

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

č 23 / 2014



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 9. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo „Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích“

ISSN 1801 - 9315

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s.
ZA PODPORY ASOCIACE LETECKÝCH VÝROBCŮ ČR A ČESKÉ TECHNOLOGICKÉ
PLATFORMY PRO LETECTVÍ A KOSMONAUTIKU
spolufinancované fondem EU

CZECH TECHNOLOGICAL PLATFORM FOR THE AVIATION AND SPACE



EUROPEAN UNION
EUROPEAN REGIONAL DEVELOPMENT FUND
INVESTMENT IN YOUR FUTURE

„Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích“

16. 9. 2014

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl
Elektronický sborník VZLÚ, a.s.
číslo 23, září 2014, 9. ročník

Adresa redakce:

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.
Beranových 130, 199 05 Praha 9, Letňany
Tel.: 225 115 223, fax: 286 920 518

Šéfredaktor:

Martina Monteforte Hrabětová (e-mail: monteforte@vzlu.cz)

Odborní garanti semináře:

Ing. Jiří Fiala, VZLÚ • 225 115 260 • fiala@vzlu.cz
Ing. Dušan Maturkanič, Ph.D., VZLÚ • 225 115 533 • maturkanic@vzlu.cz

Vydavatel:

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.
© 2010 VZLÚ, a.s.

VÝZKUM, VÝVOJ A INOVACE V ČESKÉM LETECKÉM PRŮMYSLU: „Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích“

Jednodenní setkání ve VZLÚ týkající se modelování proudění v letectví a dalších odvětvích průmyslu navazuje na tradici seminářů o aplikované aerodynamice. Tématicky se seminář zaměřuje na problematiku aerodynamiky letadel, pozemních dopravních prostředků, budov, lopatkových strojů a jiných průmyslových aplikací a je významným kontaktním místem odborníků z různých podniků českého leteckého průmyslu, akademických, výzkumných a vývojových pracovišť.

V přednáškách budou prezentovány zajímavé výsledky z posledního období, které byly dosaženy na různých pracovištích v České republice. Významnou součástí semináře je diskuse nejen k předneseným referátům, ale i k současným a budoucím potřebám průmyslového výzkumu a vývoje, což by mělo pomoci lepšímu vzájemnému porozumění mezi výzkumnými laboratořemi a aplikačními pracovišti v průmyslu, a tak přispět ke kvalifikovanému tříbení názorů na směry vývoje v oblasti modelování proudění. Přínosem pro každého účastníka bude získání přehledu, zhodnocení stavu a možnost diskuse k aktuálním problémům.

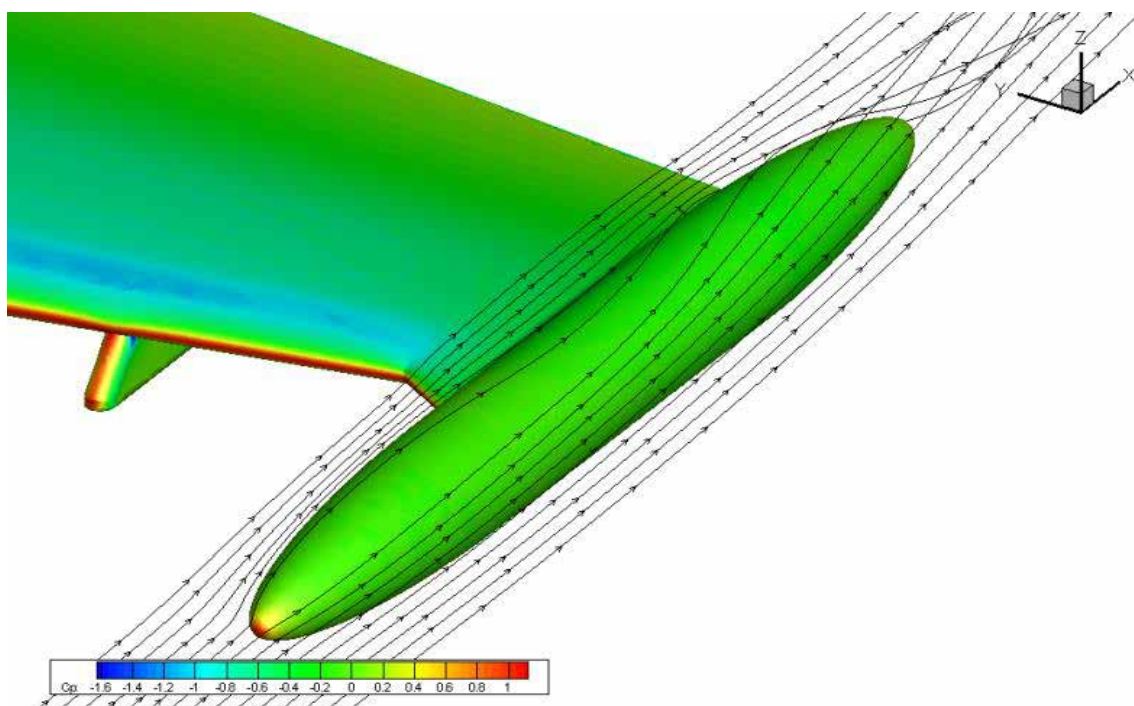
Organizační výbor semináře, pod garancí generálního ředitele VZLÚ

ČASOVÝ PRŮBĚH SEMINÁŘE:

8:30 - 9:00	Registrace účastníků
9:00 - 9:15	Zahájení, úvodní slovo technického ředitele VZLÚ
9:15 - 11:00	I. blok přednášek <ul style="list-style-type: none">- Základní návrh rotoru radiálního kompresoru Ing. Jan Slanec, Ph.D., VZLÚ- Simulace spalování s tvorbou sazí Ing. Vojtěch Běták, VZLÚ- Aerodynamika aerodynamické brzdy Ing. J. Červinka, Mgr. M. Lahuta, Doc. Z. Pátek, CSc. MS., VZLÚ- Vliv vyfukování v koncové části křídla Ing. Petr Vrchota, Ph.D., VZLÚ
11:00 - 11:30	Přestávka
11:30 - 13:00	II. blok přednášek <ul style="list-style-type: none">- Úprava Riemannova problému při řešení rovnic stlačitelného proudění RNDr. Martin Kyncl, Ph.D., RNDr. Jaroslav Pelant, CSc., VZLÚ- VUT Contribution to Garteur Action Group 52 Ing. Petr Dvořák, VUT v Brně- Výpočetní aerodynamická optimalizace nízkorychlostního křídla Mgr. M. Lahuta, Doc. Z. Pátek, CSc. MS., Mgr. A. Szöllös, VZLÚ- Complex Geometrical Constraints Handling in the Context of Aerodynamic Shape Optimization Ing. Jiří Hradil, VUT v Brně
13:00 - 13:40	Oběd
13:45 - 15:30	III. blok přednášek <ul style="list-style-type: none">- Vliv deformace modelu na aerodynamické charakteristiky RNDr. Aleš Prachař, Ph.D., Ing. Petr Vrchota, Ph.D., VZLÚ- Využití geometrické parametrizace pro popis geometrie modelu Ing. Ivan Dofek, VUT v Brně- Rozptyl plynu v okolí terénní vlny ve větrném tunelu s mezní vrstvou Ing. Petr Michálek, Ph.D., Mgr. David Zacho, Ph.D., VZLÚ- Deformace proudového pole v aerodynamickém tunelu Ing. Dušan Maturkanič, Ph.D., VZLÚ
15:30 - 15:45	Přestávka
15:45 - 17:00	Panelová diskuze
17:00	Ukončení semináře

Obsah sborníku

- 6 **Výpočetní aerodynamická optimalizace nízkorychlostního křídla**
Martin Lahuta, Zdeněk Pátek, András Szöllös - VZLÚ, Praha
- 10 **Aerodynamika aerodynamické brzdy**
Jan Červinka, Martin Lahuta, Zdeněk Pátek, VZLÚ, Praha
- 15 **Simulace spalování s tvorbou sazí**
Ing. Vojtěch Běták, VZLÚ
- 18 **Rozptyl plynu v okolí terénní vlny ve větrném tunelu s mezní vrstvou**
Ing. Petr Michálek, Ph.D., Mgr. David Zacho, Ph.D. VZLÚ
- 23 **Complex geometrical constraints handling in the context of aerodynamic shape optimization**
Ing. Jiří Hradil, VUT v Brně
- 27 **Úprava Riemannova problému při řešení rovnic stlačitelného proudění**
RNDr. Martin Kyncl, Ph.D., RNDr. Jaroslav Pelant, CSc., VZLÚ
- 29 **Základní návrh rotoru radiálního kompresoru**
Ing. Jan Slanec, Ph.D.
- 31 **Deformace proudového pole v aerodynamickém tunelu**
Ing. Dušan Maturkanič, Ph.D.
- 36 **VUT contribution to Garteur Action Group 52**
Ing. Petr Dvořák, Brno University of Technology, Institute of Aerospace Engineering
- 41 **Využití geometrické parametrizace pro popis geometrie letounu**
Ing. Ivan Dofek



Výpočetní aerodynamická optimalizace nízkorychlostního křídla

Martin Lahuta, Zdeněk Pátek, András Szöllös - VZLÚ, Praha

Optimalizační metoda umožňuje aerodynamicky optimalizovat křídla pomocí vytváření i složitých křivkových půdorysných tvarů. Metoda využívá vhodnou parametrizaci křídla, aerodynamický řešič pracující s nelinearizovanými profilovými charakteristikami a evoluční algoritmus. Výhodu metody představuje paretovská fronta, která umožňuje poměrně přehledně svázat mezi sebou vybrané aerodynamické a geometrické charakteristiky a tím získat přehled o jejich vzájemném vlivu a souvislostech. Tím se rovněž usnadní uvážení dalších hledisek při návrhu křídla, než jsou hlediska aerodynamická.

SYMBOLY A OZNAČENÍ

b	rozpětí křídla
C_D	součinitel odporu
C_L	součinitel vzlaku
$C_{L,MAX}$	maximální součinitel vzlaku
C_m	součinitel klopivého momentu
c	lokální hloubka křídla
C_{MAC}	střední aerodynamická těživa křídla
S	velikost (plocha) optimalizačního kritéria (viz odstavec 7.1)
S_W	plocha křídla
α	úhel náběhu
ϵ	úhel zkroucení, kladný při záporném úhlu nastavení koncové těživy křídla vzhledem ke kořenové těživě

ÚVOD

Moderní výrobní technologie, zejména výroba z kompozitních materiálů, umožňují opustit konvenční a dlouhodobě osvědčené půdorysné tvary křídel, obvykle lichoběžníky a jejich kombinace. I pro malá letadla z kategorie všeobecného letectví se tak otevřela možnost využití složitých trojrozměrných tvarů za přijatelných nákladů. Křídlo nyní může být navrženo s větším ohledem na aerodynamické požadavky, jako typický příklad mohou posloužit křídla dnešních větroňů.

Současné moderní optimalizační metody umožňují ve spojení přesnějšími aerodynamickými řešiči efektivně hledat křídlo optimalizované podle několika aerodynamických kritérií v poměrně širokém rozsahu geometrických parametrů.

Metody založené na evolučních algoritmech představují dlouhodobě vyvíjené metody vhodné pro multikriteriální optimalizaci. Navíc mikroevoluční optimalizátory poskytují přijatelné prohledání multikriteriálního návrhového prostoru v přijatelném čase i v případě náročného vyhodnocování nově vzniklých návrhových kandidátů.

Metody aerodynamického výpočtu křídla, které poskytují dostatečně přesné výsledky a zároveň jsou dostatečně rychlé, jsou k dispozici. Nezbytná parametrizace tvaru křídla je rovněž zvládnuta, dokonce s využitím geometrických parametrů obvyklých při technickém popisu křídla v letecké praxi.

Předložená metoda předpokládá, že optimalizace dvourozměrných profilů proběhla nezávisle na optimalizaci třírozměrného půdorysného tvaru křídla. Nejedná se tedy o komplexní trojrozměrnou optimalizaci křídla, ale o dvoustupňovou optimalizaci, která je však pro štíhlejší nízkorychlostní křídla ve většině praktických případů zcela vyhovující.

OPTIMALIZAČNÍ KRITÉRIA A OMEZENÍ

Obvykle se jako hlavní optimalizační kritérium používá minimalizace součinitele odporu křídla nebo maximalizace aerodynamické jemnosti v určitém rozsahu součinitele vzlaku.

Typická aerodynamická omezení mohou být představována minimální požadovanou hodnotou součinitele $C_{L,MAX}$, maximální absolutní hodnotou součinitele C_m , omezením polohy místa, ve kterém začne odtržení proudění.

Typickým geometrickým omezením může být plocha křídla, rozpětí křídla, štíhlost křídla, zúžení křídla, zkroucení křídla, vzepětí křídla, úhel šípů křídla. Omezení mohou být předepsána buď jako limitní hodnoty (např. maximální přípustné zkroucení) nebo jako přímo požadované hodnoty. Může být zadán rovněž specifický požadavek na základní tvar křídla, např. křídlo složené na polovině rozpětí ze dvou lichoběžníků.

Protože do aerodynamického výpočtu vstupují lokální Reynoldsova čísla podél rozpětí křídla, je vhodné geometrické rozměry křídla, rychlost letu atd. zadávat pro optimalizaci jako rozměrové veličiny.

GEOMETRICKÝ POPIS KŘÍDLA

Geometrie křídla byla omezena zadanou velikostí jeho plochy S_W a rozpětím b . Půdorys křídla je ohraničen náběžnou (LE) a odtokovou (TE) hranou, pro kterou byla zvolena kvadratická Beziérova křivka (viz. Obr. 1) daná rovnicí

$$\vec{r}(t) = (1-t)^2 P_0 + 2t(1-t) P_1 + t^2 P_2, \quad t \in (0,1),$$

která zahrnuje širokou škálu vhodných tvarů včetně přímky. Tato křivka je definována třemi body: P_0 je počáteční bod, P_2 je koncový bod a P_1 je tzv. kontrolní bod křivky ležící uvnitř trojúhelníku $P_0, P_2, [b/2, P_x]$, což zaručuje, že křivka je vždy konvexní nebo konkávní a ležící uvnitř tohoto trojúhelníku. Parametrické souřadnice bodů P_0, P_1 a P_2

náběžné a odtokové hrany s P_0 v počátku soustavy souřadnic jsou:

$$P_0^{LE,TE} = [0, 0], P_1^{LE,TE} = [z^{LE,TE}, dx^{LE,TE}, x^{LE,TE}, z^{LE,TE}],$$

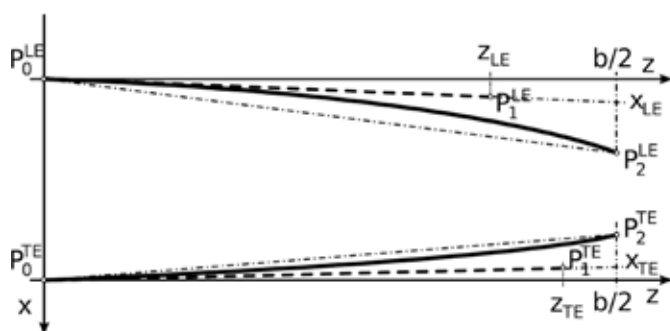
$$P_2^{LE,TE} = [b/2, dx^{LE,TE}], \text{ kde } z^{TE} \in$$

$$(0, \frac{b}{2}), x^{TE} \in (-1, 1) \text{ a } dx^{LE,TE}$$

je vzdálenost bodů P_0 a P_2 v x -ové souřadnici. Křivky náběžné i odtokové hrany jsou vůči sobě posunuty v ose x tak, aby plocha křídla byla rovna zadané hodnotě S_w .

Průběh lokálního zkroucení je lineární podél z -ové souřadnice a koncová tětva je zkroucena vůči kořenové o úhel ϵ . Celkově je tedy křídlo parametrizováno sedmi parametry: $x^{LE,TE}$, $z^{LE,TE}$, $dx^{LE,TE}$ a ϵ .

Průběh lokálního zkroucení je lineární podél z -ové souřadnice a koncová tětva je zkroucena vůči kořenové o úhel ϵ . Celkově je tedy křídlo parametrizováno sedmi parametry: $x^{LE,TE}$, $z^{LE,TE}$, $dx^{LE,TE}$ a ϵ .



Obr. 1: parametrizace půdorysu křídla

AERODYNAMICKÝ POPIS KŘÍDLA

Profily

Před optimalizací tvaru křídla je nezbytné vytvořit databázi profilů použitých na křídle podél jeho rozpětí. Aerodynamické charakteristiky profilů a jejich poloha podél rozpětí slouží jako část vstupních údajů pro optimalizaci tvaru křídla. Profily jsou popsány obvyklými charakteristikami, tj. vztakovou čarou, odporovou čarou a momentovou čarou při různých Reynoldsových číslech. Pro použitou metodu výpočtu je vhodné zadat tyto charakteristiky nejen pro úhly náběhu v oblasti přilehlého proudění, ale pokud možno též pro úhly náběhu alespoň o 2 stupně překračující kritický úhel náběhu.

Křídlo

Aerodynamické charakteristiky křídla jsou rovněž popsány pomocí běžně používaných charakteristik, tj. součinitelů vztaku, odporu, kloubového momentu, rozložení vztaku podél rozpětí, rozložení součinitele vztaku podél rozpětí a místa, kde na křídle začne odtržení proudění. Místo, ve kterém začne odtržení proudění je nalezeno jako bod, ve kterém při zvyšování úhlu náběhu křídla lokální profilový součinitel vztaku nejdříve dosáhne lokálního maximálního profilového součinitele vztaku.

METODA VÝPOČTU AERODYNAMICKÝCH CHARAKTERISTIK KŘÍDLA

Pro výpočet aerodynamických charakteristik křídla byl použit program NLWing2, který je implementací metody nelineární vztakové čáry vyvinuté ve VZLÚ (viz. [5]). Tato metoda umožňuje použít výsled-

ků vazek i nevazek 2-dimenzionální analýzy profilů (např. pomocí software XFOIL) pro analýzu 3-dimenzionální konfigurace štíhlého křídla. Spočívá v nahrazení křídla soustavou potenciálních vírů a nalezení lokální rovnováhy mezi vztakem vyplývajícím ze zákona Kutty - Žukovského a vztakem predikovaným 2-dimenzionální vazkou analýzou. NLWing2 je přídatným balíčkem pro systém GNU Octave (viz. [6]). Implementace je velice efektivní a o několik řádů rychlejší než alternativní metody CFD.

OPTIMALIZAČNÍ METODA - MULTIKRITERIÁLNÍ EVOLUČNÍ OPTIMALIZÁTOR EA1

V posledních letech se díky moderní výpočetní technice staly velmi oblíbené různé optimalizační metody, mezi jinými evoluční. V evoluční komunitě vešly ve známost zejména genetické algoritmy NSGA2 autorů K. Deb a kol. [1] a SPEA2 autorů E. Zitzler a kol. [2]. Především se rozšířil první z nich a stal se v oboru jistou referencí. Jeho hlavní předností je jednoduchost použití. Je téměř bez nastavitelných parametrů. Je také rychlý, ač rychlost evolučního algoritmu obvykle nehraje roli vzhledem k vyhodnocení, které bývá u praktických optimalizačních úloh nepoměrně náročnější. Kromě toho stojí za zmínku shlukovací vzdálenost, jakožto mechanismus pro zajištění pestrosti evoluce. SPEA2 disponuje vynikajícím nástrojem pro zajištění diverzity. Jeho další novátorskou vlastností je takzvaný paretovský archiv, do něhož se ukládají všichni nedominovaní jedinci. Podrobný popis obou přístupů lze nalézt v [1] a [2].

Diferenciální evoluce byla navržena relativně nedávno R. Stornem a K. Pricem [4]. Jde o velmi jednoduchý a přitom mocný nástroj pro vytváření nových návrhových kandidátů kombinací rodiče s jinými členy populace. Nápad se rychle ujal, zanedlouho se objevila celá řada algoritmů, z nichž některé jasně překonaly dříve zmiňované NSGA2 a SPEA2 na testovacích problémech.

Vícekriteriální evoluční optimalizátor EA1 (Evoluční algoritmus 1), vyvíjený ve VZLÚ, využívá shlukovací vzdálenost jako nástroj diverzity v duchu algoritmu NSGA2 a paretovský archiv nedominovaných návrhových kandidátů podobně jako algoritmus SPEA2. Navíc je doplněn automatickou adaptací rozsahu prohledávaného návrhového prostoru, kontrolou populační statistiky a elitisticky-náhodnou reinitializací.

Adaptace rozsahu prohledávaného návrhového prostoru je velmi účinná technika, která dokáže evoluci nasměrovat k zajímavým oblastem návrhového a kritériálního prostoru díky kontrole populační statistiky. Podrobný popis zde nalézt v [3].

Elitisticko-náhodná reinitializace spočívá v přidávání několika členů (obvykle dvou) paretovského archivu. Pak jsou členové reinitializované populace vybíráni náhodně při křížení (genetická evoluce), nebo při mutaci (diferenciální evoluce).

EA1 sice používá pro generování nové informace velmi malé, takzvané mikropopulace, jdoucí až pouze ke čtyřem jedincům, ale při reinitializaci, která nastává obvykle každou generací, se přidávají do nové populace jedinci z paretovského archivu a ten může obsahovat i stovky členů. Jinými slovy, používají se zde ve skutečnosti populace dvě, ač novou informaci generuje mikropopulace. Ta bývá obvykle desetičlenná, hlavně kvůli lepším možnostem při ovládnutí populační statistiky. Optimalizátor začínal jako vícekriteriální mikrogenetický algoritmus s automatickou adaptací rozsahu prohledávaného návrhového prostoru a s elitisticko-náhodnou reinitializací. Je podrobně popsán v [3]. Bylo však časem nutné koncept zobecnit, aby dokázal pojmut vynikající vlastnosti diferenciální evoluce. Po úpravě operátorů diferenciální evoluce (kvůli použitelnosti v předem daném prostředí a pro

mikropopulace) a intenzivním experimentování vznikl optimalizátor vybavený jak operátory genetické, tak diferenciální evoluce. Nyní může uživatel použít kteroukoli evoluci pro optimalizaci pomocí jednoduchého nastavení příslušné proměnné. Podrobný popis optimalizátoru bude publikován.

Ještě je na místě poznámka o výše zmiňovaných modifikacích diferenciálních operátorů. **Mutace** - v původním konceptu je mutační faktor F konstantní. EA1 umožňuje ho mít jak konstantní pro celou evoluci, konstantní pro jednu generaci, nebo pro jeden cílový vektor, případně se může měnit pro každou složku cílového vektoru. **Křížení** - původní návrh počítá pouze se vzájemnou výměnou komponent vektorů. Nám se osvědčilo zpočátku evoluce vyměňovat celé vektory, tudíž nechat působit pouze operátor mutace. **Selekce** - původní selekční kritérium bylo určeno pro řešení jednokriteriálních problémů. Pro použití pro vícekriteriální případy jsme ho zmodifikovali takto: EA1 je algoritmus orientovaný na paretoův archiv, proto každý zkušební vektor je srovnáván s archivem slibných, nedominovaných jedinců. Pokud kterýkoli z členů archivu ho dominuje, je vyloučen z další evoluce, jinak je přidán do archivu.

Evoluce začíná buď náhodnou populací, generovanou vzorkováním pomocí Latinské hyperkrychle, nebo výchozým návrhem. Po vyhodnocení jsou nedominovaní jedinci přidáni do archivu. Jednou za n -generací (n jde od 1 do 10) se provede reinitializace a adaptace. Pseudokód EA1 je vypadá následovně:

1. Inicializace populace P designových kandidátů pomocí Latinské hyperkrychle
 2. Vyhodnocení a přidání do paretoův archivu
 3. **Opakovat** dokud není splněna podmínka pro ukončení optimalizace
 4. Pro každý návrhový vektor:
 - (a) Aplikovat evoluční operátory (buď genetické, nebo diferenciální evoluce)
 - (b) Vyhodnotit a aktualizovat archiv
 - (c) **Opakovat každých n generací**
 - Aktualizovat populační statistiku
 - Adaptovat prohledávaný rozsah
 - Reinitializovat population elitisticko-náhodnou reinitializací
- konec vnitřní smyčky**
konec vnější smyčky

PŘÍKLAD OPTIMALIZACE KŘÍDLA

Zadání

Metoda byla použita pro optimalizaci nízkorychlostního křídla s následujícími kritérii a omezeními:

Geometrický tvar křídla byl omezen požadavky:

- » plocha křídla $S_w = 16 \text{ m}^2$
- » rozpětí křídla $b = 18 \text{ m}$
- » profil NACA 0012 podél celého rozpětí
- » vzepětí 0°
- » lokální hloubka $c(z)$ se nesmí při postupu podél rozpětí od kořene ke konci křídla zvětšovat
- » zkroucení koncové tětiny je maximálně 3° vůči kořenové tětině, křídlo je zkrouceno podél rozpětí výhradně lineárně

Aerodynamické omezení:

- » $C_{L,MAX} \geq 1.25$ při $Re = 1.5 \cdot 10^6$
- » Održení proudění smí nastat ve vzdálenosti od roviny symetrie křídla rovné nejvýše 0.65 poloviny rozpětí křídla.

Optimalizační kritérium:

- » Na grafu aerodynamické poláry (závislost $C_L = C_L(C_D)$) minimalizovat plochu S omezenou:

- zleva hodnotou $C_D = 0$
- zprava polárou křídla
- zdola hodnotou $C_L = 0.1$
- shora hodnotou $C_L = 1.0$
- » Reynoldsovo číslo je $Re = 1.5 \cdot 10^6$ (vztaženo na c_{MAC})

Diferenciální evoluce v EA1 byla nastavena následovně:

- » velikost populace: 4, 10, 30
- » délka návrhového vektoru: 7
- » frakce populace zahrnutá do počítání populační statistiky: $n_{pop} - 1$ pro velikosti populace 4 a 10, a $n_{pop} - 3$ pro velikost populace 30
- » velikost paretoův archivu: 300,
- » populace byla reinitializovaná každou generaci
- » mutační faktor $F: 10^{-10}$
- » parametr křížení $CR: 0.1$.

Výsledek optimalizace

Optimalizace navrhla řadu křidel s velmi blízkými aerodynamickými charakteristikami. Vybrané výsledky jsou zachyceny na obr. 2 až 5 a v tab. 1.

Tabulka 1 a Obr. 2 až 4 zachycují aerodynamické charakteristiky a půdorysné tvary tří vybraných křidel.

Obr. 5 ukazuje závislost mezi maximálním součinitelem vzlaku křídla a plochou S (nezaměňovat s plochou křídla S_w) vymezenou mezi křivkou aerodynamické poláry a svislou osou $C_D = 0$ v grafu poláry, tak jak byla plocha definována v Kap. 7.1. Z grafu je vidět, že prakticky maximální dosažitelný $C_{L,MAX}$ je roven 1.366 a že lze dosáhnout mírně nižšího součinitele odporu za cenu mírného snížení $C_{L,MAX}$, a to při zachování konstantního rozpětí a konstantní plochy křídla. Změna $C_{L,MAX}$ i změna C_D se pohybují řádově v oblasti 1%, takže by mohly být za určitých okolností zajímavé.

křídlo	S	$C_{L,MAX}$	místo odtržení proudění	kořenová hloubka [m]	koncová hloubka [m]	zkroucení [°]
1	0.01287	1.36281	0.13944	1.15620	0.29437	0.4880
2	0.01290	1.36407	0.24915	1.16670	0.26578	0.2726
3	0.01292	1.36491	0.24915	1.17010	0.23334	0.2671

Pozn.: Místo začátku odtržení proudění je měřeno od roviny symetrie křídla a vyjádřeno poměrem k poloviny rozpětí křídla $b/2$.

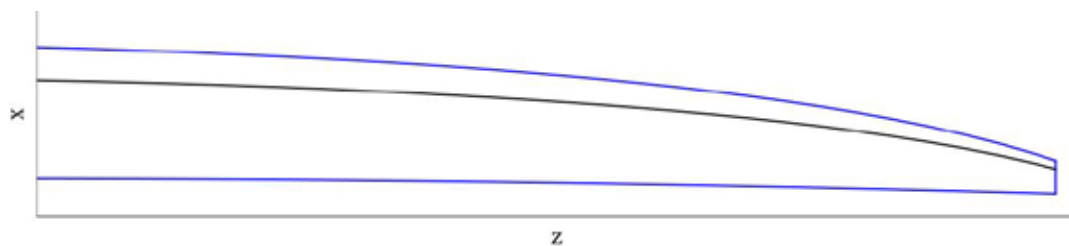
Tabulka 1

ZÁVĚR

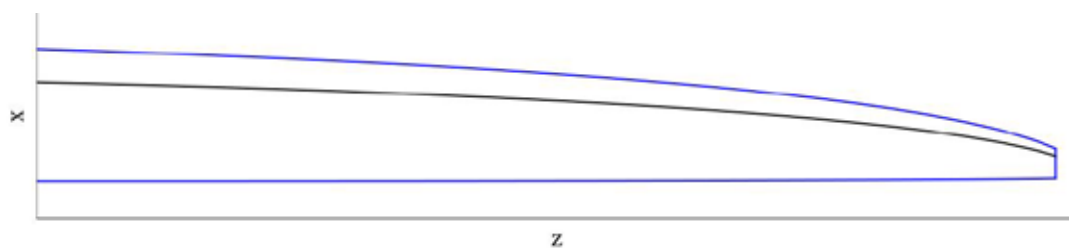
Navržená metoda umožňuje aerodynamicky optimalizovat tvar křídla a to i s vytvářením složitých křivkových (a současně technicky prakticky realizovatelných) půdorysných tvarů. Výhodu metody představuje paretoův fronta, která umožňuje poměrně přehledně svázat mezi sebou vybrané aerodynamické a geometrické charakteristiky a tím získat přehled o jejich vzájemném vlivu a souvislostech. Tím se rovněž usnadní uvážení dalších hledisek při návrhu křídla, než jsou hlediska aerodynamická.

PODĚKOVÁNÍ

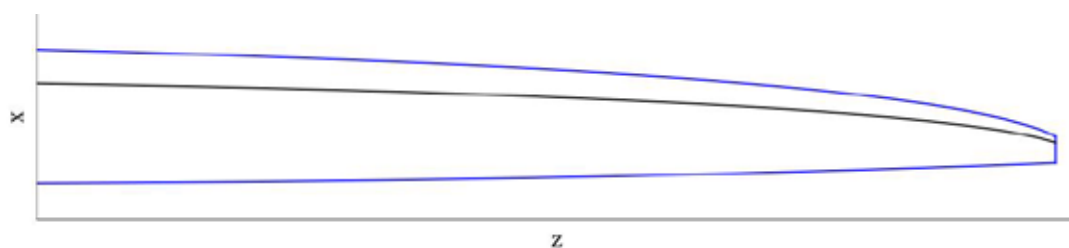
Výzkum byl proveden a software vznikl za podpory Ministerstva průmyslu a obchodu na dlouhodobý koncepční rozvoj výzkumné organizace.



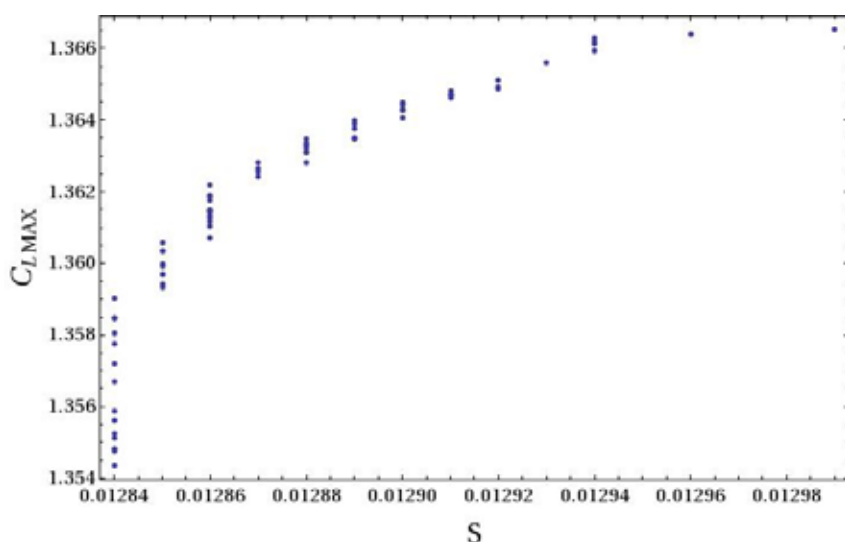
Obr. 2: Křídlo 1



Obr. 3: Křídlo 2



Obr. 4: Křídlo 3

Obr. 5: Závislost plochy S na součiniteli maximálního vztaku C_{LMAX} **Literatura:**

- [1] Deb K, Pratap A, Agarwal S, Meyarivan T (2002): A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 6(2):182–197
- [2] Zitzler E, Laumanns M, Thiele L (2001). SPEA2: Improving the Strength Pareto Evolutionary Algorithm. In: Giannakoglou K, Tsahalis D, Periaux J, Papailou P, Fogarty T (eds.) EUROGEN 2001. Evolutionary Methods for Design, Optimization and Control with Applications to Industrial Problems, 95–100. Athens, Greece
- [3] Szóllős, A., Šmíd, M., Hájek, J., 2009: Aerodynamic optimization via multi-objective micro-genetic algorithm with range adaptation, knowledge-based reinitialization, crowding and -dominance. Advances in Engineering Software, 40(6):419-431
- [4] Storn R, Price K (1997): Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces. Journal of Global Optimization 11: 341–359
- [5] Zpráva VZLÚ R-4722
- [6] <http://www.octave.org>

Aerodynamika aerodynamické brzdy

Jan Červinka, Martin Lahuta, Zdeněk Pátek, VZLÚ, Praha

Bylo provedeno nízkorychlostní tunelové měření typického laminárního profilu větroně vybaveného aerodynamickou brzdou na horní straně profilu s různým geometrickým uspořádáním. Motivací bylo získat a rozšířit data použitelné pro návrh současných větroňů a lehkých letounů, kde se aerodynamické brzdy standardně používají. Měření bylo zaměřeno na vliv základních geometrických parametrů brzdy na celkové letové výkony, na rozložení tlaku na povrchu profilu a na odtržení proudění. Vliv skříně pro brzdou byl zkoumán pomocí výpočtu CFD.

SYMBOLY A OZNAČENÍ

C_D	součinitel odporu
C_L	součinitel vzlaku
C_p	součinitel tlaku
α	úhel náběhu
g	šířka štěrbin mezi brzdou a profilem
hb	výška brzdy včetně štěrbin mezi profilem a deskou brzdy
hp	výška desky brzdy
lp	vzdálenost brzdy od náběžné hrany

ÚVOD

Aerodynamická brzda je prostředek již dlouhou dobu běžně používaný u větroňů a lehkých letounů, její základní účinek, snížení součinitele vzlaku a zvýšení součinitele odporu, je evidentní. Poněkud překvapivě však není možné v literatuře nalézt příliš poznatků o detailní aerodynamice brzdy a jejím návrhu. Příčinou je skutečnost, že většina prací o brzdách vznikla ve 30. letech minulého století, kdy byly chápány především jako prostředek, který měl zabránit překročení mezní rychlosti letu. Navíc většina prací byla zaměřena na využití při řízení rychlosti střemhlavého letu vojenských letounů. Žádný z dostupných podkladů se nezabývá vlastní aerodynamikou brzdy.

V současnosti se brzdy využívají zcela odlišně, zejména pro řízení sklonu dráhy letu při závěrečném přiblížení na přistání. Navíc současné profily křídel lehkých letadel jsou významně odlišné od profilů křídel v době zavádění aerodynamických brzd.

Proto byl podniknut rozsáhlý experimentální výzkum s cílem poznat podrobněji základní aerodynamiku brzdy a vliv jejích geometrických parametrů na její aerodynamický účinek.

PROFIL

Výzkum byl proveden na experimentálním profilu tvarů typických pro současné větroně, s maximální tloušťkou 14,5% ležící v 43,4% těživy. Profil se za běžných provozních úhlů náběhu vyznačuje dlouhými úseky laminární mezní vrstvy na horní i spodní straně.

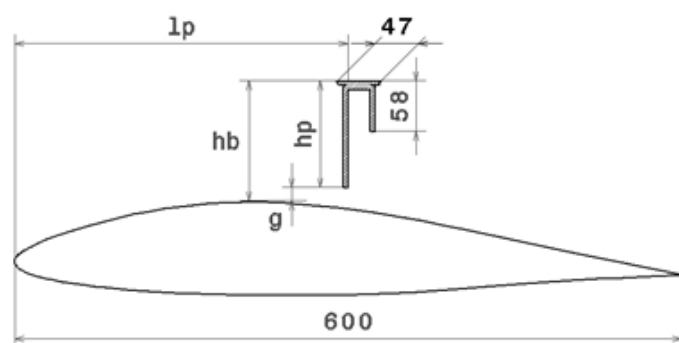
Profil byl opatřen brzdou typu Schempp-Hirth, v posledních desetiletích téměř výhradně používanou. Jedná se o brzdou deskovitěho tvaru vystupující kolmo nad horní stranu profilu. Horní strana brzdy desky je kryta lištou rovnoběžnou s horní stranou profilu (obr. 1). Deska brzdy se vyznačovala výškou $hp = 93$ mm, tj. 15,5% hloubky profilu.

MODEL PROFILU A MĚŘICÍ ZAŘÍZENÍ

Model profilu byl vyroben v podobě obdélníkového křídla o rozpětí 1200 mm a hloubce 600 mm s kruhovými koncovými deskami průměru 1080 mm. Model byl opatřen tlakovými odběry rozmístěnými na jeho horní i spodní straně.

Měření proběhla v nízkorychlostním aerodynamickém tunelu VZLÚ 3mLSWT s otevřeným měřicím prostorem průměru 3 m. Byly měřeny síly a momenty působící na model a tlakové rozložení na povrchu profilu. Provedeny byly rovněž vizualizace metodou PIV a vizualizace mikrovlákny osvětlenými ultrafialovým zářením.

Měření proběhla při Reynoldsově číslu $1.5 \cdot 10^6$, které dobře odpovídá aplikaci brzdy na větroně a malé letouny.



Obr. 1: Geometrie brzdy

AERODYNAMIKA BRZDY

Brzda ve vysunutě poloze vytvořila bariéru na horní straně profilu a tím zcela změnila jeho geometrický tvar, který se stal extrémně asymetrický. Důsledkem se stalo zcela změněné proudění okolo profilu se silně asymetrickým proudovým polem.

Všechny experimentální techniky, měření rozložení tlaku, měření PIV a povrchová vizualizace vláknů ukázaly následující podstatné rozdíly mezi proudovými poli bez brzdy a s brzdou.

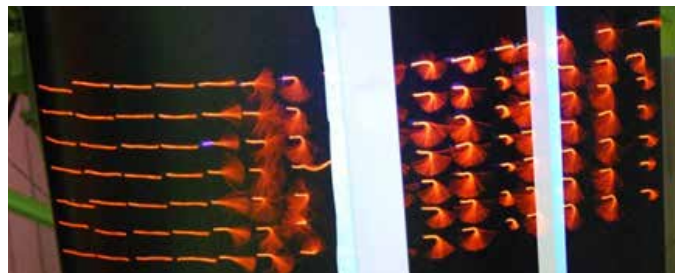
Na horní straně profilu se před brzdou vytvořil přetlak, a to i při kladných

úhleh náběhu. Održená recirkulační oblast se zřetelným vírem začínala asi 15% hloubky profilu před patou brzdy a se zvětšováním úhlu náběhu se pomalu rozšiřovala vpřed k náběžné hraně. Za brzdou bylo proudění zcela održené při všech úhlech náběhu (obr. 2, 3, 4).

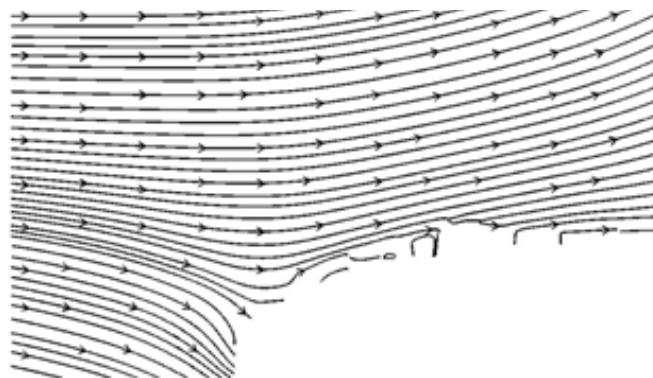
Při nízkých úhlech náběhu se stagnační bod přesunul ze spodní strany profilu na jeho horní stranu (obr. 5). Nabíhající proud vzduchu byl nucen překonávat náběžnou hranu směrem z horní na spodní stranu, a proto byl na náběžné hraně velmi náchylný k održení proudění.

Spodní stranu profilu při nižších kladných úhlech náběhu charakterizovalo sání v přední části, a to i při kladných úhlech náběhu, jak již naznačoval stagnační bod přesunutý na horní stranu profilu. Na náběžné hraně profilu docházelo k održení proudění, a to nejen při záporných úhlech náběhu, ale i při nižších kladných. Proud na spodní straně přilnul až při poměrně vysokém úhlu náběhu okolo 6°, kdy se obraz proudového pole celkově změnil, protože stagnační bod se přesunul na spodní stranu profilu. Snižování úhlu náběhu ze stavu vyššího kladného úhlu náběhu s prouděním na spodní straně profilu přilehlým vedlo k održení proudění na náběžné hraně následovanému náhlým (během snížení úhlu náběhu o 0,1°) rozšířením odtržení na celou spodní stranu profilu.

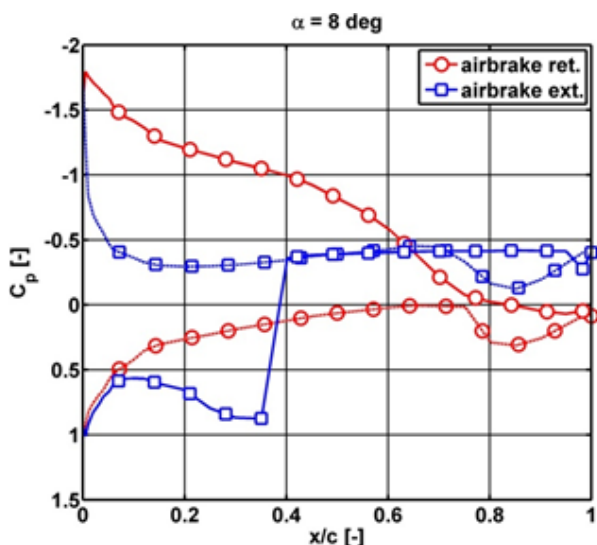
Vysunutí brzdy se projevila očekávanou silnou ztrátou součinitele vzlaku a silným přírůstkem součinitele odporu (obr. 6, 7). Održení proudění na spodní straně profilu v blízkosti nulového úhlu náběhu znamenalo, že se s dalším snižováním úhlu náběhu dále nesnižoval součinitel vzlaku, ale pouze se zvyšoval součinitel odporu.



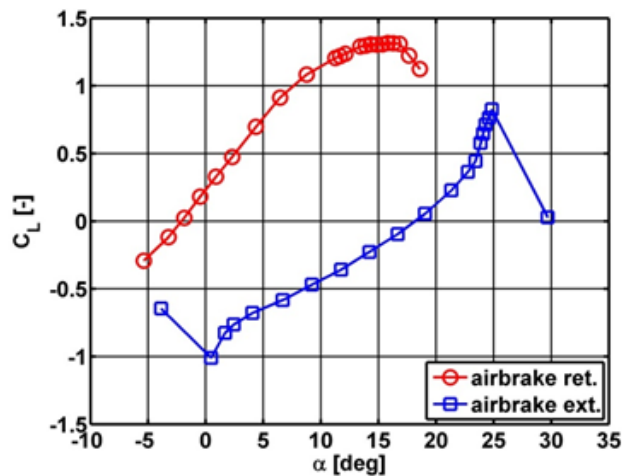
Obr. 4 Vizualizace horní strany profilu, proud vzduchu nabíhá zleva, $\alpha = 0$, brzda je bílý pás uprostřed



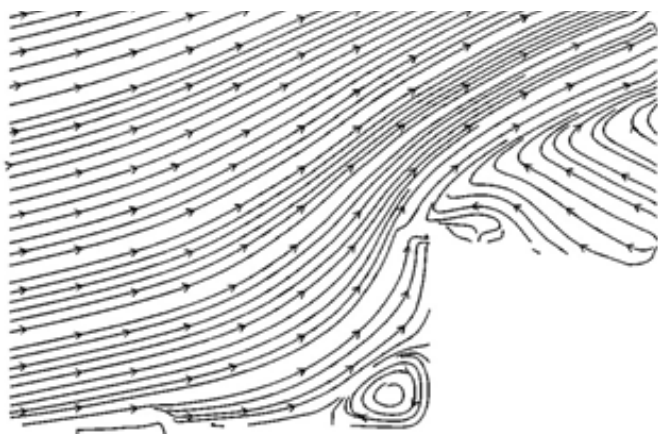
Obr. 5 Stagnační bod na horní straně profilu, brzda vysunuta, $\alpha = 0$, vizualizace metodou PIV



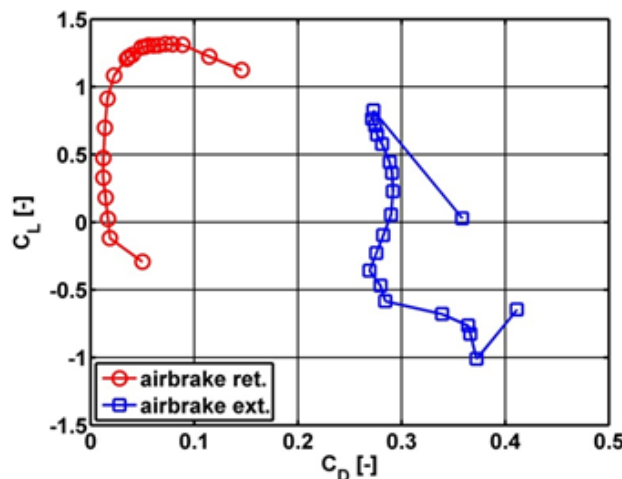
Obr. 2 Tlaková rozložení, brzda zasunuta a vysunuta



Obr. 6 Vzlakové čáry, brzda zasunuta a vysunuta



Obr. 3 Obtékání brzdy, $\alpha = 0$, vizualizace PIV



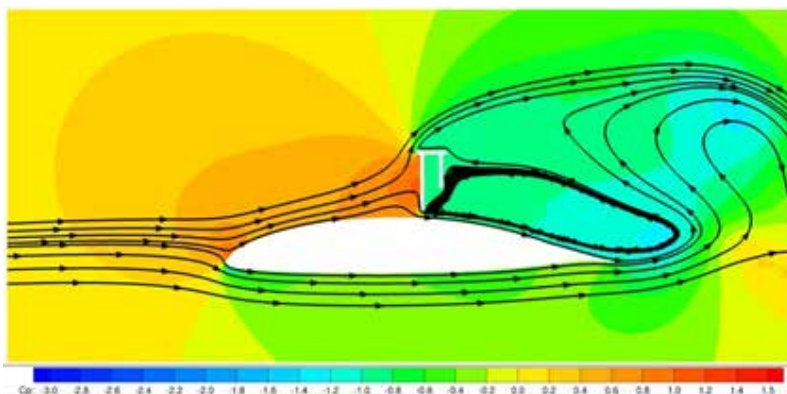
Obr. 7 Poláry, brzda zasunuta a vysunuta

VLIV PROSTORU PRO ULOŽENÍ BRZDY

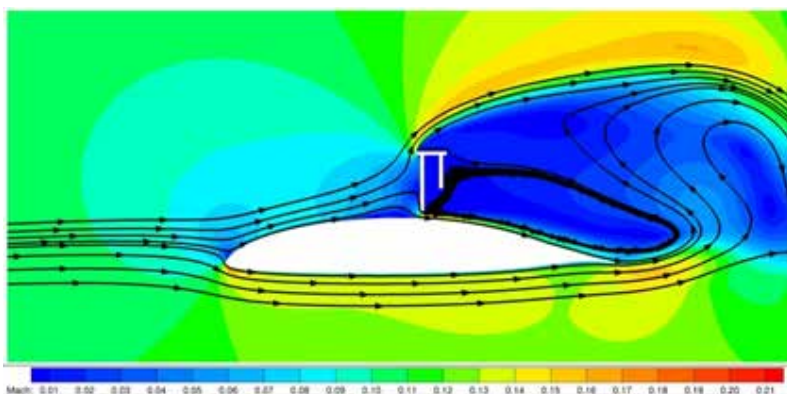
Model profilu pro tunelová měření neobsahoval prostor - dutinu, ve které je na letadle uložena brzda v zasunutém stavu. Vliv prostoru byl analyzován výpočtem CFD provedeným softwarem EDGE, ve kterém byl srovnáván případ bez dutiny a případ s dutinou (obr. 8, 9).

Ačkoliv dutina byla hluboká a poměrně široká, vzduch v ní téměř neproudil. V obou případech se za brzdou zformovaly rozsáhlé oblasti odtrženého proudění se silnými víry, výpočty ukazují různě uspořádané vírové struktury v oblasti. Na profilu s dutinou se uká-

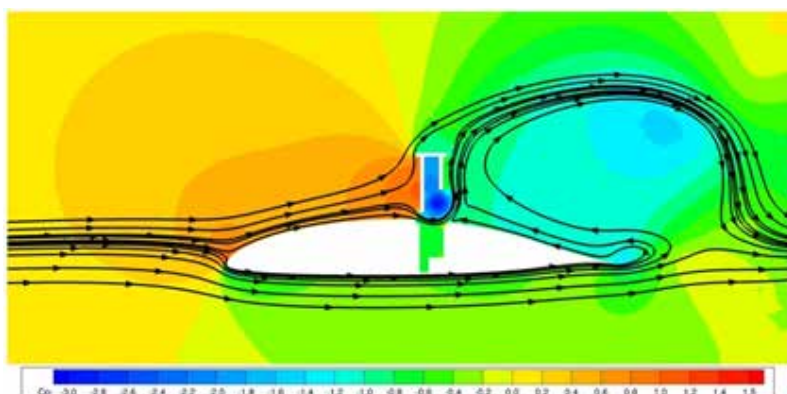
zal vyšší tlakový rozdíl mezi návětrnou a závětrnou stranou brzdy a ukázal se mírný podtlak v dutině ($C_p \approx -0.4$). Rozložení tlaku, Machova čísla a proudnic na povrchu profilu a v proudovém poli se podle výpočtů zdají velmi blízká a rozdíly z hlediska aerodynamické funkce brzdy na letadle se jeví nevýznamné. Proto mohou být experimentální výsledky získané na modelu bez prostoru pro uložení brzdy považovány za dostatečně reprezentativní i pro reálný případ profilu s prostorem pro brzdu.



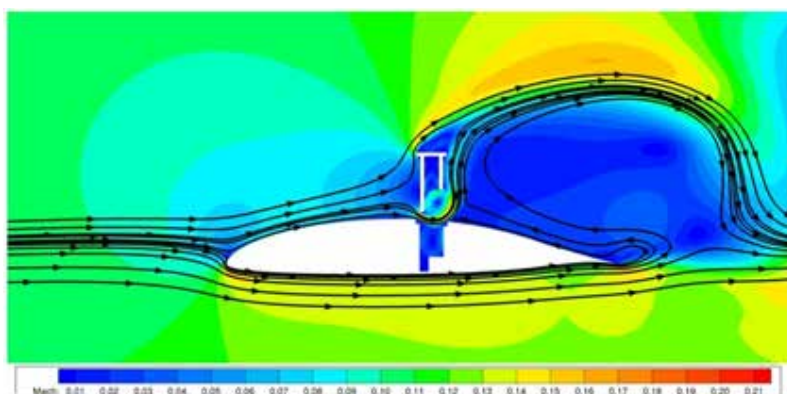
Obr. 8a Profil bez dutiny, $\alpha = 0$, rozložení tlaku



Obr. 8b Profil bez dutiny, $\alpha = 0$, rozložení Machova čísla



Obr. 9a Profil s dutinou, $\alpha = 0$, rozložení tlaku



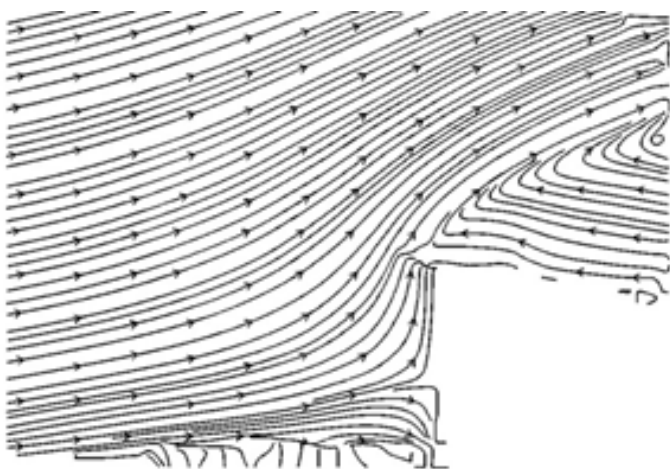
Obr. 9b Profil s dutinou, $\alpha = 0$, rozložení Machova čísla

VLIV ŠTĚRBINY MEZI DESKOU BRZDY A POUVRCHEM PROFILU

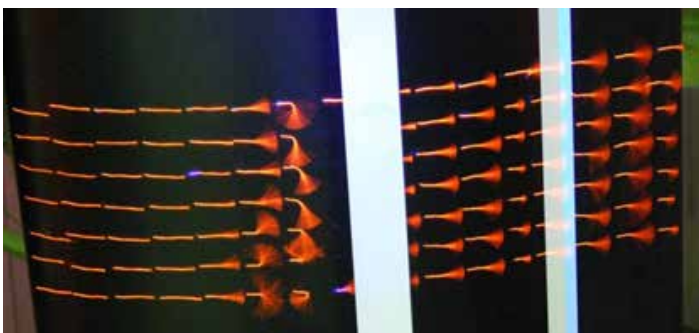
V prvním případě byl srovnáván případ bez štěrbinu a případ se štěrbinou širokou 1,8% hloubky profilu.

Před brzdou bez štěrbinu se vyvinul zřetelný patní vír, vizualizace ukázala odtržení rovněž na horním povrchu profilu za brzdou (obr. 3, 4).

Otevřením štěrbinu zmizel patní vír a na desce brzdy se vytvořil stagnační bod (obr. 10). Část vzduchu směřovala od stagnačního bodu dolů a protékala štěrbinou. Proudění na povrchu profilu zůstalo přilehlé před brzdou a za brzdou, a to i v její blízkosti (obr. 11). Důsledkem zmizení patního víru se stala změna tlakového rozložení na horním povrchu profilu, kde se oblast přetlaku rozšířila mírně směrem k brzdě (obr. 12). Celkový aerodynamický účinek obou případů byl téměř totožný (obr. 13).



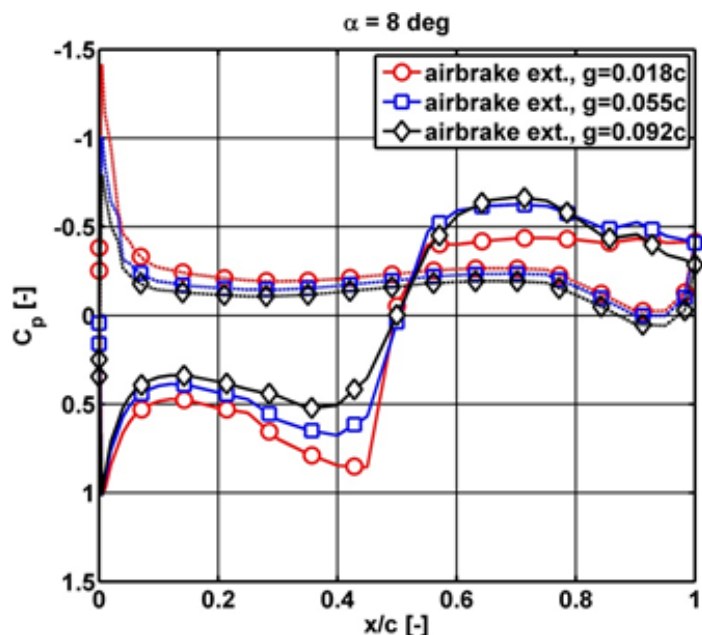
Obr. 10 Obtékání brzdy se štěrbinou, $\alpha = 0$, vizualizace metodou PIV



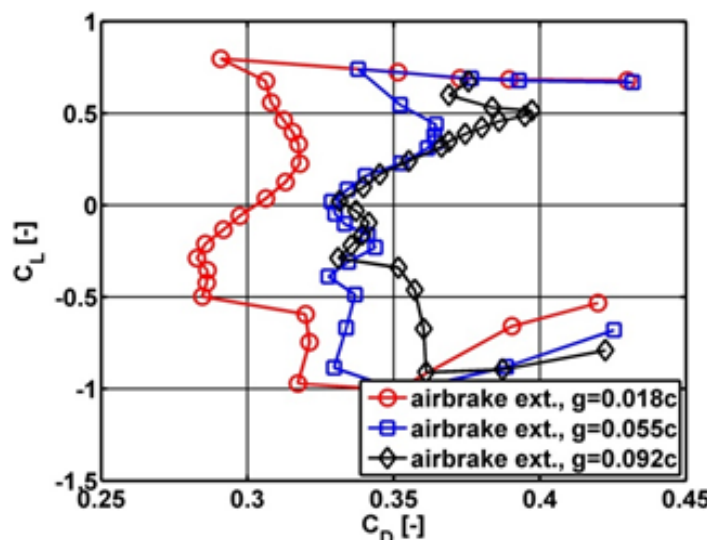
Obr. 11 Vizualizace horní strany profilu, brzda se štěrbinou, proud vzduchu nabíhá zleva, $\alpha = 0$, brzda je bílý pás uprostřed

Další etapa byla zaměřena na vliv velikosti štěrbinu při konstantní výšce vertikální desky brzdy. Rozšiřování štěrbinu se projevilo méně prudkými změnami v rozložení tlaku na povrchu profilu, zejména na jeho horní straně.

Projevil se též zřetelný vliv na celkové aerodynamické síly. S rostoucí šířkou štěrbinu se snižoval jak pokles součinitele vzlaku, tak se snižoval přírůstek součinitele odporu způsobený brzdou. Při sledování účinku brzdy vyjádřeného pomocí aerodynamické jemnosti, tj. poměru součinitele vzlaku k součiniteli odporu byla sice úzká mezera nejvýhodnější, ale ve všech případech byla jemnost profilu s vysunutou brzdou zcela zásadně ovlivněna a ve výsledku blízka nule.



Obr. 12 Tlakové rozložení na profilu s brzdou, různé široké štěrbinu

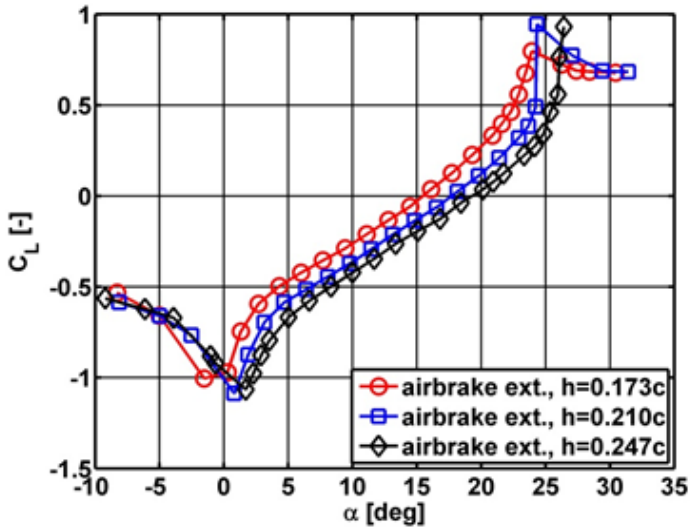


Obr. 13 Poláry profilu s brzdou, různé široké štěrbinu

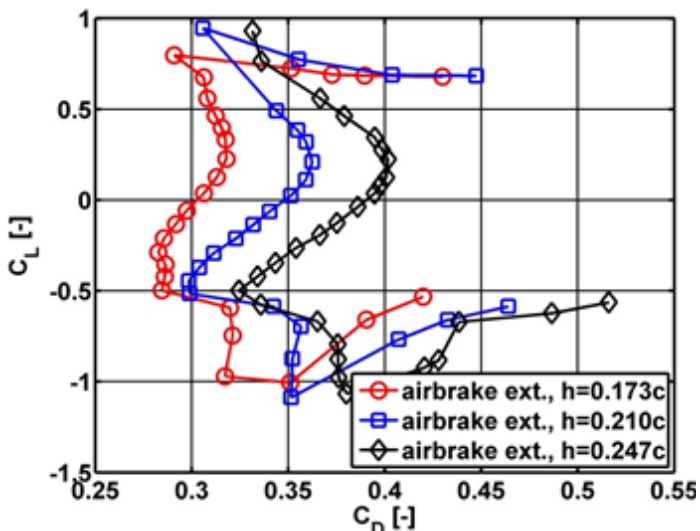
ZÁVĚR

Aerodynamický účinek aerodynamické brzdy a následně její schopnost přispívat k řízení dráhy letu závisí především na výšce brzdy. Brzda vytváří tak zásadní změnu tvaru profilu a následně změnu obtékání, že drobnější změny v jejím geometrickém uspořádání jsou zřejmě druhotného významu. Na druhou stranu omezený aerodynamický význam geometrických detailů usnadňuje zahrnutí jiných než aerodynamických hledisek do návrhu a konstrukce brzdy.

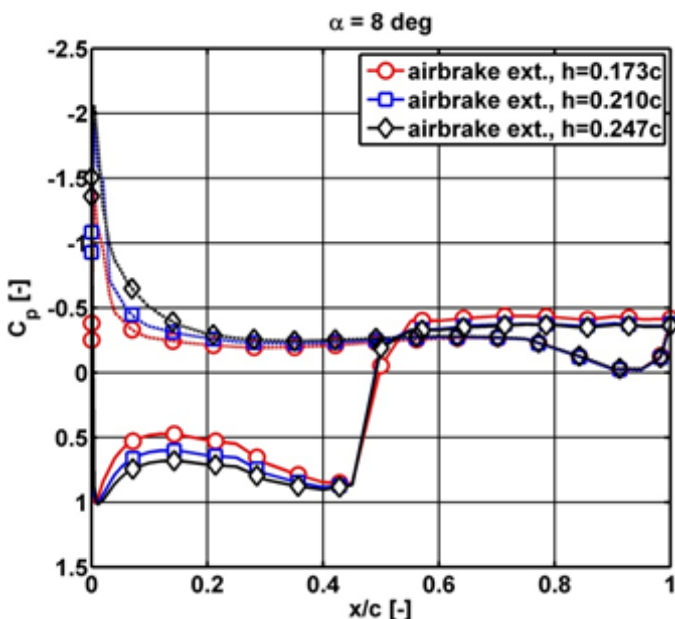
Provedená měření poskytla kvantifikované hodnoty základních aerodynamických veličin popisujících účinek aerodynamické brzdy v obvyklém rozsahu jejich geometrických parametrů a úhlů náběhu.



Obr. 14 Vztlakové čáry, různá výška desky brzdy hb



Obr. 15 Poláry, různá výška desky brzdy hb



Obr. 16 Tlaková rozložení na profilu, různé výšky desky brzdy hb

Poděkování

Výzkum byl proveden za podpory Ministerstva průmyslu a obchodu na dlouhodobý koncepční rozvoj výzkumné organizace.

Literatura:

- [1] Jacobs, H., Luftbremsen für Segelflugzeuge, Luftwissen Band 4 (1937), No. 7, pp. 207 - 210
- [2] Jacobs, H., Wanner, A., DFS Sturzflugbremsen an Segel- und Motorflugzeugen, Jahrbuch 1938 der deutschen Luftfahrtforschung, pp. 1 313 – 1 319
- [3] Hoerner, S. F., Fluid-Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield 1965
- [4] Rebuffet, P., Aérodynamique expérimentale, Librairie polytechnique Ch. Béranger, Paris et Liège 1945
- [5] Schlichting, H., Truckenbrodt, E., Aerodynamics of the Airplane, McGraw-Hill, New York 1979, ISBN 0-07-055341-6
- [6] Fuchs, D., Windkanaluntersuchungen an Bremsplatten, Luftfahrtforschung Band 15 (1938), No. 1/2, pp. 19 – 27
- [7] Blenkush, P. G., Hermes, R. F., Landis, M. A., Effect of dive Brakes on Airfoil and Airplane Characteristics, Journal of the Aeronautical Sciences, Vo. 11 (1944), no. 3, pp. 254 - 260
- [8] Davies, H., Kirk, F. N., Résumé on Aerodynamic Data of Air Brakes, Aeronautical Research Council R & M 2614, London 1951
- [9] Arnold, K. O., Untersuchungen an Flügeln mit Bremsklappen, Zeitschrift für Flugwissenschaften, 14 (1966), No. 6, pp. 276 – 281
- [10] Simpson, J. A., The Design of Sailplane Dive Brakes, Soaring, November – December 1946, pp. 6 -10
- [11] Matteson, F. H., Considerations on Dive Brakes, OSTIV Publication X, Swiss Aero Revue 9/1968
- [12] Pátek, Z., Wind tunnel study of an airfoil section with airbrake, Czech Aerospace Proceedings, No. 1/2012, pp. 21 - 25, ISSN 1211–877X
- [13] Červinka, J., Pátek, Z., Vrchota, P., Wind tunnel and CFD study of airfoil with airbrake, ICAS 2012-10.6ST1, 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 23 - 28 September, Brisbane, Australia 2012, ICAS 2012 Proceedings, ISBN 978-0-9565333-1-9
- [14] Eliasson, P., EDGE A Navier – Stokes solver for unstructured grids, FOI R-0298-SE Report, FOI Swedish Defence Research Agency, Stockholm 2001, ISSN 1650-1942

Simulace spalování s tvorbou sazí

Ing. Vojtěch Běťák, VZLÚ

V příspěvku je popsána simulace tvorby sazí. Tento typ simulace je důležitý, protože ukazuje na nedokonalosti v procesu spalování. Zároveň jsou zde nezanedbatelná zdravotní rizika, která mohou být jimi způsobeny. Proto je nutné mít možnost sledovat jejich produkci pomocí počítačových simulací v průběhu návrhu motoru.

ÚVOD

Tvorba sazí má negativní vliv na ekonomiku provozu motoru, kdy dochází k termickému štěpení kerosinu v důsledku nedostatku kyslíku na molekulární vodík a saze (polyaromatické uhlovodíky). Pokud nedojde k jejich následnému shoření v zóně s dostatečným přísunem kyslíku, pak může dojít k usazení na stěnách komory a následnému negativnímu ovlivnění proudění uvnitř komory. Větší shluky sazí mohou mít také významný erozivní vliv na statorové a rotorové lopatky turbíny. Nadměrná produkce sazí a dalších zplodin má též negativní vliv na biologické organismy.

Z výše uvedených důvodů plyne, že je důležité sledovat produkci sazí stejně, jako produkci oxidů dusíků. Při návrhu spalovacích komor pro malé turbínové motory našly uplatnění metody počítačové mechaniky tekutin, které umožňují studovat proudové pole i v malých prostorech, kde je obtížné použít měřicí metody. Pro řadu výpočtů je využívána chemická kinetika popsána v [1]. Jedná se o třístupňovou kinetiku, kdy v prvním stupni je řešena reakce paliva s kyslíkem za vzniku oxidu uhelnatého a vody. V druhém stupni je řešena kinetika pro oxidaci oxidu uhelnatého na oxid uhličitý a ve třetím kroku je řešen vznik oxidů dusíku. Výhodou chemické kinetiky je její rychlost, protože přidává do řešeného systému pouze minimum rovnic. Toto je však nedostatečné pro řešení problematiky tvorby sazí. Je proto nutné zvolit vhodnou chemickou kinetiku, která umožní studovaný jev popsat.

MATEMATICKÝ MODEL

Matematický model popisující řešenou úlohu je založena na popisu proudění stlačitelné tekutiny doplněné o rovnice popisující přenos jednotlivých chemických frakcí.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (2)$$

$$+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{\text{eff}} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \right] + f_i$$

(3)

$$\frac{\partial h}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(h u_j) = \frac{Dp}{Dt} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\alpha + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j} \right] + S_h$$

(4)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho Y_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \frac{\partial Y_i}{\partial x_j} \right] + S_i^Y$$

kde jsou komponenty vektoru rychlosti, p tlak, $\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t$ je suma dynamické a turbulentní viskozity. Entalpie je reprezentována h , α je koeficient difuze tepla Pr_t , a je turbulentní Prandtlovo číslo. Hmotnostní podíl jednotlivých složek je popsán pomocí veličiny Y_i , S_m , S_i^Y a f_i reprezentují zdrojové členy v jednotlivých rovnicích.

Systém rovnic je doplněn o dvourovnicový k-omega SST[4] model a model popisující pohyb a vypařování Lagrangeovských částic[5].

Chemickou kinetiku popisující vznik a destrukci sazí je možné najít v [2]. Tato chemická kinetika je složena z 15 stupňů včetně reakcí pro vznik a homogenní hoření. Část kinetiky popisující heterogenní oxidaci sazí byla vynechána, protože její zápis kinetiky nebyl slučitelný se standardy, které využívá OpenFOAM. Tato chemie obsahuje v části, která popisuje oxidaci oxidu uhelnatého radikálové rovnice, které mohou způsobit nestabilitu numerického řešení. Prezentovaná chemická kinetika neobsahuje kinetiku pro oxidaci dusíku. Proto musí být doplněna z externích zdrojů[1,3]. Pro finální výpočet byla využita chemická kinetika publikovaná v [1], protože chemická kinetika [3] způsobovala značnou numerickou nestabilitu řešení.

Koncentrace sazí (C(S)) je simulována pouze jako pasivní skalár. Tato simulace neobsahuje tvorbu větších částic a interakci se stěnami (usazování).

Pro výpočet byl využit algoritmus popsáný v [6].

ŘEŠENÝ PŘÍKLAD

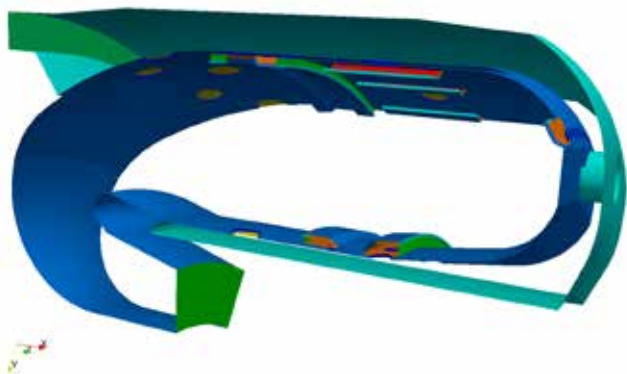
Pro výpočet produkci sazí byla vybrána geometrie spalovací komory typu Rich Burn, Quick-mix Lean burn. Primární zóna je diskretizována pomocí 1,8M tetraedrálních buněk. Stacionární zóna je popsána 1M tetraedrálních buněk. Výpočtová geometrie využívá periodických podmínek, a proto může být simulován pouze jeden segment komory.

Pro výpočet byly použity následující okrajové podmínky. Na vstupu byl předepsán uniformní rychlostní profil o hmotnostním toku 0,11 kg/s, teplotě 460 K. Je zde uvažována intenzita turbulence o velikosti 5% a směšovací délka 0,4 mm.

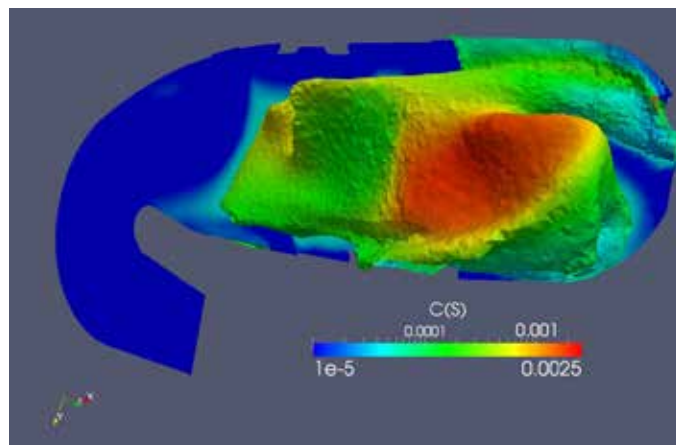
Na výstupu je pak předepsán tlak 384kPa.

Je zde znázorněna iso-plocha koncentrace sazí o hodnotě 1e-5, která je obarvena pomocí teplotního pole.

Na Obr 3. je ukázáno srovnání experimentálních výsledků a numerických výsledků. Je zde vidět shoda v predikci místa, kde může dojít k usazování sazí a k následnému teplotnímu namáhání.



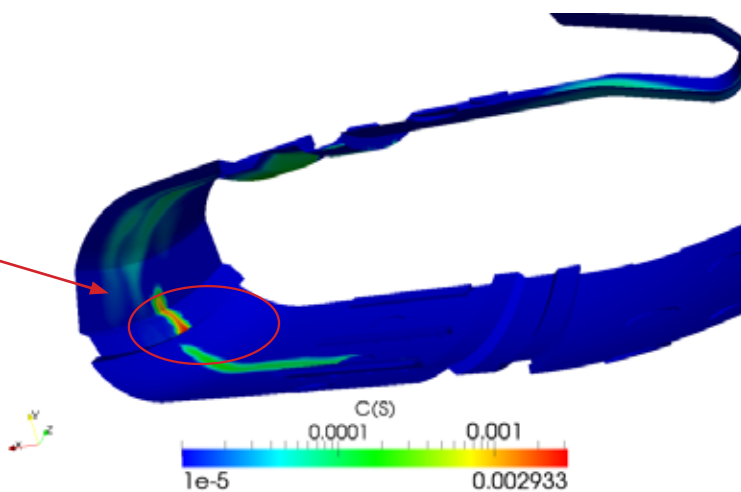
Obr. 1.: Testovací geometrie



Obr. 2.: Koncentrace sazí v čase t=0,011s



a) experiment

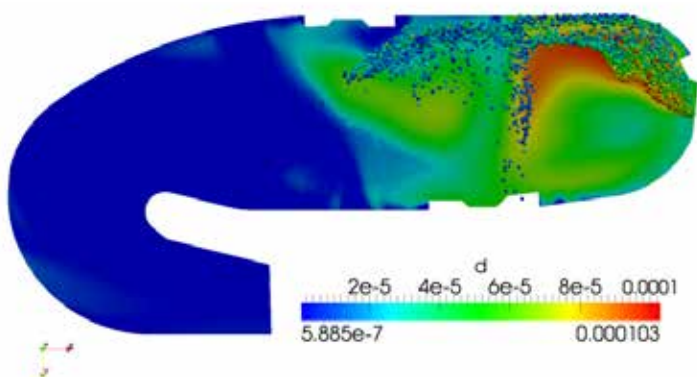


b) simulace

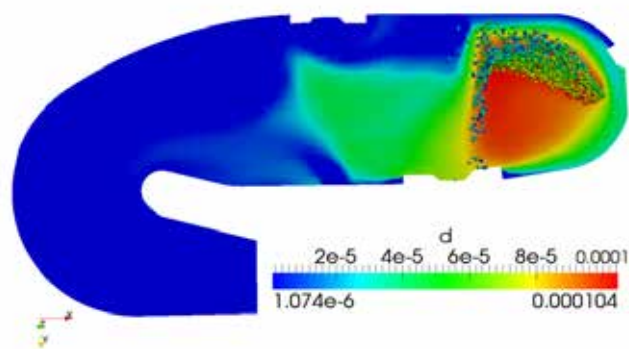
Obr. 3.: Srovnání umístění sazí na plášti komory dle experimentu (a) a výpočtu (b)

Příčinou může být umístění trysky v blízkosti stěny plamence. Tím dochází k vypařování paliva a jeho hoření v blízkosti stěny. Možným řešením toho problému je posun trysky o 5 mm dovnitř spalovací komory. Díky tomuto zásahu nedochází nadále k vypařování a spalová-

ní paliva v blízkosti stěny (Obr. 4.). Tímto dochází i k poklesu teploty v blízkosti stěny z důvodu nerozrušeného chladicího filmu jak je vidět z Obr. 5. Dále použitý model předpovídá pokles produkce oxidu dusíku o 50%.

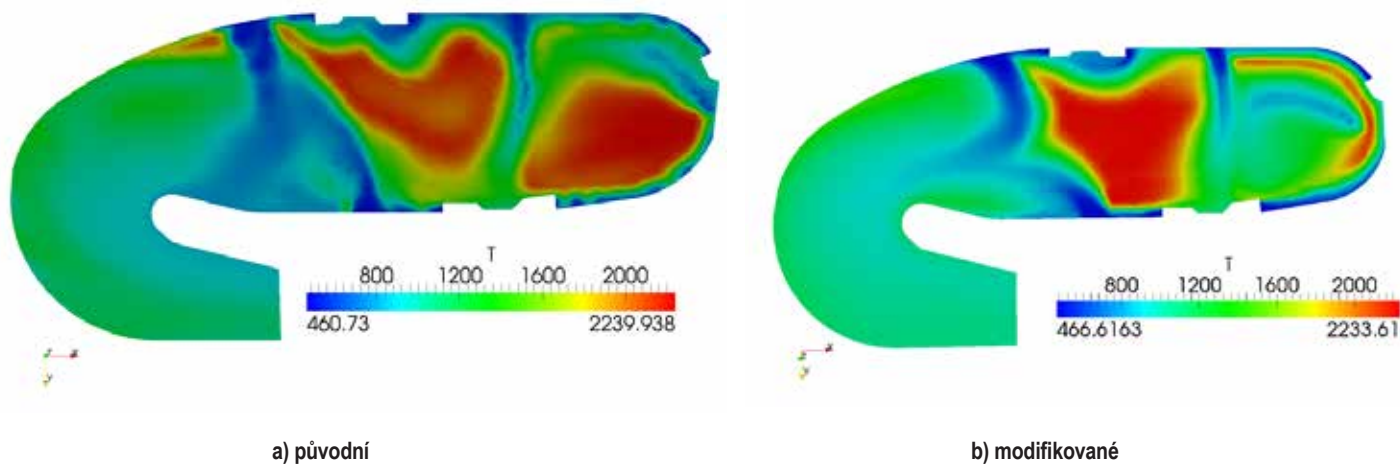


a) původní



b) modifikované

Obr. 4.: Srovnání umístění palivového spreje pro původní (a) a modifikované (b) umístění palivové trysky



Obr. 5.: Srovnání teplotních polí v řezu tryskou pro původní (a) a modifikované (b) umístění palivové trysky

ZÁVĚR

V příspěvku byla popsána chemická kinetika pro spalování leteckého petroleje se simulovanou tvorbou sazí. Tato kinetika byla doplněna o redukovanou kinetiku popisující produkci oxidu dusíku. Z numerických výsledků vyplývá, že na dané geometrii může docházet k nadměrné produkci sazí. To bylo potvrzeno i experimentálním měřením. Možným důvodem tohoto jevu je nevhodné umístění palivové trysky v blízkosti stěny spalovací komory. K eliminaci tohoto jevu může dojít změnou pozice trysky. Pokud je palivová tryska vsunuta do plamence, pak dojde ke změně v umístění palivového spreje, teplotního pole a následně i k nižší produkci oxidů dusíku.

Literatura:

- [1] Fedina, E., Fureby, Ch.: Combustion LES of CESAR Multi-Burner Annular Combustor; AIAA, 2011
- [2] Wang, T. S.: Thermophysics Charakterization of KEROSEN Combustion; AIAA, 2000
- [3] Iannetti, A. C., Liu, N. S., Davoudzadeh, F.: The Effect of Spray Initial Conditions on Heat Release and Emissions in LDI CFD Calculations; AIAA, 2008
- [4] Menter, F.R., Kuntz, M., Lagny, M.: Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model; Turbulence, Heat and Mass Transfer, 2014
- [5] Senoner, J.M.: Eulerian and Lagrangian Large-Eddy Simulations of an evaporating two-phase flow; Elsevier Science, 2009
- [6] Běták, V.: Simulation of Reacting Flow Using Splitted Solver; NCAS, Romania, 2013

Rozptyl plynu v okolí terénní vlny ve větrném tunelu s mezní vrstvou

Ing. Petr Michálek, Ph.D., Mgr. David Zacho, Ph.D. VZLÚ

Ve větrném tunelu s mezní vrstvou (BLWT) ve VZLÚ byla provedena experimentální studie rozptylu plynu kolem terénní vlny. Bodový zdroj emisí byl zabudován do modelu terénní vlny, koncentrace stopovacího plynu byla měřena hřebenovou odběrovou sondou a plamenovými ionizačními detektory. Tento experiment slouží k ověření nového výpočtového modelu rozptylu plynů, který je vyvíjen ve VZLÚ v rámci projektu SCENT.

ÚVOD

V rámci projektu SCENT - "Operativní odhad šíření nebezpečných plynů v okolí havárie nebo teroristického útoku" se uskutečnil ve větrném tunelu s mezní vrstvou ve VZLÚ experiment měření rozptylu plynů kolem terénní vlny. Výpočtový model SCENT bude sloužit k okamžitému odhadu oblasti zamořené jedovatými plyny unikajícími v průběhu havárie nebo teroristického útoku. Tento model bude využívat topografická data o tvaru terénu a zástavby v místě havárie (tzv. digitální model terénu), informace o objemu skladovacích nádob, charakter úniku (okamžitý únik celého objemu nebo postupné unikání) a aktuální meteorologická data (barometrický tlak, teplota, vlhkost, směr a rychlost větru). Model vymezení nejvíce ohroženou oblast tak, aby zásah složek Integrovaného záchranného systému byl co nejučinnější.

Software bude také sloužit pro odhad koncentrací jedovatých plynů v místě vysokého nebezpečí úniku těchto plynů v určených lokalitách v ČR, například v okolí chemických provozů, s ohledem na místní převládající meteorologickou situaci, především směr větru. Program tedy může sloužit k úpravě krizových plánů pro případ havárie, aby byly minimalizovány negativní dopady na zdraví a majetky občanů v ohrožené oblasti.

VĚTRNÝ TUNEL S MEZNÍ VRSTVOU

Větrný tunel s mezní vrstvou, angl. BLWT - boundary layer wind tunnel je speciální typ větrného tunelu určený k modelování účinků tzv. atmosférické mezní vrstvy na stavby a konstrukce na zemském

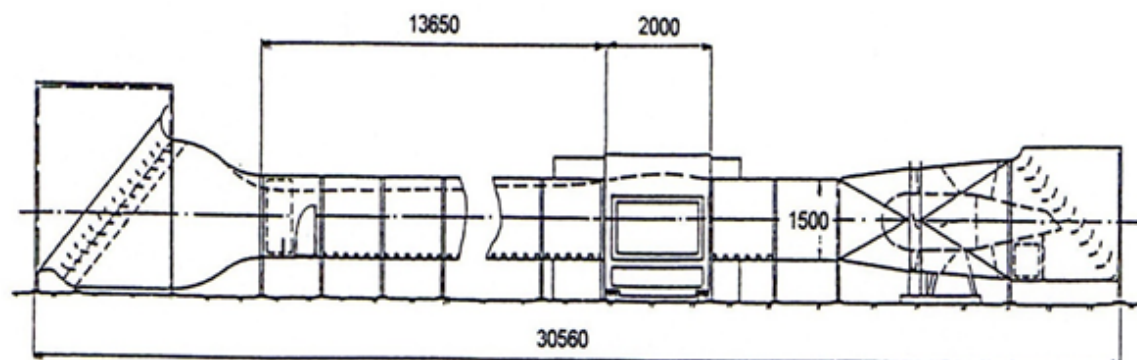
povrchu. Atmosférická mezní vrstva se vytváří v místě styku zemské atmosféry a povrchu Země a její tloušťka a proudění v ní závisí na drsnosti povrchu, tvaru terénu a zástavby a dalších parametrech.

Větrný tunel typu BLWT může simulovat atmosférickou mezní vrstvu nad zemědělským, předměstským nebo městským terénem podle normy Eurokód 1 [1]. Vývojová část tunelu má délku 15,6 m, šířku vzduchového kanálu 1,8 m a výšku 1,5 m. Je vybaven nastavitelným stropem pro snížení podélného gradientu statických tlaků. Pohon zajišťuje ventilátor 55 kW, maximální rychlost je cca. 27 m/s. Studovaný model je možné umístit na točnu o průměru 1,75 m. Referenční rychlost nad mezní vrstvou je měřena dvěma nezávislými sondami, a to Prandtlovou sondou a sondou se žhaveným prvkem Dantec 54T28. Schéma tunelu je na Obr. 1.

Větrný tunel byl vybaven přístroji pro měření rozptylu plynů v roce 2000. Byly zde provedeny např. studie rozptylu komínových vleček o různé hustotě [2], rozptyl plynů v zastavené oblasti okolí nádraží [3], a další. Ve světě bylo provedeno mnoho experimentálních studií rozptylu plynů, ale nepříliš mnoho prací se zabývalo rozptylem z bodového zdroje emisí, např. Roberts a Fryer-Taylor [4], Hall a kol. [5] a Lawton a Robins [6].

Modelování mezní vrstvy

Pro zajištění správné podobnosti s mezní vrstvou v atmosféře musí být mezní vrstva v tunelu na konci vývojové sekce plně vyvinuta, tzn.



Obr. 1 - Větrný tunel typu BLWT ve VZLÚ

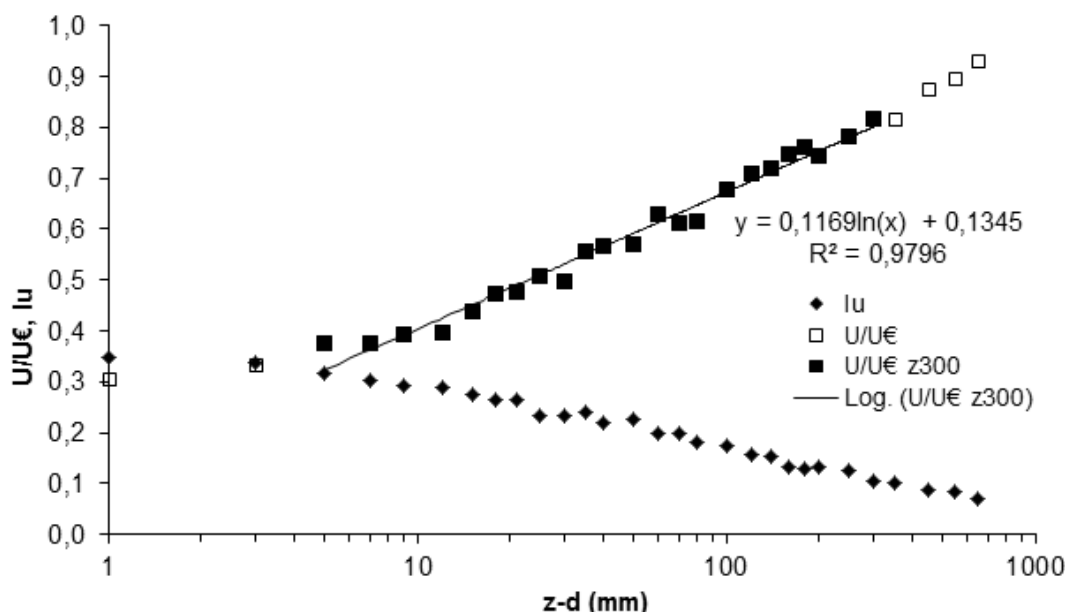
profil středních rychlostí modelové mezní vrstvy musí odpovídat logaritmickému tvaru podle Eurokódu 1 a publikace ASCE č.67 "Studie budov a konstrukcí ve větrném tunelu" [7]. Logaritmický zákon mezní vrstvy je definován pro neutrální teplotní zvrstvení

$$U(z) = \frac{u^*}{k} \cdot \ln \left[\frac{z-d}{z_0} \right]$$

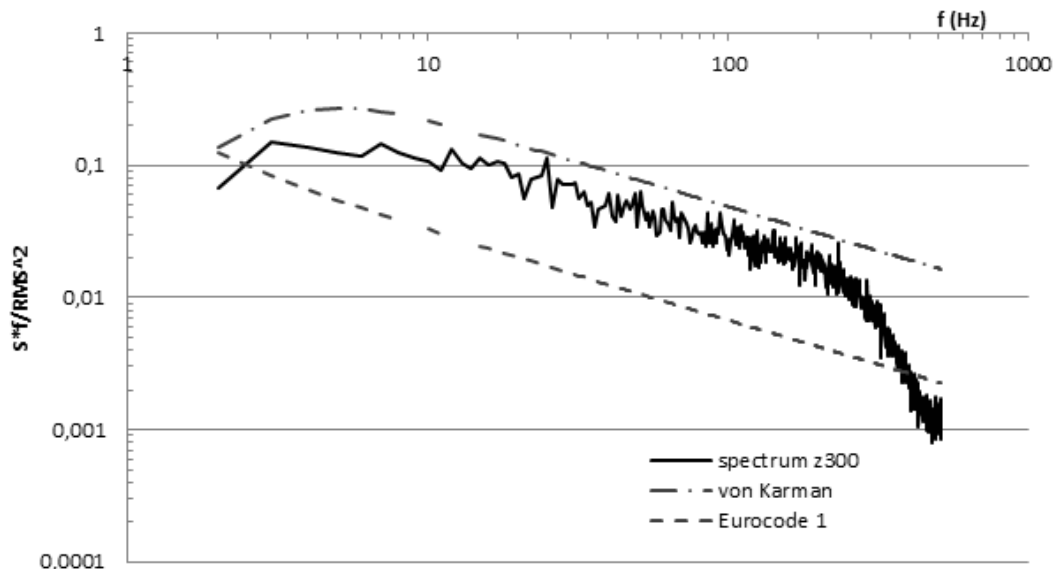
kde u^* je tzv. třecí rychlost (m/s), k je von Kármánova konstanta (0,4), z_0 je aerodynamická drsnost (m), d je posun povrchu (m), U je střední rychlost (m/s) a z je svislá souřadnice (m).

Mezní vrstva musí také splňovat tzv. Reynoldsovo číslo drsnosti $Re^* = z_0 u^* / \nu \geq 2,5$

kde ν je kinematická viskozita vzduchu (m^2/s). V případě modelování rozptylu plynů lze podle publikace ASCE č.67 tuto podmínku zmírnit na $Re^* \geq 1,0$. V experimentu popsaném v tomto příspěvku byla použita simulace předměstské mezní vrstvy. Simulaci tvoří desky celkové délky 13 m pokryté nopou fólií s nopy výšky 7 mm a obdélníková bariéra výšky 140 mm na začátku vývojové sekce. Profil středních rychlostí U a intenzity turbulence lu na konci vývojové sekce je uveden na obr. 2. Tento profil byl změřen pomocí anemometru se žhaveným vláknem. Třetí podmínkou modelování turbulentní mezní vrstvy je tvar výkonového spektra mezní vrstvy, které musí obsahovat tzv. inerciální podoblast, což znamená, že část výkonového spektra odpovídá sklonu von Kármánova turbulentního spektra. Výkonové spektrum nabíhajícího proudění je na obr. 3.



Obr. 2 – Profil středních rychlostí nabíhající mezní vrstvy



Obr. 3 – Výkonové spektrum ve výšce 300 mm

PROVEDENÍ EXPERIMENTU

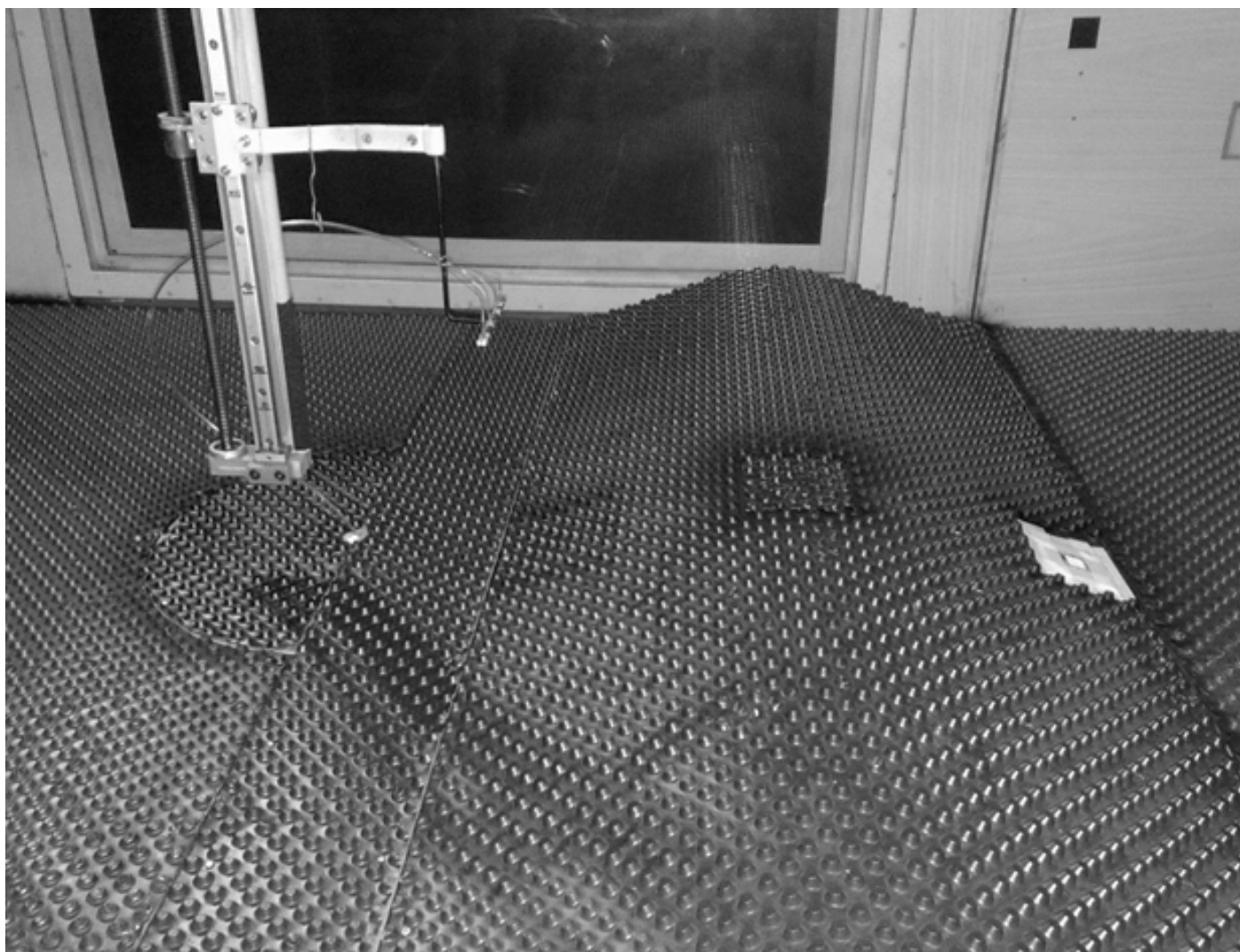
Model terénní vlny má tvar poloviny sinusoidy s poměrem výšky k šířce 1:4, s výškou 110 mm a šířkou 440 mm. Délka terénní vlny je stejná jako šířka tunelu 1,8 m. Celý model terénní vlny byl pokryt stejnou nopovou fólií. Model vlny byl namontován na začátek modelové sekce a zbytek sekce byl také pokryt nopovou fólií.

Zdroj emisí se skládá z malé komory 30 x 30 x 10 mm, jejíž horní strana je pokryta porézní látkou 25 x 25 mm. Emisní zdroj byl připojen hadičkou k průtokovým regulátorům, které dodávaly stabilní průtok vzduchu a stopovacího plynu (etanu C₂H₆). Emisní zdroj byl namontován do terénní vlny buď na vrcholu nebo na úpatí návětrné nebo závětrné strany. Pro měření pole koncentrací ve všech třech směrech byl použit traverzér, na kterém byla připevněna odběrová sonda se čtyřmi odběry. Tyto odběry byly navzájem vzdáleny 40 mm. Odběry byly připojeny křemennou kapilárou 0,53 mm k peristaltickému čerpadlu a za ním ke čtyřem plamenovým ionizačním detektorům (FID – flame ionisation detector). Tyto detektory převádějí koncentraci vzorku na elektrický signál, který je možné digitalizovat a zpracovat v počítači. Bylo změřeno koncentrační pole v rozsahu $x = -1000 - 600$ mm, $y = -480 - 480$ mm a $z = 25 - 400$ mm. Řada měřících bodů byla rozdělena na vertikální a horizontální profily. Každý bod byl měřen po dobu 60 s při vzorkovací frekvenci 100 Hz. Rychlost nad mezní vrstvou byla nastavena na 4 m/s. Kalibrace detektorů FID byla provede-

na kalibračním plynu o známé koncentraci 100 ppm (parts per million) etanu ve vzduchu. Průtok vzduchu do zdroje byl 5,1 l/min a etanu 0,25 l/min, tedy celkem 5,35 l/min směsi etanu se vzduchem. Hustota etanu za pokojové teploty a tlaku je mírně vyšší než hustota vzduchu, jedná se tedy o emise s nulovým vztlakem. Fotografie experimentu je na obr. 4, směr proudění je zprava doleva.

VÝSLEDKY EXPERIMENTU

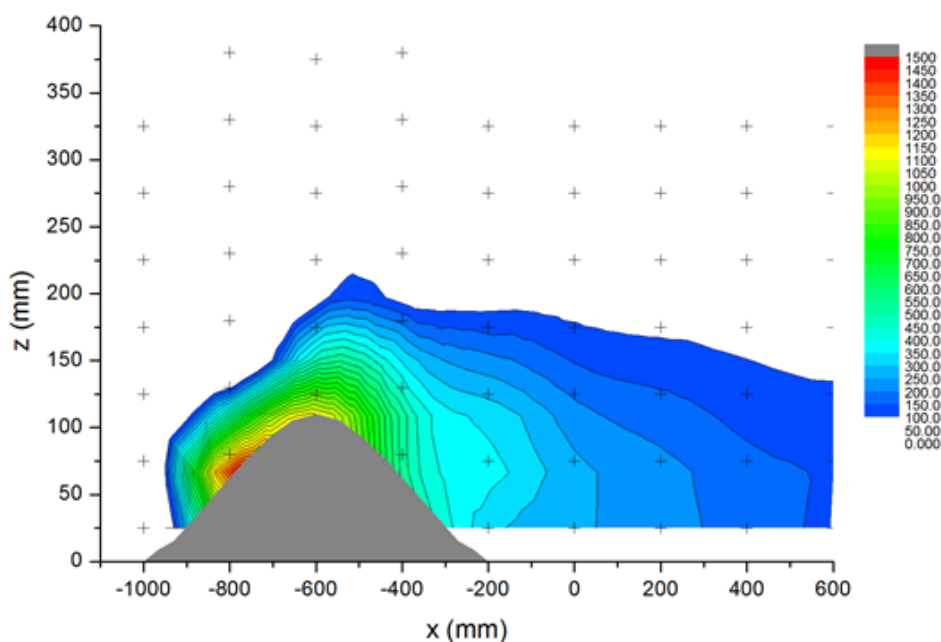
Měření byla zpracována do 2D grafů, které vyjadřují izokoncentrační plochy vypočtené z měřených bodů, které jsou v grafech označeny křížkem. Koncentrace jsou zobrazeny v ppm etanu ve vzduchu a hodnoty menší než 50 ppm nejsou zobrazeny. Směr hlavního proudění je zleva doprava. Obr. 5 představuje svislý profil pole koncentrací v rovině XZ v podélné ose tunelu s emisním zdrojem na návětrné straně vlny. Obr. 6 představuje pole koncentrací při zdroji umístěném na závětrné straně vlny a obr. 7 představuje pole koncentrací při zdroji umístěném na vrcholu vlny. Z obr. 5, 6 a 7 je patrný jiný tvar koncentračního pole při různém umístění zdroje na terénní vlně a také fakt, že při umístění zdroje na návětrném úpatí vlny je změřená koncentrace v okolí zdroje cca. třikrát větší než v ostatních případech. Oblast úplavu za terénní vlnou, kde



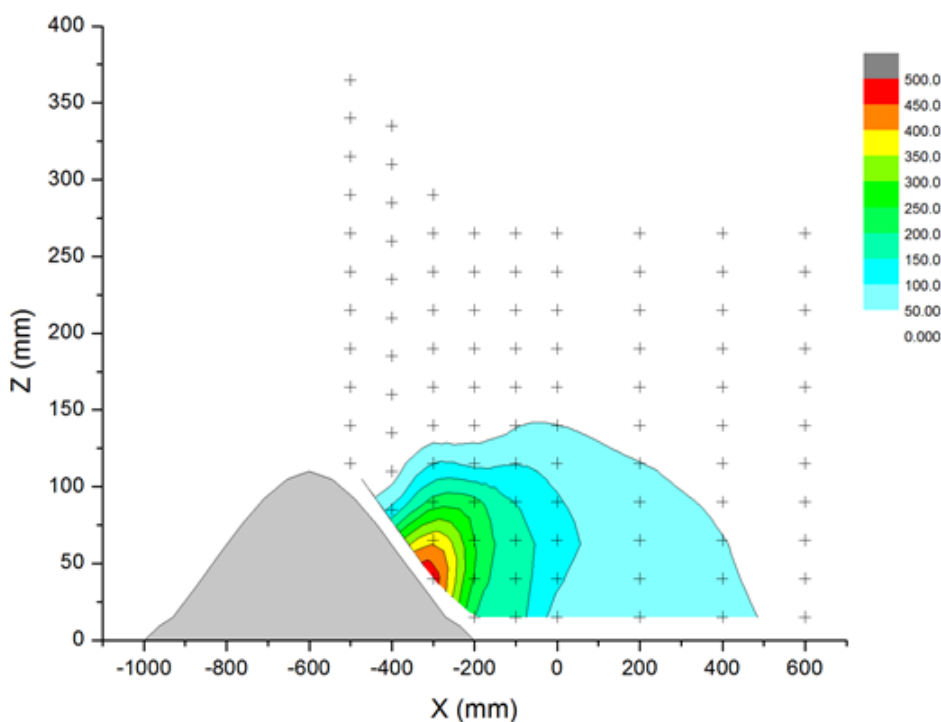
Obr. 4 – Terénní vlna s emisním zdrojem na návětrné straně

dochází k zpětnému proudění obsahuje vyšší koncentrace na obr. 6 a 7 díky tomu, že je emisní zdroj blíže úplavu a tedy se emise méně zředí, než k úplavu doputují. Nicméně oblast s koncentracemi nad 50 ppm je poměrně rozsáhlá na obr. 5, dokonce rozsáhlejší než na obr. 6. Na obr. 7 bohužel chybí měření pro $x = 300 - 600$ mm, ale lze usuzovat na základě

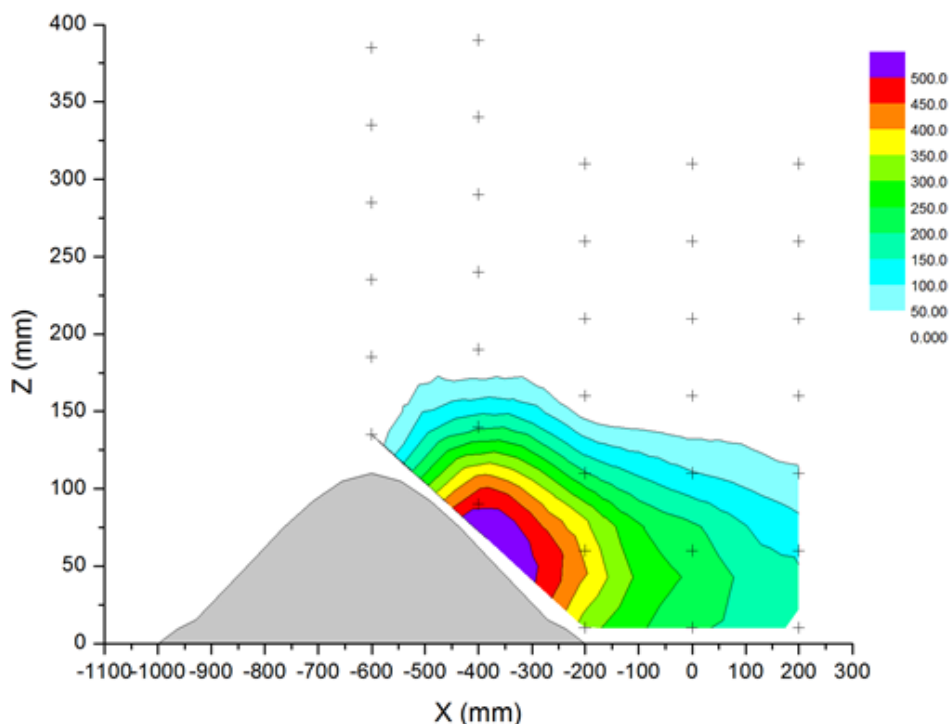
změřené části, že oblast koncentrací nad 50 ppm bude podobně rozsáhlá jako na obr. 5. Oblast za $x = 600$ mm je mimo dosah sondy, ale na základě předchozích studií bylo zjištěno, že délka úplavu za terénní vlnou dosahuje několiknásobku výšky vlny a emise jej zaplňují celý s postupně se snižující koncentrací se zvyšující se vzdáleností od zdroje.



Obr. 5 – Koncentrační pole při zdroji na návětrné straně



Obr. 6 – Koncentrační pole při zdroji na závětrné straně



Obr. 7 – Koncentrační pole při zdroji na vrcholu vlny

ZÁVĚR

Byla provedena studie rozptylu plynu za terénní vlnou ve větrném tunelu typu BLWT ve VZLÚ za účelem ověření nového výpočtového modelu rozptylu plynů. Bodový přízemní zdroj emisí byl zabudován v terénní vlně na návětrném nebo závětrném úpatí vlny nebo na vrcholu vlny. Výsledky ukázaly tvar a rozložení pole koncentrací v těchto třech případech. Další experimentální práce projektu SCENT zahrnuje měření rozptylu na modelu skutečného terénu včetně modelování významné zástavby a také polní měření rozptylu plynu těžšího než vzduch.

Oznámení

Autoři děkují za podporu grantu VG20122015098 „SCENT“, udělenému Ministerstvem vnitra České Republiky.

Literatura:

- [1] ČSN EN 1991-1-4, Eurokód 1: Zatížení konstrukcí – Část 1-4: Obecná zatížení – Zatížení větrem, Český normalizační institut, 2007
- [2] M. Jirsak, R. Ulman, Chimney plumes simulation in the boundary layer wind tunnel. *Advances in Air Pollution Series XI*, WIT Press, 2003
- [3] R. Ulman, J. Drbohlav, D. Zchoval, Dispersion of Harmful Gas Inside Urban Area. *Proceedings of 7th UK Conference on Wind Engineering*, eds. I. Taylor and M. Vezza, Glasgow, pp.201-204, 2006
- [4] P.T. Roberts, R.E.J. Fryer-Taylor, Wind-tunnel studies of roughness effects in gas dispersion. *Atmospheric Environment* 28, pp.1861-1870 (1994)
- [5] D.J. Hall, V. Kukadia, S. Walker, P. Tilz, G.W. Marsland, The Effect of Release Time on the Dispersion of a Fixed Inventory of Heavy Gas – A Wind Tunnel Model Study, *Physmod 2007 (2007)*
- [6] T. Lawton, A. Robins, Flow and dispersion around tall buildings. *Physmod 2007 (2007)*
- [7] Wind tunnel studies of buildings and structures, ASCE manuals and reports on engineering practice No.67, N.Isyumov (ed.), Virginia, 1999

Complex geometrical constraints handling in the context of aerodynamic shape optimization

Ing. Jiří Hradil, VUT v Brně

This article describes approach to the complex geometrical constraints handling that was developed in the framework of the European project CEDESA focused on aerodynamic shape optimization in the context of aircraft design which is the main subject of cooperation between Swedish defence research institute FOI and Brno University of Technology. Free-Form Deformation parameterization method has been complemented with RBF coordinate transformation in order to enable handling of complex geometrical constraints needed in practical application of aerodynamic shape optimization.

INTRODUCTION

One of the key steps in optimization process is parameterization of the geometry. Parameterization defines possible object shapes and shape changes by a set of parameters which are used as design variables during the optimization process. It is crucial to have suitable parameterization for each specific task. Wrong parameterization can slow down the optimization process or even prevent the optimization algorithm from finding the optimum solution, since the parameterization could not be able to generate optimum shape.

An activity in the European project CEDESA consists in developing adaptive parameterizations based on Free-Form Deformation (FFD) [1], in the context of aircraft design. Adaptivity with respect to the geometrical features is a difficulty for FFD[2] in general as it belongs among methods independent of the objects topology. So the issue is to handle complex geometrical constraints as is maintaining constant given curves such as leading or trailing edges, or surfaces intersections, inside a shape undergoing deformations by optimization.

To demonstrate the complex geometrical constraints handling ability of developed FFD-RBF parameterization is tested on practical aerodynamic shape optimization of commuter aircraft landing gear nacelle.

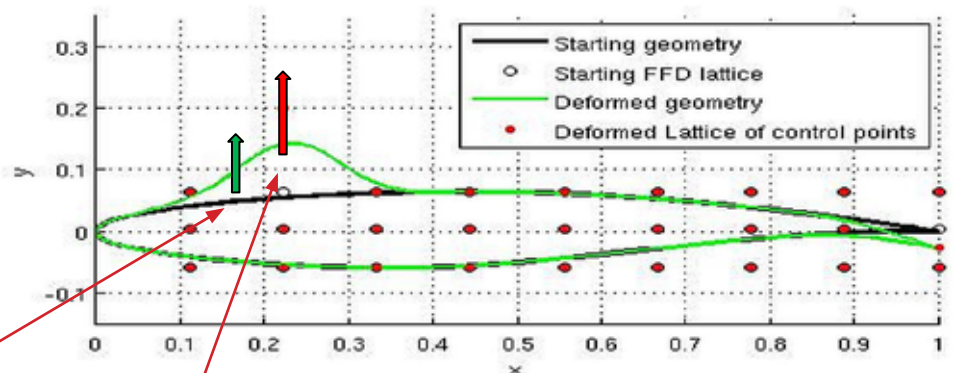
FREE-FORM DEFORMATION (FFD)

Originally introduced by Sederberg and Parry [1], the Free-Form Deformation (FFD) parameterization was developed for computer graphics, since then it has been widely used and modified in the computer animation industry. The advantages that the FFD brings into the field of object parameterization have caught attention of the aerodynamic optimization community. E.g. Samareh [3] and Andreoli, Janka and Desideri [4] used FFD in aircraft design optimization cases.

NURBS-based variant first published by Lamousin [2] algorithm treats the model embedded in NURBS volume as rubber that can be stretched, compressed, twisted, tapered or bent and yet preserve its topology that makes it well suited for handling of complex geometries, it also enables to deform only part of the domain of interest while the rest of the geometry remains intact and the transition between deformed and unreformed parts smooth. The FFD parameterization procedure has four steps:

- 1) Construction of the parametric lattice
- 2) Embedding the object within the lattice
- 3) Deforming the parametric volume
- 4) Evaluating the effects of the deformation

Fig. 1: Demonstration of deformation of airfoil geometry



$$V(u_q, v_q, w_q) = \frac{\sum_{i=0}^a \sum_{j=0}^b \sum_{k=0}^c G_{ijk} U_{ijk} N_{ip}(u_q) N_{jm}(v_q) N_{kn}(w_q)}{\sum_{i=0}^a \sum_{j=0}^b \sum_{k=0}^c G_{ijk} N_{ip}(u_q) N_{jm}(v_q) N_{kn}(w_q)}$$

Propagation(V) of displacements (Uijk) defined at the lattice points (Pijk) to an embedded point with parametric coordinates (uq,vq,wq)

The standard parallelepiped lattice of control points is not well suited for more complicated geometry handling. Different approaches of improving this disadvantage are studied in this section.

The goal is to map the geometry into the standard parallelepiped lattice of control points in such way that the mapped geometry fills the lattice as much as possible.

So the control points positions are close to the surface of the geometry, thus enable its better control.

COORDINATE TRANSFORMATION USING RBF

The FFD used here requires a parallelepiped lattice of control points [6], [7], [8]. Control of non-planar curves and other geometric constraints can thus become a difficult task [6]. This is the reason to use a coordinate transformation of the object, a wing for example or a highly cambered airfoil, that is parameterized by FFD: this transformation deforms the object that now "fills" the FFD lattice where embedding, an operation described below, and deformations are taking place.

The coordinates transformation is realized by an RBF [5]. The location of the RBF centres, the usual term that designates the vertices of the RBF equivalent to the FFD lattice, need not to be the same as the FFD lattice as Fig. 1 to Fig. 4 show.

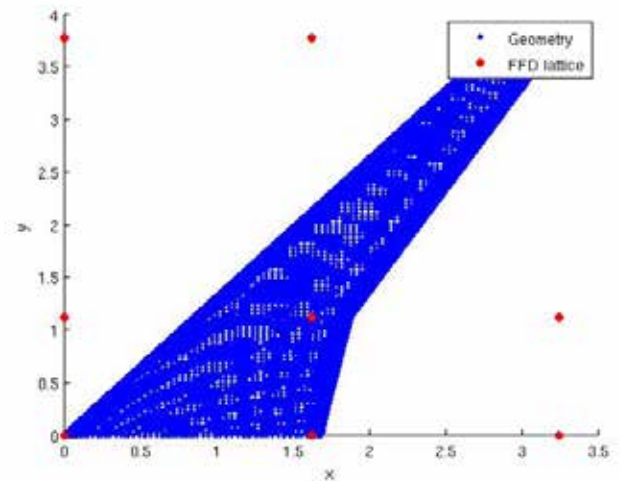


Fig. 4 FFD lattice constructed around wing - top view

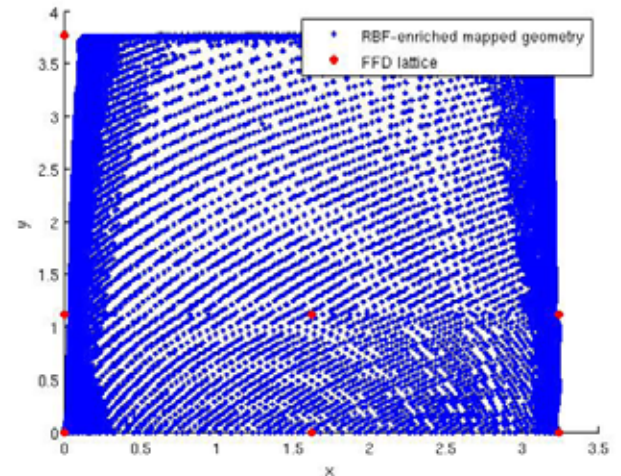


Fig. 5 Wing geometry mapped by RBF into the FFD lattice - top view

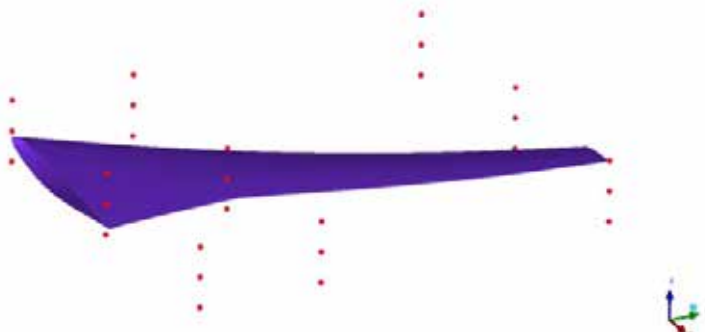


Fig. 2 Parallelepiped FFD lattice around wing



Fig. 3 RBF control points (lattice) used for the coordinate transformation

RBF parameterization is used to map the geometry into the standard parallelepiped lattice of control points. New lattice of control points is adapted to the wing geometry. The RBF parameterization takes care of the mapping (deformation) of the geometry.

The RBF lattice discretization does not need to be the same as the FFD lattice discretization. So denser lattice can be used with the prospect of qualitative improvement of the mapping.

COMPLEX GEOMETRICAL CONSTRAINTS HANDLING

The computer aircraft landing gear nacelle optimization is an excellent test case for demonstrating our FFD-RBF parameterization. Only part of the landing gear nacelle surface area was allowed for modification (yellow area see Fig. 6) as the aircraft is already in late design phase. The ultimate goal was to decrease drag of the aircraft in cruise and climb conditions while subjected to geometrical constraints such as inner structure of landing gear nacelle and landing gear itself. NLOPT optimization package was used to minimize the cost value

$$\min F = 0.7C_{D1} + 0.3C_{D2}$$

as well as to handle inner structure geometrical constraints. The interesting part for testing of FFD-RBF capabilities is the demand to modify only the yellow area. In other words the rest of the aircraft (blue) has to remain unchanged.

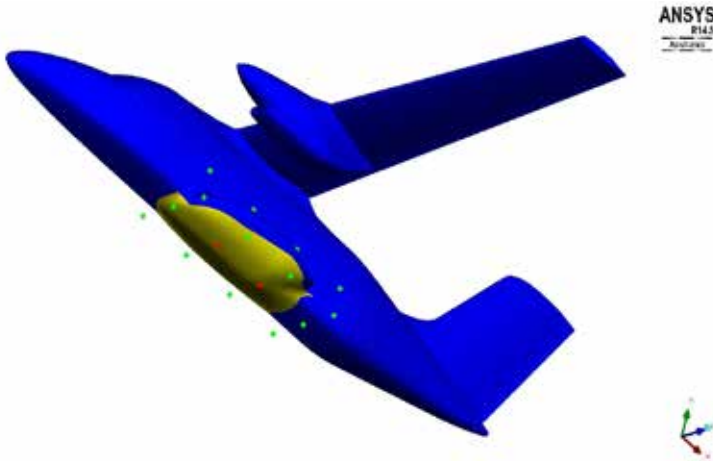


Fig. 6 FFD lattice around deformable area on commuter aircraft

Setup:

Unstructured hybrid mesh consisting of tetrahedral elements and prismatic layers was generated in ANSYS IcemCfd meshing software. The Edge CFD solver developed at swedich FOI was used in RANS with S-A turbulence model setup.

Simplex optimization approach in NLOPT was used. Propagation of wall deformations to volume mesh was done by FOI's inhouse software meshdeform. A set of 6 optimizations with different number of optimization variables was performed. The variables were displacements of FFD control points (red points on Fig. 6)

Complex geometrical constraints handling:

Fixation error was defined in order to quantitatively evaluate how precisely was the boundary between deformable and fixed geometry maintained.

$$\text{Error} = \frac{\max(|\Delta zte_1|, |\Delta zte_2|, \dots, |\Delta zte_n|)}{\max(|\Delta Pijk_1|, |\Delta Pijk_2|, \dots, |\Delta Pijk_r|)} * 100$$

Where Δzte is displacement of boundary curve point and $\Delta Pijk$ is displacement of FFD lattice control point.

The FFD lattice was constructed around the deformable geometry (see Fig. 7), RBF coordinate transformation (see Fig. 8) was used to map the deformable surface into the FFD lattice (see Fig. 9).

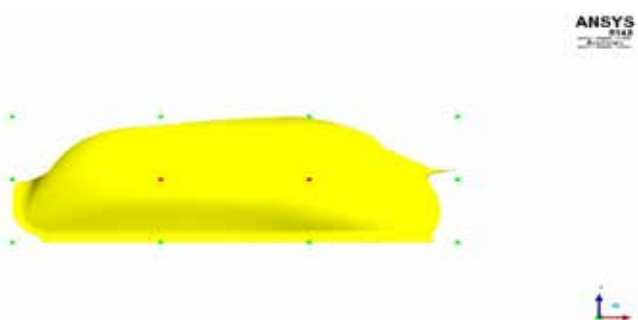


Fig. 7 FFD parameterization of deformable surface with 2 optimization parameters

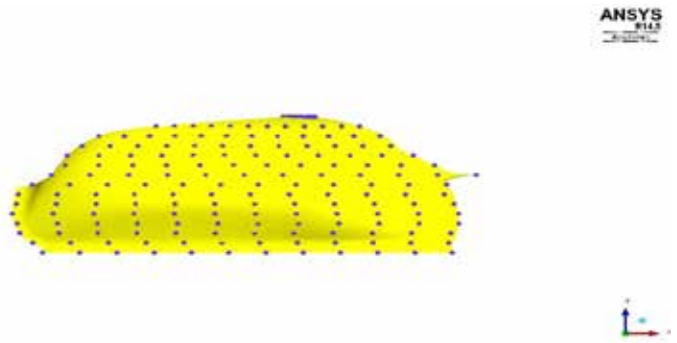


Fig. 8 Visualization of final RBF lattice for coordinate transformation

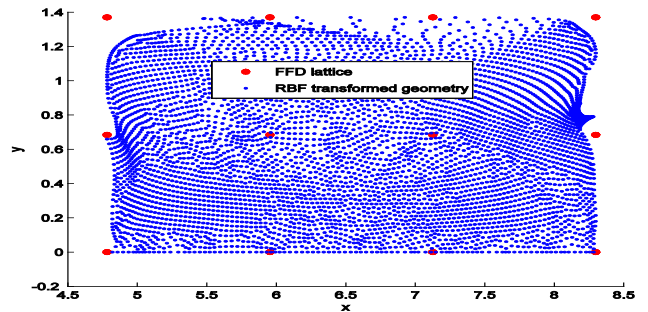


Fig. 9 Deformable surface mapped by RBF into FFD lattice

The influence of number of RBF centres in x, y and z directions on the fixation error was studied (see Fig. 10 to 12).

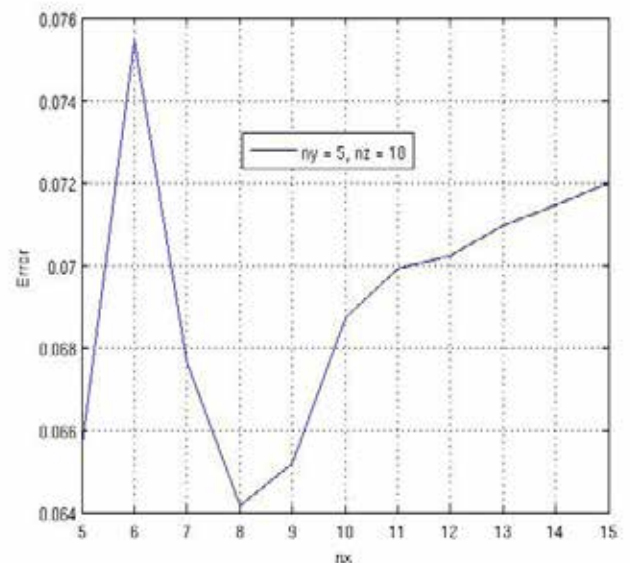


Fig. 10 Influence of number of RBF control points in x-direction on fixation error

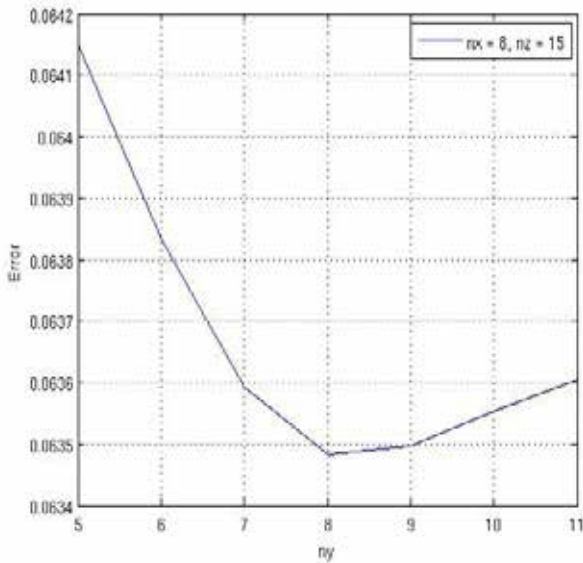


Fig. 11 Influence of number of RBF control points in y-direction on fixation error

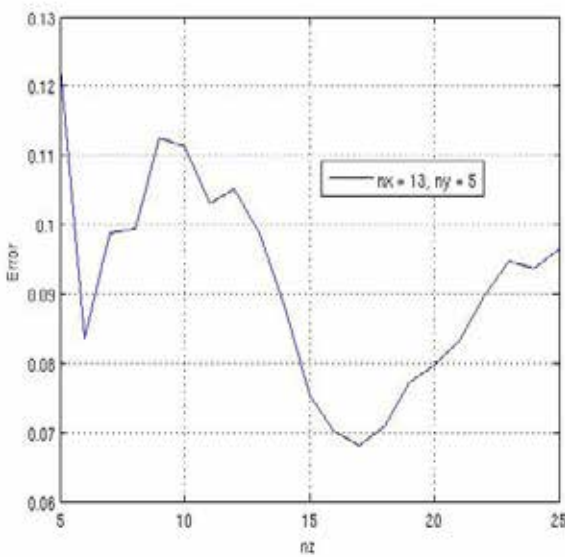


Fig. 12 Influence of number of RBF control points in z-direction on fixation error

Parameterization	Fixation error [%]
FFD	53,4
FFD-RBF	6,3

Tab. 1 Fixation error comparison

Comparison of fixation error with basic FFD parameterization and with best FFD-RBF parameterization is given in Tab. 1, the use of RBF coordinate transformation gave 47,1 improvement over the standard FFD parameterization.

The fixation error is determined for quantitative evaluation of constraint handling, the quality of fixation of the non-deformable geometry is given by necessity of volume mesh deformation between each optimization iteration. In other words, if the parameterization fails to keep the geometry fixed in some tolerance the volume mesh deformation process will crash and the optimization would be stopped, with the use of FFD-RBF this had never happened.

Preliminary results of all optimizations show improvements of drag around 2% over the baseline shape.

CONCLUSION

The developed FFD-RBF parameterization was tested on aerodynamic shape optimization of commuter aircraft landing gear nacelle, where the capability to control deformations of complex surface within constrained boundary was demonstrated. The number of RBF centers for coordinate transformation have influence on the value of fixation error and they should be adjusted for every new object to be optimized.

The FFD-RBF parameterization is able to handle complex geometrical constraints in the context of aerodynamic shape optimization and therefore is perspective for further applications.

Acknowledgment

This work was supported by the CEDESA project, GA no. 264084, SEVENTH FRAMEWORK PROGRAMME CAPACITIES - Research Potential of Convergence Regions (FP7-REGPOT-2010-1)

References:

- [1] Sederberg T. W., and Parry S. R.: Free-Form Deformation of Solid Geometric Model; ACM 0-89791-196-2/86/008/015, 1986
- [2] Lamouin H. J., and Waggenpack W. N.: NURBS-Based Free-Form Deformations; IEEE Computer Graphics and Applications, Vol. 14, No. 6, 95-108, 1994
- [3] Samareh J. A.: Aerodynamic Shape Optimization Based on Free-Form Deformation; AIAA paper 2004-4630, 2004
- [4] Andreoli M., Janka A., and Desideri J-A.: Free-form-deformation parameterization for multilevel 3D shape optimization in aerodynamics; INRIA Rapport de recherche no 5019, 2003
- [5] Jakobsson, S. and Amoignon, O.: Mesh deformation using radial basis functions for gradient-based aerodynamic shape optimization; Computers & Fluids, Vol. 36, 2007, pp. 1119–1136
- [6] Raffin, R.: Free Form Deformation or Deformations Non-Constrained by Geometries or Topologies; Lecture notes in Computational Vision in Biomechanics 7, 2013
- [7] Coquillart, S.: Extended Free-Form Deformation: A Sculpturing Tool for 3D Geometric Modeling. Computer Graphics; Vol. 24(4), 1990, pp. 187–193
- [8] E. W. Perry and R. Balling: A new morphing method for shape optimization; AIAA paper, pp. 1510–1519, 1998

Úprava Riemannova problému při řešení rovnic stlačitelného proudění

RNDr. Martin Kyncl, Ph.D., RNDr. Jaroslav Pelant, CSc., VZLÚ

Okrajové podmínky hrají důležitou roli ve výpočtové simulaci proudění tekutin. Pracujeme se systémem rovnic popisujícím nestacionární stlačitelné turbulentní proudění, s takzvanými Reynolds-středovanými Navier-Stokesovými rovnicemi ve 2D a ve 3D. Navrhujeme vlastní přístup k okrajovým podmínkám. Naším cílem je dodržet zákony zachování v těsné blízkosti hranic. Často bývá právě okrajový problém linearizován, anebo hrubě aproximován. Nepřesnosti plynoucí z těchto zjednodušení se mohou zdát malé, ve skutečnosti ale mají veliký vliv na řešení v celé uvažované oblasti, zejména při nestacionárním proudění. V našem přístupu se snažíme být co nejpřesnější, proto používáme tzv. Riemannův problém ke konstrukci okrajových hodnot (pro složky rychlosti, hustotu, tlak). Řešili jsme různé okrajové modifikace tohoto počátečního problému, zde ukazujeme vstupní okrajovou podmínku s preferencí celkových veličin.

DISKRETIZACE HODNOT NA STĚNÁCH

Analýzu, vedoucí ke konstrukci okrajových podmínek, ukážeme na tzv. metodě konečných objemů, která uvažuje systém rovnic ve zobecněném integrálním tvaru. Při použití této metody uvažujeme dělení časového intervalu, zajímá nás řešení v jednotlivých okamžicích. Modelovanou oblast aproximujeme sítí prvků, a sestavujeme řešení, které je po částech konstantní v daných časových okamžicích.

Klíčovým problémem v této metodě je vyčíslení toků přes stěny jednotlivých prvků. Stavové hodnoty v těsném okolí každé stěny jsou známé, a tvoří počáteční podmínky (levostrannou a pravostrannou počáteční podmínku) pro tzv. Riemannův problém pro 2D/3D štěpené Eulerovy rovnice.

$$\frac{\partial q(x,t)}{\partial t} + \frac{\partial f_1(q(x,t))}{\partial x} = 0 \quad \forall \mathbf{R} \times (0, T)$$

$$q(x,0) = \begin{cases} q_L, & x < 0, \\ q_R, & x > 0. \end{cases}$$

Prostorová osa x je ve směru daném normálou k uvažované stěně Γ , t označuje čas, a f_1 jsou nevazké (Eulerovy) toky (vektor). Částečné řešení $q(0,t)$ Riemannova problému je dobrou aproximací pro hledané hodnoty na jednotlivých stěnách. Přesné (přesněji řečeno entropicky slabé) řešení tohoto problému není možné vyjádřit v uzavřené formě (vzorcem), a musí být počítáno iterativně s libovolně zvolenou přesností. Proto se obvykle analyzují různé aproximace tohoto řešení. Kompletní analýzu tohoto problému můžete nalézt například v [1].

OKRAJOVÉ PODMÍNKY

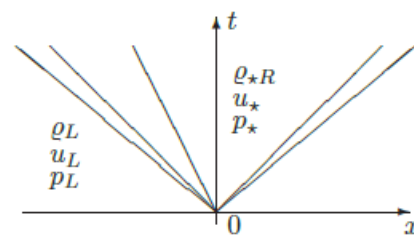
K diskretizaci hodnot na hranicích je možné použít modifikaci Riemannova problému.

Na hraničních stěnách se setkáváme s neúplným Riemannovým problémem, v němž je levostranná počáteční podmínka zadána známým stavem uvnitř oblasti v těsném okolí stěny. Pravostranná počáteční podmínka, nutná k jednoznačnosti řešení Riemannova problému, zde známa není. My ukazujeme, že tato část počáteční podmínky může být nahrazena doplňkovými podmínkami (s preferencí zadaného tlaku, s preferencí zadané teploty, s preferencí zadané normálové složky rychlosti, s preferencí zadaného průtočného množství, ...). Dostaneme tak jednoznačně řešitelný problém, jehož analýzou získáme hledané hodnoty na hraničních stěnách. Zde představujeme okrajovou podmínku s preferencí celkových veličin a směru rychlosti. Zajímá nás řešení následujícího jedno-dimenzionálního problému, definovaného v okolí hraniční stěny.

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} = 0$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u^2 + p}{\partial x} = 0,$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial (E + p)u}{\partial x} = 0$$



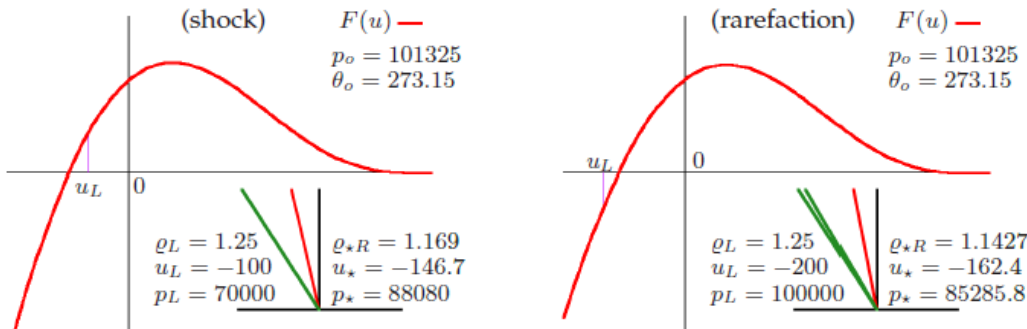
S levostrannou počáteční podmínkou $u=u_L$, $p=p_L$, $\rho=\rho_L$ pro $x < 0$. Obecný tvar řešení Riemannova problému je naznačen na přiloženém obrázku vedle rovnic. Hledáme stavové hodnoty na časové ose u^* , p^* , tak, aby bylo splněno.

$$p^* = p_o \left(1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma R \theta_o} u_*^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \theta_{*R} = \theta_o \left(1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma R \theta_o} u_*^2 \right), u_* < 0$$

Zde u značí rychlost, ρ hustotu, p tlak, a $E = \frac{p}{\gamma-1} + \frac{1}{2}\rho u^2$ je celková energie. Dále ρ_0, θ_0 jsou zadané konstanty - celková teplota a celkový tlak preferované na hranici, R a γ jsou plynové konstanty. Řešení tohoto problému vede k nelineární algebraické rovnici pro neznámou rychlost u^* . Tuto rychlost můžeme najít iterativním procesem (s libovolně danou přesností) jako kořen funkce.

Jakmile známe rychlost u^* , můžeme snadno dopočítat neznámou hustotu a tlak na hranici. K řešení tohoto okrajového problému jsme zkonstruovali a naprogramovali vlastní algoritmus. Ten používáme ve vlastním software pro řešení stlačitelného proudění plynu (Eulerovy, Navier-Stokesovy, RANS rovnice).

$$F(u) = \begin{cases} p_o \left(1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma R \theta_o} u^2\right)^{\gamma/\gamma-1} - \frac{2p_L + \frac{\gamma+1}{2}\rho_L(u_L-u)^2 + (u_L-u)\sqrt{4\rho_L p_L + \rho_L^2 \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^2 (u_L-u)^2}}{2}, & u < u_L, \\ p_o \left(1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma R \theta_o} u^2\right)^{\gamma/\gamma-1} - p_L \left(\frac{-u+u_L + \frac{2}{\gamma-1} a_L}{\frac{2}{\gamma-1} a_L}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}, & u_L \leq u < u_L + \frac{2}{\gamma-1} a_L, \quad a_L = \sqrt{\frac{\gamma p}{\rho}}. \end{cases}$$



Obr. 1 Příklady funkce $F(u)$ pro zvolené hodnoty u_L, ρ_L, p_L

PŘÍKLAD

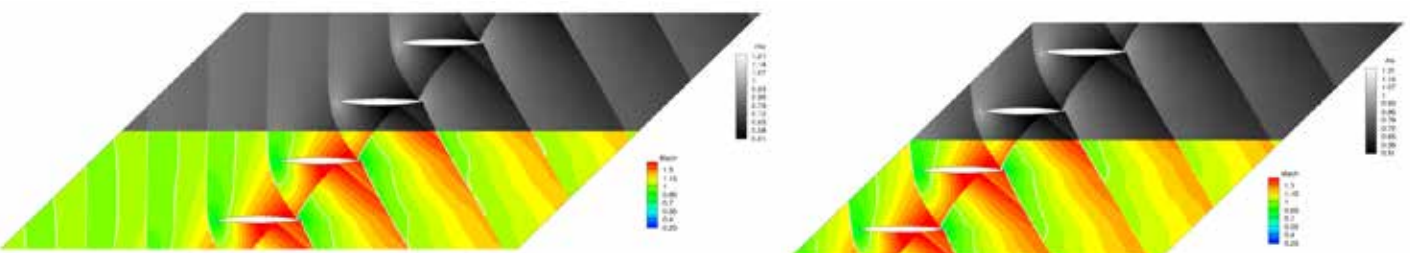
Následující příklad ukazuje vyjimečné vlastnosti navrhované vstupní okrajové podmínky. Vlastním softwarem jsme řešili nevazké transonické proudění ve mříži DCA (Double Circular Arc) 08. Lopatky jsou tvořeny dvěma kruhovými oblouky s relativní tloušťkou 8%. Pro okrajovou podmínku na vstupu zadáváme celkový tlak $\rho_0 = 101325$, celkovou teplotu $\theta_0 = 273.15$ a směr rychlosti daný úhlem $\alpha = 5.2$. Na výstupu preferujeme průměrný zadaný tlak $p^* = 45722.351$, analýza této podmínky byla ukázána v literatuře [2]. Část vstupního proudu je nadzvuková, rázová vlna protíná okraj oblasti. Z příloženého obrázku 2 je zřejmé, že použitá okrajová podmínka neodráží rázovou vlnu do výpočetní oblasti. Obrázek 2, vpravo ukazuje použití stejné okrajové podmínky na zkrácené výpočetní oblasti, a to se stejně dobrým výsledkem.

ZÁVĚR

V příspěvku jsme naznačili postup pro konstrukci okrajových podmínek, a to pomocí analýzy Riemannova problému. Takovéto okrajové podmínky zaručují dodržení zákonů zachování i v těsném okolí hranice výpočetní oblasti. Ukázaná okrajová podmínka je robustní a umožňuje konvergenci použité metody ke stacionárnímu řešení, lze ji s úspěchem použít i na zkrácených výpočetních oblastech.

Literatura:

- [1] Toro E. F.: Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics, Springer, Berlin, 1997
- [2] Kyncl M.: Numerical Solution of the three-dimensional compressible flow, Disertační práce, Praha, MFF UK, 2011
- [3] Kyncl M., Pelant J.: The Initial-Boundary Riemann Problem for the Solution of the Compressible Gas Flow, WCCM XI, ECCM V, ECFD VI Proceedings, Barcelona, 2014



Obr. 2 Simulace proudění v lopátkové mříži, isočáry Machova čísla a hustoty

Základní návrh rotoru radiálního kompresoru

Ing. Jan Slanec, Ph.D.

V článku je popsán návrhový postup, který vznikl ve VZLÚ ve druhé polovině minulého století. Jedná se o přímou návrhovou metodu, která vede k definici základní geometrie rotoru radiálního stupně turbokompresoru.

ÚVOD

Nedílnou součástí proudového motoru je kompresor. Jeho úkolem je zajistit požadované stlačení nasávaného vzduchu, a to s co možná nejvyšší účinností. Po konstrukční stránce může být tento kompresor čistě radiální, čistě axiální nebo může obsahovat současně jak radiální tak i axiální stupně. U raných konstrukcí proudových motorů byl často použit kompresor radiální, který díky vysokému stlačení v jednom stupni zjednodušoval konstrukci. S rostoucím důrazem na ekonomičnost provozu se do popředí zájmu dostaly vícestupňové axiální kompresory, které dokáží stlačovat vzduch s vyšší účinností. Nicméně radiální stupně se i nadále objevují v konstrukcích, u kterých je důležitá jednoduchost, nízká hmotnost a nízké výrobní náklady. Jedná se zejména o proudové motory malých výkonů (TJ100), turbovrtulové motory (M601, PT6, PW127), ale i malé dvouproudové motory (FJ44). Věnovat se vývoji radiálních stupňů má tedy i nadále své opodstatnění.

Cestou ke zvyšování účinnosti radiálního kompresoru je zejména použití CFD nástrojů pro jeho tvarovou optimalizaci. Tento nepřímý návrhový postup, lze zefektivnit určením vhodného výchozího bodu. K tomu lze využít přímou návrhovou metodu, která umožňuje získat základní geometrii respektující zvolené okrajové podmínky.

PŘÍMÁ NÁVRHOVÁ METODA

Základní termodynamický návrh

Prvním krokem je stanovení základních termodynamických, kinematických a geometrických parametrů na vstupu a výstupu rotoru. Tyto parametry vyplynou z řešení jednorozměrového stlačitelného proudění vazké tekutiny s uvažováním sdílení tepla a s přívodem technické práce. Konkrétně jsou k řešení využity rovnice kontinuity, první hlavní věta termodynamická a Eulerova turbínová rovnice:

$$\rho_1 A_1 v_1 = \rho_2 A_2 v_2,$$

$$h_1 + \frac{c_1^2}{2} + q = h_2 + \frac{c_2^2}{2} + w_{tech},$$

$$w_{tech} = u_1 c_{u1} - u_2 c_{u2}.$$

Dále je použit model ideálního plynu a poloempirické vztahy pro určení množství sdíleného tepla a disipované energie.

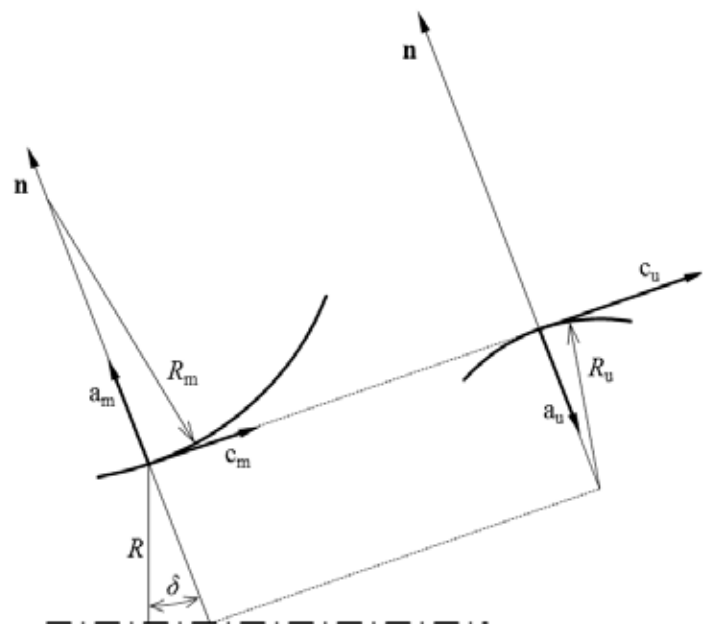
Tímto poměrně jednoduchým výpočtovým postupem se získají střední hodnoty rychlostí, tlaků a teplot na vstupu a výstupu rotoru, z kterých je možné určit jeho základní výkonové charakteristiky - stlačení a účinnost:

$$\Pi_{RO} = \frac{p_{02}}{p_{01}},$$

$$\eta_{Riz} = \frac{T_{01} \left(\Pi_{RO}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)}{T_{02} - T_{01}}.$$

Střední proudnice

Dalším krokem je určení prostorového tvaru střední proudnice¹. Zde je potřeba doplnit další podmínku, tak aby návrhový postup měl jednoznačné řešení.



Obr. 1

¹ Střední proudnice je spojnicí geometrických středů průřezů mezilopatkového kanálu v rotoru kompresoru.

V tomto případě je touto podmínkou nulová hodnota tlakového gradientu ve směru od náboje ke skříní²:

$$\frac{\partial p}{\partial n} = 0.$$

Tlakový gradient se vyjádří z pohybové rovnice pro stacionární proudění ideální tekutiny:

$$\frac{1}{\rho} \nabla p + \vec{c} \nabla \vec{c} = 0,$$

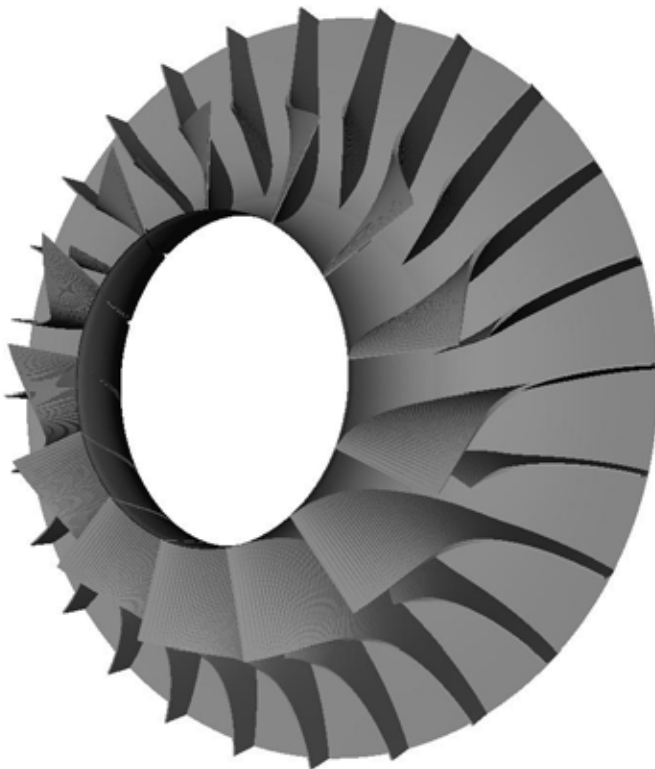
$$\frac{\partial p}{\partial n} = \rho \left(\frac{c_u^2}{R} \cos \delta - \frac{c_m^2}{R_m} \right).$$

Konstrukce prostorového tvaru střední proudnice, který respektuje zvolenou podmínku, je zřejmá z obrázku Obr. 1.

Meridiální tvar průtočného kanálu

Při znalosti prostorového tvaru střední proudnice a průběhu relativní rychlosti³ je možné dopočítat stavy vzduchu podél této střední proudnice⁴ a plochu průřezů průtočného kanálu. Průmět střední proudnice do meridiální roviny je totožný s průmětem střední proudnicové plochy, která dělí průřezy průtočného kanálu na polovinu. Při znalosti plochy těchto průřezů je tedy možné určit hranice meridiálního tvaru průtočného kanálu.

Meridiální tvar průtočného kanálu a prostorový tvar střední proudnice představují mantinely pro výsledný tvar lopatek. Na obrázku Obr. 2 je jedna z možných variant lopatkování, kdy jsou boční stěny lopatek tvořeny přímkovými plochami.



Obr. 2

ZÁVĚR

Návrhový postup vychází z velmi zjednodušené představy o proudění v rotoru turbokompresoru, nicméně relevantnost získaných parametrů je dána použitím prakticky ověřených korekčních členů, které respektují děje jako je sdílení tepla, tření či vývin mezní vrstvy.

Postup výpočtu je popsán pouze zevrubně, aby se jeho hlavní ideje neztratily ve spoustě nepřehledných výpočtových kroků. Ve skutečnosti je pro výpočet zapotřebí velké množství vstupních okrajových podmínek, jejichž dodržení vede k několika iterativním postupům. I tak dnes proběhne celý výpočet, na průměrném PC, v řádu několika sekund.

Vzhledem k relativně malé časové náročnosti je možné touto metodou propočítat, v relativně krátké době, nespočet variant vstupních parametrů a poskytnout výchozí geometrii pro následnou tvarovou optimalizaci.

Literatura:

- [1] Čelikovský K., Vaněk V.: Termodynamický návrh radiálního stupně kompresoru s vysokým stlačením; V-1080/71, VZLÚ, Praha, 1970
- [2] Vaněk V.: Příspěvek ke komplexnímu řešení rotoru odstředivého kompresoru s vysokým stlačením; Kandidátská disertační práce, Praha, 1980
- [3] Vaněk V., Matoušek O.: Metoda návrhu stupně odstředivého kompresoru; VZLÚ, Praha, 1986
- [4] Slanec J.: Základní jednorozměrový návrh rotoru radiálního kompresoru; R-5938, VZLÚ, Praha, 2014
- [5] Slanec J.: Návrh základní tvořící plochy lopatkování rotoru radiálního kompresoru; R-5964, VZLÚ, Praha, 2014
- [6] Slanec J.: Realizace výpočtového programu pro základní návrh rotoru radiálního kompresoru; R-5972, VZLÚ, Praha, 2014

² Důvodem je snaha předejít odtržení mezní vrstvy od skříně rotoru.

³ Je předmětem volby.

⁴ Za předpokladu konstantního polytropického exponentu pro průběh komprese v rotoru.

Deformace proudového pole v aerodynamickém tunelu

Ing. Dušan Maturkanič, Ph.D.

Příspěvek se zabývá teoretickým vyhodnocením nerovnoměrnosti proudového pole, která má vliv na přesnost měření v aerodynamickém tunelu.

ZÁKLADNÍ POPIS DEFORMACE PROUDOVÉHO POLE

Rychlostní profil

V ideálním případě bude rychlost proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu, na jejímž základě jsou počítány aerodynamické součinitele, odpovídat axiální rychlosti proudového pole v každém místě libovolně zvolené radiální roviny v měřicím prostoru aerodynamického tunelu. V reálném případě však budou axiální rychlosti proudového pole v různých místech dosahovat odlišných hodnot, přičemž lze očekávat, že jednotlivé lokální rychlosti se budou jen málo lišit od své střední hodnoty.

PŘÍMÁ NÁVRHOVÁ METODA

Základní termodynamický návrh

Prvním krokem je stanovení základních termodynamických, kinematických a geometrických parametrů na vstupu a výstupu rotoru. Tyto parametry vyplynou z řešení jednorozměrového stlačitelného proudění vazké tekutiny s uvažováním sdílení tepla a s přívodem technické práce. Kon a výstupu rotoru, z kterých je možné určit jeho základní výkonové charakteristiky - stlačení a účinnost:

Na obr.1 jsou uvedeny dva základní případy nerovnoměrností axiálních rychlostí v proudovém poli. V případě rychlosti V_a budou lokální rychlosti rozloženy podél rychlostního profilu tak, že zde nebudou vznikat žádné zásadnější deformace proudového pole, které by měly podstatnější vliv na aerodynamické parametry naměřené na modelu.

V případě rychlosti V_b již samotných charakter rychlostního profilu naznačuje, že na měřeném symetrickém modelu bude vznikat nerovnováha odporových sil a vznik zatáčivého momentu. Kvalitativně lze oba tyto případy odlišit podle velikosti rozdílové rychlosti

$$\hat{V}_{TVAR} = \frac{4}{\pi d^2} \int \Delta V_x^i dydz$$

kde ΔV_{yz}^i je rozdíl vzájemně si odpovídajících lokálních rychlostí v pravé polovině rychlostního profilu V_{yz}^p a v levé polovině rychlostních profilu V_{yz}^l resp. v horní polovině rychlostního profilu V_{yz}^h a v dolní polovině rychlostního profilu V_{yz}^d .

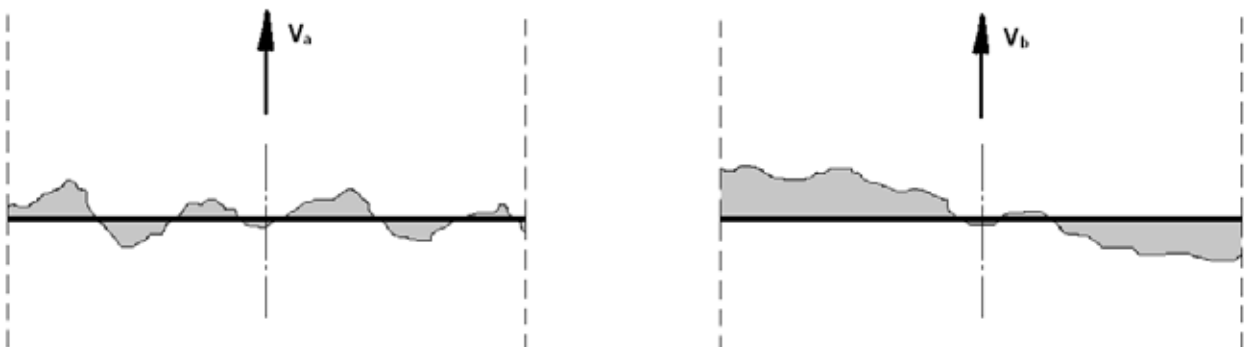
Nicméně na nepřesnost měření modelu v aerodynamickém tunelu nebude mít vliv pouze tvar rychlostního profilu, ale rovněž i velikost rozdílů jednotlivých lokálních rychlostí. Podobně i zde je možné stanovit rozdílovou rychlost

$$\hat{V}_{STAV} = \frac{4}{\pi d^2} \int |V_x^i - V_s| dydz$$

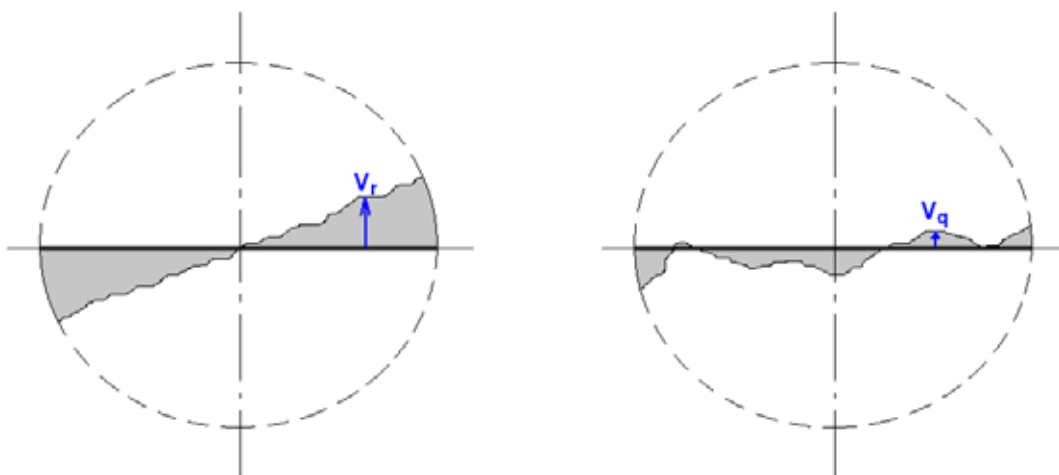
kde V_s je rychlost proudu vzduchu definující rychlost proudového pole v aerodynamickém tunelu.

Vlivem deformace proudového pole se potom budou lišit parametry naměřené na modelu od skutečných parametrů nabíhajícího proudu vzduchu o rozdílovou rychlost rychlostního profilu proudového pole v aerodynamickém tunelu, kterou lze vyjádřit vztahem

$$\Delta \hat{V}_{PROFIL} = \hat{V}_{TVAR} + \hat{V}_{STAV}$$



Obr. 1 - Dvojice základních rychlostních profilů



Obr. 2 - Základní dvojice nerovnoměrností proudového pole v radiální rovině

Rotace proudového pole

Vzhledem k tomu, že pohyb proudy vzduchu v aerodynamickém tunelu je vytvářen ventilátorem, je třeba očekávat případ, kdy deformace proudového pole nebude pouze v axiálním směru, ale rovněž i v radiální rovině. Podobně jako tomu bylo u rychlostního profilu, je možné i v radiální rovině rozdělit nerovnoměrnosti proudy vzduchu na dva případy (obr.2).

I tentokrát lze považovat první případ lokálních rychlostí V_r za méně závažný pro měření na modelu, neboť mírnou rotaci proudového pole s úměrně narůstající radiální rychlostí bude snadné korigovat a v podstatě se jedná o celkovou rotaci proudového pole. Naproti tomu případ s lokálními rychlostmi V_q bude mít závažnější důsledky na měření modelu. Zatímco u prvního případě bylo předpokládáno, že lokálních rychlostí V_r mají pouze tangenciální složku, pak u lokálních rychlostí V_q se může taktéž vyskytovat i normální složka, jejíž existence vyvolává vznik lokálních vírů a proudové pole se tím stává vírové.

Pro vyhodnocení rotace proudového pole lze opět využít výraz pro rozdílovou rychlost, přičemž v tomto případě bude výhodnější výpočet provést na základě tečné rychlosti V_t na poloměru r od středu aerodynamického tunelu

$$\hat{V}_{ROTACE} = d^2 \int \frac{V_t^i}{\Delta r^i} dr d\omega$$

Obdobně by bylo možné definovat intenzitu vírového proudového pole, kde by byly uvažovány i normálové rychlosti resp. celkové radiální rychlosti proudového pole, nicméně jejich rozbor je pro další vyhodnocení nerovnoměrnosti proudového pole odlišný a bude zmíněn s vysvětlením dále.

NEROVNOMĚRNOSTI PROUDOVÉHO POLE

Nesymetrie rychlostního profilu

U rychlostního profilu lze uvažovat trojici druhů nerovnoměrností. První případ představuje nesymetrii, kdy dochází k výrazné změně pouze na jedné polovině rychlostního profilu resp. pouze v jedné polovině proudového pole. Ve druhém případě bude v obou polovinách rychlostního profilu různý smysl rozdílu rychlostí, přičemž v oblasti kolem osy aerodynamického tunelu se nerovnoměrnost proudového pole nemusí téměř projevit. Ve třetím případě bude mít rozložení rychlostí v obou polovinách rychlostního profilu zcela odlišný charakter.

Neúměrnost rychlostního profilu

Z tohoto pohledu lze rovněž uvažovat trojici druhů nerovnoměrností. V prvním případě se bude nerovnoměrnost rychlostního profilu projevovat především u osy aerodynamického tunelu. Opačně tomu bude u druhého případě, kdy se nerovnoměrnost rychlostního profilu bude projevovat na vnějších okrajích rychlostního profilu. Třetím případem potom bude charakter rychlostního profilu, kdy rozdíl lokálních rychlostí vůči stanovené rychlosti aerodynamického tunelu mění svůj smysl v rozsahu rychlostního profilu.

Neúměrnost rotace proudového pole

U rotujícího proudového pole byly uvažovány čtyři druhy nerovnoměrností. V prvním případě se jednalo o klasické rotující proudové pole, kdy tečná rychlost téměř úměrně narůstala od středu rotace (jednalo se však o neúměrnost, neboť rotace proudového pole není při měření v aerodynamickém tunelu žádoucí, proto také tato neúměrnost bude označena jako 0. druh). Ve druhém případě se přírůstek lokálních rychlostí projevoval více u osy rotace. Naproti tomu ve třetím případě se přírůstek lokálních rychlostí projevoval více po okrajích rotace s tím, že u osy rotace byl tento přírůstek téměř zanedbatelný. U čtvrtého případě potom přírůstek lokálních rychlostí měnil svůj smysl vůči střední hodnotě rychlosti rotace proudového pole.

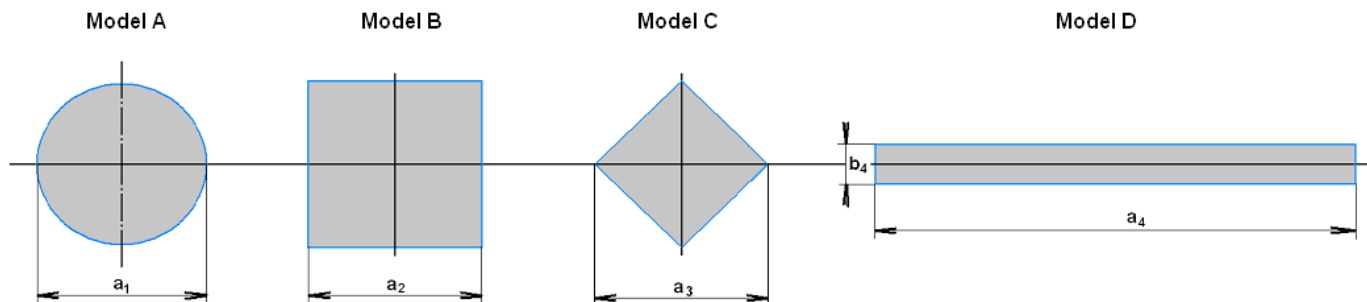
Vířivost proudového pole

Jestliže bude uvažováno vířivé proudové pole, pak nelze definovat jednotlivé druhy nerovností, jako tomu bylo u předchozích případů. Velikost nerovnoměrností vířivého proudového pole bude záviset na počtu, intenzitě a rozsahu jednotlivých vírů, které budou vzájemně stanovovat vliv nejen na měřený model, ale i vliv mezi sebou navzájem. V tomto případě je pak třeba provést vyhodnocení konkrétního vírového obrazu.

VYHODNOCENÍ NEROVNOMĚRNOSTÍ PROUDOVÉHO POLE

Volba modelů

Pro vyhodnocení vlivu nerovnoměrnosti proudového pole na měřený model v aerodynamickém tunelu byla zvolena čtveřice modelů základních symetrických tvarů průřezu (obr.3).



Obr. 3 - Čtveřice modelů pro vyhodnocení nerovnoměrností proudového pole

Délka modelů byla ve všech případech stejná a tudíž nebude dále uvažována. Pro názornost příkladů byly rychlosti převedeny do bezrozměrného tvaru a rozdíly lokálních rychlostí byly vyjádřeny v procentech rychlosti pohybu proudového pole, tedy stanovené rychlosti proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu. Dalším zjednodušením s ohledem na názornost příkladu byla volba stejné plochy průřezu u všech modelů a u modelu s obdélníkovým průřezem byl zvolen poměr stran $a_4:b_4 = 10:1$. Na základě těchto předpokladů potom nebylo nutné modely měřit v aerodynamickém tunelu, ale mohl být proveden pouze numerický výpočet.

Skutečná síla působící v daném směru na model mohla být stanovena podle rozložení plochy modelu a kinematického tlaku proudového pole působícího na tuto plochu modelu. Pro tento postup byla definována korigovaná rychlost V_{KOR} , která vycházela z rychlosti proudu vzduchu v příslušné ose, vynásobené parametrem funkce $f(\xi)$ podle vztahu

$$V_{KOR} = V_i \int f_i(\xi) d\xi$$

Parametr funkce $f(\xi)$ potom charakterizoval zakřivení povrchu modelu vůči nabíhajícímu proudu vzduchu deformovaného proudového pole. Pro každý model je funkce $f(\xi)$ v radiální rovině vyjádřena v tab. 1, přičemž vzhledem k symetrii modelu v obou osách radiální roviny jsou u modelů A až C vyjádřeny pouze v jedné složce, u modelu D jsou funkce již různé pro každou osu.

Do rychlosti V_{KOR} je také možné zahrnout příslušný aerodynamický součinitel, což je vhodné pro účely porovnání nepřesnosti měření v aerodynamickém tunelu vzhledem k charakteristickému zakřivení povrchu modelu bez ohledu na měřítko modelu. Jestliže by se sledovala chyba s vlivem měřítka mezi jednotlivými modely, potom by se korigovaná rychlost vynásobila koeficientem rozměru modelu \bar{a} . Ukázka číselných hodnot skutečných vztahů mezi tvarem jednotlivých modelů a rychlostí v ose aerodynamického tunelu ukazuje tab.2. V této souvislosti byla uvažována rychlost proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu $V_s = 100$ a průřez jednotlivých modelů byl $S = 10$ (oba parametry byly v bezrozměrném tvaru).

	$f(\xi)$	V_{KOR}	\bar{a}
Model A	$\sqrt{1-\xi^2}$	$\frac{\pi}{4} V_i$	$\frac{a_1}{\sqrt{40S - \frac{5}{2}\pi a_1^2 - 10a_2^2 - 5a_3^2}}$
Model B	1	V_i	$\frac{a_2}{\sqrt{40S - \frac{5}{2}\pi a_1^2 - 10a_2^2 - 5a_3^2}}$
Model C	$\xi_2 - \xi_1$	$\frac{1}{4} V_i$	$\frac{a_3}{\sqrt{40S - \frac{5}{2}\pi a_1^2 - 10a_2^2 - 5a_3^2}}$
Model D	1	V_i	1
	$\frac{1}{10}$	$\frac{1}{10} V_i$	$\frac{a_4}{10\sqrt{40S - \frac{5}{2}\pi a_1^2 - 10a_2^2 - 5a_3^2}}$

Tab. 1 - Korigované rychlosti na modelech v radiální rovině

	a	\bar{a}	V_{KOR}	$(V_{KOR})_{\bar{a}}$
Model A	3,568	0,357	78,5	28,0
Model B	3,162	0,316	100,0	31,6
Model C	4,472	0,447	25,0	11,2
Model D	10,000	1,000	100,0	100,0
	1,000	0,100	10,0	1,0

Tab. 2 - Číselné hodnoty korigované rychlosti pro jednotlivé modely

Poslední zjednodušující podmínkou byl předpoklad, že hustota vzduchu je konstantní a tvar povrchu modelu nemá vliv na změnu kinematického tlaku pro vlastní výpočet aerodynamického součinitele, to znamená, že nedochází k druhotné deformaci proudového pole například odtrháváním proudu vzduchu u povrchu modelu důsledkem ostré hrany, které by ovlivňovalo proudové pole před modelem, a tyto deformace se již uskutečňují v oblasti, která není sledována.

Aerodynamické součinitele

Proudění vzduchu v aerodynamickém tunelu vyvolává na měřeném modelu reakce sil a momentů, které jsou sledovány prostřednictvím tenzometrických vah. Na základě těchto reakcí jsou potom vypočítány aerodynamické součinitele podle vztahů

$$C_x = \frac{X}{\frac{\rho V_s^2}{2} S} \quad \text{resp.} \quad C_M = \frac{M}{\frac{\rho V_s^2}{2} Sl}$$

kde C_x je součinitel aerodynamické síly v dané ose a C_M je součinitel aerodynamického momentu v dané ose [1].

Jestliže se bude předpokládat, že skutečný deformovaný proud vzduchu bude na model působit silou, která bude rozdílná od síly, jež by způsobilo ideální proudové pole, pak rozdíl těchto dvou případů lze vyjádřit jako chybu při výpočtu aerodynamického součinitele. Za pomoci korigované rychlosti je tak možné vyjádřit vypočítaný aerodynamický součinitel podle vztahu

$$(C_x)_{\text{vyp}} = \bar{a} \left(\frac{V_{KOR}}{V_s} \right)^2.$$

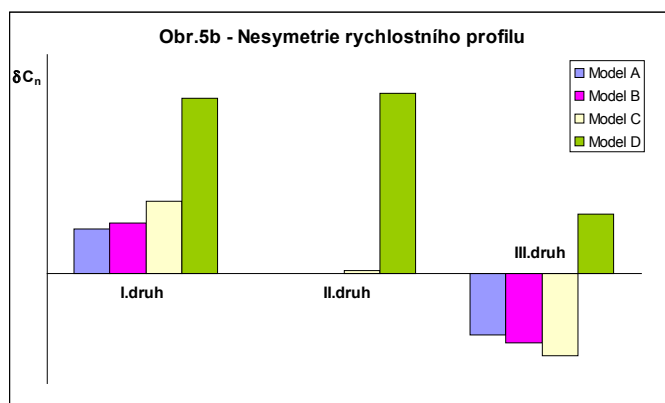
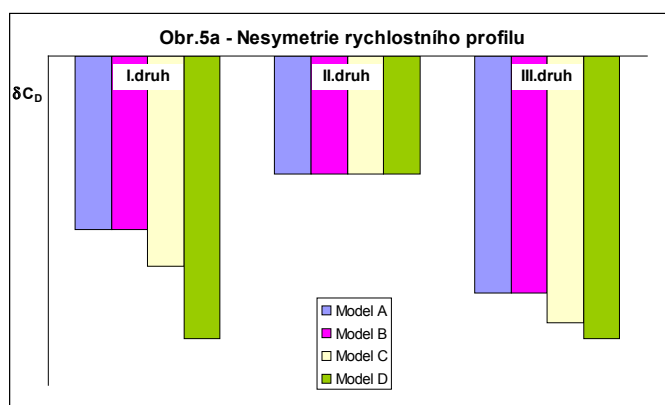
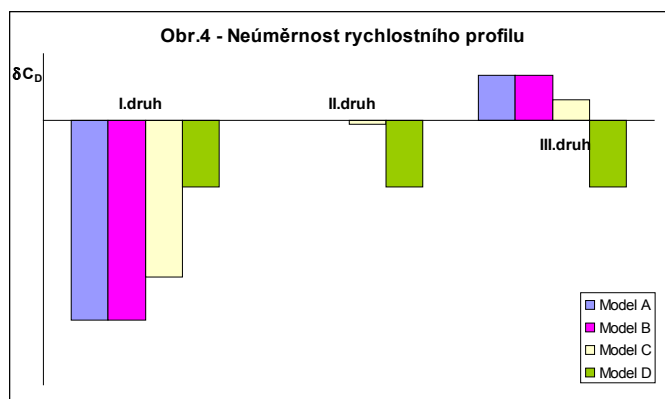
Na základě tohoto vztahu lze potom stanovit nepřesnost výpočtu příslušného aerodynamického součinitele při deformaci proudového pole.

Výsledky

Při vyhodnocování nerovnoměrnosti proudového pole prostřednictvím aerodynamických součinitelů byly vytvořeny rychlostní profily všech druhů, které byly zmíněny v předchozí kapitole. Při neúměrnosti rychlostního profilu byly uvažovány rozdíly lokálních rychlostí do 80 % hodnoty rychlosti proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu s tím, že u třetího případu byl zvolen kladný rozdíl rychlostí 80 %, zatímco záporný rozdíl rychlostí byl pouze 50 % hodnoty rychlosti proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu. U nesymetrického rychlostního profilu byly všechny rozdíly lokálních rychlostí kladné do 80 % hodnoty rychlosti proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu.

U případu rotace proudového pole byl rozdíl rychlostí v ose aerodynamického tunelu nulový a tento rozdíl se od osy tunelu úměrně měnil až do 10 % hodnoty rychlosti proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu.

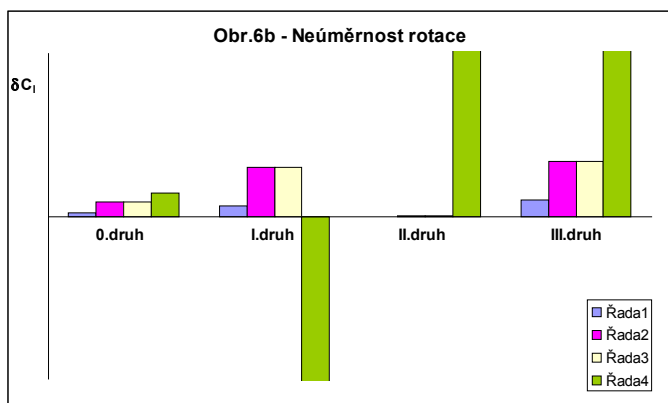
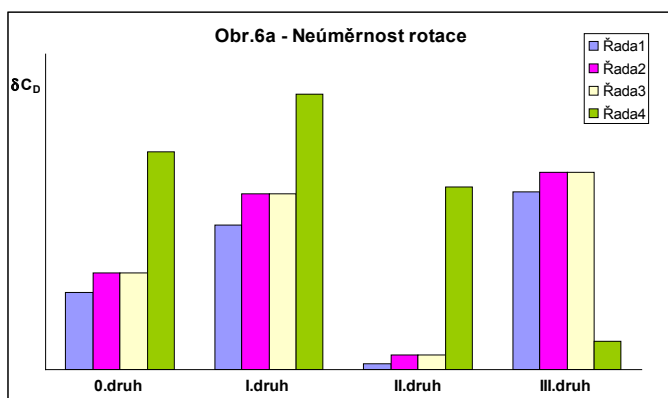
Pro názornost byl uvažován pouze jeden rychlostní profil ležící ve vodorovné rovině a procházející středem aerodynamického tunelu. Výsledky výpočtu jsou zaznamenány do grafů na obr.4 až obr.6.



Vysoké rozdíly chyby výpočtu aerodynamický součinitelů odporu a zářivého momentu jsou způsobeny volbou rychlostního profilu, u něhož byl rozdíl lokálních rychlostí zvolen 80% stanovené rychlosti proudu vzduchu v aerodynamickém tunelu. Takový případ v praxi není reálný, nicméně pro účel tohoto článku takto vysoká hodnota zvýrazňuje rozdíly mezi jednotlivými druhy nerovnoměrností proudového pole. U rotace proudového pole vychází již přijatelnější hodnoty nepřesnosti výpočtu aerodynamických součinitelů odporu a klonivého momentu, přesto i volba rozdílu lokálních rychlostí 10% lze považovat za příliš vysokou.

Literatura:

- [1] Maturkanič D.: Nejistoty měření v aerodynamickém tunelu; zpráva R-5778, VZLÚ, Praha 2013
- [2] Pátek Z.: Zkušební proud v aerodynamickém tunelu \varnothing 3 m; zpráva R-3401/02, VZLÚ, Praha 2002
- [3] Hora A., Mráz V.: Metodika měření v tunelu \varnothing 3 m; zkušební postup ZP-ANR-02, VZLÚ, Praha 2002



Z charakteru rotace proudového pole a tvaru modelu D vyplývá očekávaná vysoká nepřesnost výpočtu součinitele klonivého momentu, u níž na obr.6b není uváděna ani její maximální hodnota.

ZÁVĚR

V článku byl proveden rozbor deformace proudového pole při měření v aerodynamickém tunelu a jeho vliv na přesnost měření na modelech. Pro zhodnocení vlivu nerovnoměrného proudového pole byly uvažovány čtyři modely základních tvarů průřezu, jejichž plocha byla ve všech případech shodná. Za pomoci korigované rychlosti byly numericky vypočítány chyby příslušných aerodynamických součinitelů pro porovnání mezi sebou. Pro zvýraznění rozdílů mezi jednotlivými druhy nerovnoměrností proudového pole byly záměrně voleny rychlostní profily s většími rozdíly rychlostí, než by odpovídalo skutečným podmínkám při měření modelů v aerodynamickém tunelu. Z tohoto důvodu také prezentované výsledky rozdílů chyb aerodynamických součinitelů dosahují nereálných, zato však transparentních hodnot.

VUT contribution to Garteur Action Group 52

Ing. Petr Dvořák, Brno University of Technology, Institute of Aerospace Engineering

Brno University of Technology, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Aerospace Engineering has been involved in Garteur Action Group 52 activities since the stage of Preparatory Group. The Action Group is concerned with Surrogate-based global optimization methods in preliminary aerodynamic design. As one of the consortium members, VUT contributes to selected test cases with simulation data and surrogate model performance metrics. Based on comparison of the data across various test cases, the Group is expected to produce a set of recommendations regarding most suitable metamodeling techniques in the preliminary aerodynamic design stage. The paper describes current work performed by VUT in this frame.

INTRODUCTION

Efficiency in many fields of human activity becomes a paramount. The process leading to a design with increased efficiency is usually called optimization. Within aerospace shape optimization, two approaches are being deployed: deterministic and non-deterministic.

Deterministic approaches require the gradient information of the objective function. These methods have been broadly used but they need a continuous evaluation function and have a weak performance in a noisy environment where they can be trapped in a local extremum. On the other hand, the non-deterministic methods have the ability to work with noisy objective functions without assumptions on continuity and they have a high potential to find global optimum. However, they require many evaluations to obtain the optimum even for a small number of design variables. This renders them unfeasible in terms of computational cost when considered for real-life problems simulated by Computational Fluid Dynamics means [2], [11].

Some authors try to overcome this drawback by deployment of surrogate models or metamodels ([5], [6], [7] among others). For aerodynamic design optimization using evolutionary algorithms, metamodel could be used to calculate the fitness of the candidate solutions, i.e. replace the time demanding CFD code.

Even if the use of surrogates within an optimization framework is documented in scientific literature, some issues still make it impractical for the industrial day-to-day deployment. With particular reference to the aerodynamic shape optimization, a systematic and ad-hoc assessment of surrogate models on selected industrial cases has not been performed yet; neither guidelines for a proper application of SBO techniques have been formulated. Hence, Garteur Action Group 52 aims at tackling this challenge through getting a deeper insight into surrogate-based modelling coupled with global optimization methods in aerodynamic design [14].

This is to be fulfilled by application of selected surrogate modelling strategies by various partners according to their standard workflow. Subsequently, the efficiency and accuracy of respective approaches and models is to be compared and recommendations for industrial deployment are to be drawn. Presence of industrial partners within the consortium ensures consideration of relevant test cases.

In the frame of planned AG52 activities, the following test cases will be explored:

- Task 1: Basic configurations
 - » Test case 1.1: RAE2822 Aerofoil - RANS
 - » Test case 1.2: DPW1 wing - Euler
- Task 1: Industry-relevant configurations
 - » Test case 2.1: DPW1 wind - RANS
 - » Test case 2.2: DLR F6 wing-body configuration

VUT is assigned to work within test case 1.1 and 2.1. The surrogate models deployed by VUT are Kriging and Radial Basis Functions (RBF); decision based on [3], [13], [15], [16] among others.

Following processing of the results "best practice" guidelines will be prepared by the Action Group 52. These should consider industrial use of Surrogate-based global optimization (SBGO) methods in shape optimization in terms of selection of different surrogate models, DoE strategies and error mitigation, optimization algorithm and related performances.

The paper is concerned by current work performed by VUT in the frame of task 1, test case 1.1. For this case the following considerations are valid:

- Multipoint optimization - two design
- Geometric + aerodynamic constraints
- Common objective function with emphasis on drag reduction

TEST CASE GEOMETRY

The RAE 2822 airfoil has been selected as the initial geometry for aerodynamic optimizations within task 1. The airfoil contour shape is shown in Figure 1.



Fig.1 Baseline geometry, courtesy [10]

PARAMETERIZATION

The parameterization has been performed by a common tool provided by one of the partners, INTA. It features a concept of control box, which is a volumetric spline that envelops the whole geometry, allowing defor-

mations through a matrix of control points. It integrates the concepts of Non-Uniform Rational B-Spline (NURBS) and Free Form Deformation [12].

14 design variables are included in the task (z/w displacements of the points denoted "1" and "3" in the figure 2) placed adequately on the surface of the studied aerofoil.

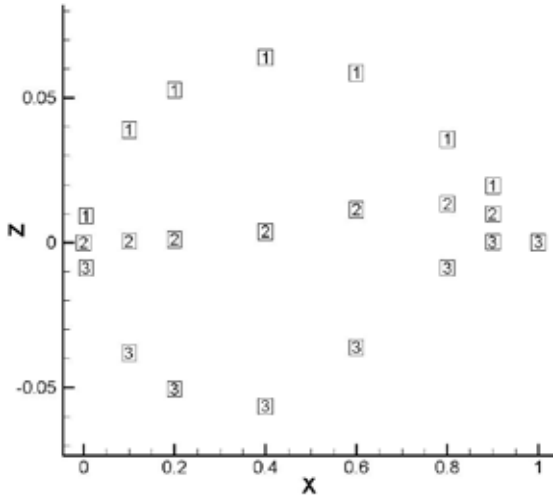


Fig. 2 Parameterization nodes mapped on the aerofoil, courtesy[10]

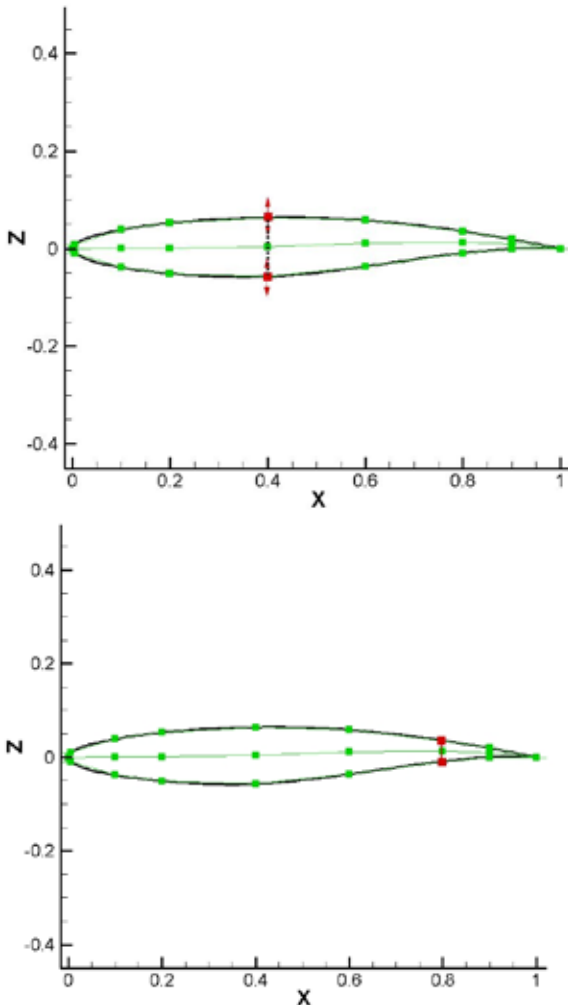


Fig. 3 Morphing nodes placed to accommodate geometrical constraints. Courtesy of [10]

The parameterization has to satisfy agreed geometric constraints in order to generate feasible candidates at any design vector. The defined geometrical constraints for 1.1 test case are the following:

- Aerofoil maximum thickness ratio
- Aerofoil thickness ratio at 0.80c
- Leading edge radius

The control points have been distributed to be able to handle these constraints - see fig 3.

Base on the parameterized geometry another tool is deployed to morph the computational grid accordingly. Internal Edge morphing routine is used by VUT for this purpose. The initial and resultant meshes are depicted on figure 4.

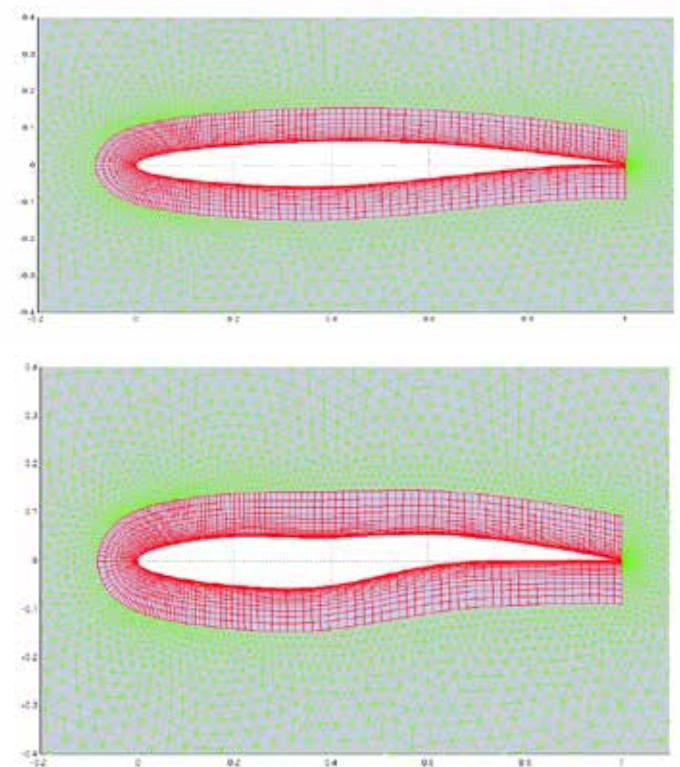


Fig. 4 Computational mesh prior and after morphing (example)

NUMERICAL SETUP

Boundary conditions

Within AG52 Task 1, a two-objective constrained problem has been defined. The design point 1 and design point 2 are defined by test cases 9 and 10 respectively as measured by [4]. The operating conditions are slightly modified to take into account the measurement specifics and are defined as follows:

	DP1	DP2
Reynolds number	6500000	6200000
Mach number	0.734	0.754
Target cL	0.8000	0.7430

Table 1 Design point parameters

Target c_L was used instead of fixed angle of attack in order to facilitate CFD code cross validation under controlled conditions.

The free stream conditions are modelled by circular far-field boundary condition. The airfoil itself is modelled by no slip wall boundary condition.

GRID

The computational grid is being shared among the partners in order to reduce the number of uncertainties within the workflow. However, both structured and unstructured grids are deployed based on the partners' CFD code preferences.

VUT has deployed the common unstructured grid as this is required by the FOI Edge code. The grid has been provided in DLR Tau format and converted to native format by internal Edge routine (tau2ffa).

The parameters of the grid are as follows:

Type	# points	# surface points	# elements	# surface elements
Unstructured	185.364	772	245.618	384

Table 2 Computational grid parameters

The immediate surroundings of the airfoil are visible in figure 5:

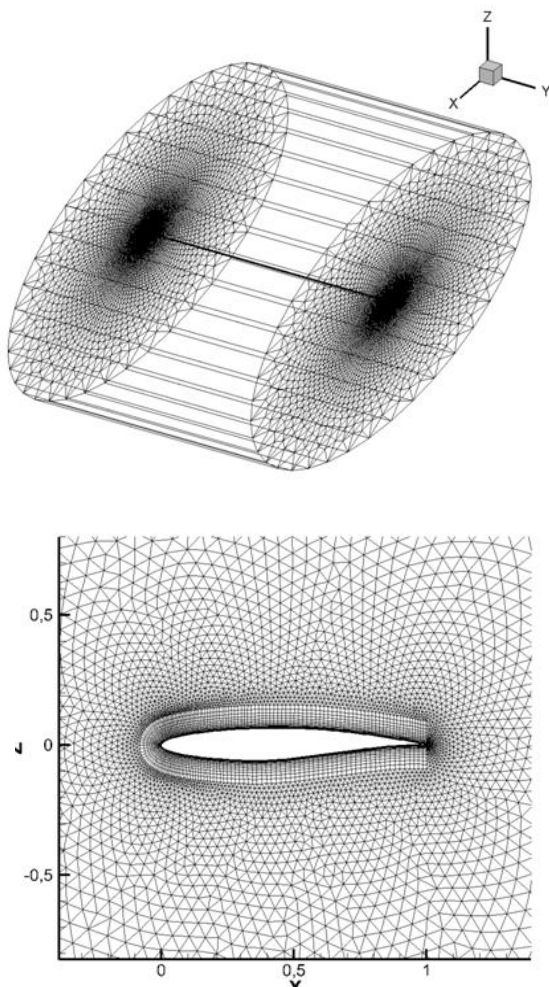


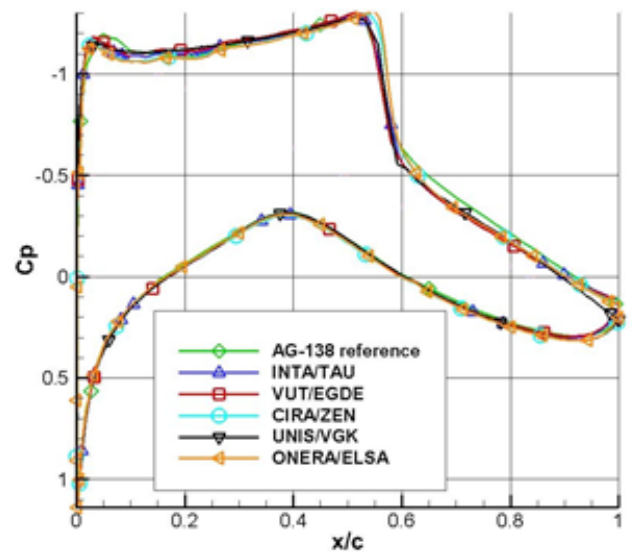
Fig. 5 Computational grid, courtesy[10]

CFD CODE

The flow equations have been solved in the frame of FOI Edge. It features Navier-Stokes solver, central difference unstructured finite volume scheme, 2nd and 4th order artificial viscosity, 4 level full multi grid. Turbulence models deployed for DP1 and DP2 are Spallart-Allmaras and Menter SST respectively.

Fig. 6 shows pressure distributions for both DP1 and DP2 cases as submitted by the consortium members in the frame of CFD code cross-validation initiative.

RAE2822 - DP1 ($C_l=0.8000$, Mach=0.734, $Re=6.5 \cdot 10^6$)
SA turbulence model



RAE2822 - DP2 ($C_l=0.743$, Mach=0.754, $Re=6.2 \cdot 10^6$)
SST turbulence model

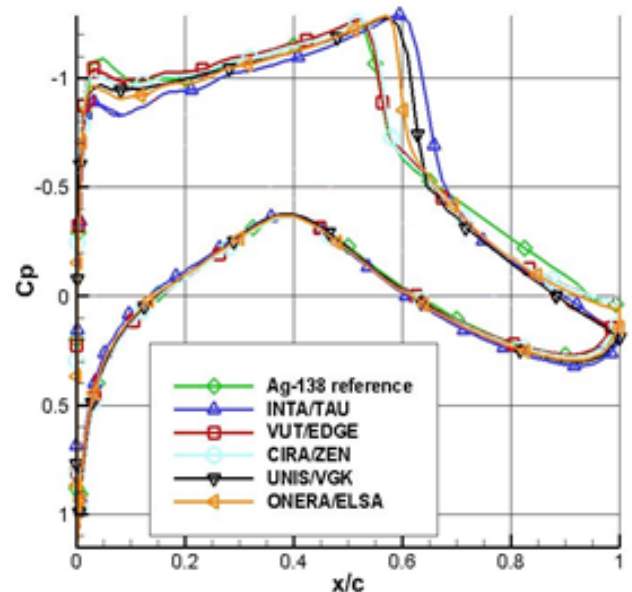


Fig. 6 Pressure distribution comparison among partner, courtesy [1]

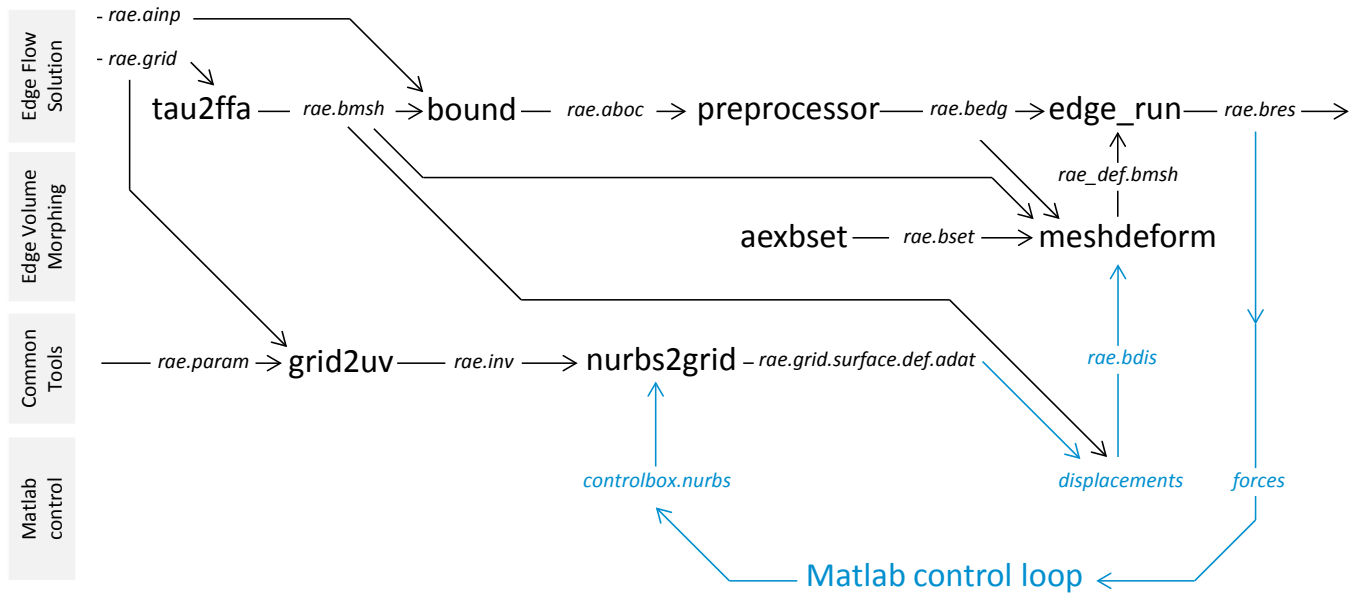


Fig. 7: Overall workflow scheme

The differences encountered in DP1 are within reasonable margins. However DP2 shows a higher sensitivity with respect to the CFD solver used by each partner. In addition, for this design point, some partners found difficulties to achieve good convergence (at least reasonable for optimization purposes) using a Menter SST turbulence model [1]. VUT results are among the closest to the measurement data both in qualitative and quantitative terms.

of Design-Of-Experiment methods, surrogate models as well as routines for their hyperparameter optimization. It is also fully user-extensible, so that further models and methods can be included if needed. In the course of described work only native routines have been exploited. The SUMO environment enabled prompt evaluation of different setups with respect to given constraints. It acts as the top level logic, commanding purpose written driving scripts that adapt it to the lower levels of the morphing and simulation workflow as depicted in figure 7.

SURROGATE MODELLING

All surrogate modelling has been performed in the frame of Surrogate Modelling toolbox for Matlab [8]. The toolbox features rich database

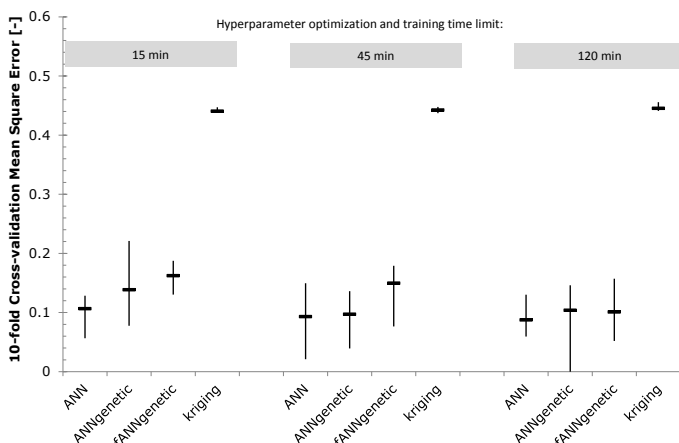


Fig. 8 Metamodel performance for 70 sample database

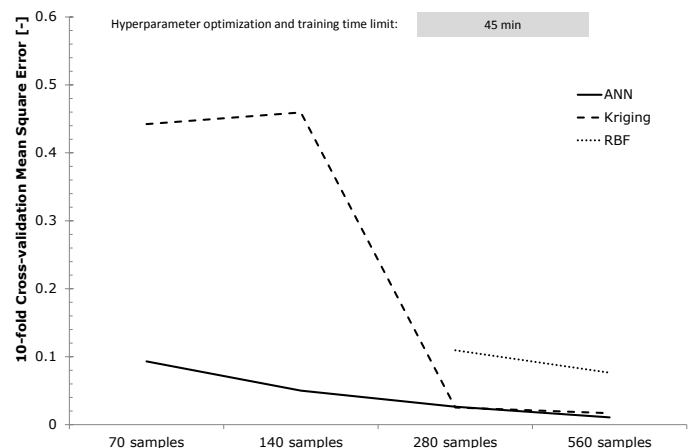


Fig. 9 Metamodel performance for different database sizes

RESULTS

In order to select most appropriate surrogate modelling approach, several model types were tested. Among the implemented models the following ones were selected for performance study based on initial screening and performance evaluation:

- Kriging
- Radial Basis Function
- Artificial Neural Networks - various implementations

To evaluate their performance, models have been optimized and trained on databases of different sizes (70, 140, 280 and 560 samples; the 70 sample option being the basic database for consideration within case 1.1) with different time limitations for the hyperparameter optimization and training (15, 45 and 120 minutes respectively). Each option from this 12 combinations has been evaluated 8 times and statistically processed. In total, 96 surrogate models have been built. Mean Square Error of the 10-fold cross validation procedure has been selected as a performance metric [9]. The results can be seen in figure 8 and 9.

Radial Basis Function was not capable of converging at all in case of the smaller sample databases and was therefore deemed not fit to be deployed during the highly database size constrained AG52 activities. Even on bigger databases, the RBF metamodel performed inferior to its two contestants.

Kriging surrogate model performs notably inferior to ANN on smaller databases, however becomes a viable option once the size of the database increases (in this case the model started to perform once the database size was 20 times the number of design variables, though more detailed research is needed to identify the margin precisely).

Artificial Neural Networks proved to be best all-round performer for this test case, their implementations varying only slightly in performance. Therefore, for the given constraint of 70 evaluations of the objective function, the Artificial Neural Network surrogate model builder has been selected as the most adequate due to consistently low 10-fold cross-validation scoring during the tests.

CONCLUSION

Based on the given geometry, constraints and surrogate model parameters, the most appropriate model has been selected by VUT to be deployed during the Garteur AG52 Task 1 activities. The selected model is Multilayer perceptron feed forward artificial neural network with topology optimized by evolutionary algorithm in the frame of SUMO toolbox.

Optimization based on this surrogate model as well as comparison with other strategies is subject to ongoing research within the Garteur Action Group 52 and will be published in due course.

References:

- [1] Andrés, E. CFD cross-analysis of baseline configurations (task 1.1). GARTEUR AD/AG52 Partial Report 04. Garteur AG-52. Madrid, ES, 04/2014.
- [2] Caughey, D. A., Hafez, M. M., eds. *Frontiers of computational fluid dynamics 1998*. Singapore, , New Jersey: World Scientific, 1998. 981-02-3707-3.
- [3] Chandrashekarappa, P., Duvigneau, R., (None). Radial basis functions and kriging metamodels for aerodynamic optimization. 2007.
- [4] Cook, P. H., McDonald, M. A., Firmin, M. C. Aerofoil RAE 2822 pressure distributions and boundary layer and wake measurements. Report of the Fluid Dynamics Panel, Working Group 04. AGARD report 138. Neuilly-sur-Seine, France: North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1979.
- [5] Duvigneau, R., Visonneau, M. Hybrid genetic algorithms and artificial neural networks for complex design optimization in CFD [online]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*. 2004, 44(11), 1257-1278. Available from: 10.1002/flid.688.
- [6] Emmerich, M., Giotis, A., Özdemir, M., Bäck, T., Giannakoglou, K. Metamodel—Assisted Evolution Strategies. *Parallel Problem Solving from Nature—PPSN VII*. 2002, 361-370.
- [7] Forrester, A. I., Keane, A. J. Recent advances in surrogate-based optimization [online]. *Progress in Aerospace Sciences*. 2009, 45(1-3), 50-79. Available from: 10.1016/j.paerosci.2008.11.001.
- [8] Gorissen, D., Crombecq, K., Couckuyt, I., Dhaene, T., Demeester, P. A Surrogate Modeling and Adaptive Sampling Toolbox for Computer Based Design. *Journal of Machine Learning Research*. July 2010, 11, 2051-2055.
- [9] Iuliano, E. Validation of surrogate models for aerodynamic shape optimization. GARTEUR AD/AG52 Partial Report 03. CIRA. Capua Caserta, IT, 12/2013.
- [10] Iuliano, E., Andres, E., Martin, M. RAE2822 Airfoil Test Case Definition. Garteur AG-52. Capua Caserta, IT, 05/2013.
- [11] Keane, A. J., Nair, P. B. *Computational approaches to aerospace design. The pursuit of excellence*. Chichester, UK: J. Wiley & Sons, 2005. 0-470-85540-1.
- [12] Martin, M. Handling geometric constraints with the control box [online]. 18 October 2013, 12:00 [viewed 29 August 2014, 12:00]. Available from: <http://www.ag52.blogspot.cz/2013/10/handling-geometric-constraints-with.html#more>.
- [13] Mistree, F., Korte, J., Mauery, T., Simpson, T. Kriging models for global approximation in simulation-based multidisciplinary design optimization. *AIAA journal*. 2012, 39(12).
- [14] Monge, F. Surrogate-based global optimization methods in preliminary aerodynamic design. Proposal for the establishment of a GARTEUR Action Group. INTA. Madrid, ES, 09/2012.
- [15] Morris, A. M., Allen, C. B., Rendall, T. C. S. CFD-based optimization of aerofoils using radial basis functions for domain element parameterization and mesh deformation [online]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*. 2008, 58(8), 827-860. Available from: 10.1002/flid.1769.
- [16] Simpson, T., Martin, J., Booker, A., Giunta, A., Haftka, R., Renaud, J., Kleijnen, J. Use of kriging models to approximate deterministic computer models. *AIAA journal*. 2005, 43(4), 853-863.

Využití geometrické parametrizace pro popis geometrie letounu

Ing. Ivan Dofek

V článku je popsáno využití geometrické parametrizace pro definování geometrie profilu a zavedení lokální deformace. Parametrizace je otestována v optimalizační úloze s využitím evolučního algoritmu.

ÚVOD

Některé z metod parametrizace aplikovaných v letectví využívají pro definici a řízení tvaru geometrických parametrů a bývají označovány jako geometrická parametrizace. U leteckého profilu mezi tyto parametry patří poloměr náběžné hrany, poloha a hodnota maximální tloušťky, úhel a tloušťka odtokové hrany. Další části letounu mohou být definovány aplikací distribuce parametrického tvaru profilu v určitém směru nebo podél křivky. Mezi tyto části letounu patří křídlo, vodorovné a svislé ocasní plochy, list vrtule a další. Zavedením distribuce řídicích parametrů do optimalizačního procesu vzniká možnost definovat a měnit tvar částí letounu jen v určité oblasti a zvýšit tak možnost najít výhodnější řešení optimalizované geometrie.

GEOMETRICKÁ PARAMETRIZACE PRO POPIS TVARU PROFILU

Využití a modifikace geometrické parametrizace pro popis leteckého profilu vychází z metody pro parametrizaci profilů PARSEC [1]. Parametrický model je definován řídicími parametry, které vyjadřují hodnoty geometrických parametrů polynomu rov.(1.) nebo jeho derivací. Na rozdíl od metody PARSEC jsou horní a spodní povrch na sobě nezávislé, což znamená, že změna hodnoty řídicího parametru na horní straně neovlivní tvar profilu na spodní straně a obráceně. Ve shodě s metodou PARSEC patří mezi základní řídicí parametry poloměr náběžné hrany r_{le} , poloha maximální tloušťky x_m , maximální tloušťka y_m v bodě x_m , první derivace y'_m v bodě x_m , která je nulová a druhá derivace y''_m v bodě x_m . Poloměr náběžné hrany je pro horní a spodní povrch vyjádřen dvěma parametry. Definice odtokové hrany se od metody PARSEC liší v zachování nezávislosti horního a dolního povrchu. Poloha odtokové hrany je označena $x_{te} = 1$ a má hodnotu y_{te} , první derivace v tomto bodě je y'_{te} . Vztah rov.(1.) pro popis horního nebo spodního povrchu má dvě základní části. První část představuje člen s exponentem $\frac{1}{2}$ nad proměnnou x koeficientem a_{00} , který ovlivňuje poloměr náběžné hrany profilu.

Druhá část polynomu rov.(2.) vyjadřuje funkci, která určuje stupeň polynomu, ovlivňuje počet řídicích parametrů a schopnost reprezentovat různé tvary profilů.

Vztah použitý pro popis horní nebo dolní strany profilu je

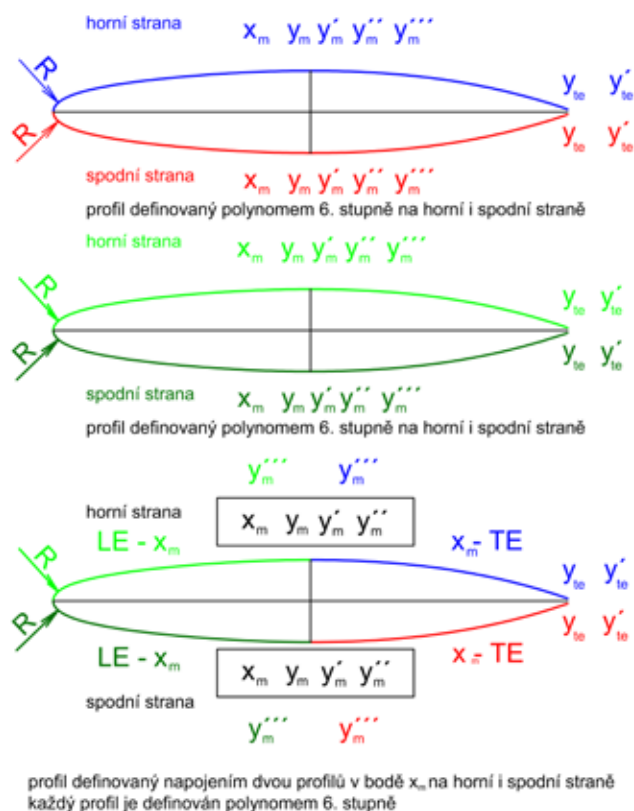
$$f(x) = a_0 \cdot \sqrt{x} + f_p(x) \quad \text{rov.(1.)}$$

Druhá část vzorce použitá pro popis horní nebo dolní strany profilu rov.(2.)

$$f_p(x) = a_{01} \cdot x + a_{02} \cdot x^2 + a_{03} \cdot x^3 + \dots + a_n \cdot x^n$$

Parametrický model profilu s možností lokální deformace povrchu na intervalu LE - x_m nebo x_m - TE

V bodě polohy maximální tloušťky na horní nebo spodní straně je využit parametr druhé a třetí derivace. V tomto bodě napojením polynomu spojitě s druhou derivací může být měněna geometrie nezávisle v intervalu LE - x_m nebo x_m - TE. Profil je popsán na každé straně dvěma polynomy podle obrázku 1. V bodě polohy maximální tloušťky jsou polynomy na sebe spojitě napojeny se svou druhou derivací. Do stejného bodu je zavedena třetí derivace, což umožňuje v bodě polohy maximální tloušťky nezávisle měnit geometrii.



Obr. 1 Rozložení řídicích parametrů

Změna první derivace a tloušťky v oblasti odtokové hrany neovlivní geometrii profilu mezi náběžnou hranou a bodem polohy maximální tloušťky. Současně změna poloměru náběžné hrany neovlivní geometrii za bodem polohy maximální tloušťky. Pro tento způsob parametrizace je použitelný polynom minimálně 6. a vyššího stupně a to s ohledem na zavedení parametru y'' m do bodu x_m na horní nebo dolní povrch. S využitím polynomu vyššího stupně může být zvýšen počet řídicích parametrů na intervalech LE - x_m a TE - x_m . V tabulce 1. je uveden přehled řídicích parametrů pro profil s polynomem 6. stupně.

OPTIMALIZACE TVARU PROFILU S VYUŽITÍM EVOLUČNÍHO ALGORITMU SOMA

Základem optimalizačního prostředí je programová implementace algoritmu SOMA v programovacím jazyce Python a využití numerických knihoven NumPy, SciPy a PyLab. Programovací jazyk Python byl vybrán především pro snadné ovládání a množství dostupné literatury. Algoritmus SOMA (Samo Organizující se Migrační Algoritmus) je podrobně popsán v literatuře [1]. Jeho vznik se datuje do roku 1999. Algoritmus SOMA se řadí mezi evoluční algoritmy, ale stejně je možné jej zařadit mezi hejnové algoritmy [1]. Je založen na kooperativním prohledávání prostoru, podobné chování je možné najít v přírodě mezi mravenci a včelami. Základní myšlenkou algoritmu SOMA je kooperace několika jedinců při plnění společného úkolu.

Optimalizační prostředí algoritmu SOMA

Optimalizační prostředí je složeno ze tří základních částí. První část tvoří geometrický parametrický model profilu, který je řízen několika parametry. Druhou částí je evoluční algoritmus SOMA. Poslední částí je program pro výpočet geometrických charakteristik profilů. Všechny tři části jsou řízeny a implementovány do řídicího prostředí vytvořeného v programovacím jazyce Python. Toto prostředí zprostředkovává komunikaci mezi generátorem leteckých profilů, optimalizačním algoritmem SOMA a programem XFOIL. Obsahem komunikace mezi třemi základními složkami optimalizačního prostředí jsou parametry definující tvar profilu, data

Blok_00

Vstup : $N, Migrations, PopSize \geq 2, PRT \in [0,1], Step \in (0,1], MinDiv \in (0,1], PathLength \in (0,5], v_hranicích_pro_všechny_parametry_x_j^{(hi)}, x_j^{(lo)}$

Blok_01

Inicializace : $\left\{ \begin{array}{l} \forall i \leq PopSize \wedge \forall j \leq N : x_{i,j,Migrations=0} = x_j^{(lo)} + rand_j[0,1] \cdot (x_j^{(hi)} - x_j^{(lo)}) \\ i = \{1,2,\dots,Migrations\}, j = \{1,2,\dots,N\}, Migrations = 0, rand_j[0,1] \in [0,1] \end{array} \right.$

Blok_02

řádek_0	} $\left\{ \begin{array}{l} \forall i \leq PopSize \left\{ \begin{array}{l} x_{i,j}^{ML+1} = x_{i,j,star}^{ML} + (x_{i,j}^{ML} - x_{i,j,star}^{ML}) \cdot t \cdot PRTVector_j \\ f(x_{i,j}^{ML+1}) = \text{if } \dots f(x_{i,j}^{ML}) \leq f(x_{i,j,star}^{ML}) \dots \text{else } \dots f(x_{i,j,star}^{ML}) \\ t = t + Step \end{array} \right. \\ Migrations = Migrations + 1 \end{array} \right.$	
řádek_1		While $Migrations < Migrations_{max}$
řádek_2		While $t \leq PathLength$
řádek_3		if $rand_j < PRT$ pak $PRTVector_j = 1$ else $0, j = 1, \dots, N$
řádek_4		
řádek_5		
řádek_6		

Tab. 1 Blokové schéma algoritmu SOMA

nastavení programu XFOIL a výsledky aerodynamické analýzy. Optimalizační smyčka běží v prostředí Linux.

Ovládací parametry algoritmu SOMA

Základní verze algoritmu SOMA je řízena sedmi parametry podle literatury [1], stejným počtem parametrů je řízena i programová implementace. Řídicí parametry se dělí na řídicí a ukončovací. Řídicí parametry ovlivňují především výpočetní náročnost a kvalitu vztahu optimalizačního algoritmu ve vztahu k účelové funkci. Ukončovací parametry ovlivňují zastavení běhu optimalizace za předpokladu splnění předem zadaných kritérií. Blokové schéma

Osazení řídicích parametrů a některé části textu jsou přímo převzaty z literatury [1].

PathLength - podle literatury [1] parametr určuje, jak daleko se pohybující se jedinec zastaví od leadera. Pro široké spektrum problémů se doporučuje hodnota PathLength = 3 Step - parametr určuje počet zastavení a vyhodnocení účelové funkce směr k leaderovi. PRT - parametr označuje perturbaci. Doporučená hodnota je 0.1. D - parametr určuje dimenzi řešeného problému. Migrace - má stejný význam na parametr populace např. u genetických algoritmů. Udává počet obrození. MinDiv - zastavovací parametr, který je definován jako nejvyšší přípustný rozdíl nejhoršího a nejlepšího jedince v aktuální populaci. Je-li rozdíl hodnot účelových funkcí nejhoršího a nejlepšího jedince pro aktuální migraci nižší než dovolená tolerance, dojde k zastavení algoritmu. Zastavení běhu algoritmu SOMA - pro zastavení optimalizace může být použit parametr MinDiv a nebo dosažení parametru Migrace. Hodnota parametru MinDiv může být během optimalizace kdykoliv manuálně změněna a tím dojde k zastavení běhu programu.

Nejprve je vygenerována počáteční populace, tzv. nultá populace. Generování jedinců nulté populace probíhá s využitím parametrického generátoru tvaru profilu. Ten může být nastaven podle požadavků a cílů optimalizace. Rovněž mohou být nastaveny různé počty řídicích parametrů. Generování profilů probíhá tak dlouho, dokud není vygenerována celá nultá populace.

Při generování populace může být počet jedinců větší, než je definováno parametrem PopSize. Do populace mohou být přidány některé profily se známým tvarem a aerodynamickými charakteristikami. Po vyhodnocení hodnot účelové funkce v nulté populaci je stanoven vedoucí jedinec, tzv. leader. Po dokončení běhu nulté populace a stanovení leadera jsou započata jednotlivá migrační kola.

Během migrace a generování PRTvektoru může dojít k vygenerování nevhodného tvaru profilu nebo překročení hranic. V těchto případech je generován nový profil a spočítána nová hodnota účelové funkce pro nový tvar profilu. Optimalizační proces je opakován stále dokola, dokud není dosaženo maximálního počtu iteračních cyklů nebo není dosaženo předem stanovených kritérií.

ALGORITMUS SOMA

Tabulka 1. reprezentuje základní strukturu algoritmu SOMA rozdělenou do tří základních bloků: Blok_00 - řídicí parametry algoritmu SOMA, Blok_01 - reprezentuje inicializaci počátečního řešení a vytvoření startovacího leadera, Blok_02 reprezentuje samotné jádro algoritmu SOMA.

V Blok_00 konstanta N ...vyjadřuje počet jedinců, Migrations...počet migrací, PopSize...velikost populace, PRT...konstanta, podle které je ovlivněno generování PRTVektoru, Step...velikost skoku jedince, PathLength...velikost celkového pohybu jedince, MinDiv...zastavovací parametr.

Část Blok_01 je inicializováno řešení vytvořením tzv. 0-té populace. V rozsahu omezení a nastavení parametrů je vygenerováno řešení 0-té populace. Z počátečního řešení je vybrán nejlepší člen populace – z tohoto nejlepšího členu je vytvořen leader pro první migraci. Po dokončení běhu 0-té migrace a výběru leadera populace je započat běh hlavní části algoritmu založeného na principu SOMA.

Při jedné migraci probíhají přes všechny členy populace pohyb jedince v rozsahu parametru Step, tzv. „skoky“ literatura [1], až do dosažení hodnoty parametru PathLength směrem k aktuálnímu leaderovi. Pohyb aktuálního jedince je popsán v tabulce 1 Blok_02 mezi řádek_1 - řádek_5. Před každým skokem je generován nový PRTVektor podle tabulky 14 Blok_02 řádek_2. Po vygenerování PRTVektoru je vygenerován nový bod podle řádku_3, kde $x_{i,j, start}^{ML}$ představuje aktuální pozici jedince, $x_{L,j}^{ML}$ leadera pro aktuální migraci. Za předpokladu, že by mělo dojít k překročení hranic, je vygenerováno nové řešení v rozsahu omezení. Následuje porovnání hodnoty účelové funkce aktuálního leadera - řádek_4 a nového řešení reprezentovaného skokem aktuálního jedince. Za předpokladu, kdy je hodnota účelové funkce nového řešení lepší než hodnota účelové funkce aktuálního jedince, je aktuální jedinec nahrazen novým řešením. Na řádku_5 dojde k navýšení velikosti posunu o parametr Step.

OPTIMALIZACE PROFILU S VYUŽITÍM GEOMETRICKÉ PARAMETRIZACE A LOKÁLNÍ DEFORMACE

Parametrický model umožňuje deformace povrchu profilu nezávisle v intervalech LE - x_m a x_m - TE na horní i dolní straně při zachování spojitě druhé derivace v bodě x_m . Modelové podmínky použité při optimalizaci leteckého profilu vychází z testovacího případu popsaného v literatuře [3]. Tyto podmínky odpovídají aplikaci profilu na malém dopravním letounu. Hlavním cílem optimalizace bylo najít vhodnější řešení profilu MS317 aproximovaného polynomem 6. stupně pro cestovní režim a případně další režimy. Optimalizace profilu byla provedena pro tři různé letové režimy: cestovní, manévrovací a vzletový. V každém režimu byla zavedena kritéria a omezení, která vycházela z geometrických a aerodynamických vlastností profilu MS317 aproximovaného polynomem 6. stupně. Do optimalizační úlohy byla zavedena konstrukční omezení. Tato omezení byla reprezentována polohou a velikostí maximální tloušťky profilu. Maximální tloušťka je 17%. Zavedení konstrukčních kritérií vyjadřuje umístění profilu v místě, kde není možné měnit polohu a velikost maximální tloušťky profilu. Tloušťka odtokové hrany byla shodná s tloušťkou aproximace.

Postup optimalizace

U každé optimalizační úlohy bylo provedeno několik opakování s cílem najít nevhodnější nastavení parametrů algoritmu SOMA, omezení a nastavení účelové funkce. Součástí nulté populace byla i aproximace profilu MS317 polynomem 6. stupně, kdy byla kritéria přibližně o 1% snížena, aby došlo k zařazení algoritmu do řešení. Při překročení kritéria odporu došlo k přičtení hodnoty rozdílu omezení a aktuální hodnoty součinitele odporu pro konkrétní letový režim k hodnotě účelové funkce. Během optimalizace byly testovány různé hodnoty vah w_1 a w_2 v rozmezí hodnot 0.2 - 1.5. Jako nevhodnější nastavení vah vyšly hodnoty kolem hodnot $w_1 = 0.7$ a $w_2 = 0.9$. U každé z úloh byly měněny hodnoty některých omezení, byly měněny i některé řídicí parametry algoritmu SOMA. Optimalizační úlohy jsou označeny případ_01, případ_02. U optimalizačních úloh byl postupně zvyšován počet

aktivních řídicích parametrů a sledován jejich vliv na dosažené výsledky. U poslední optimalizační úlohy byla zpřísněna omezení klopivého momentu pro cestovní i manévrovací režim. Nastavení řídicích parametrů vycházelo z optimalizační úlohy případ_02. U této úlohy byl sledován.

V první testovací úloze případ_01 byly aktivní pouze parametry 4 parametry, které umožňují lokální deformaci: $y'''m_le_top$, $y'''m_te_top$, $y'''m_le_bot$, $y'''m_te_bot$. Během optimalizace byla nastavena hodnota klopivého momentu pro cestovní, manévrovací i vzletový režim na hodnotu -0.1, což představuje oproti cestovnímu a manévrovacímu režimu změnu přibližně 7% resp. 1%. Tato hodnota nesměla být během optimalizace překročena. Omezení řídicích parametrů bylo nastaveno tak, aby nedošlo k zastavení na hranici pro žádný z řídicích parametrů s ohledem např. na podmínku $y_{top} > y_{bot}$. Z předpokladu, kdy byl u nalezeného nejlepšího řešení nějaký z řídicích parametrů totožný s omezením, bylo omezení přenastaveno a optimalizace se opakovala. Při generování nulté pozice bylo použito i nalezené nejlepší řešení. Během optimalizace pro případ_01 se nepodařilo najít vhodnější řešení, než je uvedeno na obrázcích 3,5 v porovnání s aproximací profilu MS317 polynomem 6. stupně, viz. obrázek 2. K zlepšení hodnoty odporu došlo pouze v cestovním režimu. V cestovním režimu bylo dosaženo zlepšení hodnoty odporu přibližně o 5% oproti hodnotě aproximací profilu MS317 polynomem 6. stupně, ale došlo k mírnému zhoršení hodnoty klopivého momentu. Během optimalizace se podařilo splnit všechna kritéria i omezení Další optimalizační případ má označení případ_02. Během optimalizace byly aktivní následující řídicí parametry: $a0_top$, $y''m_top$, $y'''m_le_top$, $y'''m_te_top$, $y'te_top$, $a0_bot$, $y''m_bot$, $y'''m_le_bot$, $y'''m_te_bot$, $y'te_top$. Mezní hodnota součinitele klopivého momentu byla ponechána. Ostatní omezení, kritéria i cíle byly ponechány ve shodě s případem_01. V cestovním režimu bylo dosaženo zlepšení hodnoty odporu přibližně o 10% oproti hodnotě aproximací profilu MS317 polynomem 6. stupně. Výsledky jsou zobrazeny na obrázcích 4,6.

Modelové podmínky

Jsou rozdělené do tří letových režimů podle literatury [3] na cestovní, manévrovací a vzletový.

Cestovní režim Hlavním cílem v cestovním režimu byla optimalizace odporu a zachování součinitele klopivého momentu. Cestovní režim byl definován pro Reynoldsovo $Re = 10\,000\,000$ a Machovo číslo $Ma = 0.35$. V turbulentním režimu byl parametr $X_{tr/c}$ z programu XFOIL nastaven na 0.05 pro horní i dolní povrch. Pro laminární režim byl parametr $X_{tr/c}$ ponechán na hodnotě 1. Stejně nastavení bylo použito i pro manévrovací a vzletový režim. Modelové podmínky cestovního režimu Reynoldsovo číslo $Re = 10\,000\,000$ Machovo číslo $Ma = 0.35$ Součinitel vztaku $cl = 0.35$. Kritéria: cd pro laminární režim $cd_{opt_cl} = 0.35_{laminar} \leq cd_{aprox_MS317_cl} = 0.35_{laminar}$. Omezení: hodnota cd pro turbulentní režim $cd_{opt_cl} = 0.35_{turbulent} \leq cd_{aprox_MS317_cl} = 0.35_{turbulent}$ součinitel klopivého momentu pro laminární režim $cm_{opt_cl} = 0.35_{laminar} \geq -0.1$ součinitel klopivého momentu pro turbulentní režim $cm_{opt_cl} = 0.35_{turbulent} \geq -0.1$. Vzletový režim: Vzletový režim byl definován Machovým číslem $Ma = 0.1$ a Reynoldsovým číslem $Re = 4\,000\,000$. U vzletového režimu nesmělo dojít k poklesu součinitele vztaku pod $cl \geq 2.0$, překročení hodnoty odporu a klopivého momentu pro odpovídající součinitel vztaku aproximací profilu MS317 polynomem 6. stupně. Modelové podmínky vzletového režimu: Machovo číslo $M = 0.1$, Reynoldsovo číslo $Re = 4\,000\,000$, Součinitel vztaku $cl = 2.0$, omezení: $cd_{opt_cl} = 2.0 \leq cd_{aprox_MS317_cl} = 2.0$ $cm_{opt_cl} = 2.0 \geq -0.1$. Manévrovací režim - podle literatury [3] i podle zkušeností získaných při optimalizaci profilů s využitím geometrické parametrizace byla přidána minimalizace odporu při vyšším součiniteli

vztaku $c_l = 0.85$ s ohledem na možnost ovlivnění výsledných vlastností poláry přílišným nárůstem hodnot odporu při zvyšování hodnot vztaku. Podle literatury [6] byl režim označen jako manévrovací. Modelové podmínky manévrovacího režimu: Reynoldsovo číslo $Re = 10000000$, Machovo číslo $M = 0.35$, Součinitel vztaku $c_l = 0.85$, Kritéria: $c_{d_opt_cl=0.85} \leq c_{d_aprox_MS317_cl=0.85}$, Omezení: $c_{m_cl=0.85} \geq -0.1$

Účelová funkce

Do účelové funkce byl zahrnut cestovní režim a manévrový režim. U ostatních kritérií v různých režimech nesměl mít hodnocený profil horší vlastnosti než výchozí aproximace profilu MS317 parametrickým modelem určeným 8 řídicími parametry na horní a 8 řídicími parametry na spodní straně povrchu. Tvar účelové funkce vychází z literatury [3]. Na obou režimech je minimalizován vážený součinitel odporu.

rov.(3.)

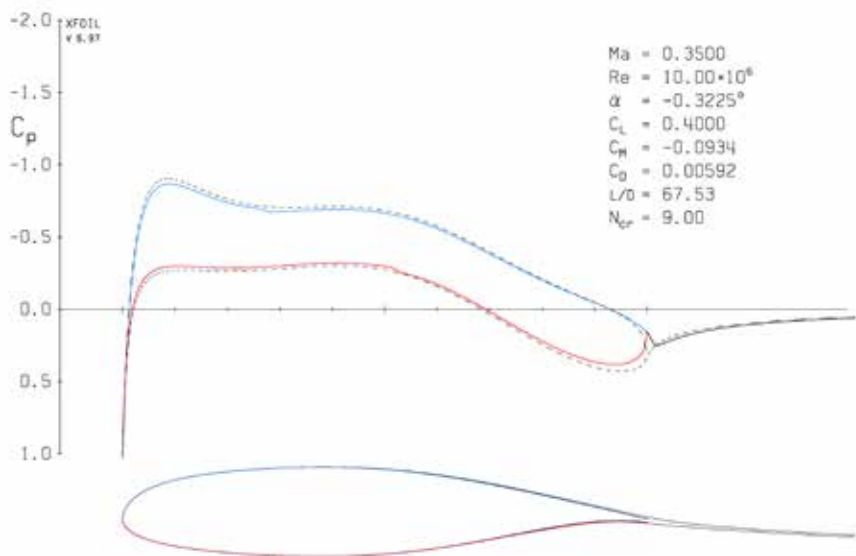
$$F_{opt} = w_1 \cdot c_{d_1} \Big|_{c_l=0.4} + w_2 \cdot c_{d_1} \Big|_{c_l=0.85}$$

ZÁVĚR

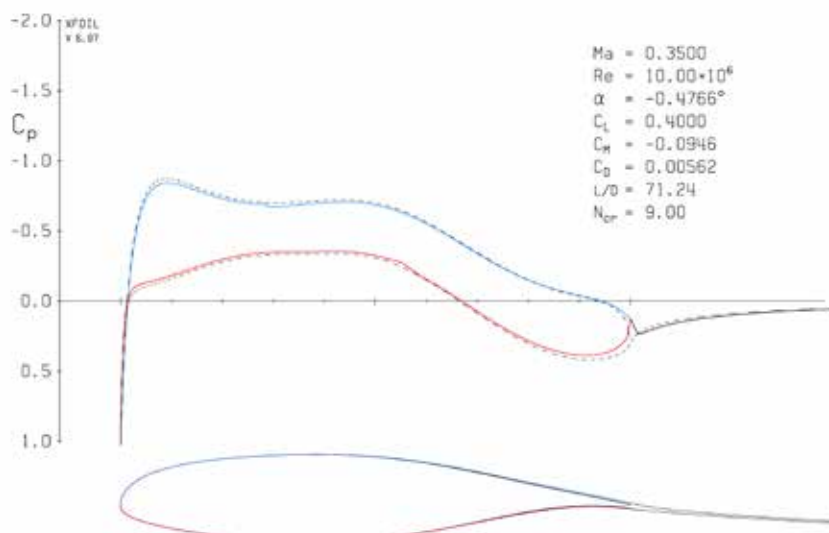
Při aplikaci samotných lokálních deformací se podařilo dosáhnout pouze malého snížení odporu v cestovním režimu. Aktivací dalších řídicích parametrů se podařilo dosáhnout pozitivnějších výsledků se zachováním konstrukčních kritérií. Ve druhém optimalizačním případě bylo dosaženo snížení hodnoty odporu v cestovním režimu o 10%. Další aplikaci parametrického modelu s možností nezávislých deformací na intervalu $LE - x_m$ a $x_m - TE$ je možné předpokládat použití parametrického modelu v transsonické oblasti při optimalizaci profilů a ovlivňování vzniku rázových vln. Další možnou aplikací představuje analýza leteckých profilů širokém spektru letových režimů s ohledem na možnost deformovat jen určitou část profilu popř. doplnění profilu o další možnosti lokální deformace.

Literatura:

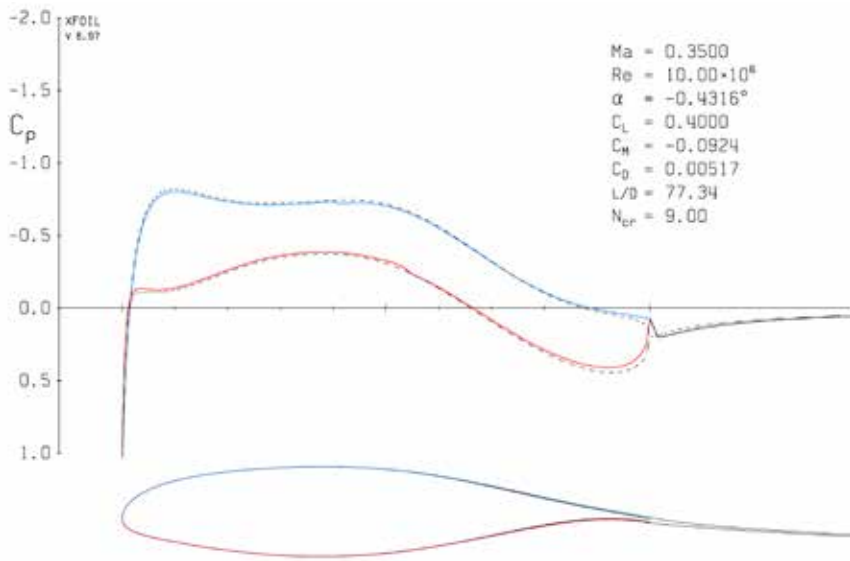
- [1] I. Zelinka, Evoluční výpočetní techniky - Principy a aplikace, Praha: Ben, 2009
- [2] H. Sobieczky, Parametric Airfoils and Wings, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 68, 1998, pp. pp. 71-78.
- [3] J. Hájek, Aerodynamic optimization of airfoils and wings using fast solvers, Praha, 2009.



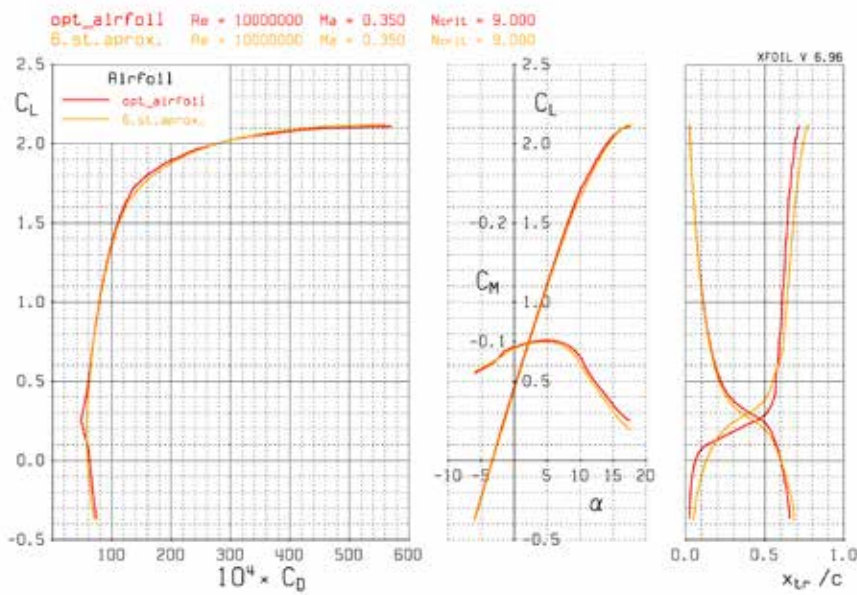
Obr. 2 Aproximace profilu MS317 polynomem 6. stupně



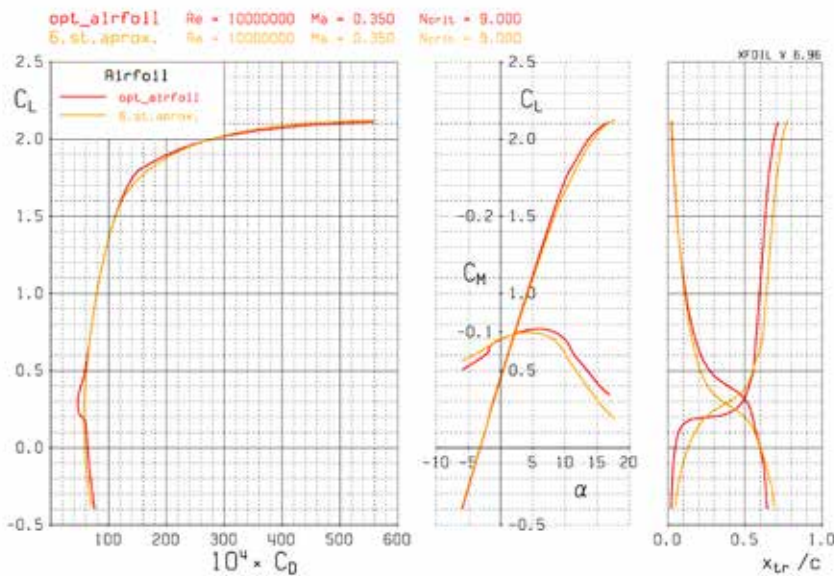
Obr. 3 Výsledky pro optimalizaci profilu s 4 aktivními parametry



Obr. 4 Výsledky pro optimalizaci profilu s 10 aktivními parametry



Obr. 5 Výsledky pro optimalizaci profilu s 4 aktivními parametry



Obr. 6 Výsledky pro optimalizaci profilu s 4 aktivními parametry