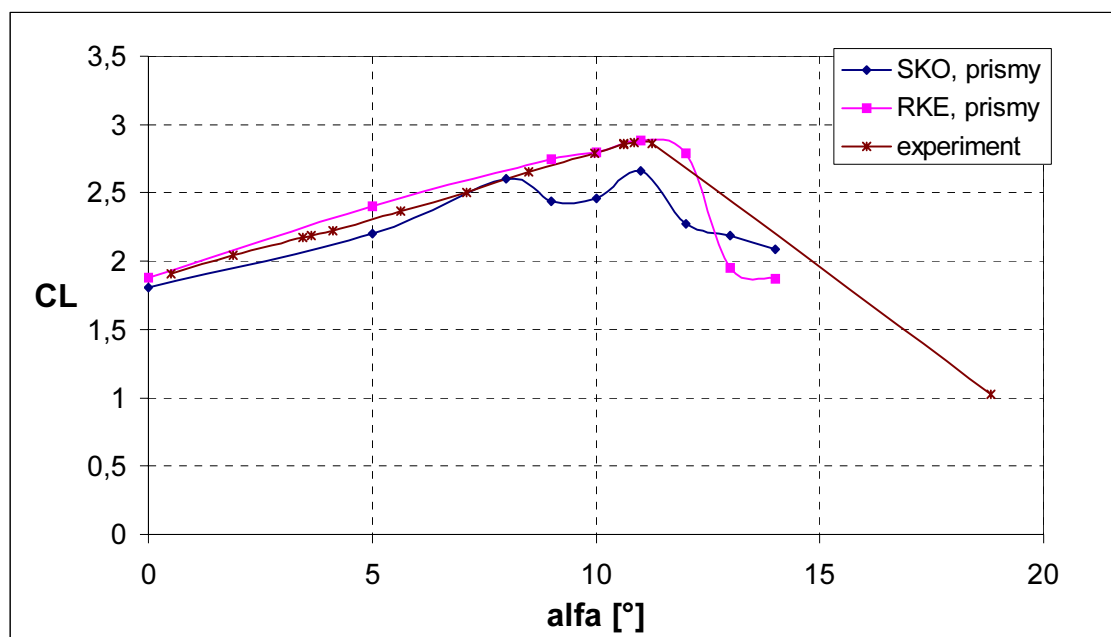


Diagram 5.1 Vztlakové čáry konfigurace 4 se zasunutým slotem a vysunutou klapkou, CFD výpočty s prismatickými buňkami.

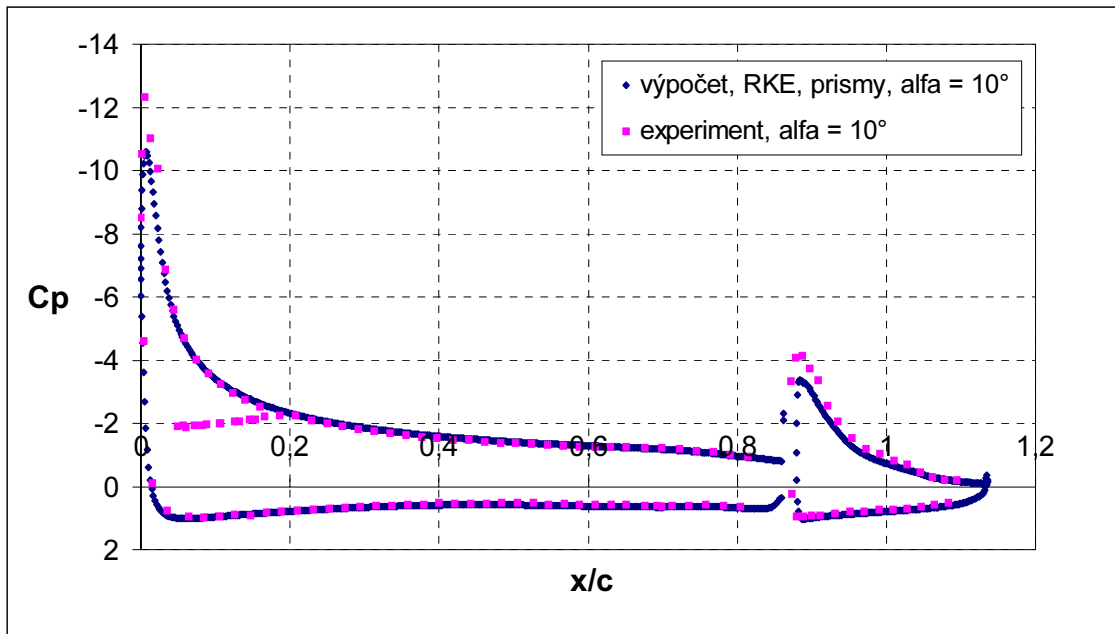


Diagram 5.2 Tlaková rozložení konfigurace 4 s vysunutou klapkou a zasunutým slotem - srovnání výpočtu s experimentem pro úhel náběh $\alpha = 10^\circ$.

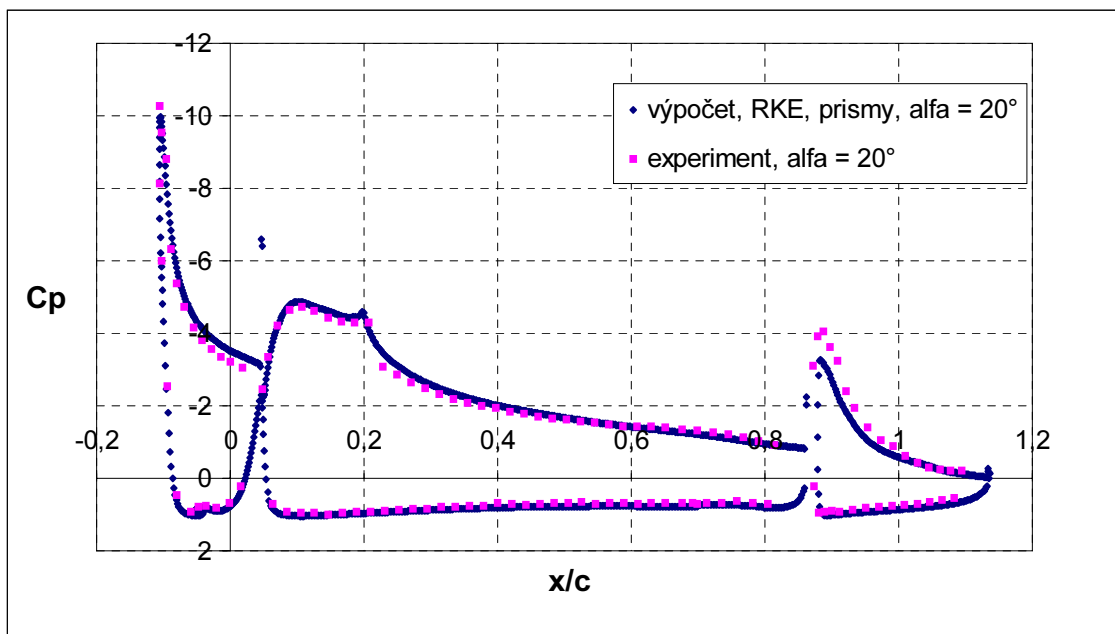


Diagram 5.3 Tlaková rozložení konfigurace 2 s vysunutým slotem a klapkou - srovnání výpočtu s experimentem pro úhel náběhu $\alpha = 20^\circ$.

6 Návrh vysokovztlakového prostředku

Cílem této kapitoly bylo provést návrh prostředku pro zvýšení vztlaku na základě využití výsledků a zkušeností z předchozích kapitol, kde byly experimentálně ověřeny výpočtové odhady profilu se slotem a klapkou a jejich vzájemné kombinace. Tento návrh byl demonstrován návrhem dvouštěrbinového slotu. Výsledky a výsledné poznatky byly srovnány s konfigurací s jednoštěrbinovým slotem a klapkou a byla provedena analýza a doporučení pro aplikační použití.

6.1 Zdůvodnění návrhu dvouštěrbinového slotu

Hlavní důvody návrhu dvouštěrbinového slotu jsou shrnuty v následujících třech bodech.

- Doposud neproběhla významnější studie tohoto prostředku pro zvýšení vztlaku. Současný trend výzkumu vysokovztlakových prostředků poukazuje na výzkum všech možných potenciálních nových prostředků pro zvýšení vztlaku tedy i vliv a význam dvouštěrbinového slotu na aerodynamické charakteristiky.
- Experimentální ověření výpočtových odhadů aerodynamických charakteristik konfigurací profilu se slotem a klapkou je třeba využít a ověřit při návrhu nového prostředku pro zvýšení vztlaku, čímž dvouštěrbinový slot v kombinaci s klapkou bezesporu je. Doposud již proběhla řada studií, návrhů, výpočtů a měření v aerodynamických tunelech jedno, dvou a tříštěrbinových klapek. Nicméně dvouštěrbinový slot a ověření předpokladů o jeho účinnosti, nebyly doposud významně zpracovány.
- Před započítáním návrhu dvouštěrbinového slotu se předpokládalo, že větších součinitelů vztlaku se dosáhne zvětšením zakřivení a plochy křídla. Dále se předpokládalo, že při optimalizaci jednoštěrbinového slotu za účelem dosažení maximálního součinitele vztlaku, bude nalezena taková poloha, při které sice bude dosaženo maximálního součinitele vztlaku ovšem na úkor výraznější hodnoty podtlakové špičky na slotu. Předpokladem tedy bylo snížit takto vzniklou podtlakovou špičku jejím rozložením na dva sloty při současném zvýšení součinitele vztlaku.

Je potřeba zdůraznit, že experimentální ověření výpočtového odhadu profilu se slotem a klapkou a jejich vzájemných kombinací lze velmi efektivně použít při návrhu nebo modifikaci takovýchto konfigurací. Bude-li se například jednat o návrh optimálního tvaru nosové části klapky lze taktéž velmi vhodně použít tyto verifikované výpočetní modely při hledání optimálního tvaru, kdy je potřeba provést velké množství výpočtů. Jelikož výpočetní odhady jsou experimentálně ověřené, lze s uvážením uvedených výpočetních odchylek dosáhnout velmi přesných údajů.

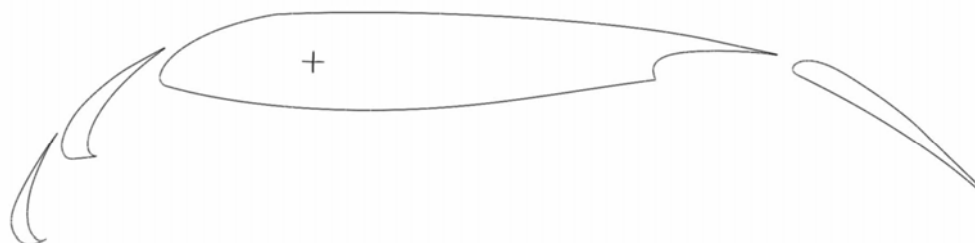
6.2 Postup návrhu

Návrh dvoušterbinového slotu vycházel z konfigurace s jednošterbinovým slotem, která byla verifikována měřením v nízkorychlostním aerodynamickém tunelu. Z těchto verifikačních analýz byl nalezen výpočetní model schopný kvalifikované predikce aerodynamických charakteristik konfigurací se slotem a klapkou. Pro tuto konfiguraci byl proveden návrh dvoušterbinového slotu a bylo provedeno jejich srovnání.

Chceme-li porovnávat nový prostředek se stávajícím, v tomto případě konfiguraci s navrženým dvoušterbinovým slotem a klapkou a konfiguraci s klasickým jednošterbinovým slotem a klapkou, je nutné nalézt optimální polohu jednošterbinového slotu. Proto, aby srovnání konfigurace s dvoušterbinovým slotem a klapkou bylo korektní, bylo nezbytné nalézt, případně potvrdit, optimální polohu jednošterbinového slotu jako referenční konfigurace. Proto byla, ovšem již pomocí verifikovaného výpočetního modelu, hledána optimální poloha slotu pro maximální dosažitelný součinitel vztlaku. Teprve po nalezení optimální polohy jednošterbinového slotu se přistoupilo k vlastnímu návrhu a výpočetním analýzám dvoušterbinového slotu.

Při návrhu jednošterbinového slotu je z hlediska vztlaku i momentu žádoucí, aby tětíva vnějšího konce slotu byla co největší. Vnitřní konec slotu má být z hlediska dosažení co největšího přírůstku maximálního součinitele vztlaku co nejbližší středu křídla. Tento požadavek je však omezen hledisky podélné stability při přetažení.

Návod a podklady pro návrh tvaru slotu a šterbiny v podstatě neexistují. Proto při návrhu tvaru dvoušterbinového slotu byly zhodnoceny z dostupné literatury výsledky měření aerodynamických charakteristik profilů s jednošterbinovými sloty, u nichž byly uvedeny také geometrické charakteristiky. Literatury [22] ÷ [25] popisují metody pro analýzy profilu s více elementy. Literatura [26] popisuje návrhové techniky pro určování tvaru slotů tak aby daly požadované tlakové rozložení. Literatury [21] a [27] popisují neviskózní metody pro návrh profilu s více elementy pro předepsané tlakové rozložení. Na obrázku 6.1 je zobrazen navržený dvoušterbinový slot s klapkou na odtokové hraně.



Obr. 6.1 Navržený dvoušterbinový slot s klapkou na odtokové hraně.

6.3 Metoda hledání optimálních poloh

Nalezení optimální polohy jednošterbinového slotu a návrh a výpočetní analýza dvoušterbinového slotu byla kombinace dvou výpočetních programů.

1. Program pro aerodynamickou CFD analýzu - zvolení výpočetního modelu
2. Program pro hledání optimálních poloh - numerický proces vyhledávání optimální polohy slotů.

6.4 Porovnání výsledků jednošterbinového a dvoušterbinového slotu

Cílem návrhu dvoušterbinového slotu bylo najít takové nastavení slotů aby bylo dosaženo co nejvyšších hodnot součinitele vztlaku a současně byla snížena podtlaková špička vznikající na jednošterbinovém slotu.

Pro referenční konfiguraci s jednošterbinovým slotem a klapkou a navrženou konfiguraci s dvoušterbinovým slotem a klapkou byly vypočítány aerodynamické charakteristiky tak, aby bylo možné tyto konfigurace zhodnotit a porovnat. Proto zvláštní pozornost byla věnována získaným vztlakovým charakteristikám a především tlakovým rozložením, z kterých lze velmi dobře získat představu o chování a průběhu proudění. Diagram 6.1 zobrazuje porovnání tlakových rozložení konfigurace s navrženým dvoušterbinovým slotem a jednošterbinovým slotem pro úhel náběhu $\alpha = 20^\circ$.

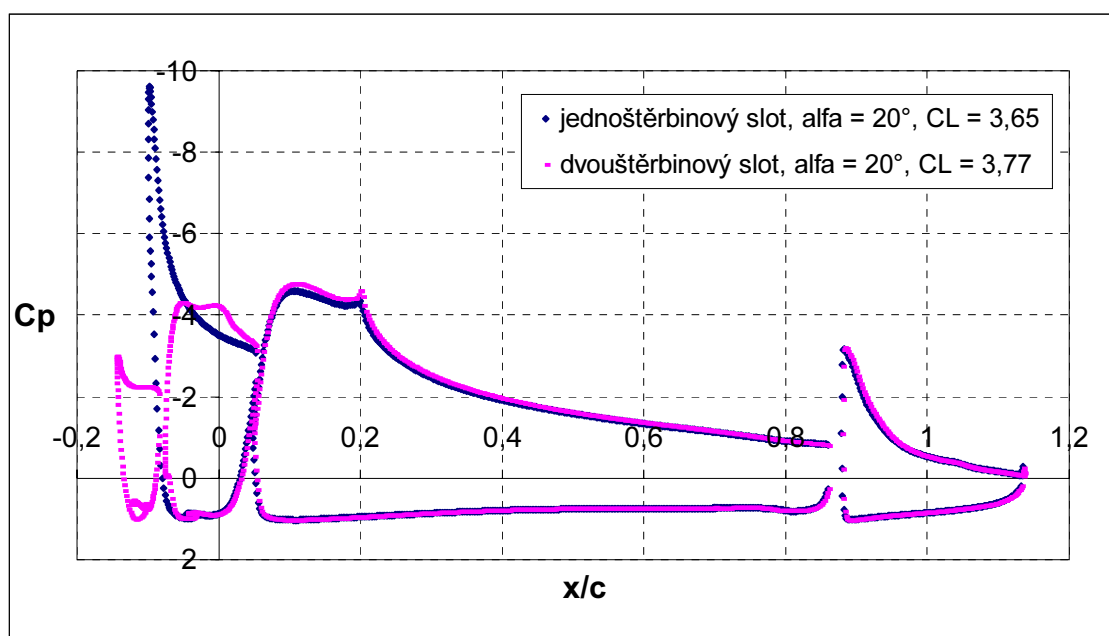


Diagram 6.1 Porovnání tlakových rozložení konfigurace s navrženým dvoušterbinovým slotem a jednošterbinovým slotem, $\alpha = 20^\circ$.

7 Závěr

Tato práce shrnuje údaje výzkumu v současné době nejpoužívanějších aerodynamických prostředků pro zvýšení vztlaku, kterými jsou slot na náběžné hraně a klapka na odtokové hraně křídla.

Přínosem bylo jak silové, tak především tlakové měření, které je velmi cenné jednak pro posouzení chování proudění a jednak pro porovnání s výpočetními CFD metodami. Výsledky potvrdily, že klapka zvyšuje maximální součinitel vztlaku a současně snižuje kritický úhel náběhu. Dále se ukázalo, že tlakové rozložení na klapce je téměř nezávislé na velikosti úhlu náběhu. Z toho vyplývá, že přírůstek součinitele vztlaku od klapky není závislý na úhlu náběhu. Vliv klapky se již začíná projevovat při malých úhlech náběhu a činí tak klapku jako velmi účinný prostředek pro zvýšení vztlaku. Slot snižuje statickou podélnou stabilitu v důsledku svého posunu dopředu.

Ve druhé části byly provedeny CFD numerické simulace uvedených konfigurací, které byly verifikovány měřením v aerodynamickém tunelu. Jedním z cílů bylo nalézt vhodný výpočetní model pro predikci aerodynamických charakteristik uvedených konfigurací. Výsledky ukázaly, že pro kvalifikované výpočtové odhady všech kombinací profilu se slotem a klapkou se projevil jako nejvhodnější turbulentní model $k-\varepsilon$ Realizable. Přesnost výsledků u všech počítaných konfigurací byla významně ovlivněna přítomností prismatických buněk. Výpočty ukázaly, že pro kvalifikovaný výpočetní odhad je přítomnost prismatických buněk nutná, přestože se významně zvýší celkový počet buněk a tím naroste celkový výpočetní čas. Velmi dobrých výsledků se dosáhlo u výpočtů vztlakových a momentových charakteristik. Proto dalším přínosem bylo získání zkušeností s výpočtem uvedené problematiky a částečně tak nahrazení experimentu. To vede k úspoře nákladů na výrobu modelu a měření v aerodynamickém tunelu.

Třetí a závěrečná část byla zaměřena na návrh vysokovztlakového prostředku. V této části bylo využito výsledků a zkušeností z předchozích kapitol a byl proveden návrh dvoušterbinového slotu. Výsledky ukázaly, že zvýšení celkového součinitele vztlaku u navržené konfigurace s dvoušterbinovým slotem se projevuje především změnou tlakových rozložení na slotech. Tlakové rozložení na hlavní části profilu a na klapce bylo shodné s tlakovým rozložením konfigurace s jednošterbinovým slotem. Navržený dvoušterbinový slot způsobuje zvýšení sklonu momentové čáry. Presentovaný návrh dvoušterbinového slotu lze považovat jako významný přínos, jelikož dostupné informace ukazují, že doposud neproběhla významnější studie tohoto prostředku pro zvýšení vztlaku. Taktéž byla na této vztlakové mechanizaci ověřena metodika návrhu s použitím experimentálně ověřeného výpočetního modelu.

O kvalitě předložené práce svědčí vypsání EU projektu a spolupráce se zahraničními partnery.

Závěrem je možné konstatovat, že vytyčené cíle disertační práce byly splněny a dosažené výsledky lze velmi vhodně použít při návrhu nebo úpravě vztlakové mechanizace křídla.

8 Použitá literatura

- [1] Wedderspoon, J., R.: The High Lift Development of the A 320 Aircraft, ICAS-86-2.3.2, 1986.
- [2] Thibert et al, J., J.: ONERA activities on high-lift devices for transport aircraft, The Aeronautical Journal, Vol. 99, No. 989, November 1995.
- [3] Nield, B., N.: An overview of the Boeing 777 high-lift aerodynamic design, The Aeronautical Journal, Vol. 99, No. 989, November 1995.
- [4] Yip et al, L., P.: The NASA B 737-100 high-lift flight research programme - measurements and computations, The Aeronautical Journal, Vol. 99, No. 989, November 1995.
- [5] Brož, V.: Aerodynamika nízkých rychlostí, ČVUT Praha, 1985.
- [6] Vijgen, P., M., van Dam C., P., Holmes, B., J., Howard, F., G.: Wind-Tunnel Investigations of Wings with Serrated Sharp Trailing Edges Low Reynolds Number Aerodynamics, Conference Proceedings Notre Dame, Indiana 1989.
- [7] Lin, J., C., Robinson, S., K., McGhee, R., J., Valarezo, W., O.: Separation Control on High Reynolds number Multi-Element Aerofoils, AIAA Paper 92-2636, 1992.
- [8] Kelly, J., A.: Effects of modification to the leading-edge region on the stalling characteristics of the NACA 63₁-012 airfoil section, NACA-TN2228, 1950.
- [9] Meredith, P., T.: Viscous phenomena affecting high-lift systems and suggestions for future CFD development, AGARD CP-515, 1992.
- [10] Cornish, J., J.: High-lift applications of spanwise blowing, ICAS paper 70-09, Rome 1970.
- [11] Kruppa, E., W.: A wind tunnel investigation of the Kasper Vortex concept, AIAA Paper 77-310, 1977.
- [12] Hurley, D., G.: The use of boundary layer control to establish free stream-line flows, Boundary Layer and Flow Control, Vol. 1, Pergamon Press Ltd, 1961.
- [13] Rossow, V., J.: Lift enhancement by an externally trapped vortex, Journal of Aircraft, Vol. 15, No. 9, 1978.
- [14] Rossow, V., J.: Two-fence concept for efficient trapping of vortices on airfoils, Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 5, 1992.
- [15] Rae, A., J., Galpin, S., A., Fulker, J.: Investigation into Scale Effects on the Performance of Sub Boundary-Layer Vortex Generators on Civil Aircraft High-Lift Devices, AIAA Paper 2002-3274, 2002.
- [16] Kovář V., Matula J.: Aerodynamický tunel VZLÚ Ø 3 m, zpráva VZLÚ R-2027/81, 1975.

- [17] Hora, A., Mráz, V.: Metodika měření v tunelu \varnothing 3m, ZP-ANR-02, VZLÚ, a.s., Praha, 1998.
- [18] Fluent Inc.: Fluent 5 Users Guide, Volume 1-4, Lebanon, July 1998.
- [19] Anderson, J., D.: Computational Fluid Dynamics (The basics with applications), International Editions, 1995.
- [20] Rogers, S., E., Roth, K., Slotnick, J., P., Whitlock, M., Nash, S., M., Baker, M., D.: Computation of Viscous Flow for Boeing 777 Aircraft in Landing Configuration, Journal of Aircraft, Vol. 38, No. 6, November-December 2001.
- [21] Kennedy, J., L., Marsden, D., J.: A Potential Flow Design Method for Multicomponent Airfoil Sections, J. Aircraft, vol. 15, no. 1, Jan. 1978.
- [22] Stevens, W., A., Goradia, S., H., Branden, J., A.: Mathematical Model for Two-Dimensional Multi-Component Airfoils in Viscous Flow, NASA CR-1843, July 1971.
- [23] Bhateley, I., C., McWhirter, J., W.: Development of Theoretical Methods for Two-Dimensional Multi-Element Airfoil Analysis and Design, Part I: Viscous-Flow Analysis Method. AFFDL-TR-72-96, Part I, August 1972.
- [24] Callaghan, J., G., Beatty, T., V.: A Theoretical Method for the Analysis and Design of Multielement Airfoils, J. Aircraft, vol. 9, no. 12, 1972.
- [25] Olson, L., E., Dvorak, F., A.: Viscous/Potential Flow about Multi-Element Two-Dimensional and Infinite-Span Swept Wings: Theory and Experiment. AIAA Paper 76-18, AIAA 14th Aerosp. Sci. Mtg., Wash., D.C., Jan. 26-28, 1976.
- [26] Opray, J., E.: A Semi-Inverse Design Technique for Leading-Edge Slats, Ph.D. Thesis, Calif. Inst. of Tech., Pasadena, Calif., May 1970.
- [27] James, R., M.: The Theory and Design of Two-Airfoil Lifting Systems, Computer Methods in Appl. Mech. and Eng., vol. 10, no. 1, 1977.
- [28] Barlow, J., B., Rae, W., H., Pope, A.: Low-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, New York 1999.
- [29] Dvořák, R., Kozel, K.: Matematické modelování v aerodynamice, Vydavatelství ČVUT, Praha 1981
- [30] Bauer, F., Brůha, O., Jaňour, Z.: Základy proudění - Letecký průvodce 2, Vědecko-technické nakladatelství, Praha 1950.
- [31] Pankhurst, R., C., Holder, D., W.: Wind tunnel technique, Sir Isaac Pitman & Sons, London 1952
- [32] Axelson, J., A., Stevens, G., L.: Investigation of a slat in several different positions on an NACA 64A010 airfoil for a wide range of subsonic much numbers, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington 1954.
- [33] Liebeck, R., H., Ormsbee, A., I.: Optimization of Airfoils for Maximum Lift, Journal of Aircraft, Vol. 7, No. 5, 1970.
- [34] Pelletier, A., Mueller, T.: Effect of Endplates on Two-Dimensional Airfoil Testing at Low Reynolds Number, Journal of Aircraft, Vol. 38, No. 6, 2001.

9 Autorovo CV

JMÉNO

Martin Holl

OSOBNÍ DATA

Stav: svobodný

Státní příslušnost: Česká republika

Národnost: česká

Datum a místo narození: 18.únor 1973, Praha

VZDĚLÁNÍ

1987-1991

Střední odborné učiliště strojírenské Vodochody

1991-1997

České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní, Katedra letadel, inženýrské studium zakončené státní závěrečnou zkouškou

1997-2000

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojní, Letecký ústav, doktorandské studium

Téma disertační práce: Experimentální ověření metod výpočtového odhadu aerodynamických charakteristik profilu s klapkou.

STUDIJNÍ STÁŽE

04-09/1999

Studium na Glasgow University

ZAMĚSTNÁNÍ

1997 - 2003

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.

Divize - Aerodynamika nízkých rychlostí

pozice: výzkumný vývojový pracovník

řešitel projektů:

- Dopravní strojírenství II, dílčí projekt "Podmínky plnění požadavků vybraných částí předpisů JAR 23 a FAR 23 na letové výkony a vlastnosti malých dopravních letounů", projekt podporovaný MPO

- Centrum leteckého a kosmického výzkumu, dílčí projekt V4 "Výzkum aeromechaniky letadel", projekt podporovaný MŠMT

- 5. rámcový program EU, projekt HELIX - Innovative Aerodynamic High Lift Concepts, projekt podporovaný EU

- 5. rámcový program EU, projekt VELA - Volume Efficient Large Aircraft, projekt podporovaný EU

2003 -

- Program PROGRES, projekt "Moderní vysokovztlakové koncepce", projekt podporovaný MPO
Divize - Centrum leteckého a kosmického výzkumu
pozice: vedoucí divize

JAZYKOVÉ ZNALOSTI

Angličtina, Ruština

10 Abstract

The thesis deals with the research of the most utilize high lift devices. The slot on the leading edge and the flap on the trailing edge of the wing and its combinations have been investigated as well as the design of the new high lift devices.

First and the most extensive section have been focused on the force and pressure tests in the low speed wind tunnel with the open test section of 3m diam.. In particular, the pressure tests are valuable in comparison with CFD methods and for evaluation of flow behaviour around an appropriate configuration.

Within the second section the CFD calculations of all tested configurations have been performed for an experimental verification, better understanding and analysis of the flow field and especially for finding a suitable numerical model. The contribution of this section was to get experience with the CFD calculation of such a configuration and hereby to save the experimental costs as a model manufacturing and a wind tunnel test.

And finally the two-component leading edge slat device has been investigated to demonstrate any benefits or penalties of the two-component slat/flap performance against that of the conventional slat/flap high-lift section. Trailing edge device used in this concept was a conventional type single-slotted flap. The main activities were focused on finding the aerodynamic optimum shape and position for both slats.

All goals defined by this work have been achieved with success.