

VĚDECKÉ SPISY VYSOKÉHO UČENÍ TECHNICKÉHO V BRNĚ

Edice PhD Thesis, sv. 340

ISSN 1213-4198

thesis
?
IS

Ing. Robert Popela

**Využití optimalizačních metod
při aerodynamickém návrhu letounu**

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Ing. Robert Popela

**VYUŽITÍ OPTIMALIZAČNÍCH METOD PŘI
AERODYNAMICKÉM NÁVRHU LETOUNU**

**OPTIMIZATION METHODS UTILIZATION DURING THE
AERODYNAMIC DESIGN OF AIRCRAFT**

ZKRÁCENÁ VERZE Ph.D. THESIS

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: Prof. Ing. Karol Filakovský, CSc.

Oponenti: Prof. Ing. Václav Brož, CSc.
Ing. Zdeněk Pátek, CSc.

Datum obhajoby: 1. 7. 2005

KLÍČOVÁ SLOVA

optimalizace, genetický algoritmus, aerodynamický návrh, transsonický profil, Computational Fluid Dynamics

KEYWORDS

optimization, genetic algorithm, aerodynamic design, transsonic airfoil, Computational Fluid Dynamics

Disertační práce je uložena na oddělení vědy a výzkumu Fakulty strojního inženýrství VUT v Brně, Technická 2896/2, 616 69 Brno

© Robert Popela, 2005

ISBN 80-214-3038-9

ISSN 1213-4198

OBSAH

OBSAH.....	3
1 ÚVOD.....	4
1.1 Cíle a obsah práce	4
1.2 Popis projektu VELA.....	4
2 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY	5
2.1 Praktický přínos a kritické problémy aerodynamické optimalizace v letectví	5
2.2 Vymezení optimalizačního problému a sestavení účelové funkce	6
2.3 Otázky parametrizace geometrických modelů	6
2.4 Přehled používaných optimalizačních metod a postupů	7
2.5 Charakteristické oblasti nasazení optimalizačních metod v aerodynamickém návrhu.....	7
3 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ.....	8
3.1 Volba optimalizačního postupu	8
3.2 Optimalizace profilů pro transsonickou konfiguraci	9
3.3 Genetický algoritmus	11
3.4 Účelová funkce – konstrukce a implementace.....	12
3.5 Globální řídicí program.....	13
4 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE	14
4.1 Výsledky optimalizace	14
4.1.1 Výsledné profily.....	14
4.1.2 Ověření vlastností navržených profilů	15
4.1.3 Hodnocení výsledků optimalizace profilů	17
4.2 Aplikace na 3D konfiguraci	18
4.2.1 Rekonstrukce 3D geometrie s optimalizovanými profily.....	18
4.2.2 Výpočet 3D konfigurace – výsledky řešení	19
5 ZÁVĚR.....	23
6 SUMMARY.....	24
LITERATURA	25
AUTOROVY PUBLIKACE	31
ŽIVOTOPIS.....	33

1 ÚVOD

1.1 CÍLE A OBSAH PRÁCE

Disertační práce shrnuje a hodnotí výsledky výzkumu v oblasti využití moderního optimalizačního postupu při aerodynamické optimalizaci letounu. Práce je zaměřena na aplikaci genetického algoritmu jakožto optimalizační metody při aerodynamickém návrhu ve spojení s prostředky „Computational Fluid Dynamics“ (CFD). Prezentované výsledky zahrnují konkrétní aplikaci při aerodynamické optimalizaci transsonického dopravního letounu nekonvenčního uspořádání, která byla řešena v rámci projektu VELA – „Very Efficient Large Aircraft“ 5. rámcového programu EU. Jedním z cílů projektu a hlavním úkolem této práce byla optimalizace charakteristického aerodynamického parametru – klouzavosti c_L/c_D – při cestovním režimu dopravního letounu, tedy u dané konfigurace maximalizace poměru vztlaku ku odporu při fixní hodnotě vztlaku a několika hodnotách cestovní rychlosti. Globálním cílem bylo navrhovanou cestovní rychlost zvýšit o cca 10% při zachování co možná nejlepších hodnot klouzavosti.

Práce byla koncepčně rozdělena do několika na sebe navazujících částí.

Obsahem první části bylo vytvoření optimalizačního prostředí. Tato část zahrnovala rešerši v současnosti používaných optimalizačních metod a výběr nejvhodnějšího postupu pro danou aplikaci. Dále testování použitých CFD výpočetních prostředků a v neposlední řadě efektivní programové zpracování zvolené metodiky a zejména její automatizace vzhledem k velikosti zpracovávaných datových souborů v průběhu optimalizace.

Ve druhé části pak byly provedeny a vyhodnoceny optimalizace profilů pro konfiguraci dopravního letounu. Byly optimalizovány profily křídla v různých pozicích podél rozpětí křídla s cílem zlepšit jejich aerodynamické parametry pro cestovní režim. Výsledky 2D optimalizace byly srovnány s původní výchozí profiláží letounu navrženou firmou Airbus.

Ve třetí části pak byly ověřeny výsledky optimalizace profilů výpočtem kompletní 3D konfigurace na kterou byly nově získané profily implementovány. Výsledky výpočtů byly srovnány s původním návrhem a byly vyvozeny závěry a doporučení obecného i konkrétního charakteru pro využití genetického algoritmu jako optimalizační metody při aerodynamickém návrhu letounu.

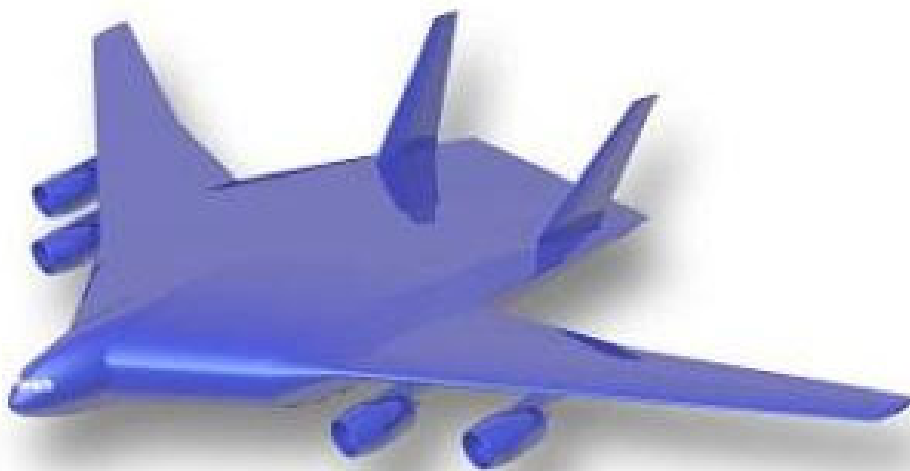
1.2 POPIS PROJEKTU VELA

Vzhledem k tomu, že práce přímo navazovala na řešení úkolů projektu VELA je zde uvedena jeho stručná charakteristika a vymezení cílů řešeného problému.

Projekt je stále v současné době ve fázi řešení a měl by být ukončen v roce 2005. Projekt je součástí programu „GROWTH“ 5. rámcového programu. Hlavním řešitelem projektu je AIRBUS Deutschland GmbH. Projekt je řešen konsorciem institucí, které kromě hlavního řešitele dále zahrnují Airbus Ispana SL, Airbus France SAS, Airbus UK Limited, CIRA (Centro Italiano Recherche Aerospaziali S.C.P.A.), German Aerospace Centre (DLR), IBK Ingenieur Buro – Dr. Guenter Kretzschmar, Instituto Nacional de Technica Aeroespacial Esteban Terradas (INTA Espana), Office National d'Études et de Recherches Aerospatiales (ONERA France), PEDECE Portugal, SENER S.A. Espana, Stitching National Lucht en Ruimtevaart Laboratorium (NLR – Nederland), Technical University of Munich, Technische Universitaet Braunschweig, University of Bristol, University of Greenwich, VZLÚ Praha. Více informací o projektu lze získat na

stránkách www.cordis.lu, nebo na stránkách výzkumného ústavu DLR http://www.dlr.de/as/institut/abteilungen/abt_ke/vela.

Hlavním cílem projektu je průzkum možností nekonvenční konfigurace transsonického velkokapacitního letounu. Letoun typu létajícího křídla nebo v anglické terminologii specificky „Blended-Wing-Body“ (BWB) je v rámci projektu zkoumán z hlediska potenciálu zvýšení efektivity v letecké dopravě 21. století. Cílem projektu je rovněž vývoj nástrojů a metod pro analýzu této nekonvenční konfigurace. V této oblasti, tedy vývoje nástrojů a postupů pro efektivní analýzu a návrhovou optimalizaci této konfigurace rovněž vznikla tato práce.



Obr.1.: 3D CAD model letounu VELA 1

2 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

2.1 PRAKTICKÝ PŘÍNOS A KRITICKÉ PROBLÉMY AERODYNAMICKÉ OPTIMALIZACE V LETECTVÍ

V posledních 10-ti letech zaznamenala oblast aerodynamické optimalizace výrazný rozvoj. Tento rozvoj byl vyvolán rostoucími požadavky na hledání nových konkurenčních výhod návrhů v rámci globálně vyvráté technologie, rostoucími požadavky na snížení celkových vývojových a provozních nákladů. Rostoucí nasazení optimalizace v aerodynamickém návrhu bylo umožněno v první řadě neustálým zvyšováním výpočetního výkonu hardware který je k dispozici.

Implementace a ověření různých optimalizačních algoritmů a rovněž míra integrace do praktického návrhového procesu (v oblasti velkých podniků) dosáhla úrovně použitelné při řešení konkrétních praktických problémů. Důležitá a významně se rozvíjející je rovněž integrace v rámci globální tzv. multidisciplinární optimalizace. Multidisciplinární optimalizace spojující aerodynamické, konstrukčně-pevnostní ale i materiálově-technologické řešení a minimalizaci

vývojových a provozních nákladů odstraňuje některá výrazná omezení čistě aerodynamické nebo pevnostní optimalizace a dále zvyšuje celkovou efektivnost optimalizace v návrhu.

Základní problém při použití aerodynamické optimalizace představuje zejména vymezení předmětu optimalizace. Klíčové je definování omezujících podmínek v návaznosti na další oblasti návrhu a zejména pak sestavení účelové funkce.

2.2 VYMEZENÍ OPTIMALIZAČNÍHO PROBLÉMU A SESTAVENÍ ÚČELOVÉ FUNKCE

Definování cíle optimalizace a sestavení účelové funkce je ta část optimalizace jejíž úspěšné zvládnutí závisí spíše na zkušenostech aerodynamika a jeho citu „ptát se na správné věci“, nežli na matematických dovednostech. V případě nevhodně zvoleného cíle optimalizace (zejména jeho „jednorežimovosti“) se velice často stává, že výsledný návrh je prakticky nepoužitelný při i malé změně okolních podmínek. Zvláště citlivé jsou v tomto směru optimalizace v transsonické oblasti. Může například dojít k situaci, kdy je navržena optimální konfigurace pro transsonický režim, která dobře pracuje na $M=0,8$, ale stěží při stejném příkonu překoná $M=0,75$ a nemůže se vlastně ani na provozní režim dostat.

2.3 OTÁZKY PARAMETRIZACE GEOMETRICKÝCH MODELŮ

Důležitou oblast celkové metodologie aerodynamické optimalizace představuje problematika parametrického popisu optimalizované geometrie. Volba a implementace parametrizace je úzce provázána s použitými aerodynamickými metodami a přímo ovlivňuje výpočetní náročnost celého procesu a zejména pak má vliv na kvalitu výsledků z hlediska schopnosti popsat různé varianty možných řešení. Parametrizace může totiž, při necitlivé volbě parametrů nebo matematického popisu, omezit vyhledávací prostor. Některé geometrické tvary, potenciálně lepších vlastností, tak nemusí vůbec postihnout. Wu a kol. v [61] uvádí výsledky zajímavého srovnání tří různých parametrických popisů tvaru profilu pro aerodynamickou optimalizaci (jde o nejrozšířenější metody pro parametrizaci profilů – tzv. PARSEC parametrizace zavedená Sobieczkym, Hicks-Henneho tvarové funkce a metoda využívající přímo bodů výpočetní CFD sítě). Cílem srovnání bylo posouzení schopnosti rekonstruovat tvar profilu odpovídajícího předepsanému tlakovému rozložení a tím posoudit omezení metod parametrizace. Autoři použili postup u profilu NACA0015. Pro tento daný specifický případ dle závěrů autorů se projevily jako nejvhodnější Hicks-Henneho tvarové funkce. Tyto závěry však nelze zobecnit (např. PARSEC metoda byla vyvinuta specificky pro popis tvaru transsonických profilů) a jako velice užitečný se jeví postup ověření inverzní rekonstrukce známého a ověřeného profilu (např. minimalizací rozdílu rozložení tlaku proti předepsanému) z kategorie na kterou bude optimalizace zaměřena ještě před jejím započatím. Obdobný postup použili Lutz, Somerer a Wagner [36] pro vzájemné porovnání parametrizací profilů pomocí Bézierových křivek a pomocí metody použité Epplerem. Oba přístupy srovnávají při dvou rekonstrukcích – profilů WW 97-155 a DA VA2 (laminární a transsonický profil). V tomto případě se jako efektivnější jevil popis pomocí Bézierových křivek. Zhang a kol. [42] a další, např. [37], používají pro parametrizaci profilu B-spline křivky, kdy řídicí body spline křivek jsou zároveň návrhovými proměnnými. Marcová, Désidéri a Lanteri [41]

používají k parametrizaci Béziérových křivek a při optimalizaci umožňují pouze změny y-ových souřadnic řídicích bodů.

Při optimalizaci křídel a jednodušších 3D konfigurací se pak využívá obdobného přístupu – pomocí některé z výše zmíněných metod jsou parametrizovány jednotlivé řezy křídla a mezi nimi je pak provedena interpolace. Tento přístup zvolili např. Zhang a kol. [41] a rovněž Quagliarella a Vicini [35] k parametrizaci křídla ONERA M6.

Parametrizace komplexních 3D konfigurací je pak již řádově složitější a vzhledem ke komplikovanosti geometrických modelů se v drtivé většině případů používá konstrukčních CAD programů, které geometrii popisují pomocí NURBS ploch (Non-Uniform Rational B-Spline). Jiné přístupy, s vlastními matematickými modely, specificky pro parametrizaci transsonických konfigurací prezentují např. Sobieczky [29], [30], [62] a Mastin a kol. [25].

2.4 PŘEHLED POUŽÍVANÝCH OPTIMALIZAČNÍCH METOD A POSTUPŮ

Z hlediska vyhledávacího prostoru a znalostí o návrhu je lze rozdělit na metody pro globální optimalizaci a na metody pro optimalizaci lokální.

Globální optimalizace je vhodná a nejčastěji využívaná při koncepčním a předběžném návrhu k vyhledání optimálního celkového uspořádání konfigurace. Účelová funkce je postavena na základě komplexních charakteristik návrhu (např. spotřeba paliva, dolet a podobně), jsou uvážena omezení vyhledávacího prostoru a cílem je nalezení optima nad celým zvoleným vyhledávacím prostorem. Vzhledem k nutnosti prohledat celý návrhový prostor, potřebě překonat problémy s častou nespojitostí návrhových proměnných a s existencí lokálních extrémů účelové funkce, jsou pro tento druh optimalizace typické výpočetně nepřilíš náročné poloempirické aerodynamické (fyzikální) modely jakožto nástroj pro určení hodnot účelové funkce.

Pro samotnou optimalizaci se pak využívají různé metody umožňující řešit zmíněné problémy.

2.5 CHARAKTERISTICKÉ OBLASTI NAsAZENÍ OPTIMALIZAČNÍCH METOD V AERODYNAMICKÉM NÁVRHU

Současné aplikace optimalizačních metod v aerodynamickém návrhu lze podle míry jejich komplexnosti rozdělit na několik základních skupin. Pro jednotlivé typy úloh lze použít různé metody optimalizace.

Zatímco u optimalizace profilů a samostatných křídel se velice často objevují genetické algoritmy, pro 3D komplexní konfigurace je jejich aplikace zřídka. To je zapříčiněno poměrně velkou časovou náročností z hlediska potřebného počtu přímých výpočtů jednotlivých variant, která se u složitých konfigurací výrazně projeví na celkovém potřebném čase. Naopak metoda plochy odezvy je mnohem častěji používána pro složité problémy optimalizace celých konfigurací a zejména pak pro optimalizaci multidisciplinární ve spojení aerodynamické, pevnostní, aeroelastické a dalších optimalizací v jednom procesu. Důvodem k tomu je patrně fakt, že tato metoda pokud je správně implementována vyhledává globální optimum a přitom dává možnost posouzení vlivu jednotlivých parametrů na chování systému. Rovněž výsledky jednotlivých výpočtů lze libovolně zpřesňovat doplňováním dalších bodů pro analýzu a statisticky je vyhodnotit spolu s již existujícími řešeními dle aktuálního stavu optimalizace.

Metoda	Optimalizace profilů		Optimalizace izolovaných křidel	Komplexní optimalizace 3D konfigurací
	Uzavřené – cestovní konfigurace	Se vztlakovou mechanizací		
Genetické algoritmy (GA)	často	často	často	zřídka
Metoda plochy odezvy (RSM)	zřídka	zřídka	často	velmi často
Variační postupy (teorie optim. řízení, citlivostní analýzy)	často	běžně	často	často

Tab. 2.: Přehled typů optimalizačních úloh a četnosti nasazení optimalizačních metod při jejich řešení.

Tato metoda je používána jen zřídka u profilů vzhledem k faktu, že pro její aplikaci při návrhu profilu složitě hledá smysluplný soubor parametrů, které by byly předmětem optimalizace. Třetí kategorie metod je používána pro všechny typy úloh, jejím hlavním nedostatkem je, že se jedná o metodu, která vyhledává principiálně lokální extrémy a návrhář nemá jistotu jak daleko od globálního optima se nachází. Každopádně však je tato metoda velice efektivní při vylepšování vlastností existujícího návrhu. Její implementace je matematicky nejsložitější, vyžadující provázání přímo s aerodynamickou metodou pro řešení proudového pole.

3 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ

3.1 VOLBA OPTIMALIZAČNÍHO POSTUPU

Na základě získaných informací, které shrnuje kapitola 2. této práce, bylo možno zvážit vhodnost jednotlivých postupů a provést výběr metody pro řešení konkrétního problému – optimalizace transsonické konfigurace pro zvýšení cestovní rychlosti. Do úvahy byli brány následující vlivy:

- výpočetní náročnost, s ohledem na časové možnosti řešení
- znalosti výpočetních metod a postupů pro transsonickou oblast proudění
- dostupnost programového vybavení

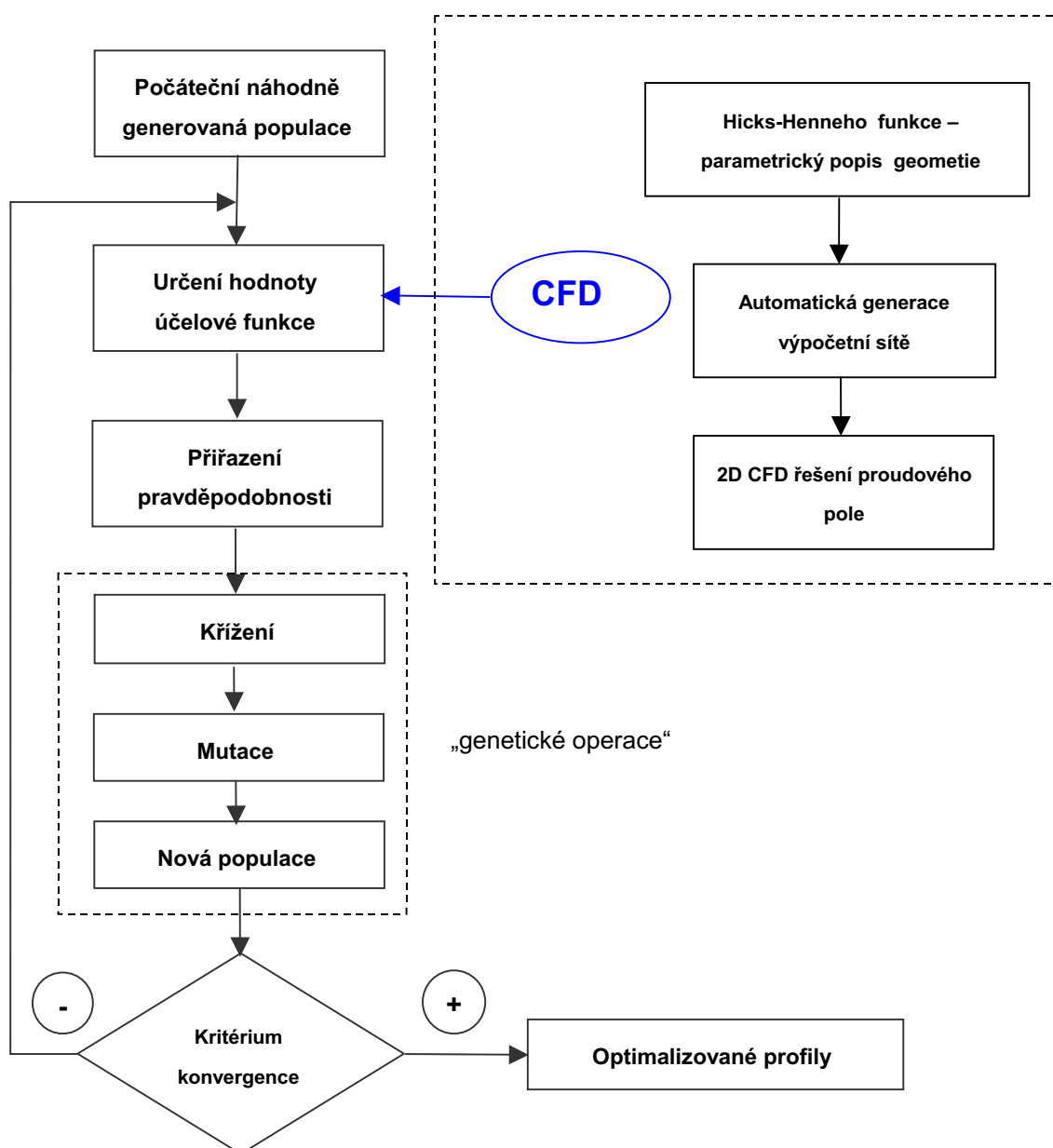
Základním rozhodnutím z hlediska řešení projektu VELA bylo zvolení globálního postupu optimalizace. Zde bylo rozhodnuto provést optimalizaci ve dvou krocích:

- optimalizace profiláže pro zvýšení cestovní rychlosti

- optimalizace kompletní 3D konfigurace s implementovanou optimalizovanou profiláží z předchozího kroku

3.2 OPTIMALIZACE PROFILŮ PRO TRANSSONICKOU KONFIGURACI

Po zvážení jednotlivých kritérií a daných možností bylo rozhodnuto vytvořit optimalizační prostředí využívající genetický algoritmus jako optimalizační metodu a CFD výpočetní program založený na metodě konečných objemů jako prostředek pro určování parametrů účelové funkce. Dále bylo rozhodnuto pro parametrizaci geometrie profiláže použít Hicks-Henneho funkce pro alternaci existující geometrie. Optimalizace byla tudíž pojata jako hledání možností zlepšit vlastnosti daných profilů pro vyšší cestovní rychlost, nikoliv jako návrh zcela nových profilů tak říkajíc „od nuly“.



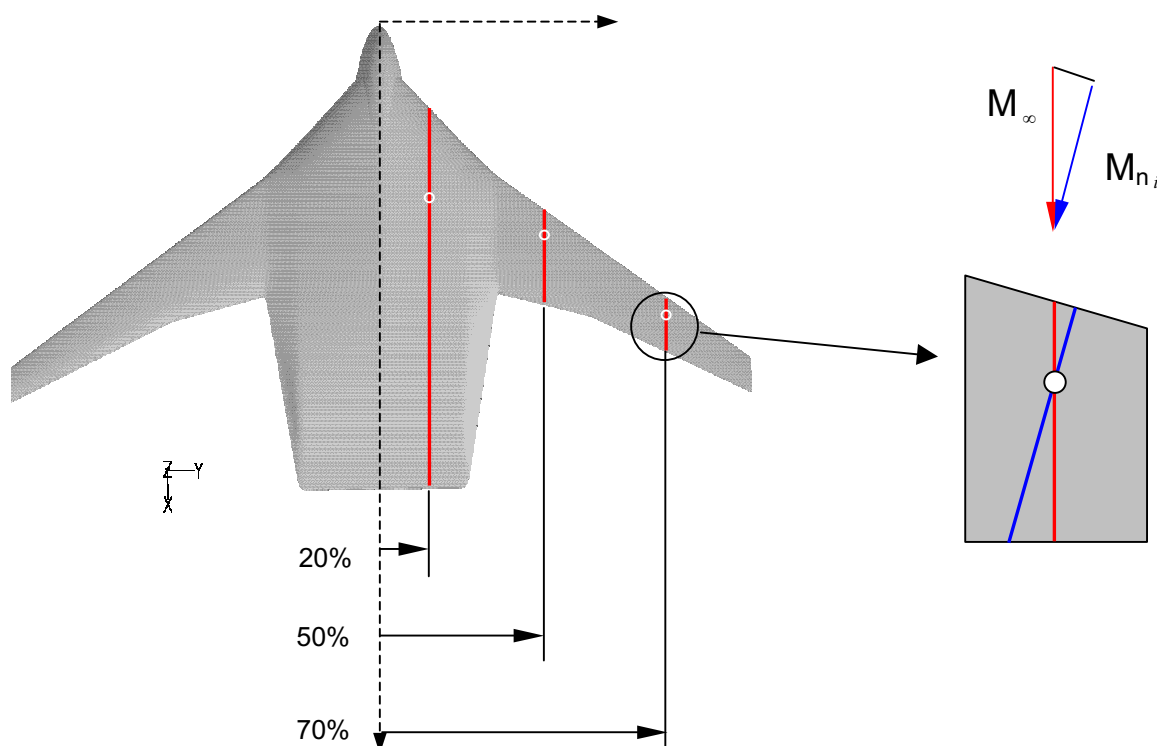
Obr. 11.: Modulární optimalizační systém

Záměrem bylo vytvořit modulární automatizovaný systém schopný optimalizovat dle zadaných kritérií 2D transsonické profily. Schéma modulů tohoto systému využívajícího genetický algoritmus shrnuje schéma na obr.11:

Poté co byly vybrány konkrétní nástroje a postupy systém dostal finální podobu.

Jestliže pro globální optimalizaci 3D konfigurace byl jasně definován režim letu jako cestovní s celkovým součinitelem vztlaku $c_L = 0,3$ a cílem bylo zvýšit cestovní rychlost z Machova čísla $M = 0,85$ na $M = 0,9$, případně ještě dále na $M = 0,95$, pak pro optimalizaci 2D profiláže bylo nutno tyto podmínky stanovit. Dále bylo nutno stanovit které konkrétní profily budou optimalizovány. Vzhledem k tomu, že pro budoucí reprodukci 3D konfigurace s novou profiláží bylo možno použít všechny potřebné informace, jako průběh nelineárního zkroucení podél polorozpětí, průběh úhlů šípů, průběh hloubek křídla podél polorozpětí, bylo možno vybrat prakticky kterýkoliv profil. Bylo rozhodnuto vybrat následující tři profily:

- profil trupu (pracovní označení „FUSE0“) – profiláž trupu je konstantní po celém jeho rozpětí.
- profil vnějšího křídla v 50-ti % polorozpětí (pracovní označení „WING50“) – profil charakteristický pro první část vnějšího křídla
- profil vnějšího křídla v 70-ti % polorozpětí (pracovní označení „WING70“) – profil charakteristický pro druhou část vnějšího křídla



Obr.12.: Polohy optimalizovaných profilů a způsob výpočtu lokální normální složky Machova čísla

Následujícím krokem bylo konkrétní určení okrajových podmínek (návrhových režimů) pro vybrané 2D profily. Z úhlu šípů náběžné hrany byla vypočtena lokální normální Machova čísla ve vybraných řezech. Pro optimalizaci bylo nutno uvažovat, vzhledem k transsonickému režimu práce

křídla a způsobu tvorby geometrie pro takovéto křídlo, nikoliv profily „po proudu“, tj. v rovinách rovnoběžných s podélnou osou, nýbrž profily v řezu kolmém na náběžnou hranu. Vnější podmínky proudu pak byly definovány cestovní hladinou a rychlostí letu 3D konfigurace. Posledním neurčitým parametrem pak byly úhly náběhu pro které profily optimalizovat. Jednou z možností by byla optimalizace pro určitý rozsah úhlů náběhu, avšak vzhledem k odhadované časové náročnosti CFD výpočtů byla tato možnost opuštěna. Ze stejného důvodu nebylo přistoupeno k optimalizaci pro více Machových čísel. Vzhledem k tomu, že bylo rozhodnuto optimalizovat profily pouze „jednorežimově“ bylo rozhodnuto důkladně prozkoumat po optimalizaci prvního profilu výsledek s ohledem právě na vlastnosti při určité změně podmínek a následně případně upravit optimalizační postup.

Z rozložení lokálního součinitele vztlaku po rozpětí u originální konfigurace při $M=0,85$, které bylo k dispozici z úvodní fáze řešení projektu - reference [64], kdy byly prováděny kalibrační výpočty, bylo odhadnuto, že nejvhodnějším úhlem náběhu pro optimalizaci bude charakteristický úhel v rozsahu $0 - 2^\circ$. Bylo tedy rozhodnuto pro optimalizaci použít úhel náběhu $\alpha = 1^\circ$ a výsledky opět okamžitě posoudit z hlediska vhodnosti volby této hodnoty a případně provést přepočít. Výsledky však ukázaly, že tato hodnota byla akceptovatelná.

3.3 GENETICKÝ ALGORITMUS

Důležitým krokem bylo rozhodnutí jaké konkrétní parametry budou při optimalizaci popisovat profil. Jak bylo uvedeno dříve, pro parametrický popis profilů bylo rozhodnuto použít tzv. Hicks-Henneho perturbační funkce. Vzhledem k tomu, že genetický algoritmus pracuje na principu přirozeného výběru a používá simulaci genetických operací s chromozomem popisujícím vlastnosti jedinců populace, bylo nutno pro tyto operace vytvořit vhodnou formu chromozomu pro univerzální popis možných variant profilu a to tak aby byl pokud možno zahrnut prakticky velký vyhledávací prostor. Vhodnou volbou se jeví právě použití parametrů Hicks-Henneho funkcí jako jednotlivých genů chromozomu.

Pro parametrizaci povrchu profilů bylo rozhodnuto použít celkem osm funkcí, čtyři pro horní a čtyři pro dolní povrch. Následně byl sestaven chromozom popisující profil. Jeho schéma ukazuje následující obrázek.

t₁₁	t₂₁	sgn₁	t₁₂	t₂₂	sgn₂	t₁₈	t₂₈	sgn₈	A
i=1			i=2			i=8			

Kde $i=1$ až 8 , t_{1i} určuje polohu maxima i -té perturbační funkce, t_{2i} určuje šířku oblasti na které perturbační funkce alternuje povrch, sgn_i je znaménko funkce (+ zvyšuje souřadnici y , tj. přičítá se k původní hodnotě; - zmenšuje hodnotu souřadnice y , tj. odečítá se) a A je amplituda, která udává reálnou hodnotu perturbačního maxima a je společná pro všech osm funkcí. Počet genů chromozomu takto dosáhl hodnoty 25 a představuje vlastně soubor hledaných parametrů při optimalizaci.

Na takto sestavený chromozom pak byly v průběhu optimalizace aplikovány operace křížení a mutace. Genetický algoritmus byl, obdobně jako zbytek celého optimalizačního programu,

implementován na platformě linux v programovacím jazyce C. Celý běh genetického algoritmu lze stručně shrnout takto:

- je vygenerována náhodně počáteční populace možných řešení, tj. profilů vzniklých alternací referenčního profilu (původní profil konfigurace VELA) a je zároveň sestaven chromozom každého jedince.
- řídicí program volá podpůrné CFD programy – je vygenerována výpočetní síť pro každého jedince populace. Dále je volán CFD řešič a jsou určeny globální aerodynamické charakteristiky profilu.
- genetický algoritmus načítá hodnoty aerodynamických charakteristik a vyhodnocuje účelovou funkci pro každého jedince populace. Konstrukce a podrobný popis účelové funkce je obsahem následující kapitoly.
- na základě hodnoty účelové funkce genetický algoritmus přiřazuje každému jedinci populace pravděpodobnost reprodukce, čím vyšší hodnota účelové funkce, tím vyšší pravděpodobnost reprodukce. Následně jsou postupem zohledňujícím právě pravděpodobnost reprodukce vybráni jedinci pro reprodukci a utvářejí dvojice, tzv. rodiče.
- křížením, tedy výměnou určitých částí chromozomu rodičovských dvojic jsou vytvořeni potomci. Pozice genu u kterého dochází k výměně informace je náhodně generována. Dále může být u malého počtu potomků aplikována mutace některého z genů, pokud je dosaženo prahové hodnoty pravděpodobnosti pro jeho mutaci. Tato bývá poměrně vysoká a proto mutace není příliš častá. Je však v průběhu řešení žádoucí, jelikož zabraňuje dlouhodobé stagnaci v oblastech lokálních extrémů účelové funkce.
- z potomků se stává nová populace možných řešení, tj. noví rodiče. Z předchozí populace jsou zachováni pouze tři nejlepší jedinci.

Tento postup se pak neustále opakuje a optimalizace je ukončena, je-li dosaženo zvoleného kritéria konvergence. Jeho volba je poměrně volná. Řešení je možno ukončit při dosažení předepsaného zlepšení účelové funkce nebo po dosažení určitého počtu generací. Ani jedno z těchto kritérií se nejevilo jako vhodné a proto byl vývoj hodnot účelové funkce v průběhu optimalizace sledován a běh byl ukončen, když účelová funkce v průběhu řešení dosáhla již výrazného zlepšení a dlouhodobě stagnovala na určité hodnotě. Zároveň byla sledována a ze stejného pohledu hodnocena i průměrná hodnota účelové funkce všech jedinců populace (předpoklad, že stagnuje-li průměrná hodnota účelové funkce, pak populace je již nasycena jedinci vysokých kvalit a ani mutace nepřinese další zlepšení v akceptovatelném časovém horizontu).

3.4 ÚČELOVÁ FUNKCE – KONSTRUKCE A IMPLEMENTACE

Při sestavování účelové funkce bylo hlavním cílem komplexně postihnout široké spektrum požadavků na profil v předpokládaném režimu práce. Cílem optimalizace bylo zejména snížit součinitel odporu a případně zvýšit součinitel vztlaku (tj. zlepšit hodnotu klouzavosti pro daný návrhový režim) a dále zachovat akceptovatelnou hodnotu součinitele momentu. Dalším omezením byl požadavek nesnížit tloušťku profilu. Je zřejmé, že snížení tloušťky profilu v transsonické oblasti by zákonitě vedlo ke snížení odporu profilu, avšak profil by z pevnostního hlediska byl neaplikovatelný na transsonické křídlo.

Základní tvar účelové funkce byl proto zvolen v následující podobě:

$$F = 1 - \varpi_1 \cdot \left(\frac{c_d}{c_l^2} \right) - \varpi_2 \cdot c_m^2 - \varpi_3 \cdot \delta_t^2 ,$$

kde ω_i jsou váhy pro jednotlivé členy účelové funkce, c_l , c_d a c_m jsou součinitel vztlaku, odporu a klopivého momentu profilu a parametr δ_t je rozdíl tloušťky profilu proti referenčnímu profilu. Rozdíl tloušťky byl aktivní pouze v případě, že tloušťka profilu byla menší než tloušťka původního profilu. Vzhledem k předpokládaným záporným hodnotám c_m a δ_t jsou oba členy umocněny.

V průběhu ladění při testovacích bězích byly testovány různé hodnoty váhových funkcí ω_i , a to v rozmezí hodnot 0,3 – 2. Jako vhodné a postačující, vzájemně sladěné hodnoty se ukázaly hodnoty $\omega_1=1$, $\omega_2=1$, $\omega_3=1,5$. Rovněž byl testován poněkud komplikovanější tvar účelové funkce zohledňující práci profilu na více režimech z hlediska Machova čísla. Účelová funkce měla v tomto případě tvar:

$$F = 1 - \sum_{i=1}^3 \left(\varpi_1 \cdot \left(\frac{c_d}{c_l^2} \right)_{M_i} - \varpi_2 \cdot (c_m^2)_{M_i} \right) - \varpi_3 \cdot \delta_t^2 ,$$

kde jsou vlastnosti profilu určovány při třech různých Machových číslech M_i . Vzhledem k tomu, že časová náročnost tohoto postupu byla trojnásobně vyšší než u jednorežimového návrhu, byla opuštěna jako, v současné době pro optimalizaci genetickým algoritmem s danými CFD prostředky, prakticky nepoužitelná.

3.5 GLOBÁLNÍ ŘÍDÍCÍ PROGRAM

Globální řídicí program byl vytvořen s cílem splnit několik základních požadavků. Jeho úkolem bylo udržovat v průběhu celého řešení přehled o stavu optimalizace, o vztahu mezi jedinci populace genetického algoritmu a reálnými profily jim odpovídajícími. Dále bylo cílem vhodným způsobem zprostředkovat vzájemnou komunikaci mezi genetickým algoritmem a podpůrnými CFD programy, rovněž pak vhodným způsobem zajistit pokud možno co nejširší paralelizaci CFD výpočtů.

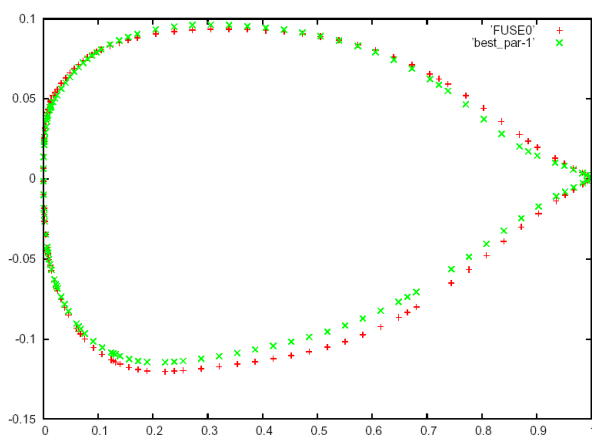
Program byl implementován v programovacím jazyce C na platformě operačního systému linux. Udržování informace o průběhu optimalizace bylo zajištěno ukládáním aktuálních hodnot účelové funkce všech jedinců populace mezi jednotlivými generacemi, dále ukládáním hodnot průměru účelové funkce všech jedinců populace pro danou generaci řešení. V řídicím programu byly vytvořeny funkce generující řídicí podprogramy v podobě tzv. „skriptů“ pro „shell“ – základní komunikační rozhraní operačního systému linux. Tyto podprogramy pak generovaly dávkové soubory pro externí CFD programy a tyto programy rovněž spouštěly, dále archivovaly a mazaly dočasné soubory. Při tvorbě řídicího programu bylo rovněž využito možností knihovny mpi pro paralelizaci běhu programu. Toto byl klíčový prvek umožňující řešení celé optimalizace v akceptovatelném časovém horizontu.

4 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

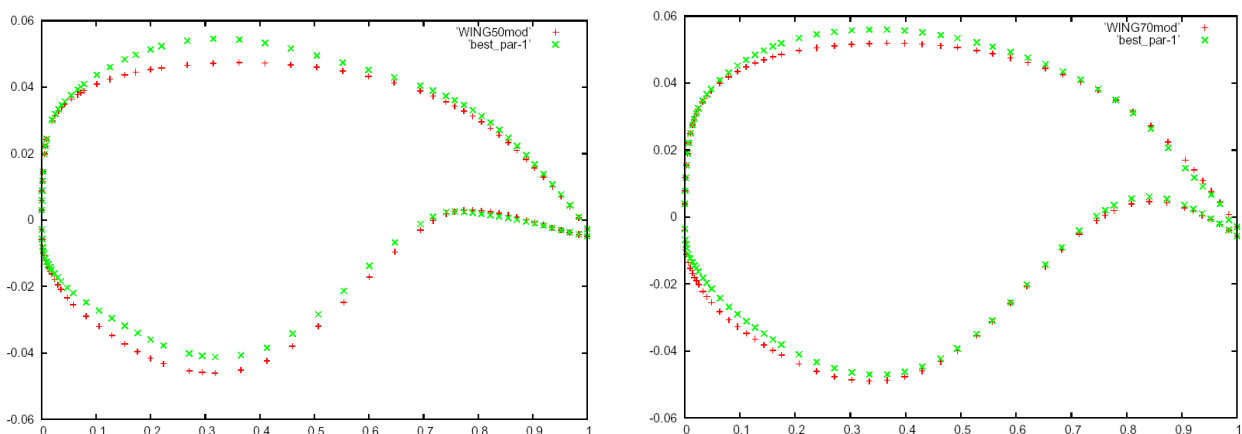
4.1 VÝSLEDKY OPTIMALIZACE

Po prvních testovacích bžích (odladění celkové komunikace programu, testování vhodnosti formulace účelové funkce a hledání vhodných hodnot jejích vah ω_i) byly provedeny tři základní běhy programu – optimalizace tří zvolených profilů transsonické konfigurace. Průběh optimalizace a její výsledky shrnují následující kapitoly.

4.1.1 Výsledné profily



Obr. 20.: Optimalizace profilu trupu - a srovnání původního (referenčního) profilu (+) a optimalizovaného profilu (x)

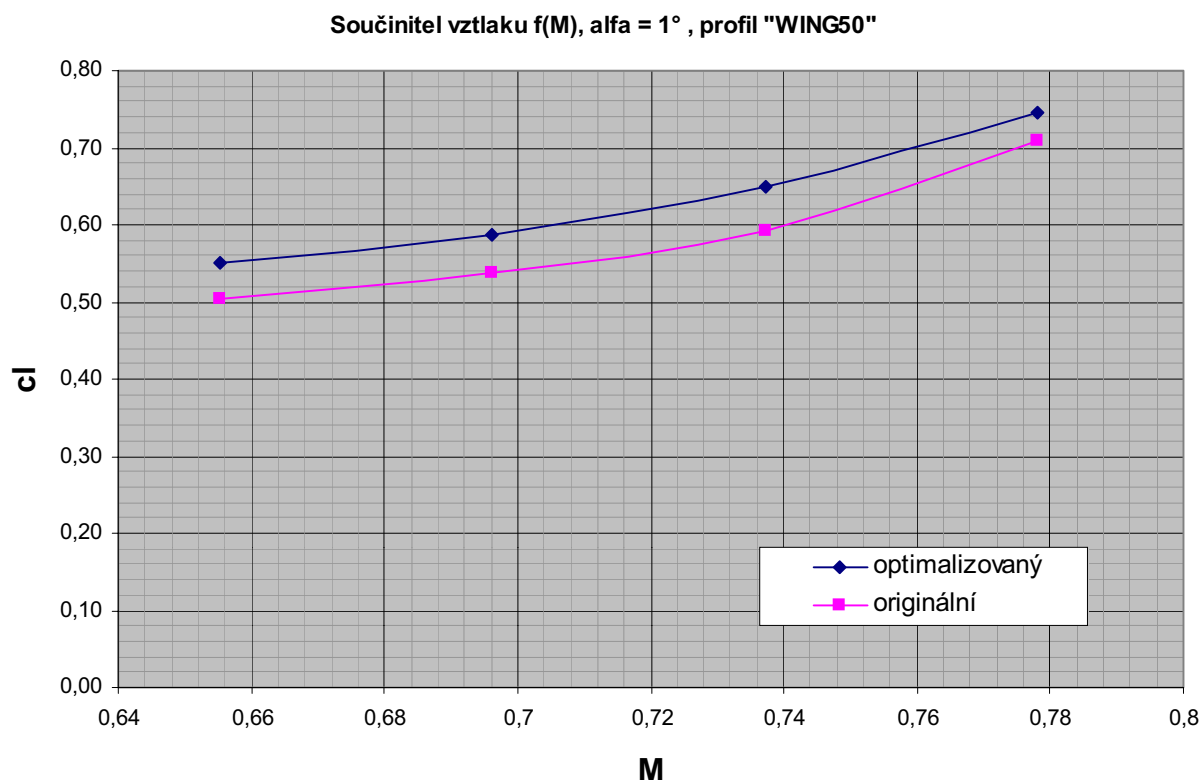


Obr. 22.: Optimalizace profilu vnějšího křídla v 50% polorozpětí („WING50“) vlevo a profilu vnějšího křídla v 70% polorozpětí („WING70“) vpravo - srovnání původního (referenčního) profilu (+) a optimalizovaného profilu (x)

Na uvedených obrázcích jsou zobrazeny výsledky optimalizace profilu trupu a profilů vnějšího křídla v 50% polorozpětí pro lokální normální Machovo číslo 0,636, respektive 0,737 odpovídající cestovnímu Machovu číslu konfigurace 0,9 a úhel náběhu 1°.

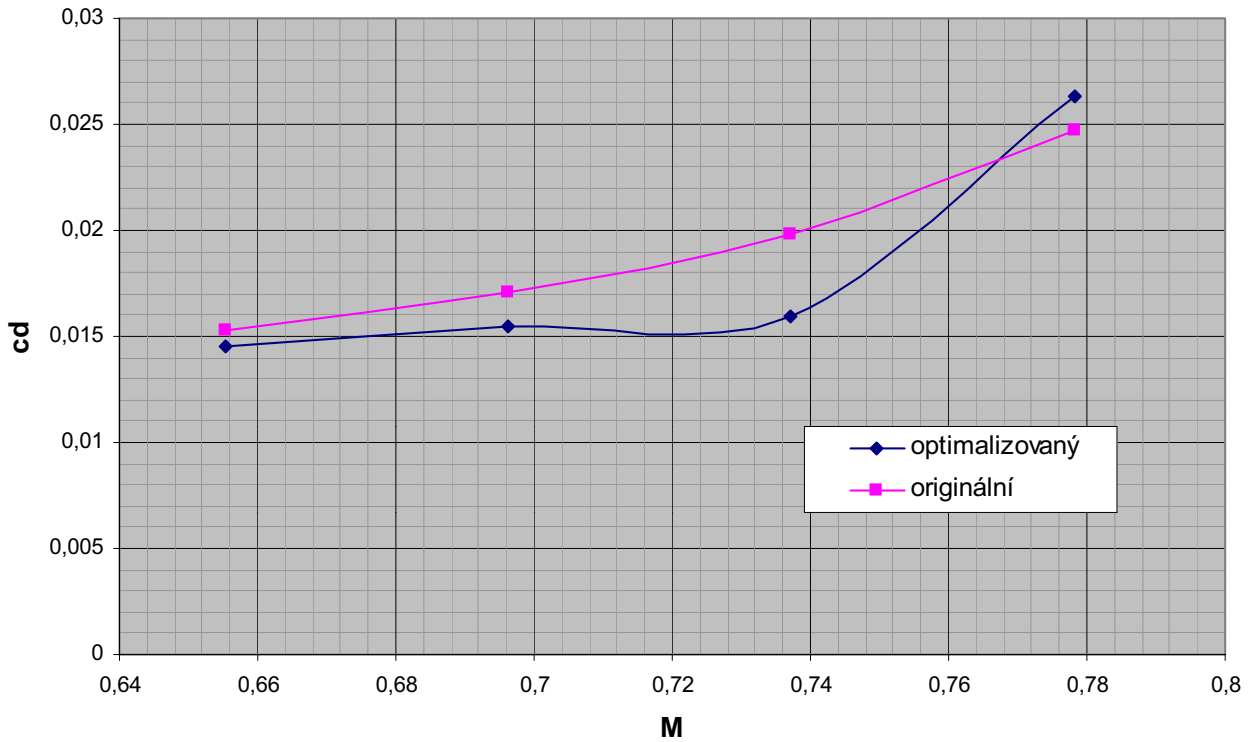
4.1.2 Ověření vlastností navržených profilů

Po provedení optimalizace bylo rozhodnuto ověřit vlastnosti nově navržených profilů srovnávacími výpočty, a to s použitím metodiky z optimalizačního postupu (tj. výpočetní síť strukturovaná, vytvořená v preprocesoru ICEM, výpočty v řešiči fluent 6 s uvážením vlivu viskozity – model turbulence Spalart-Allmaras). Vzhledem k tomu, že optimalizace byla směřována na jeden režim práce profilu, bylo cílem ověření také zjistit, zda nedošlo k závažnému zhoršení vlastností profilu mimo tento návrhový režim. Bylo proto provedeno srovnání vlastností pro celé spektrum úhlů náběhu v okolí návrhového režimu. Dále bylo rozhodnuto prozkoumat rovněž nižší a vyšší Machova čísla, a to Machova čísla odpovídající $M=0,8$, $M=0,85$ a $M=0,95$ u 3D konfigurace. Nižší Machova čísla byla ověřena záměrně, aby byly odhaleny případné nevhodné vlastnosti při nižších rychlostech zabráňující dosáhnout vůbec návrhového režimu. Výsledky srovnávacích výpočtů byly souhrnně vyhodnoceny a hlavní výsledky jsou uvedeny na následujících stranách v podobě grafů závislostí součinitele odporu a vzlaku na Machově číslu.



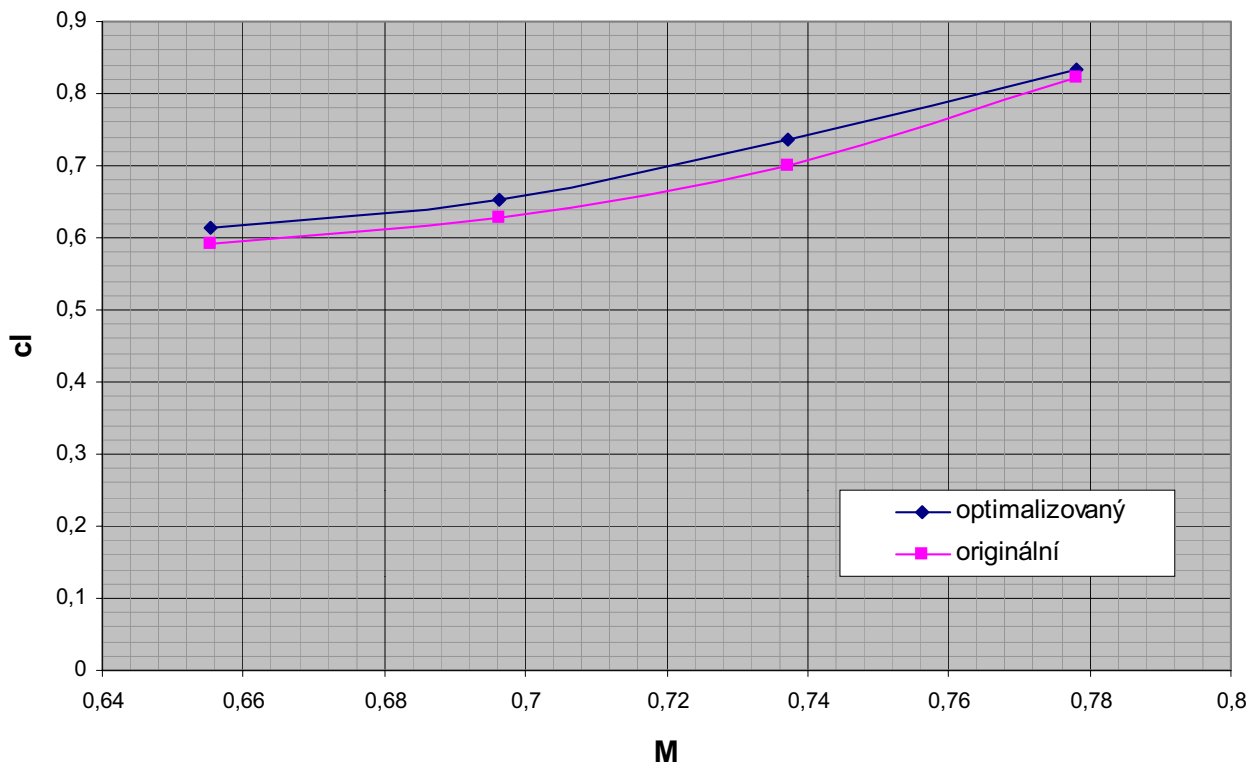
Obr. 36.: Závislost součinitele vzlaku na Machově číslu u původního a optimalizovaného profilu v 50% polorozpětí

Součinitel odporu $f(M)$, $\alpha = 1^\circ$, profil "WING50"

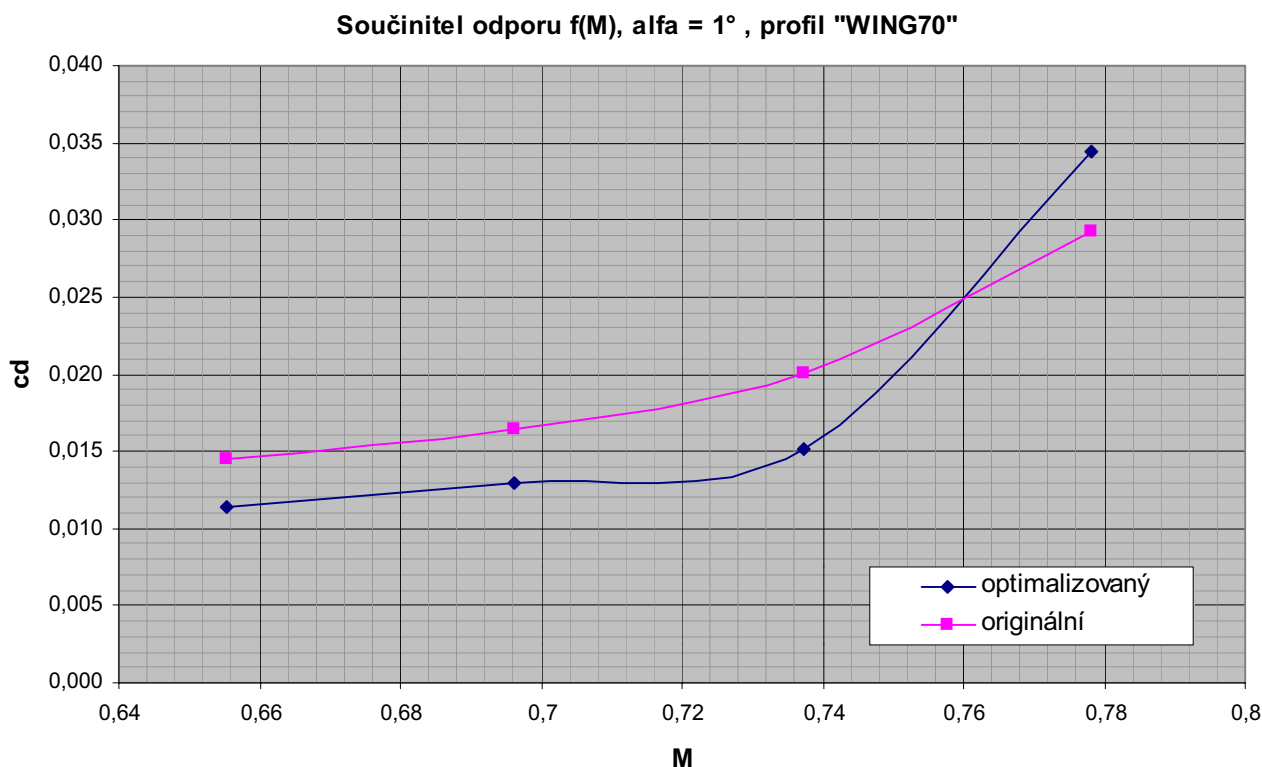


Obr. 37.: Srovnání závislosti součinitele odporu na Machově čísle u původního a optimalizovaného profilu v 50% polorozpětí

Součinitel vztlaku $f(M)$, $\alpha = 1^\circ$, profil "WING70"



Obr. 43.: Srovnání závislosti součinitele vztlaku na Machově čísle u původního a optimalizovaného profilu v 70% polorozpětí



Obr. 44.: Srovnání závislosti součinitele odporu na Machově čísle u původního a optimalizovaného profilu v 70% polorozpětí

4.1.3 Hodnocení výsledků optimalizace profilů

Z vyhodnocených závislostí vlastností profilů bylo vyvozeno několik závěrů. Klouzavosti (poměry c_l/c_d) u všech optimalizovaných profilů (FUSE0, WING50 a WING70) byly v různě širokém rozsahu úhlů zvýšeny, a to jak zvýšením c_l , tak snížením c_d . Největší přírůstky klouzavosti u profilů vnějšího křídla (WING50 a WING70) se objevují právě v okolí návrhového režimu, tj. $\alpha=1^\circ$. Se změnou α se přírůstek c_l/c_d plynule zmenšuje. Dále je patrné, že pro Machovo číslo větší než návrhové při optimalizaci je klouzavost u profilů vnějšího křídla dokonce místý, nebo zcela horší než u originálních profilů.

U součinitele vztlaku pro většinu režimů opět došlo ke zvýšení c_l pro dané α . Se zvyšujícím se Machovým číslem dochází k obrácení trendu a c_l je nižší než u původního profilu, ale to vždy až od určitého úhlu náběhu, dle Machova čísla 2 nebo 3°.

U součinitele odporu došlo opět ke snížení jeho hodnot pro jednotlivé úhly náběhu a to při všech Machových číslech, s výjimkou nejvyššího, $M=0,778$, které odpovídá cestovnímu $M=0,95$ u 3D konfigurace, u profilů vnějšího křídla. Nejlépe tuto změnu postihují obr. 36, 37, 43 a 44, které zobrazují závislost součinitele vztlaku, respektive odporu na Machově čísle při konstantním úhlu náběhu. Je patrné, že optimalizované profily pro tento úhel náběhu dávají vyšší c_l a nižší c_d až do $M=0,737$, tj. návrhového Machova čísla optimalizačního procesu. Pro vyšší Machova čísla pak dochází ke zhoršení vlastností optimalizovaných profilů v porovnání s původnímu z hlediska jejich aerodynamické efektivity.

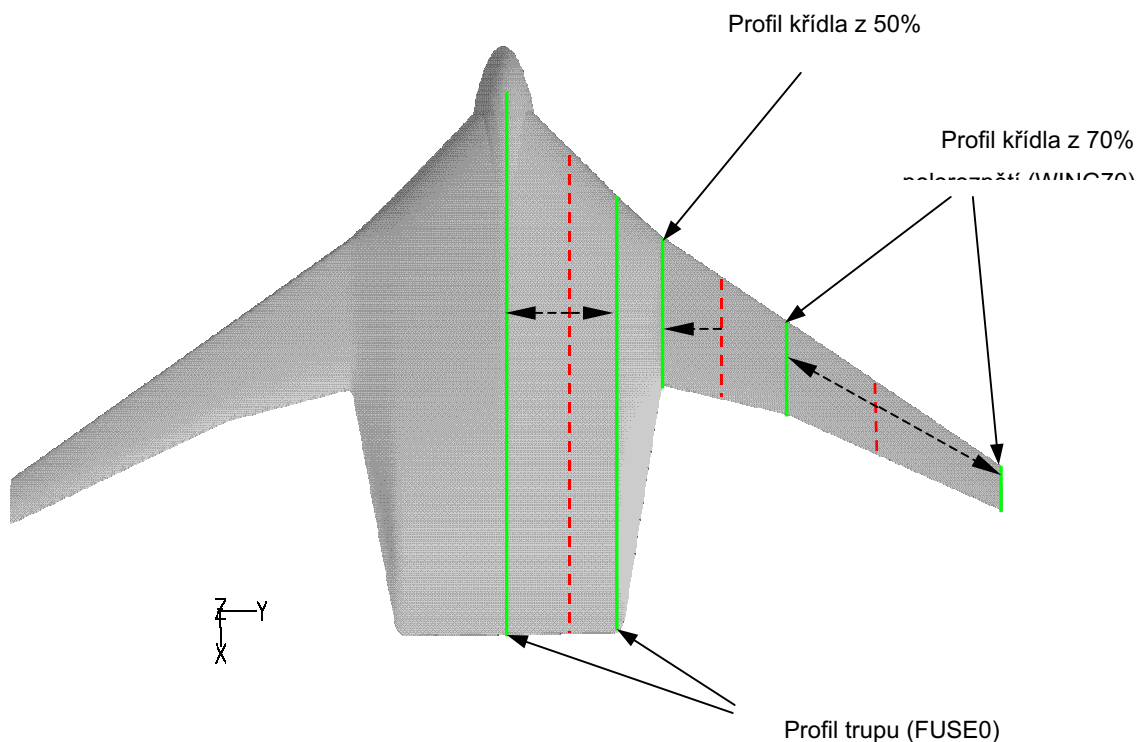
Co se týká klopivého momentu, tak u profilu trupu a profilu vnějšího křídla v 70% polorozpětí došlo k pozitivně hodnocené změně hodnot a tyto byly sníženy (ve smyslu menší záporné hodnoty). U profilu v 50% polorozpětí pak došlo k jeho mírnému nárůstu, tj. k pohybu nežádoucím směrem, a to zejména u $M=0,778$.

Celkově lze výsledky optimalizace 2D profilů hodnotit jako povzbudivé. Je nutno is uvědomit, že s uvedeným postupem nebyly dosud žádné zkušenosti a většina problémů byla řešena poprvé. Optimalizované profily při srovnávacích výpočtech v CFD řešiči fluent6 vykazují zlepšení u většiny parametrů až do návrhového Machova čísla, nad touto hodnotou se vlastnosti profilů mírně zhoršují v porovnání s originálními profily.

4.2 APLIKACE NA 3D KONFIGURACI

4.2.1 Rekonstrukce 3D geometrie s optimalizovanými profily

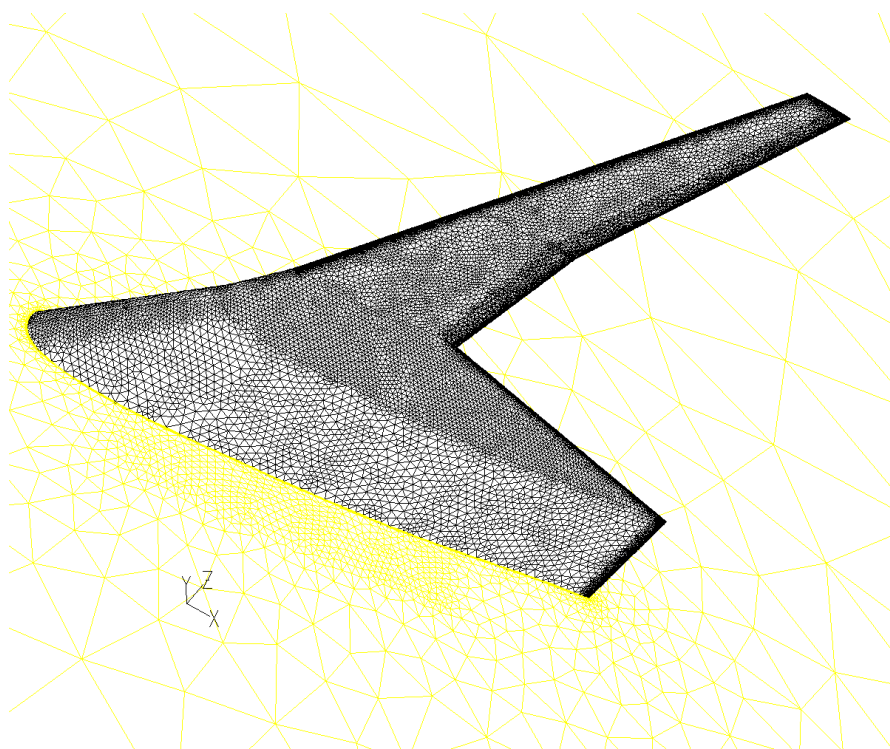
Následujícím krokem po optimalizaci jednotlivých charakteristických profilů a ověření jejich vlastností byla implementace profilů na 3D konfiguraci a její ověřovací výpočet. Při rekonstrukci 3D konfigurace bylo nutno dodržet několik základních požadavků, a to zejména přesné zachování půdorysu, tj. průběhu spojnice čtvrtinových hloubek profilů, průběhu hloubek profilů a dále průběhu zkroucení podél rozpětí. Tímto způsobem vygenerovaná 3D konfigurace se lišila minimálně i v průběhu tloušťky profilu podél rozpětí a automaticky, stejně jako originální konfigurace splňovala pravidlo ploch, tj. průběh příčných průřezů konfigurace podél osy x byl spojitý a hladký. Konkrétní postup reprodukce 3D geometrie, k jejímuž vytvoření byl použit CAD software CATIA ukazuje následující obrázek.



Obr. 45.: Rekonstrukce 3D geometrie z optimalizovaných profilů – přerušovaná – původní pozice optimalizovaných profilů, plná – použití při rekonstrukci

Dále pak byly vygenerovány výpočetní sítě s použitím preprocesoru ICEM CFD. Byl použit postup obdobný jako při optimalizaci 2D profilů, tak aby srovnání výsledků nebylo zatíženo

rozdíly různých metod a programů. Sítě vytvořené pro 3D výpočet byly s ohledem na předpoklad ověření vlastností jak neviskózním, tak viskózním řešením vytvořeny ve dvou variantách, a to tzv. „eulerovská“ čistě tetrahedrální nestrukturovaná síť pro neviskózní řešení a dále hybridní síť kombinující prizmatické prvky v okolí povrchu konfigurace (pro kvalitní řešení mezní vrstvy a její interakce s rázovými vlnami) a nestrukturovanou tetrahedrální síť ve zbytku domény. Obdobným způsobem byly vygenerovány sítě s obdobnými parametry pro originální konfiguraci (VELA ST1). Sítě byly, vzhledem k tomu, že všechny předpokládané výpočty byly uvažovány jako symetrické případy generovány pro jednu symetrickou polovinu domény. Síť pro neviskózní výpočet obsahovala 950 000 prvků a síť pro viskózní výpočet pak obsahovala celkem 1 500 000 prvků. Na následujícím obrázku je zachycena povrchová síť reprodukované konfigurace se sítí roviny symetrie.

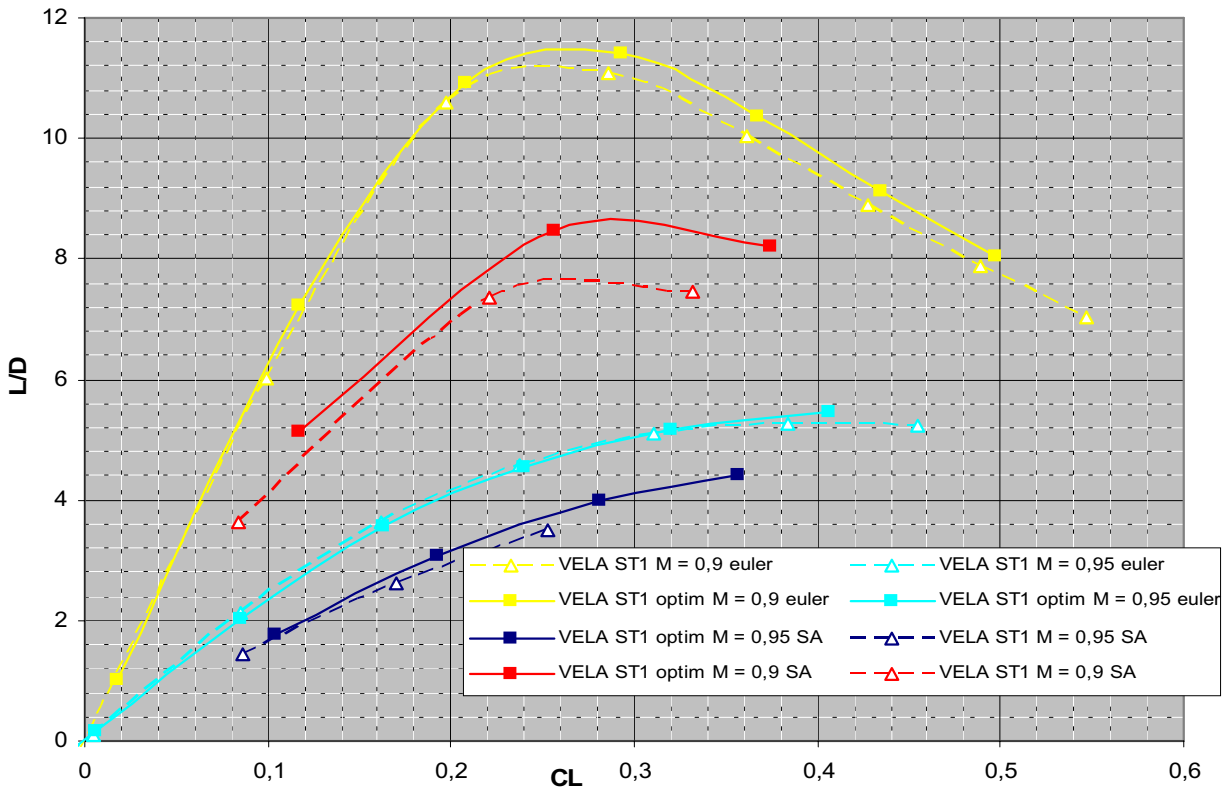


Obr. 46.: Povrchová síť reprodukované 3D konfigurace VELA a roviny symetrie. Na síti symetrie je patrné záměrné zhuštění elementů v oblasti předpokládané polohy rázových vln pro jejich přesné vyřešení.

4.2.2 Výpočet 3D konfigurace – výsledky řešení

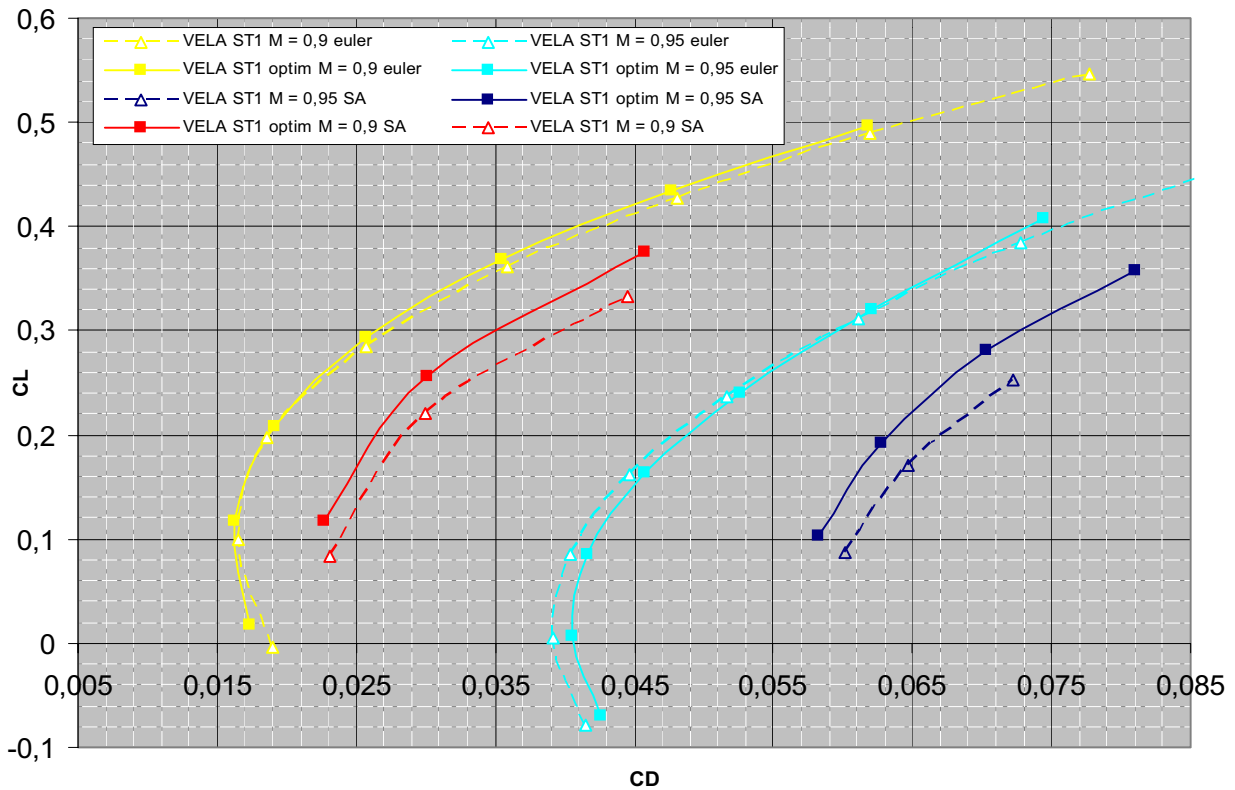
Výsledky porovnávacích výpočtů originální a reprodukované 3D konfigurace s optimalizovanými profily ukázala globální zlepšení aerodynamických charakteristik. Výsledky řešení bez a s vlivem turbulence shrnují následující grafy a tabulky.

Klouzavosti - 3D konfigurace



Obr. 48.: Srovnání klouzavosti u originální a reprodukované konfigurace s optimalizovanými profily pro $M=0,9$ a $0,95$.

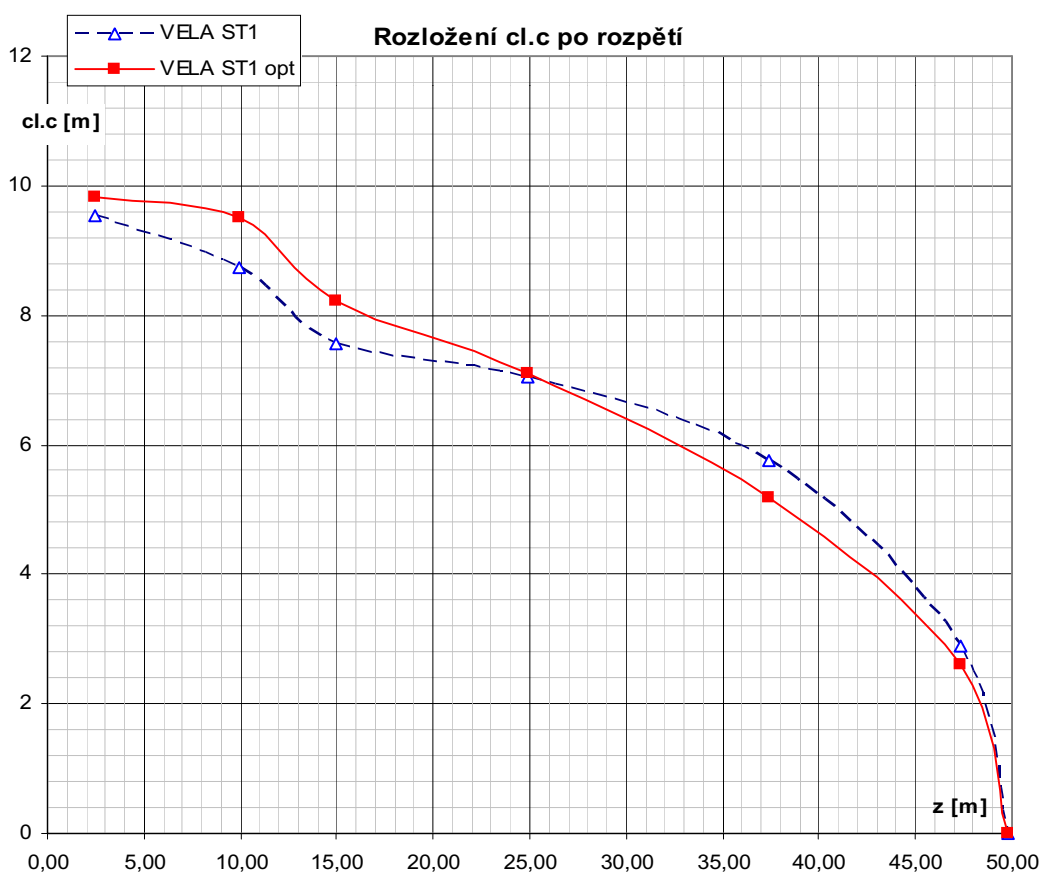
Odporové plány - 3D konfigurace



Obr. 49.: Srovnání odporových polár originální a reprodukované konfigurace s optimalizovanými profily pro $M=0,9$ a $0,95$.

Na základě uvedených výsledků výpočtů lze konstatovat, že na režimu $M=0,9$ došlo právě v okolí cestovního součinitele vztlaku ke snížení odporu a zejména zlepšení klouzavosti a to o cca 5% u neviskózního a o přibližně 13% u řešení s uvážením viskozity. U cestovního režimu $M=0,95$ pak jsou vlastnosti v okolí $c_L=0,3$ téměř totožné u obou konfigurací při řešení neviskózním a u řešení s uvážením viskozity dochází k mírnému zlepšení klouzavosti. Z odporových polár je pak patrné snížení odporu a zvýšení vztlaku při prakticky všech režimech a to jak u neviskózního řešení, tak zejména u řešení s modelem turbulence. Výjimkou je neviskózní řešení na $M=0,95$, kdy optimalizovaná konfigurace má větší součinitel odporu, až do hodnoty součinitele vztlaku $c_L=0,3$. To, že výsledky konfigurace s optimalizovanými profily byly výrazně lepší pro $M=0,9$ než $M=0,95$ jasně koresponduje se zhoršováním vlastností optimalizovaných profilů při Machově čísle, které odpovídá $M=0,95$ u 3D konfigurace. Celkově výsledky srovnání konfigurací vyznívají optimisticky a prokazují zlepšení vlastností na zvýšené cestovní rychlosti $M=0,9$, což bylo cílem řešení.

Pro obě konfigurace bylo provedeno srovnání rozložení vztlaku a odporu po rozpětí při režimu odpovídajícímu $M=0,9$ a to pomocí postprocesoru Tecplot 10 firmy Amtec.



Obr. 51.: Rozložení $c_{l.c}$ po rozpětí. Přerušovaná čára – konfigurace s optimalizovanými profily, plná čára – originální konfigurace.

Z rozložení součinitele vztlaku po rozpětí je patrné, že došlo k odlehčení vnějšího křídla a přesunu zatížení směrem k trupu. Ke zlomu dochází přibližně v polovině polorozpětí. Tato změna je pak patrnější na obr. 51., rozložení $c_{l.c}$. V přibližně stejném poměru pak došlo rovněž ke snížení lokálních součinitelů odporu podél rozpětí. Důležitým závěrem pak bylo zjištění, že profily

v souladu s předpokladem pracují na součinitelích vztlaku, které jsou blízké cílovým návrhovým součinitelům vztlaku z optimalizace profilů. Pracují tedy v oblastech, kde byly výrazně zlepšeny poměry c_l/c_d . Toto je přímý a jednoduchý závěr, který však pouze kontroluje vhodnost použitých vstupů u optimalizace, nevysvětluje však přímo změnu rozložení lokálních součinitelů u 3D konfigurace. Toto vysvětlení by vyžadovalo mnohem podrobnější analýzu, která nebyla cílem této práce.

Výsledky srovnání aerodynamických charakteristik originální a reprodukované konfigurace s optimalizovanými profily na cestovním $c_L=0,3$ pro obě Machova čísla shrnuje následující tabulka:

M	VELA ST1				VELA ST1 opt			
	c_L	c_D	c_m	c_L/c_D	c_L	c_D	c_m	c_L/c_D
0,90	0,30027	0,03876	0,01878	7,75	0,30053	0,03497	0,02119	8,59
0,95	0,30044	0,07774	0,00123	3,86	0,30000	0,07163	0,01435	4,19

M	Relativní změna vzhledem k originální konfiguraci			
	Δc_L	Δc_D	Δc_m	$\Delta(c_L/c_D)$
0,90	0,1%	-9,8%	12,8%	11,0%
0,95	-0,1%	-7,9%	1063,8%	8,4%

Tab. 10.: Srovnání výsledků výpočtů pro obě konfigurace při cestovním režimu – $c_L=0,3$.

Vzhledem k tomu, že cílem úkolu v rámci projektu VELA bylo zlepšit vlastnosti konfigurace při vyšší cestovní rychlosti a konstantním celkovém součiniteli vztlaku, byly podrobně vyhodnoceny změny parametrů při tomto součiniteli vztlaku a daných rychlostech a to pro řešení s vlivem viskozity. Z tabulky 10. je patrné, že na režimu $M=0,9$ došlo ke zlepšení klouzavosti o 11%, což je velmi dobrý výsledek. Negativní změna pak postihla součinitel klopivého momentu, který vzrostl (v záporném směru) o téměř 13%. U režimu $M=0,95$ je klouzavost u reprodukované konfigurace lepší o 8,4%. Součinitel klopivého momentu je ovšem několikanásobně vyšší než u původní konfigurace. Tato změna, u obou režimů, je patrně dána změnou poloh rázových vln. Přestože ve 2D výpočtech optimalizované profily vykazovaly hodnoty klopivého momentu nižší, nebo srovnatelné s profily originálními, pak ve 3D aplikaci, vzhledem k jejich různým polohám na konfiguraci a rozložení rázových vln u konfigurace je komplikovanější, je výsledkem nevhodná změna klopivého momentu u reprodukované konfigurace.

5 ZÁVĚR

Předkládaná disertační práce se zabývá problematikou praktického uplatnění aerodynamické optimalizace při aerodynamickém návrhu letounu. Výsledky práce lze hodnotit z několika hledisek.

Důležitým výsledkem bylo vytvoření obecně použitelného optimalizačního prostředí pro aerodynamickou optimalizaci profilů. Toto prostředí, přestože bylo konkrétně aplikováno na transsonické profily, bylo vytvořeno s maximálním důrazem na otevřenost a modulárnost. Výsledkem je systém umožňující optimalizovat libovolnou kategorii profilů pro různé režimy jejich práce. Snadným způsobem lze modifikovat tvar účelové funkce (tedy cíl optimalizace), vzhledem k otevřenému propojení zdrojového kódu řídicího programu a nezávislého CFD řešiče proudového pole pro analýzu vlastností profilů je možno tento řešič velice snadno nahradit jiným, adekvátním pro daný typ úlohy (např. nahrazení řešiče založeného na metodě konečných objemů panelovou metodou a podobně). Je cílem dalšího výzkumu v této oblasti využít a ověřit chování optimalizátoru například pro návrh vysokovýkonných profilů pro čistě podzvukovou oblast, v delším časovém horizontu pak doplnit možnost optimalizace profilů se vztlakovou mechanizací.

Funkčnost a kvalita navrženého optimalizačního prostředí byla ověřena při řešení optimalizace rodiny tansonických profilů pro konfiguraci velkokapacitního dopravního letounu budoucnosti v rámci projektu VELA. Na základě úvodní profiláže pro tuto konfiguraci letounu od firmy AIRBUS byla optimalizací vygenerována nová, která při provedeném porovnání v rámci totožného výpočetního prostředí vykazuje zlepšení aerodynamických charakteristik v požadovaném rozsahu provozních Machových čísel a úhlů náběhu. V porovnání s publikovanými výsledky prací ve světě dosahuje zlepšení hlavních ukazatelů srovnatelných hodnot a ukazuje, že bylo dosaženo výsledků na porovnatelné úrovni.

Disertační práce byla zpracována v úzké návaznosti na řešení zmiňovaného projektu VELA 5. rámcového programu EU, kde hlavním úkolem bylo zlepšení vlastností konfigurace nekonvenčního velkokapacitního dopravního letounu pro vyšší cestovní rychlosti (Machova číslo 0,9, případně až 0,95) a to zejména snížení odporu a zvýšení klouzavosti. Součástí práce je tedy také ověření vlastností optimalizovaných profilů jejich aplikací na konfiguraci VELA a srovnání s původním návrhem přepočtem v jednotném výpočetním prostředí. Zde bylo dosaženo opět velmi optimistických výsledků, klouzavost konfigurace s novou profiláží byla zvýšena pro cestovní rychlost $M=0,9$ o 11% a pro cestovní rychlost $M=0,95$ pak o 8,4%. Problematickým se pak ukázalo zvýšení klopivého momentu u 3D konfigurace, které je však u 2D optimalizace profilů prakticky velmi těžko podchytitelné. Tento fakt ovšem výsledky nedegraduje, vzhledem k tomu, že na klopivý moment nebyla stanovena omezující kritéria v této fázi projektu. Hlavním definovaným cílem bylo zvýšení cestovní rychlosti a optimalizace klouzavosti na tomto režimu při daném omezení cestovního součinitele vztlaku konfigurace a vygenerování hodnot pro databázi tzv. „aerodynamických možností“ dané koncepce pro další použití při řešení projektu VELA.

Lze konstatovat, že dosažené výsledky prezentované v této práci jsou na srovnatelné úrovni s ostatními členy konsorcia řešitelů podílejícími se na projektu VELA. To je potěšitelné zejména vzhledem k tomu, že před zapojením do řešení projektu nebyly k dispozici žádné předchozí zkušenosti s řešením podobných komplexních problémů.

Dalším významným výsledkem, kterého bylo dosaženo, je skutečně aktivní a v rámci časových možností i kvalitní zapojení do řešení významného evropského projektu, jehož kvalitu garantuje

účast všech špičkových evropských leteckých výzkumných ústavů a zejména vedení projektu firmou AIRBUS, v současnosti největšího světového výrobce civilních dopravních letadel.

6 SUMMARY

The thesis summarizes and assesses the results of research conducted in the field of modern optimization techniques utilization during the aerodynamic design of aircraft. The work is focused on the genetic algorithm application in aerodynamic design process in close connection with CFD tools. Presented results include the particular application on the transsonic commercial transport aircraft aerodynamic optimization, which has been solved as a part of 5th frame programme project VELA – “Very Efficient large Aircraft”. The main effort was dedicated to optimization of glide ration (c_L/c_D) for higher cruise speed.

The thesis is divided into three interconnected parts:

First section is focused on integrated optimization environment design and development. This part describes the state of the art methods and explores the main problems connected with aerodynamic optimization.

Within the second section the optimization of 2D wing sections was performed and the optimized sections are evaluated in comparison with original VELA wing sections.

Finally the optimized wing sections were implemented on unconventional commercial transport aircraft 3D configuration and overall benefits obtained via optimization are assessed. The obtained results shows very optimistic improvement of glide ratio and other aerodynamic characteristics for higher cruise speed.

LITERATURA

- [1] Journal of Aircraft Vol.36, No.1, January-February 1999, Special Issue: Multidisciplinary Design Optimization of Aerospace Systems
- [2] AGARD REPORT No.803: Optimum Design Methods for Aerodynamics, Advisory Group for Aerospace Research & Development, North Atlantic Treaty Organization
- [3] AGARD Conference proceedings AGARD-CP-463: Computational Methods for Aerodynamic Design (Inverse) and Optimization, Advisory Group for Aerospace Research & Development, North Atlantic Treaty Organization
- [4] AGARD REPORT No.780: Special Course on Inverse Methods for Airfoil Design for Aeronautical and Turbomachinery Applications, Advisory Group for Aerospace Research & Development, North Atlantic Treaty Organization
- [5] Kumar Ajay, Hefner Jerry N., Future Challenges and Opportunities in Aerodynamics, ICAS 2000 Congress, ICAS2000-0.2.14
- [6] Jameson Anthony, CFD for Aerodynamic Design and Optimization: Its Evolution over the Last Three Decades, 16th AIAA CFD Conference, Orlando, 2003
- [7] Reuther J., Jameson A., Farmer J., Martinelli L., Saunders D., Aerodynamic Shape Optimization of Complex Aircraft Configurations via an Adjoint Formulation, AIAA Paper 96-0094, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [8] Raj Pradeep, Aircraft Design in the 21st Century: Implications for Design Methods, AIAA Paper 98-2895, 1998
- [9] ESDU Data Item **97017** – GUIDE TO WING AERODYNAMIC DESIGN, Engineering Sciences Data Unit, an IHS Group Company, www.esdu.com
- [10] ESDU Data Item **99019** CONSTRAINED MULTIVARIATE OPTIMISATION TECHNIQUES FOR THE DESIGN OF AEROFOIL SECTIONS, Engineering Sciences Data Unit, an IHS Group Company, www.esdu.com
- [11] Stinton Darrol, The Design of the Airplane, Second Edition, AIAA & Blackwell Science Ltd., 2001
- [12] Giesing J.P., Barthelemy J-F. M., A Summary of Industry Multidisciplinary Optimization Applications and Needs, uvedeno v AIAA Multidisciplinary Optimization Technical Comitee „White Paper“, AIAA 1998

- [13] Fillipone A., Aerodynamic Design, uvedeno na Advanced Topics in Aerodynamics – internet, webová strana věnovaná pokročilým tématům v aerodynamice a bibliografii k nim
- [14] Giles, M. B., Aerodynamic design: a complex task, lecture notes of Von Kármán Institute Lecture Course on Inverse Design, Von Kármán Institute 1997
- [15] Baysal Oktay (editor), CFD for Design and Optimization, 1995 ASME INTERNATIONAL MECHANICAL ENGINEERING CONGRESS AND EXPOSITION, The American Society of Mechanical Engineers, FED-Vol.232, ISBN 0-7918-1743-1
- [16] Jameson A., The Role of CFD in Preliminary Aerospace Design, Proceedings of FEDSM 2003, report FEDSM2003-45812
- [17] Mason W.H., Knill D.L, Giunta A.A., Grossman B., Watson L.T. a Haftka R.T., Getting the Full Benefits of CFD in Conceptual Design, AIAA Paper 98-2513, 16th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 1998
- [18] Amago Tatsuyuki, Sizing Optimization Using Response Surface Method in FOA, Research & Development Review of Toyota CDRL, Vol.37, No.1
- [19] Ahn J., Kim H-J., Lee D-H., Rho O-H. Response Surface Method for Airfoil Design in Transsonic Flow, Journal of Aircraft, Vol.38, No.2, March-April 2001
- [20] Campbell R.L., Efficient Viscous Design of Realistic Aircraft Configurations, AIAA Paper 98-2539, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998
- [21] Daberkow D.D., Mavris D.N., New Approaches to Conceptual and Preliminary Aircraft Design: A Comparative Assessment of a Neural Network Formulation and Response Surface Methodology, 1998 World Aviation Conference, SAE International, 1998
- [22] Baysal O., Aerodynamic Shape Optimization: Methods and Applications, 1999 World Aviation Conference, San Francisco, SAE International, 1999
- [23] Giles, M. B., Aerodynamic design optimisation for complex geometries using unstructured grids, lecture notes of Von Karman Institute Lecture Course on Inverse Design, Von Karman Institute 1997
- [24] Oyama A., Multidisciplinary optimization of Transsonic Wing Design Based on Evolutionary Algorithms Coupled with CFD Solver, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2000

- [25] Mastin W.C., Smith R.E., Sadrehaghighi I., Wiese M.R., Geometric Model for a Parametric Study of the Blended-Wing-Body Airplane, AIAA Paper 96-2416, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [26] Grenon Richard, Numerical Optimization in Aerodynamic Design with Application to a Supersonic Transport Aircraft, NAL International Workshop on Supersonic Transport Design, March 1998, Japan
- [27] Mavris D.N., Qiu S., An Improved Process for the Generation of Drag Polars for use in Conceptual/Preliminary Design, SAE Paper 1999-01-5641, SAE International 1999
- [28] Gill P.E, Murray W., Wright M.H., Practical optimization, Academic Press 2003, ISBN 0-12-283952-8
- [29] Sobieczky H., Integration of CAD and CFD by Analytic and Parametric Geometry Tools, SIAM Workshop "Integration of CAD and CFD", April 1999, Davis, CA
- [30] Sobieczky H., AERODYNAMIC DESIGN AND OPTIMIZATION TOOLS ACCELERATED BY PARAMETRIC GEOMETRY PREPROCESSING, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, ECCOMAS 2000
- [32] Jones G.S., Bangert L.S., Garber D.P., Huebner L.D., McKinley R.E., Sutton K., Swanson R.C., Weinstein L., Research Opportunities in Advanced Aerospace Concepts, NASA/TM-2000-210547, NASA Langley Research Center
- [33] Dostál J., Designing composite propeller blades using modified genetic algorithm, Letecký zpravodaj 3/2003, Listopad 2003
- [34] Vicini A., Quagliarella D., Multi-objective genetic algorithm for multi-point transonic airfoil design, AIAA Paper 97-0082, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997
- [35] Quagliarella D., Vicini A., GAs for Aerodynamic shape design II: multiobjective optimization and multi-criteria design, Von Karman Institute Lecture Series 2000-07, Von Karman Institute 2000
- [36] Lutz T., Sommerer A., Wagner S., Parallel Numerical Optimisation of Adaptive Transonic Airfoils, Symposium Transsonicum IV, Göttingen, Germany, 2002
- [37] Sadrehaghighi I., Smith R.E., Tiwari S. N., Grid Sensitivity and Aerodynamic Optimization of Generic Airfoils, Journal of Aircraft, Vol.32, No.6, 1995

- [38] De Falco I., An introduction to Evolutionary Algorithms and their Application to the Aerofoil Design Problem – Part II: The Results, Von Karman Institute Lecture Notes on Inverse Design, Von Karman Institute, 1997
- [39] Périaux J., Winter G., Genetic Algorithms in Engineering and Computer Science, John Wiley & Sons, 1995
- [40] Holst T.L., Pulliam T.H., Aerodynamic Shape Optimization using Real-encoded Genetic Algorithm, AIAA Paper 2001-2473, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [41] Marco N., Désidéri J-A., Lanteri S., Multi-Objective Optimization in CFD by Genetic Algorithms, Rapport de Recherche no. 3686, 1999, Institut national de recherche en informatique en automatique – INRIA, France
- [42] Zhang F., Chen S., Khalid M., Multi-Point Optimization of Transonic Wing by Real-Coded Genetic Algorithm, CFD2003, The Annual Conference of CFD Society of Canada, Vancouver, Canada, 2003
- [43] Wakayama S., Kroo I., The Challenge and Promise of Blended-Wing-Body Optimization, AIAA Paper 98-4736, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [45] Haftka R.T., Ko A., Leifsson L.T., Mason W.H., Schetz J.A., Grossman B., MDO of Blended-Wing-Body Transport Aircraft with Distributed Propulsion, AIAA Paper 2003-6732, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [46] Öesterheld C., Heinze W., Horst P., Preliminary Design of a Blended Wing Body Configuration using the Design Tool PrADO, Proceedings of CEAS Conference on Multi-Disciplinary Aircraft Design and Optimization, Köln, Germany 2001
- [47] Dippold V.F., Numerical Assessment of the Performance of Jet-Wing Distributed Propulsion on Blended-Wing-Body Aircraft, MS Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003
- [48] Dippold V.F., Schetz J.A., Analysis of Jet-Wing Distributed Propulsion form thick Wing Trailing Edges, AIAA Paper 2004-1205, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [49] Knill D.L., Giunta A.A., Baker C.A., Grossman B., Mason W.H., Haftka R.T. and Watson L.T., HSCT Configuration Design Using Response Surface Approximations of Supersonic Euler Aerodynamics, 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno 1998, American Institute for Aeronautics and Astronautics

- [50] Baker C., Grossman B., Haftka R.T., Mason W.H., Watson L.T., HSCT Configuration Design Space Exploration Using Aerodynamic Response Surface Approximations, AIAA Paper 98-4803, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [51] Giunta A.A., Dudley J.M., Narducci R., Grossman B., Haftka R.T., Mason W.T., Watson L.T., Noisy Aerodynamic Response and Smooth Approximations in HSCT Design, Technical Report TR-94-29, Computer Science, Virginia Polytechnic Institute and State University
- [52] Zink P.S., DeLaurentis D.A., Hale M.A., Volovoi V.V., Schrage D.P., Craig J.I., Fulton R.E., Mistree F., Mavris D.N., Chen W., Röhl P.J., Lewis K.E., Koch P.N., Cesnik C.E.S., Simpson T.W., New Approaches to High Speed Civil Transport Multidisciplinary Design and Optimization, Proceedings of the 2000 IEEE Aerospace Conference, 2000
- [53] Baker C.A., Watson L.T., Grossman B., Haftka R.T., Mason W.H., A Study of Global Design Space Exploration Method for Aerospace Vehicles, AIAA Paper 2000-4763, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [54] Giunta A.A., Dudley J.M., Narducci R., Grossman B., Haftka R.T., Mason W.T., Watson L.T., Noisy Aerodynamic Response and Smooth Approximations in HSCT Design, Technical Report TR-94-29, Computer Science, Virginia Polytechnic Institute and State University
- [55] Elliot J., Peraire J., Practical 3D Aerodynamic Design and Optimization Using Unstructured Meshes, AIAA Paper 96-4170, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [56] Leoviriyakit K., Jameson A., Aerodynamic Shape Optimization of Wings including Planform Variations, AIAA Paper 2003-0210, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [57] Sasaki D., Obayashi S., Kim H-J., Evolutionary algorithm vs. Adjoint Method Applied to SST Shape Optimization, CFD2001, The Annual Conference of CFD Society of Canada, Waterloo, Canada, 2001
- [58] Grundlach J.F., Tétrault P-A., Gern F., Nagshien-Pour A., Kapania R., Grossmann B., Haftka R., Multidisciplinary Design Optimization of Strut-Braced Wing Transonic Transport, AIAA Report 2000-0420, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [59] Kim S., Alonso J.J., Jameson A., Design Optimization of High-Lift Configurations Using a Viscous Continuous Adjoint Method, AIAA Paper 2002-0844, American Institute for Aeronautics and Astronautics

- [60] Besnard E., Schmitz A., Boscher E., Garcia N., Cebeci T., Two-Dimensional Aircraft High Lift System Design and Optimization, AIAA Paper 98-0123, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [61] Wu H-Y., Tang S., Liu F., Tsai H-M., Comparison of Three Geometric Representations of Airfoils for Aerodynamic Optimization, AIAA Paper 2003-4095, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [62] Trapp J.C., Sobieczky H., Interactive Parametric Geometry Design, AIAA Paper 99-0829, American Institute for Aeronautics and Astronautics
- [63] AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Development), AGARD ASVISORY REPORT No. 138 Experimental Data Base for Computer program Assessment, Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION, May 1979, ISBN 92-835-1323-1
- [64] Popela R., Hrnčíř Z., Kokrment L., Aerodynamic analysis of VELA configuration Part I. - Aerodynamic optimization for higher cruise speed, report No. LU26/2004, Centre of Aerospace Research, Brno University of Technology
- [64] Popela R., Hrnčíř Z., Komárek M., Aerodynamic analysis of VELA configuration, Report No. LU4/2003, Centre of Aerospace Research, Brno University of Technology
- [66] Loerke J., White D., Fischer H., Vigneron Y., VELA Configuration 1, Aircraft Description (public use), Report A/C-DESC VELA 1 ETXG-196-02, Airbus Deutschland, 2002

AUTOROVY PUBLIKACE

Články a příspěvky na konferencích:

[1] Holl M., Šmíd M., Rae A., Lynn R., Popela R., Hrnčíř Z., Experimental and Numerical Study of Spanwise Fences, Czech Aerospace Proceedings, July 2004, ISSN 1211-877X

[2] Holl M., Šmíd M., Popela R., Hrnčíř Z., Ice Accretion Effect on Performance Degradation of MS(1)-0313 Airfoil with Aileron, Letecký zpravodaj 3/2003, ISSN 1211-877X

[3] Filakovský K., Popela R., Bartl J., Vávra Z., Flow of the Quenching Medium in HV CB with Moving Contact, 2nd Czech – Russian Seminar on Project Contact No. 101(98) „Electrophysical and Thermophysical Processes in Low-Temperature Plasma“, Brno 1998, ISBN 80-214-1239-9

[4] Holl M., Popela R., Výpočet proudění v kanálu tkacího paprsku, 5. uživatelská konference FLUENT 1999, Praha

[5] Filakovský K., Popela R., Bartl J., Vávra Z., Proudění zhašecího média ve vypínači vysokého napětí s pohyblivým kontaktem, 4. uživatelská konference FLUENT 1998, Praha

[6] Popela R., Komárek M., CFD Analysis of Commercial Aircraft at High-Lift Configuration, Conference Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education – RRPDAE 2000, Varšava, Polsko

[7] Popela R., Optimization of Aerodynamic Design of Human Powered Helicopter, Conference Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education - RRPDAE 1998, Varšava, Polsko (vydáno rovněž v RRPDAE Research Bulletin Number 9, 1999 – ISSN 1425-2104)

Výzkumné zprávy:

[8] Popela R., Kokrment L., Hrnčíř Z., Aerodynamic analysis of VELA configuration, Part I., Aerodynamic optimization for higher cruise speed, report No. LU26/2004, Centre of Aerospace Research, Brno University of Technology, Brno 2004

[9] Popela R., Komárek M., Hrnčíř Z., Aerodynamic analysis of VELA configuration, Part I., Report No. LU4/2003, Centre of Aerospace Research, Brno University of Technology, Brno 2003

[10] Popela R., Rozbor zatížení větrné elektrárny SBH 20, zpráva LÚ9/2003/CLKV, Brno 2003

- [11] Popela R., Hrnčír Z., CFD Calculation of Simulated Ice Shape Effect on Performance of MS(1)-0313 Airfoil with Deflected Aileron, Report No. LU10/2003/CLKV, Brno 2003
- [12] Popela R., Návrh vztlakové klapky letounu VUT 300 Zlín, zpráva LU16/2002/CLKV, Brno 2002
- [13] Popela R., Výpočetní ověření experimentální vysokovztlakové konfigurace – Část I., zpráva LÚ18/2002/CLKV, Brno 2002
- [14] Pištěk A. a kol. – Studie letounu VUT100 – závěrečná zpráva projektu “Podpora vývoje letounu nové generace“, Centrum výzkumu a vývoje letadel, Letecký ústav FSI, Brno, 2000
- [15] Popela R., Komárek M., 3D aerodynamický výpočet křídla Ae270, zpráva LÚ č.: 5V/2000, Brno 2000
- [16] Popela R., Aerodynamický výpočet vztlakové klapky letounu Ae270, zpráva LÚ č.: 6V/2000, Brno 2000
- [17] Popela R., Šošovička R., Aerodynamický výpočet modifikace křídélka letounu Ae270, zpráva LÚ č.: 8V/99, Brno 1999
- [18] Pištěk A., Holl M., Popela R., Výpočet proudění v kanálu tkacího paprsku, zpráva LÚ č.: 9V/99, Brno 1999
- [19] Filakovský K., Popela R., Strnad B., Šošovička R., AERODYNAMICKÝ VÝPOČET RYCHLOVLAKU – Elektrická třísystémová jednotka s naklápěcími skříněmi řady 680 pro ČKD Dopravní systémy Praha, Zpráva LÚ č.: 2V/98, Brno 1998

ŽIVOTOPIS

Novoměstská 47, Brno Řečkovice,
621 00

E-mail popela.r@fme.vutbr.cz

Ing. Robert Popela

Osobní informace

- Rodinný stav: svobodný
- Národnost: česká
- Narozen: 15.12.1973
- Místo narození: Vyškov na Moravě
- Rodiče: Josef Popela, nar. 1952, Božena Popelová, nar. 1952

Vzdělání

[1988-1992] Gymnázium Polička

[1992-1997] Fakulta strojní, Vysoké učení technické v Brně

Diplom s vyznamenáním, cena děkana Fakulty strojní.

[1997-2000] Fakulta strojní, Vysoké učení technické v Brně

Interní forma postgraduálního studia.

Vojenská služba

Absolvoval základní vojenskou službu 2001-2002.

Jazyky

Anglicky – aktivně

Rusky, Německy - pasivně

Odborná praxe

[1999 - 2005] Letecký ústav FSI VUT v Brně
Asistent

[2000 -2005] Centrum leteckého a kosmického
výzkumu, Letecký ústav FSI VUT v Brně
Samostatný výzkumný pracovník

Pedagogická praxe

Výpočetní cvičení předmětů Aerodynamika nízkých rychlostí a Aerodynamika vysokých rychlostí – školní rok 1999

Předmět Letadla (část věnovaná aerodynamice), bakalářské studium specializace Stavba strojů a zařízení, přednášky v šk. r. 2002-2003, 2003-2004, 2004-2005