

č 12 / 2010



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 5. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo "Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích".

ISSN 1801 - 9315



TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl Elektronický sborník VZLÚ, a.s. Číslo 12, září 2010, 5. 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:

Ing Ladislav Vymětal (e-mail: vymetal@vzlu.cz)

Technický redaktor, výroba:

Stanislav Dudek (<u>dudek@vzlu.cz</u>)

Vydavatel: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.

© 2010 VZLÚ, a.s.

Vychází nepravidelně na webových stránkách <u>www.vzlu.cz</u> u příležitosti seminářů pořádaných VZLÚ. Veškerá práva vyhrazena.

Vědeckotechnický seminář "Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích"

Dne 23. září 2010 se ve Výzkumném a zkušebním leteckém ústavu, a.s., v Praze-Letňanech uskutečnil další vědecko-technický seminář, už po páté specializovaný na problematiku proudění, nazvaný "Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích".

Pravidelný seminář navazuje na dlouholetou tradici, kromě aerodynamiky letadel se zaměřuje rovněž na další aplikace, jako jsou například lopatkové stroje, vozidla, textilní průmysl, větrné inženýrství. Svým záběrem seminář pokrývá především problematiku matematického modelování proudění (CFD) včetně optimalizací, ale stranou nezůstávají ani experimentální práce. Během jednodenního semináře byla přednesena řada příspěvků, které touto cestou publikujeme.



(Pouze ilustrativní obr.)

Obsah sborníku

- 5 Využití CFD v technické praxi firmy EVEKTOR Ing. Pavel Růžička, Ph.D., EVEKTOR, spol. s r.o., Kunovice
- **14** Numerická simulace turbulentního obtékání šípového křídla Ing. Petr Furmánek, Doc. Ing. Jiří Fürst, Ph.D., VZLÚ, a.s., Praha; Prof. RNDr. Karel Kozel, ČVUT FS, Praha
- 22 Vývoj PSP ve Výzkumném a zkušebním leteckém ústavu, a.s. etapa 2009/10 Veronika Schmidtová, VZLÚ, a.s., Praha
- **34** Síly vznikající na nevztlakových plochách letounu Ing. Erik Ritschl, ČVUT FS, Praha
- **39 Vliv desek na ztráty jednoproudého výstupního hrdla parní turbiny** *Ing. Kamil Sedlák, Ing. Michal Hoznedl, Ph.D., Škoda Power s.r.o, Plzeň*
- 49 Metody vysokého řádu přesnosti pro numerické simulace proudění stlačitelných tekutin Doc. RNDr. Vít Dolejší, Ph.D., DSc., MFF UK v Praze
- 54 Evoluční optimalizace profilu s klapkou s robustním vyhodnocováním RNDr. Jaroslav Hájek, Ph.D., Mgr. András Szollos, RNDr. Josef Křišťan, VZLÚ, a.s., Praha
- 61 Praktické zkušenosti s tvorbou CAD modelu pro CFD výpočty vysokovýkonného větroně Ing. Jan Navrátil, LÚ FSI, VUT v Brně
- **67 Obtékání geometrie přechodu křídlo-trup: vizualizace proudění** *Ing. Ondřej Lajza, LÚ FSI, VUT v Brně*
- **73** Analýza rozložení tahové síly po rozpětí vrtulového listu Ing. Ivan Dofek, LÚ FSI, VUT v Brně
- **81 Vrtulový list pro dieselový letecký motor** Ing. Petr Liškář, ÚLT, FS ČVUT v Praze
- **93 Porovnání experimentálních dat a simulace s využitím jednokrokové chemie metanu ve spalovací komoře C(P)DT** *Ing. Jan Kubata, Ing. Radek Hýbl, VZLÚ, a.s., Praha*

Využití CFD v technické praxi firmy EVEKTOR

Ing. Pavel Růžička, Ph.D. / EVEKTOR, spol. s r.o.

Příspěvek prezentuje využití CFD analýz ve firmě EVEKTOR pro letecké i neletecké projekty. Zároveň nastiňuje nové trendy, které je třeba v blízké budoucnosti rozvíjet.

Úvod

V posledních letech je vidět výrazný vývoj ve využití CFD v průmyslové praxi. Dnes se i v průmyslu běžně řeší úlohy patřící ještě nedávno výlučně do výzkumných ústavů a na univerzity. Na jedné z předchozích konferencí bylo nastíněno využití CFD v letecké divizi firmy EVEKTOR při vývoji letounu EV-55. [1]. Následující příspěvek volně navazuje. Jsou zde stručně shrnuty aktivity firmy EVEKTOR v CFD analýzách pro letecké i neletecké projekty. Nejsou zde uvedeny analýzy a projekty pro zákazníky, podléhající utajení.

CFD analýzy pro letecké projekty

VUT100

Při vývoji letounu VUT100 bylo poprvé ve větší míře použito CFD analýz. Primární aerodynamický výpočet byl ovšem stále klasický, pomocí zjednodušených teorií nosné plochy a empirie. Pomocí CFD však bylo určeno rozložení tlaku na povrchu trupu s vlivem křídla, což posléze posloužilo jako podklad pro výpočet zatížení kabiny, určení polohy vstupu a výstupu větrání a polohy odběru statického tlaku rychloměrného systému. Zároveň zde byla poprvé ověřena možnost optimalizace. Na základě výsledků letových zkoušek bylo nutno provést nový návrh přechodových krytů křídlo – trup, realizovat úpravy křídla pro zlepšení pádových vlastností a navrhnout kanál chladiče oleje. V tomto posledním případě se řešilo proudění včetně přenosu tepla. Díky novému přístupu byly zmíněné problémy zdárně vyřešeny a letoun VUT 100 se posunul do etapy certifikačních letových zkoušek. Jelikož při zahájení projektu VUT 100 nebylo ve firmě EVEKTOR specializované CFD pracoviště, byla většina prací provedena ve spolupráci s LÚ VUT Brno.



Obr. 1 VUT100 - rozložení tlaku + vývoj kanálu chladiče oleje

EV55

Kromě základní analýzy tlakového a rychlostního pole (použito pro analýzu zatížení skel kabiny a podvozkových krytů) byla poprvé ve větší míře použita optimalizace – vývoj tvaru a optimalizace polohy vztlakové klapky, řešení motorových a podvozko-vých gondol, vstup vzduchu k motorům. Mimo to bylo opět počítáno rozložení tlaku po povrchu letounu jako podklad pro zatížení skel kabiny, podvozkových krytů a ukončení trupu.

Dalším typickým příkladem pro použití CFD je řešení námrazy. Zde byla sledována poloha dopadu podchlazených vodních kapek na křídle a ocasních plochách. Toto bylo použito pro návrh a optimalizaci polohy odledňovacího zařízení. Problematika námrazy pak byla rozvedena v projektu In-ICE, kdy byl predikovaný tvar námrazy konfrontován s měřením z letových zkoušek.



Obr. 2 Optimalizace polohy vztlakové klapky



Obr. 3 Trajektorie dopadajících kapek



Obr. 4 Optimalizace tvaru motorových a podvozkových gondol - původní a optimalizovaný stav

Studie bezpilotního prostředku s koaxiálním rotorem

V rámci studie bezpilotního prostředku s koaxiálním rotorem byla provedena analýza možnosti použití CFD pro návrh a výpočet koaxiálního rotoru. Kvůli nedostatkům v základních podkladech byla zvažována možnost řešení problematiky výpočtů letových výkonů a vlastností právě pomocí CFD.

Celá studie byla rozdělená do 2 etap:

1. etapa: ověření výpočtového modelu. Zahrnovala ověření tvorby výpočetní sítě, volbu modelu a vlastního nastavení solveru při návrhu odporového ekvivalentu listů pro zkušební stend. Zde byla ověřena možnost praktického použití CFD systému pro nestacionární úlohu a analýzu časového průběhu zatížení.

2. etapa: modelování vlastního koaxiálního rotoru. Zde byla ověřována možnost řešení vztlaku, odporu a momentů v simulovaném dopředném letu. Jednalo se v podstatě o studii proveditelnosti. Vzhledem k mimořádně velké výpočetní náročnosti (model měl cca 15 000 000 buněk a bylo by potřeba ještě výrazněji zhustit výpočtovou síť) byla provedena pouze jedna simulace – rozběh rotoru do ustálení výpočtu.

Výsledkem studie bylo zjištění, že úloha je principiálně řešitelná. Má však obrovské nároky na strojní čas počítačů. V případě pokračování projektu by bylo nutno počítat s výrazným navýšením nákladů na zajištění dostatečného výpočetního výkonu (cluster), případně na pronájem výpočetního zařízení u externího dodavatele.



Obr. 5 Odporová náhrada listů pro zkušební stend



Obr. 6 Řešení koaxiálního rotoru

CFD systémy pro letecké analýzy

Při CFD analýzách pro letecké projekty byly použity tyto základní CFD systémy:

- Xfoil
- Fluent
- OpenFOAM

Stručná charakteristika použití:

Xfoil je určen pro 2D analýzu profilů. Hlavní použití: návrh a analýza profilu (tvar, aerodynamické charakteristiky). Pro zvýšení přesnosti výpočtu aerodynamických charakteristik lze využít diferenční analýzu. Analyzovaný profil se porovnává s profilem, pro který jsou k dispozici výsledky tunelových měření. Na základě vypočtených rozdílů mezi profily lze odhadnout reálné aerodynamické charakteristiky nového profilu.

Fluent – komplexní 3D analýza zahrnující kromě proudění další fyzikální modely (vedení tepla, změna fáze, vícefázové proudění, …). V současnosti je využíváno studené proudění + proudění s přenosem tepla a změnou fáze. Kromě přímého výpočtu je možná základní tvarová optimalizace řízená zkušeným pracovníkem. Geometrie je měněna uživatelem na základě rozboru předchozích výsledků a požadovaného cíle. Zároveň se připravuje a zkouší automatizace optimalizačního výpočtu. Geometrie bude měněna v rámci předdefinovaných návrhových parametrů s využitím morphingu v programu ANSA. Vlastní proces určení optimálních parametrů zajišťuje vhodný optimalizační program (OP). V úvahu přichází systém SOMA, případně vlastní vývoj podobného systému na bázi diferenciální evoluce, případně gradientní metody. Současně je vyvíjeno prostředí pro řízení použitých programů (Ansa-Fluent-OP).

OpenFOAM – opět komplexní 3D analýza. V současnosti probíhá základní ověření systému a studie možnosti produktivního použití. Využívá se možnosti konfrontace s Fluentem a s výsledky tunelových měření. Zatím je využíváno pouze pro studené proudění (stlačitelné/nestlačitelné), stacionární a nestacionární výpočet. Rovněž byla ověřena možnost optimalizace a ´la bionic flow. V budoucnu je možné počítat s implementací adjoint optimalizačních metod do systému OpenFOAM.

Validace

Paralelně s výpočty probíhá rovněž validace CFD výpočtů. Například ve spolupráci s VUT je prováděn výzkum základních případů proudění. Pro letecké aplikace se běžně používá samostatně ověřování CFD výpočtů srovnáním s dostupným tunelovým měřením.

Při přílišném spoléhání se na CFD výpočet a použití výsledků bez příslušné validace experimentem hrozí nebezpečí, že výsledný stav bude výrazně jiný, než predikovaný analýzou. Kromě široké škály vlivů (jakost výpočtové sítě, volba fyzikálního modelu, nastavení solveru), které lze částečně eliminovat zkušeností řešitele, je zde rovněž řada nedostatků vlastní CFD metody (stabilita metody, model turbulence, …), které výrazně ovlivňují konečnou přesnost predikce sledovaného jevu. Výsledky CFD analýzy se mohou jevit jako reálné, nicméně ve skutečnosti mohou být nepouži-telné. Toto souvisí zejména s predikcí chování mezní vrstvy a problematikou od-tržení / přimknutí proudu – což jsou v letectví podstatné jevy.



Obr. 7 - CFD simulace X test - proud u přilehlé stěny

Neletecké aplikace

EVEKTOR jako konstrukční kancelář působí rovněž v neleteckém průmyslu. Zaměřuje se na automobilový průmysl a dopravní prostředky jako takové a rovněž i na čistě průmyslové aplikace. Kromě konstrukčních prací a pevnostních výpočtů nabízí rovněž aerodynamické analýzy. V současné době CFD však již zdaleka není jen řešení proudového pole. Škála řešených úloh je obrovská (studené proudění, proudění s přenosem tepla včetně změny fáze, vícefázové proudění, ...). Zvládnout vše je prakticky nemožné. Před každým komerčně nabízeným řešením je nutno mít validovanou metodiku výpočtu, což představuje studium teorie, podkladů, nalezení vhodného algoritmu řešení, tvorbu a optimalizaci výpočetní sítě, zvolení a nastavení solveru atd. A samozřejmě vzorový výpočet validovaný experimentem. Toto znamená nemalé náklady. Postupně se však rozšiřuje portfolio řešených problémů a zároveň se pracuje na systému přípravy okruhu problémů, jejichž řešení budou v budoucnu nabízena.



Obr. 8 Zatížení panelů solární elektrárny



Obr. 9 Řešení rozvodů vzduchotechniky

Nové trendy plus oblasti použití CFD v EVEKTORu

Optimalizace:

V současnosti probíhá optimalizace tvaru na základě osobních zkušeností a postupného vývoje sledováním dopadu změny geometrie na optimalizovaný parametr. Ověřuje se možnost řízení optimalizace speciálním softwarem (např. SOMA, DE, gradientní metody) s uplatněním morphingu geometrie. Výhledově jsou perspektivní nové přístupy, jako např. bionic flow, nebo adjoint metody, kde je možnost automatického navrhování včetně řešení topologie objektu. Zde je otevřený prostor pro vlastní vývoj, případně spolupráci s výzkumnými ústavy nebo univerzitami.



Obr. 10 Bionic flow - optimalizace 2D kolena pomocí OpenFOAM

Hluk:

Z hlediska ekologie má snižování hluku velkou perspektivu. Přímé řešení tlakových fluktuací jako zdroje hluku jsou však zatím možné pouze pro nejjednodušší případy. S rostoucím výkonem počítačů v budoucnu bude možné řešit i hluk. Už nyní jsou známé pokusy řešit vliv vysunutí podvozku na hluk letounu. V nejbližší době se však s přímým řešením hluku ve firmě EVEKTOR nepočítá. Výhledově se však tímto problémem bude nutno zabývat.

Námraza:

V oblasti námrazy se již provedly první analýzy a měření. Jak již bylo řečeno, EVEKTOR se zapojil pro řešení probematiky námrazy v projektu InICE. Pro řešení tvaru námrazy však byl použit specializovaný program. Letovými měřeními v námrazových podmínkách pak byl ověřen skutečný tvar námrazy. Po vyhodnocení a navržení imitátorů námrazy byl rovněž ověřen dopad změny tvaru profilu na letové vlastnosti a výkony letounu. Tyto zkoušky probíhaly již v suchém vzduchu na letounu VUT100.

Závěr

V poslední době se situace v oblasti využití CFD v letecké divizi firmy zlepšuje. Paradoxně se však letecká firma k CFD dopracovala přes průmyslové využití, ačkoli simulace proudění má své kořeny v letectví. Nicméně se postupně mění nazírání na nutnost simulací před výrobou a zkoušením prototypů. Rovněž požadavek trhu na co nejlepší letoun je možno zajistit pouze optimalizací výkonů při zajištění požadovaných vlastností. Toho je možné docílit opět nejlépe pomocí počítačového modelování. Pouze letecké projekty však v současnosti nejsou schopny pokrýt náklady na nákup SW, HW a na zajištění kapacit oddělení aerodynamiky. Proto je nutno vyhledávat vhodné využití CFD i mimo letecký průmysl. A to znamená udržovat si a zvyšovat know-how a nezaspat vývoj a nové trendy.

Literatura:

[1] Ing. Zdeněk Ančík / EVEKTOR, spol. s.r.o. - Simulace proudění jako efektivní nástroj při vývoji malého dopravního letounu, Vědecko-technický seminář VZLÚ, 2006

Numerická simulace turbulentního obtékání šípového křídla

Ing. Petr Furmánek PhD.¹, Doc. Ing. Jiří Fürst PhD.¹, Prof. RNDr. Karel Kozel DrSc.²

Práce se zabývá numerickým modelováním laminárního a turbulentního obtékání šípového křídla ve vnější aerodynamice. Výchozí systém Navier-Stokesových rovnic s Reynoldsovým středováním je řešen pomocí metody konečných objemů ve formě cell-centered. Jmenovitě pak tzv. Modifikovaným Causonovým schematem (MCS, použito pouze pro laminární výpočet) a WLSQR schematem s HLLC numerickým tokem (turbulentní výpočet). Turbulentní jevy jsou simulovány pomocí dvou různých modelů turbulence a to sice Kokova TNT modelu a Spalartova-Allmarasova modelu. Získané výsledky jsou srovnány s experimentálními daty s velice dobrou shodou. Laminární výsledky získané pomocí MCS schematu jsou sice pouze předběžné, ale ukazují na schopnost schematu řešit složitější případy proudění.

Úvod

Vzhledem ke vlivu turbulence na proudové pole je používání různých turbulentních modelů ve výpočtové dynamice tekutin již delší dobu průmyslovým standardem. Nejpoužívanější modely jsou založeny na řešení transportních rovnic pro turbulentní kinetickou energii k a specifickou rychlost disipace ω či rychlosti disipace ε . V některých případech proudění lze však použít jednodušší (např. jednorovnicový) model a zrychlit tak výpočetní proces beze ztráty přesnosti v řešení. To se týká například i autory zkoumaného transsonického obtékání křídla, kdy byl s úspěchem použit Spalartův-Allmarasův model.

Matematický model

Výchozí systém rovnic

Proudění vazké stlačitelné tekutiny je popsáno systémem Navier-Stokesových rovnic, jejichž tvar je v 3D případě následující

$$W_t + F_x + G_y + H_z = 0$$

¹– VZLÚ, a.s., Praha Letňany

² - ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav technické matematiky

Přičemž vektory W, F, G, H mají význam:

$$\begin{split} W &= (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^{T} \\ F &= F_{n} - \frac{1}{\text{Re}} F_{v}, G = G_{n} - \frac{1}{\text{Re}} G_{v}, H = H_{n} - \frac{1}{\text{Re}} H_{v}, \\ F_{n} &= (\rho u, \rho u^{2} + p, \rho u v, \rho u w, (e + p) u)^{T}, \\ F_{v} &= (0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz} + \frac{\kappa}{\text{Pr}} \lambda u_{x})^{T}, \\ G_{n} &= (\rho v, \rho u v, \rho v^{2} + p, \rho v w, (e + p) v)^{T}, \\ G_{v} &= (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, u \tau_{xy} + v \tau_{yy} + w \tau_{yz} + \frac{\kappa}{\text{Pr}} \lambda v_{y})^{T}, \\ H_{n} &= (\rho v, \rho u v, \rho v w, \rho v^{2} + p, (e + p) w)^{T}, \\ H_{v} &= (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u \tau_{xz} + v \tau_{yz} + w \tau_{zz} + \frac{\kappa}{\text{Pr}} \lambda w_{z})^{T}, \end{split}$$

kde ρ je hustota, (u, v, w) jsou složky vektoru rychlosti, e je celková energie v jednotce objemu, τ je tenzor vazkých napětí, Re je Reynoldsovo číslo, Pr je Prandtlovo číslo a λ je součinitel tepelné vodivosti. V případě nevazkého proudění je tvar výchozího systému rovnic formálně stejný, ale zanedbávají se vazké části vektorů F, G, H tj. F_v , G_v, H_v Výchozí systém rovnic tak přejde na systém Eulerových rovnic popisující proudění nevazké stlačitelné kapaliny.

Numerická schemata

Výchozí systém rovnic byl ve všech případech (nevazký, laminární i turbulentní výpočet) řešen pomocí metody konečných objemů v cell-centered formulaci, a to pomocí následujících schémat.

Modifikované Causonovo schema

Schema vychází z 3D MacCormackova schematu (cell-centered) ve formě prediktorkorektor. Přidaná umělá vazkost je založena na TVD vazkosti uvedené Causonem, ale její vliv je podstatně snížen [9]. Schema tak sice postrádá TVD vlastnost, výsledky jsou nicméně kvalitativně mnohem lepší než u původního Causonova schematu – srovnatelné s plnou TVD verzí MacCormackova schematu, ovšem s úsporou nejméně jedné třetiny výpočetního času.

WLSQR schema

Weighted Least Square Reconstruction schema využívá pro výpočet nevazkých toků (*F*, *G*, *H*) skrze hranici mezi dvěma sousedícími výpočetními buňkami AUSMPW+ numerický tok. Hodnoty zachovávaných proměnných pro jeho výpočet jsou získávány pomocí vážené metody nejmenších čtverců [8]. Schema bylo implementováno v implicitní verzi, což umožňuje podstatně zvětšit hodnotu časového kroku. Časová diskretizace byla provedena zpěnou Eulerovou metodou druhého řádu

s vnitřními iteracemi v duálním čase. Výsledný systém lineárních rovnic byl nakonec řešen pomocí metody GMRES s ILU(0) předpodmíněním. Dimenze Krylovova podprostoru byla vybrána z itervalu <10, 40> a maximální počet iterací je roven 10 – 50. Jestliže pro daný počet iterací není nalezeno řešení, postupuje se k dalšímu časovému kroku. Turbulentní jevy byly modelovány pomocí Spalartova-Allmarasova a SST k-ω modelu turbulence.

Modely turbulence

Oba použité modely turbulence jsou založeny na Boussinequeově hypotéze představující analogii k Newtonovu třecímu zákonu, která předpokládá, že turbulentní přenos hybnosti se odehrává podobně jako přenos molekulární. Výchozí systém Navier-Stokesových rovnic je upraven pomocí Reynoldsova středování a tenzor Reynoldsových napětí je pak vypočten za použití skalární veličiny – turbulentní vazkosti.

Spalartův-Allmarasův model

Tento jednorovnicový model využívá jednu transportní rovnici pro modifikovanou vazkost \tilde{v} . Model byl implementován v mírně zjednodušené verzi nazývané SA-noft2 [7]:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} = \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + \frac{1}{\sigma} C_{b2} \|\nabla \tilde{v}\|^2 + C_{b1} \tilde{S} \tilde{v} - C_{w1} f_w (\frac{\tilde{v}}{d})^2$$

Turbulentní vazkost μ_t a další funkce modelu jsou definovány jako

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v_1}, \qquad f_{v_1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v_1}^3}, \qquad \chi = \frac{\tilde{v}}{v}, \qquad \tilde{S} = |\Omega| + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v_2},$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}, \qquad f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}}, \qquad g = r + C_{w2}(r^6 - r), \qquad r = \min\left[\frac{\tilde{n}u}{\tilde{S}\kappa^2 d^2}; 10\right].$$

Konstanty modelu:

$$C_{b1} = 0.1355, \qquad \sigma = \frac{2}{3}, \qquad C_{b2} = 0.622, \qquad \kappa = 0.41$$

$$C_{w2} = 0.3,$$
 $C_{w3} = 2,$ $C_{v1} = 7.1,$ $C_{w1} = \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + C_{b2}}{\sigma} = 3.238$

Největší nevýhodu modelu představuje člen d, který vyjadřuje vzdálenost daného bodu výpočetní sítě od nejbližší pevné stěny. Při simulaci obtékání profilu či křídla

sice mnoho problémů nenastává, ale v případě složitějších geometrií se může výpočet díky tomuto členu velice zkomplikovat.

SST *k*-ω model (*Shear-Stress Transport*)

Tento velice rozšířený model je založen na původním Wilcoxově modelu k- ω . V některých ohledech je však poměrně výhodně modifikován. Používá $k - \omega$ formulaci ve vnitřní části mezní vrstvy a lze ho tedy užít pro výpočty proudění s nízkými Machovými číslo bez přídavných tlumících funkcí. Ve volném proudu se model automaticky přepne na $k - \varepsilon$ a tím pádem se zbaví obvyklé nevýhody $k - \omega$ modelů, kterou je vysoká citlivost na okrajové podmínky ve volném proudu. Turbulentní vazkost je vypočítána pomocí turbulentní kinetické energie k a specifické rychlosti disipace ω , které jsou získány řešením následujících transportních rovnic.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_k \nu_T \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$
$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + u_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_\omega \nu_T \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}$$

Konstanty modelu a pomocné a tlumící funkce jsou definovány jako

$$F_{2} = tanh\left[\left[max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^{*}\omega y}, \frac{500\nu}{y^{2}\omega}\right)\right]^{2}\right], \quad P_{k} = min\left(\tau_{ij}\frac{\partial U_{i}}{\partial x_{j}}, 10\beta^{*}k\omega\right)$$

$$F_{1} = tanh\left\{\left\{min\left[max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^{*}\omega y}, \frac{500\nu}{y^{2}\omega}\right), \frac{4\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}y^{2}}\right]\right\}^{4}\right\}, \quad CD_{k\omega} = max\left(2\rho\sigma_{\omega 2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_{i}}\frac{\partial \omega}{\partial x_{i}}, 10^{-10}\right)$$

$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1), \quad \alpha_1 = 59, \alpha_2 = 0.44, \quad \beta_1 = 340, \beta_2 = 0.0828$$

$$\beta^* = 9100 \quad \sigma_{k1} = 0.85, \sigma_{k2} = 1 \quad \sigma_{\omega 1} = 0.5, \sigma_{\omega 2} = 0.856$$

A turbulentní vazkost

$$v_T = \frac{a_1 k \rho}{max(a_1 \omega, SF_2)}$$

Numerické výsledky

Obě uvedená schemata byla testována na transsonickém obtékání křídla ONERA M6 [6]. Proudění je určeno následujícími počátečními podmínkami: úhel náběhu $\alpha = 3.06^{\circ}$, vstupní Machovo číslo M_∞=0.8395 a Re=11.72x10⁶. Srovnány byly výsledky jednak nevazkých (MCS, WLSQR schema) a jednak turbulentních výpočtů (WLSQR schema s uvedenými modely turbulence) - viz obrázky 1 a 2. Kromě toho byl simulován subsonický laminární režim obtékání téhož křídla pomocí MCS schematu (obrázek 3) s počátečními podmínkami $\alpha = 0^{\circ}$, $M_{\infty}=0.5$ a Re= 5×10^{6} .



a) MCS, nevazký výpočet



c) WLSQR s HLLC tokem, SA-noft2 model turbulence



b) WLSQR s HLLC tokem, nevazký výpočet



d) WLSQR s HLLC tokem, SST model turbulence

Obr. 1 průběh koeficientu tlaku c_p , ONERA M6, $a=3.06^{\circ}$, $M_{\infty}=0.8395$, $Re=11.72 \times 10^{6}$, srovnání metod

Hodnocení výsledků

Z obrázků 1 a 2 je patrné, že v transsonickém režimu byla obdržena velice dobrá shoda mezi experimentálními a numerickými daty jak pro nevazký tak pro turbulentní režim proudění. Problematickou zůstává oblast kolem 80% rozpětí křídla (obr. 2-d), kde začíná interakce dvou rázových vln utvořených na jeho horní straně a která je tím pádem velice obtížně zachytitelná.

Výsledky laminární simulace sice nelze srovnat s experimentem, nicméně vykazují očekávatelné vlastnosti. U odtokové hrany se vyvíjí nestacionární proudění, stejně

jako u dříve provedených 2D simulací. Je nutno poznamenat, že tato simulace nemá fyzikální význam, ale slouží pouze jako test schopností schematu.



a) 20%









b) 44%







Obr. 2 c_p koeficient v řezech podél křídla, srovnání metod, ONERA M6, a=3.06°, M_{∞} =0.8395, Re=11.72x10⁶

Závěr

Byly implementovány dva modely turbulence do již využívaných schemat metody konečných objemů. Jimi obdržené výsledky ukazují velice dobrou shodu s experimentálními daty. Kromě toho bylo jedno z vyvíjených schemat rozšířeno pro případ laminárního proudění. Testovací výpočet ukazuje, že je možno schema dále vyvíjet i pro komplexnější typy proudění.



a) Rozložení izočar koeficientu tlaku c_p.



c) Izočáry Machova čísla v 50% rozpětí křídla



b) Izočáry Machova čísla u kořene křídla



d) Izočáry Machova čísla v 80% rozpětí křídla

Obr. 2 Laminární subsonické obtékání křídla ONERA M6, $a=0^{\circ}$, $M_{\infty}=0.5$, $Re=5x10^{6}$

Poděkování: Výsledky byly získány s podporou VZ MSM 6840770010, VZ MSM 0001066902 a grantů GACR 101/07/1508 a AV ČR IAA 200760801.

Literatura:

- [1] Roe P. L.: *Approximate Riemann Solvers, Parameter Vector and Difference Schemes*; J. Comput. Phys. vol 43, pp 357 372. 1981
- [2] Halama J.: Numerical Solution of Flow in turbine Cascades and Stages; PhD thesis, Czech Technical University in Prague, Faculty of Mechanical Engineering, Praha, 2003
- [3] Barth T. J. and Jesperson D. C.: *The Design of Upwind Schemes on Unstructured Meshes*; AIAA Paper 89–0366. 1989
- [4] Bruno Koobus and Charbel Fahrat: Second-order time-accurate and geometrically conservative implicit schemes for flow computations on unstructured dynamic meshes; Comput. Methods Appl. Mech. Engrg., 170:103– 129, 1997
- [5] Dobeš, J., Fořt, J., Furst J., Furmánek P., Kladrubský, M., Kozel, K., Louda, P.: Numerical Solution of Transonical Flow around a Profile and a Wing II; Výzkumná zpráva V-1850/05, VZLÚ, a.s., 2005
- [6] Schmitt, V. and F. Charpin: "Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers," Experimental Data Base for Computer Program Assessment Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138, May 1979
- [7] Eca, L., Hoekstra, M., Hay, A., and Pelletier, D.: "A Manufactured Solution for a Two-Dimensional Steady Wall-Bounded Incompressible Turbulent Flow," International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 21, Nos. 3-4, 2007, pp. 175-188
- [8] J. Fürst: *A weighted least square scheme for compressible fows*; Submitted to "Flow, Turbulence and Combustion", (2005)
- [9] Dobeš, J., Fořt, J., Fürst J., Furmánek P., Kladrubský, M., Kozel, K., Louda, P.: Numerical Solution of Transonical Flow around a Profile and a Wing II; Research Report V-1850/05, VZLÚ, a.s., 2005
- [10] Furmanek, P., Furst, J., Kozel, K.: High Order Finite Volume Schemes for Numerical Solution of 2D and 3D Transonic Flows; in Kybernetika, Vol. 45, No. 4, ISSN 0023-5954, 2009
- [12] Furst J., Janda M., Kozel K.,: Finite Volume Solution of 2D and 3D Euler and Navier-Stokes Equations, in Mathematical Fluid Dynamics, ed. J. Neustupa, P.
 Penel, pp.173 – 195, Birkhauser Verlag, Basel, Switzerland, 2001
- [13] Honzátko, R.,: *Numerical Solution of Incompressible Flow with Dynamical and Aeroelastic Effects*; Dissertation Thesis, CTU in Prague, Prague, 2007

Vývoj PSP ve Výzkumném a zkušebním leteckém ústavu, a.s. – etapa 2009/10

Veronika Schmidtová, Aerodynamika, Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.

Metoda měření tlaků nazvaná podle svého senzoru "Pressure sensitive paint (PSP)" prošla za rok 2009 na pracovišti Aerodynamiky vysoké rychlosti výraznými konstrukčními změnami. Z původního systému, dovezeného na Palmovku v roce 2008 z nizozemského DNW v rámci projektu EWA, zůstal bez výrazných úprav již jen duralový skelet a skenovaní zařízení (a to ještě pouze pro některé aplikace). Veškerá elektronika, zdroj excitačního záření, snímač, zpracování dat byly vyměněny. Cílem úkolu PSP pro rok 2010 bylo dospět k měření v cirkulačním tunelu "Mamut" na přímých lopatkových mřížích. Následující příspěvek je věnován jednotlivým etapám vývoje zařízení.

Úvod

Cílem vývoje měřící metody PSP pro rok 2010 bylo vyřešit problém s teplotní kalibrací, aby bylo možné kalibrovat s krokem deset stupňů. Dále zcela vyměnit optickou cestu, aby se měřicí systém začal naplno využívat při měření modelů v aerodynamických tunelech. Zejména pak v cirkulačním aerodynamickém tunelu na přímé lopatkové mříži na odtokové hraně, kam je obtížné montovat klasické tlakové odběry. Souběžně s měřící metodou bylo nutné zdokonalit postprocessing a věnovat se podrobnému zkoumání nejistoty celého procesu.

Cílem vývoje měřící metody PSP pro rok 2010 bylo vyřešit problém s teplotní kalibrací, aby bylo možné kalibrovat s krokem deset stupňů. Dále zcela vyměnit optickou cestu, aby se měřicí systém začal naplno využívat při měření modelů v aerodynamických tunelech. Zejména pak v cirkulačním aerodynamickém tunelu na přímé lopatkové mříži na odtokové hraně, kam je obtížné montovat klasické tlakové odběry. Souběžně s měřící metodou bylo nutné zdokonalit postprocessing a věnovat se podrobnému zkoumání nejistoty celého procesu.

Zařízení

Princip

Základní princip, na němž je tato měřící metoda založena, byl uveden již při prvním představení vývoje této metody na loňském semináři VZLÚ. Stručně budou zopakována základní fakta: klasický přístup měření tlaků na povrchu modelu v aerodynamice je navrtat do modelu požadované množství tlakových odběrů a odvést tyto

odběry mimo model ke snímačům. Výsledek - tlakové rozložení - je potom limitován počtem těchto odběrů. Snahou měření v aerodynamice je získat těchto údajů co nejvíc, což je základní výhodou metody zvané podle svého sensoru pressure sensitive paint, známé pod svojí zkratkou PSP, neboli tlakově citlivý nátěr.

Model se pouze nastříká luminiscenčním nátěrem, patřičně ozáří světlem příslušné excitační vlnové délky a fotocitlivými přístroji, například tzv. fotonásobiči nebo kamerami, se zachytí emitované světlo. Jeho intenzita, případně délka zhášení závisí na okolním tlaku (této vlastnosti se říká kyslíkové zhášení, "oxygen quenching"). Nátěr se posléze dá snadno odstranit.

Tato měřící metoda je poměrně mladá, první výzkumy proběhly v USA a tehdejším SSSR v osmdesátých letech minulého století. Od té doby se PSP ve vnitřní i vnější aerodynamice již rozvinulo do běžně užívané metody a s úspěchem se testuje i v oblastech, jako jsou rotory turbín, mikroturbíny a mikrotrysky, kryogenní tunely, nestacionární měření.

Přístup k PSP existuje dvojí: metoda využívající toho, že v závislosti na tlaku je intenzita světla vyzařovaná excitovaným nátěrem různá (metoda zvaná jednoduše *"*intensity method"), nebo že délka zhasínání luminiscence (a to jejích všech tří forem: fluorescence, fosforescence i zpožděné fluorescence) znovu v závislosti na tlaku je různá (*"*decay method").

Na Palmovku byl dovezen systém využívající metodu zhasínání luminiscence. Jeho jedinou nevýhodou je, že se model skenuje excitačním paprskem světla bod po bodu a měření tak trvá déle – vzhledem k dispozicím tunelů, v nichž se PSP testuje, a vzhledem k velikosti modelů to ovšem není zásadní překážka. Jako hlavní výhoda tohoto uspořádání bývá uváděn fakt, že na rozdíl od metody zaznamenávání intenzity v tomto případě nezáleží například na koncentraci luminoforu v nátěru či tloušťce nátěru na povrchu modelu.

Základní vztah

Nepřímou úměru mezi intenzitou luminiscence a tlakem kyslíku na povrch opatřený nátěrem s luminoforem (a časem zhášení a tlakem) vyjadřuje Stern-Volmerův vztah

$$\frac{I_{ref}(T, p)}{I} = A_{ref}(T) + B_{ref}(T)\frac{p}{p_{ref}} = \frac{\tau_{p=0}}{\tau}$$

Index ref náleží referenční intenzitě a referenčnímu tlaku, zpravidla se tyto údaje získají při atmosférickém tlaku.

A, B jsou materiálové konstanty získávané kalibrací.

Nátěr

Nátěr je složen z pojiva, ředidla, luminiscenční složky, což je v tomto konkrétním případě platinový porphyrin a tzv. rozptylovače. Excitační vlnová délka nátěru používaného ve VZLÚ, a.s je 390 nm (UV záření) a 510 a 540 nm (zelené záření); excitované molekuly nátěru vyzáří nejvíce fotonů v červeném spektru (nejvýrazněji

650 nm). Nátěr, který byl v průběhu loňského roku rovněž těstován ve VZLÚ (některé výsledky jsou zde uvedeny), byl vytvořen chemickou laboratoří DLR (Göttingen, Německo).

Měřicí řetězce

Měřicí řetězec pro kalibraci:

- tlaková komora vyrobená na Palmovce s optickým sklem BK7 opatřená teplotními snímači Pt100, černě natřená; napojená na vývěvu odčerpávající do hodnoty 85 kPa podtlaku; pro účely teplotní kalibrace vybavená Peltierovým článkem a ventilátorem
- zelená LED postupně je nahrazována, v tuto chvíli se testuje s malým zeleným laserovým modulem
- 3) fotonásobič zn. Hamamatsu H7360-03
- OptoDriver obsahující veškeré zdroje, zařízení pro spouštění měření, obvody pro termoregulaci
- 5) PC s měřicí kartou MSA300 + Software vytvořený v LabView

Měřicí řetězec pro měření v aerodynamickém tunelu "C"

- 1) Vrtulový profil F8
- 2) Aerodynamický tunel s přerušovaným chodem s měřicím prostorem 12x20 cm, s perforovanými stěnami, připojený na tlakovou nádobu odčerpávanou vývěvami na 40 kPa absolutního tlaku, s atmosférickým vstupem (vzhledem k účelu tunelu je vstup řešen pouze hustým sítem)
- 7) jako u kalibračního řetězce plus soustava optického skenovacího zařízení



Obr. 1 - Měřicí prostor aerodynamického tunelu "C" s průhledem osazeným skenovacím zařízením pro potřeby PSP



Obr. 2 - Druhý průhled je osazený vrtulovým profilem se sedmi tlakovými odběry

Měřicí řetězec pro měření v aerodynamickém tunelu "Mamut"

V průběhu srpna proběhly první zkoušky, jejichž účelem bylo zjistit, jestli uchycení fotonásobiče na šavli přímo v tunelu při chodu tunelu vibruje v povolených mezích. Měřicí řetězec byl pro toto ověřovací měření zjednodušen, v této konfiguraci by nebylo možné například traverzovat po lopatce:

- 1) měřeným objektem byla přímá lopatková mříž ADB II-B2
- byl použit aerodynamický tunel "Mamut", jehož nepřerušovaný chod zajišťuje dvanáctistupňový radiální kompresor
- 3) Byl použit laserový modul o výkonu 30mW a vlnové délce 532nm
- 4) fotonásobič upevněný na stávajícím traverzovacím zařízení



Obr. 3 - Aerodynamický tunel "Mamut"



Obr. 4 Fotonásobič a laserový modul - uchyceno za měřicím prostorem tunelu



Obr. 5 - Testovaná mříž ADB II – B2

Testování nátěru

Nátěr se skládá z luminiscenční komponenty, pojiva, ředidla a rozptylovače. Pomocí stříkací pistole se nanese na testovaný model. V první etapě měření byl kladen důraz na testování odezvy nátěru na excitační záření. Délka pulsu, jakým musí být nátěr ozářen, je řádově mikrosekundy, poté je potřeba světlo zhasnout a emitované záření zaznamenat, zde fotonásobičem. Ideální frekvence pro opakování je cca 80 kHz. Protože nátěr má zhasínat zhruba 50 – 60 mikrosekund, testovaly se i nižší frekvence, ovšem toto měření se ukázalo v porovnání s odezvou na různě dlouhý puls jako málo významné.

Na níže zobrazeném grafu jsou uvedeny kalibrační křivky nátěru DLR, z nichž je zřejmé, že při stejném tlaku jsou odezvy nátěru na různé délky pulsu různé a záleží na nich, zda se bude nátěr ve výsledku chovat jako lineární nebo nelineární sensor.

Další měření proběhlo na různou intenzitu záření LED (viz graf 2). Dle předpokladu se ukázalo, že pro metodu decay by intenzita zdroje excitačního světla neměla být podstatná.



Graf 1 - DLR nátěr byl testován na odevzu na délky pulsu (v mikrosekundách)



Graf 2 - Nátěr DLR a nátěr používaný ve VZLÚ – porovnání na intenzitu excitujícího záření

Teplotní kalibrace

Velmi důležitou součástí kalibračního řetězce je kalibrace na teplotu. Porphyrinové nátěry jsou teplotně citlivé i 1,5%/1°C a více.

Pro účely teplotní kalibrace byla celá komora konstrukčně výrazně upravena podstatně snížena a došlo k výměně chlazení za výkonnější. Díky němu se podařilo přiblížit k požadovaným parametrům – v první řadě to znamenalo stálost teplotního pole po celou dobu kalibrace (5 minut - v tomto časovém úseku se teplota změnila o půl stupně). Dále bylo nutné spolehlivě dosáhnout kroku přibližně deseti stupňů a méně.

Teplota je měřena buď odporovým termočlánkem Pt100, nebo termokamerou. Při měření termokamerou se používá speciální průhled vyrobený z germania a výsledky se zpracovávají za pomoci softwaru naprogramovaného v grafickém vývojovém prostředí LabView. Níže uvedených výsledků bylo dosaženo Pt100.



Graf 3 - Nátěr používaný ve VZLÚ – teplotní kalibrační křivky po výměně chladiče



Graf 4 Nátěr vyvinutý v DLR – teplotní kalibrační křivky

Měření vrtulového profilu

První měření pomocí PSP v aerodynamickém tunelu byla prováděna na vrtulovém profilu F8. Pro účely tohoto pokusu byl profil připevněn na boční průhled. Testy probíhaly v aerodynamickém tunelu "C" s přerušovaným chodem a perforovanými stěnami v měřicím prostoru o velikosti 12 x 20 cm, Machových čísel 0,1 až 1.

Excitační zdroj světla dodaný z DNW poskytoval na povrchu osvětleného modelu terč o průměru 2 cm, což později bylo cílem úprav, protože tato konfigurace neumožňuje dosáhnout výsledků, které se od PSP očekávají: co nejvíce bodů na povrchu testovaného modelu.

Zjistilo se, že nátěr používaný ve VZLÚ poskytuje poměrně dobré výsledky ve vyšších Machových číslech (od M=0,5). Vzhledem k stále probíhajícím testům vhodného světelného zdroje budou pokračovat i testy tohoto profilu. (V současnosti je testován zelený laserový modul, ale pro své nevhodné pulsní parametry bude nahrazen.)



Obr. 6 - Průhled do měřicího prostoru tunelu "C" osazen vrtulovým profilem



Graf 5 - Tlakové rozložení na profilu pro M=0,52 numericky, pomocí klasických tlak. odběrů a PSP

Závěr

Množství testů, jež proběhlo v "laboratorních" podmínkách, čili v jednoduchých konfiguracích a za využití původní importované sestavy, vedlo k podrobnému poznání odezvy nátěru. Postupně se ovšem zjistilo, že pro měření v tunelu je systém příliš robustní (obzvlášť, pokud se má umístit přímo do cesty vzduchu), takže si vyžádal významné zásahy do konstrukce i do optické cesty.

Nové konstrukční uspořádání pro cirkulační aerodynamický tunel bude vyžadovat dlouhodobější testování právě s ohledem na zásahy do již funkčního systému, zejména potom na citlivost optické cesty. Vyvstává rovněž otázka, jestli nebude zapotřebí využít nátěru se sensorem teplotním, tzv. temperature sensitive paint (TSP). Nicméně, další etapou úkolu je pomocí PSP efektivně doplnit klasické tlakové měření na lopatkách a zodpovězení zmíněných neznámých je jeho nezbytnou součástí.

Použité zkratky

- p (Pa) tlak (absolutní)
- p0 (Pa) tlak (atmosferický)
- pref (Pa) tlak referenční
- I (cd) intenzita záření
- Iref (cd) intenzita záření referenční
- Tau (s) čas

Literatura:

- [1] Saleh, B.E.A., Teich, M.C.: *Fundamentals of photonics*, 2nd Ed., John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, USA, 2007
- [2] Mérienne, M.-C., Le Sant Y.: Surface pressure measurements by using pressure-sensitive paints, Aerospace Science and Technology, No. 9 (2005), pp 285-299; available online 19 March 2005 on <u>www.sciencedirect.com</u>
- [3] Sullivan, J.: *Temperature and Pressure Sensitive Paint*, released in Lecture Series 2001 (Karman Institute for Fluid Dynamics), Advances Measurement Techniques, Belgium, 2001

Síly vznikající na nevztlakových plochách letounu

Ing. Erik Ritschl Ph.D

S rozvojem bezpilotních prostředků, jaký nastal v poslední době je spojen i vývoj nových nekonvenčních uspořádání pohonu letounu. Příspěvek je zaměřen na jedno možné řešení pohonu letounu ventilátorem umístěným uvnitř trupu letounu. Specifikem pohonné jednotky ventilátoru je, že hmotnostní průtok proudovodem je slabě závislý na rychlosti pohybu letounu. Následkem toho je proud v přední části trupu buď urychlován, či zpomalován v závislosti na rychlosti pohybu letounu. Prvotním záměrem, proč zkoumat různé rychlosti byla analýza funkčnosti pohonné jednotky v celém rozsahu provozních rychlostí. Druhotným výsledkem je pak zmapování vlivu pohonné jednotky na obtékání trupu, tyto výsledky budou shrnuty v následujícím článku.

Uspořádání letounu

Uvažovaný případ letounu se vyznačuje dvojicí vstupních otvorů umístěných po bocích trupu v přibližné polovině jeho délky. Proud vedený proudovodem je pak vyfukován tryskou umístěnou na zádi, schema letounu je na Obr. 1. Takto umístěné vstupy sání pohonné jednotky silně ovlivňují uspořádání proudového pole kolem těla trupu. Z hlediska ovlivnění obtékání trupu je lhostejné, jaký typ pohonné jednoutky je do draku včleněn, rozhodující je umístění vstupních otvorů proudovodu na trupu letounu a hodnota rychlostního poměru w/w_{INL}, kde w je rychlostí letu a w_{INL} je rychlostí proudu vstupujícího do proudovodu. Dalším faktorem, který je zahrnut do analýzy je úhel skosení vstupního otvoru kanálu, viz obr. 2.



Obr. 1 - Schematické zobrazení analyzovaného uspořádání letounu

Pro detailní náhled na utváření proudění kolem vstupního otvoru kanálu a jeho působení na ostatní části letounu je nutno modelovat celou geometrii v 3D prostoru.

Případy, které jsou zahrnuty ve výpočtu jsou definovány poměrem w/w_{INL} v rozmezí 0 až 1,6 a vliv skosení vstupního hrdla v rozmezí 0 až 75 stupňů.



Obr. 2 - Zobrazení letounu se skoseným hrdlem vstupního kanálu

Výpočet CFD

Základní geometrický tvar letounu byl vymodelován v modeláři Unigraphics. Dále pak bylo nutno navrhnout několik geometrických modiikací s odlišným úhlem zkosení vstupního hrdla sacího kanálu. Vytvořená geometrie byla základem pro tvorbu výpočetní sítě.

Výpočet byl prováděn v prostředí komerčního programu Fluent. Požadavky kladené řešičem byly promítnuty do generované sítě. Byl užit model turbulence k-ɛ Enhanced Wall Treatment. Pro správnou funkci modulu E-W-T je třeba dodržet hodnotu bezrozměrné odlehlosti od stěny y⁺ v řádu jednotek. Pro dodržení podmínky kladené na y⁺ byla síť v okolí stěn tvořena vrstvou prismů s prvním krokem 0,05 mm a gradientem růstu 1.25 v dvanácti řadách. Hybridní síť umožňuje použití trojúhelníkových buněk na povrchu tělesa a snažšší integraci změněné geometrie letounu. V celém zbytku objemu jsou užity čtyřstěny. Jejich nevýhodou je v numerická viskozita, kterou model používá. Ta vede k rychlé disipaci energie a tím například k podstatnému snížení vlivu úplavu za tělesem. Zobrazení povrchové sítě letounu je na Obr. 3. Pro jednotlivé varianty zešikmení náběžné hrany je základ výpočtové sítě společný. Varianty se liší pouze v plošné síti náběžných hran a jejich okolí.



Obr. 3 - Povrchová síť modelu se skosenou náběžnou hranou

Doména výpočtové sítě je tvořena rotačním paraboloidem s délkou i průměrem, které jsou desetinásobkem rozpětí letounu. Celkový počet buněk je 2 miliony.

Okrajové podmínky výpočtu jsou:

- Na vnějších plochách výpočtového objemu tvořených paraboloidem *Pressure* Far Field.
- Na výstupu, tvořeném podstavou paraboloidu *Pressure Outlet* s nastaveným přetlakem 0 Pa.
- Pod řezačem je modelováno odsávání mezní vrstvy podmínkou *Pressure Outlet* s podtlakem o velikosti 60 Pa.
- V místě ventilátoru, na konci vstupního kanálu je podmínka Fan. Koeficienty polynomu byly získány výpočtem ventilátorového stupně, který není předmětem příspěvku.

Výsledky

Neobvyklý je průběh poláry pro rychlost letu w/w_{INL} =0.4, Graf 1. To koresponduje s průběhem součinitele síly působící na trup ve směru osy letounu, X. Shodný trend se objevuje i v ostatních řešeních zešikmené náběžné hrany kanálu.



Graf 1. - Poláry letounu v závislosti na W/WINL
Při rychlosti w/w_{INL}=0.4 ms⁻¹ se působením sání ventilátoru proud před vstupy urychluje a vytváří tlakové pole na přední části trupu. Tlakový odpor trupu nabývá až záporných hodnot a vzniká síla s charakterem tahu. Při rychlosti letu w/w_{INL}=0.8 se obě rychlosti vyrovnávají a ovlivnění trupu je zřetelné pouze pro větší hodnoty skosení vstupního hrdla viz Graf 2. S rostoucí rychlostí letu již není žádný vliv patrný. Počítány byly případy do w/w_{INL}=1.6.

Mechanismus vzniku přídavného tahu je podobný jako vznik tahu na prstenci vrtule popsaný v [1]. V podstatě se dá říci, že proud do poměru w/w_{INL}< 0.7 je na přídi zrychlený oproti zadníčásti za vstupy a vytváří se podtlak, jehož výslednice má charakter tahové síly. Vyšší úhel skosení vstupního hrdla kanálu hodnotu w/w_{INL} posouvá do vyšších hodnot.



Graf 2. - Průběh součinitele Cx v závislosti na úhlu zešikmení náběžné hrany kanálu a úhlu náběhu α , rychlost letu w/w_{INL} =0.8.



Graf 3. – Osová síla působící na těleso trupu vztažená na statický tah pohonné jednotky v závislosti na poměrné rychlosti w/w_{INL}

Číselně vyjádřené hodnoty takto vzniklého tahu v poměru k statickému tahu užité pohonné jednotky jsou uvedeny pro variantu nezkoseného vstupního hrdla na grafu 3. Jedná se o zvýšení tahu o devět procent. Při režimu minimální letové rychlosti, která pro zkoumaný letoun je w/w_{INL}=0.4 je stále hodnota tahu vzniklého na trupu 6 % statického tahu izolované pohonné jednotky.

Ze zkoumaných geometrických variant nebyla zjištěna existence lokálního optima pro maximalizaci vzniku tahové síly. Rozbor polár letounu při rychlosti letu $w/w_{INL} = 0.8$ ukazuje stejnou tendenci ke snižování odporu s rostoucím úhlem zešikmení náběžné hrany. Geometrie letounu se skosenou náběžnou hranou 75° je hodnota C_{Dmin} o 30 % nižší oproti letounu s nezešikmenou náběžnou hranou.

Literatura:

[1] SEDDON J., GOLDSMITH E. L., *Intake Aerodynamics, Second Edition,* AIAA Education Series, 1999

Vliv desek na ztráty jednoproudého výstupního hrdla parní turbiny

Ing. Kamil Sedlák, Ing. Michal Hoznedl, Ph.D., ŠKODA POWER s.r.o., Plzeň

Příspěvek se zabývá vlivem výztužných desek vkládaných do výstupního hrdla parní turbíny na velikost ztrát. Zkoumán byl vliv počtu desek, jejich ucpání a dále vliv úhlu náběhu proudu na desky. Hodnocení jednotlivých variant je založeno na základě znalosti energetického ztrátového součinitele dané varianty. Osazení experimentálního zařízení měřicí aparaturou umožňovalo odděleně sledovat velikost ztrát difuzoru i celého výstupního hrdla.

Úvod

Z pohledu funkce je hlavním úkolem výstupního hrdla propojení výstupního průřezu parní turbiny s kondenzátorem. Dalším neméně podstatným požadavkem kladeným na výstupní hrdlo je přeměna kinetické enerie výstupního proudu z turbíny na energii tlakovou, samozřejmě při minimálních ztrátách. Ve své podstatě je možné ke splnění výše uvedených požadavků použít axiální nebo axiálně-radiální výstupní hrdlo. Z důvodu menší zástavby a menší rozteče ložisek rotoru jsou častěji využívány axiálně-radiální výstupní hrdla. Jejich významnou výhodou je zkrácení délky rotoru, mezi nevýhody patří vyšší ztráty, které jsou způsobené otočením proudu o 90° na velmi krátké dráze.

Pro zařízení menších výkonů jsou běžně používána jednoproudá výstupní hrdla, jehož příklad je uveden na obr. 1. Červeně je zobrazen prostor difuzoru, kde dochází k největšímu stlačení média a otočení proudu, ale také k největším ztrátám. Zelená barva je vyhrazena skříni výstupního tělesa včetně výztuh, které mají nezastupitelnou roli z pohledu pevnosti celé skříně. Modrou šipkou je naznačen směr proudění média do kondenzátoru. Stroje větších výkonů jsou osazovány dvouproudými tělesy, které nebyly středem zájmu publikované práce.

Proudící pára dosahuje již v místě vstupu do difuzoru poměrně nízkých tlaků a teplot, což je dáno expanzí v parní turbíně. Z toho vyplývá, že měrné objemy jsou relativně velké. Výstupní hrdlo je tedy co do velikosti dominanantním prvkem celého soustrojí parní turbíny. Proto je nutné vyztužit velké rovinné plochy skříně hrdla. S přihlédnutím k velkému rozdílu tlaků uvnitř a vně skříně výstupního hrdla je jasné, že není možné výztuhy vypustit bez nepříznivých vlivů na pevnost a tuhost celé konstrukce.

Přestože bylo zdůvodněno vkládání výztuh z pohledu pevnosti, je nutné podotknout, že z pohledu proudícího média tvoří právě tyto prvky nepříjemné překážky, které mohou významně zvýšit ztráty. Reálná výstupní hrdla jsou obvykle opatřena výztuhami ve formě svislých desek popř. trubkových mříží umístěných za výstupem z difuzoru, viz obr. 1.



Obr. 1. Řez výstupním hrdlem parní turbíny včetně jednoproudého výstupního hrdla

Popis měřených variant

Testován byl vliv počtu desek, otevření desek, úhlu náběhu proudu na desky a konečně kombinace trubkové mříže a dvojice desek, kde byla pozorována velká oblast zpětného proudění za deflektorem. To si vyžádalo vložení mezistěny, která dále upravuje proudění a minimalizuje ztráty vířením v této oblasti. Zmiňované varianty budou detailně popsány v následujících kapitolách.

Oproti realitě je model výstupního hrdla otočeno o 180° kolem osy stroje. To znamená, že výstupní průřez směřuje vzhůru, zatímco na díle je kondenzátor pod strojem.

Vliv počtu desek

V praxi je běžně využíváno jedné desky vložené do roviny symetrie výstupního hrdla. Je možné se též setkat s dvojicí desek, kdy boční desky tečně navazují na

ložiskový stojan. Dále je využívána kombinace obou předchozích variant - do hrdla jsou vloženy tři desky.

Z této skutečnosti vycházela první měření, která měla za úkol kvantitativně zhodnotit vliv počtu desek na ztrátový součinitel výstupního hrdla. Na obr. 2 je uveden pohled do výstupního hrdla osazeného dvojicí desek, na obr. 3. jsou zobrazeny desky včetně otvorů, princip ucpávání otvoru je popsán níže.



Obr. 2. Vložené desky



Otevření desek proudu

Z pohledu proudícího média nejsou plné desky optimální, proud na ně naráží bez možnosti pronikat s nízkými ztrátami dále. Plně otevřené desky nevyhovují pevnostně. Proto byl model navržen tak, že bylo možné měnit velikost poměru otevřené a uzavřené plochy desek. To je názorně ukázáno na obr. 3., odkud je vidět, že v případě dvojice desek bylo možné nalézt velké množství kombinací otevření desek. Ve skutečnosti se ukázalo jako bezpředmětné zkoumat nesouhlasné rozložení otevřených otvorů. Tím klesl možný počet variant, obdobně tomu bylo také v případě trojice desek tzn. otvory byly vždy souhlasně oteveřeny. V případě otevřených desek médium prochází tělesem a otvory v deskách snáze

Významnými variantami z pohledu ztrátového součinitele, které byly určené pro další zkoumání se ukázaly mezní případy tzn. zcela uzavřené desky označené 0_J_0 a samozřejmě druhý extrém se zcela otevřenými otvory, který je možné nalézt pod označením 1_J_1.

Úhel náběhu proudu na desky

Posledním zmiňovaným vlivem, který se týká pouze samotných desek byl vliv úhlu náběhu proudu na desky. Ten byl měněn nastavením celé desky do proudu a to v rozmezí -5 - 10° s krokem 5°. Mezním případem, který se do jisté míry vymyká zmiňovanému značení je nastavení desek, kdy horní hrana desek byla sklopena do roviny symetrie. To znamená, že vznikl kapkovitý tvar, viz obr. 4. Modře je zvýrazněna "náběhová" hrana, tvořena tvořena válcovou plochou ložiska, zatímco odtoková hrana vznikla v místě průsečnice červěně naznačených desek. Po předcházejících zkušenostech bylo v tomto případě upuštěno od postupného otevírání otvorů v deskách, měřeny byly pouze mezní varianty se zcela otevřenými popř. uzavřenými otvory.





Obr. 4. Sevření desek

Obr. 5. Trubková mříž vkládaná do modelu výstupního hrdla

Z výše uvedeného obrázku je zřejmé, že svislá střední deska nemá v takto uzavřeném prostoru velký význam.

Kombinace trubkové mříže a desek

Přestože jsou deskové výztuhy používány, v reálném výstupním hrdle je častěji využívána kombinace trubkové mříže a desek, další experiment se pokusil věrně simulovat tuto skutečnost.

Pro lepší představu modelu výstupního hrdla s dvojicí desek je na obr. 2. uveden 3D model. Model vlastní trubkové mříže je na obr. 5.

Vyhodnocení ztrátového součinitele

Energetický ztrátový součinitel ve tvaru, který byl odvozen v [1] na základě poměru změn entalpií na vstupu a výstupu z tělesa je zde uveden ve tvaru (1), kdy se jedná o zjednodušení pro případ nestlačitelného proudění. Proudové poměry nastavené ve výstupním hrdle (Ma < 0,15) umožňovaly bez problémů využít takto upraveného vztahu.

$$\zeta_{H} = \frac{p_{01} - p_2}{p_{D1}} \quad (1)$$

Z výše uvedeného vztahu je zřejmé, že pro vyhodnocení ztrátového součinitele celého tělesa postačovalo měřit celkový tlak na vstupu p_{01} , dynamický tlak v tomtéž místě p_{D1} a konečně statický tlak na výstupu z hrdla p_2 .

Z ryze praktických důvodů byla zvolena ještě jedna měřicí válcová plocha, která odpovídala výstupnímu průřezu z vlastního axiálně-radiálního difuzoru. Z naměřených dat nebyl problém podobným způsobem stanovit ztrátový součinitel difuzoru a na základě této dvojice hodnot si udělat představu o rozložení ztrát v rámci celého tělesa.

Jako užitečné se jeví vyjádřit přírůstek popř. úbytek výkonu v závislosti na energetickém ztrátovém součiniteli výstupního hrdla viz rovnice (2).

$$\Delta P = \dot{m} \cdot \Delta h_{1,2} \cdot \eta_{TD} = \dot{m} \cdot \Delta h_1 \cdot (1 - \zeta_H) \cdot \eta_{TD} \quad (2)$$

V rovnici (2) je možné vysledovat lineární závislost změny výkonu na ztrátovém součiniteli. Taktéž je z uvedeného vztahu zřejmé, že pokud velikost ztrátového součinitele leží v intervalu (0,1) výstupní hrdlo pracuje v požadovaném režimu, naopak leží-li hodnota ztrátového součinitele v intervalu $\langle 1, \infty \rangle$, dochází ke ztrátě výkonu.

Výsledky měření

Referenční hodnota ztrátového součinitele hrdla popř. difuzoru byla získána měřením prázdného výstupního hrdla. Pro jednodušší orientaci a zachování porovnatelnosti výsledků bude uváděna hodnota ztrátového součinitele normovaná referenční hodnotou.

Otevření desek proudu

Zde jsou uvedeny výsledky, které byly získány na základě měření varianty s trojicí rovnoběžných desek vloženými ve výstupním hrdle. Označení variant na vodorovné ose odpovídá předcházejícímu obrázku viz obr. 3. Znakem "J" byl označen "jednoduchý" režim měření, řetězec před tímto znakem popisuje otevření prostřední desky, zatímco za znakem "J" je udáno otevření bočních desek. Písmenem "H" popř. "V" bylo určeno zda se jedná o horizontální popř. vertikální řadu oken. Číslování řad bylo provedeno ve shodě s obr. 3.

Na obr. 6 jsou uvedeny hodnoty normovaného ztrátového součinitele vypočtené z naměřených dat. Mezi významné varianty je možné zařadit 0_J_0, což je varianta se zcela uzavřenými otvory ve všech deskách. Dále 1_J_1, jedná se o zcela otřevřené otvory ve všech deskách. Při prvním pohledu na graf je zřejmé, že ani jedna z výše zmiňovaných variant nedosahuje referenčního ztrátového součinitele. Přestože je možné v grafu nalézt variantu vykazující lepší výsledky, tak rozdíl mezi 1_J_1 a V_2_3_J_V_2_3 je minimální. Obdobného trendu bylo dosaženo i u ostatních již popisovaných měření. Není tedy nutné testovat celou řadu kombinací otevírání oken.



Obr. 6. Vliv otevření desek proudu na normovaný ztrátový součinitel

Vliv počtu desek

Dle očekávání s rostoucím počtem desek ztráty taktéž rostou, ale nelze to zobecnit na libovolný počet desek. Na obr. 7. je uvedena závislost ztrátového součinitele právě na počtu desek. Jedná se ztrátový součinitel celého výstupního hrdla a to ve dvou mezních případech a to 0_J_0 v grafu nazvaná jako "Uzavřená" a 1_J_1 označená jako "Otevřená".

Zatímco varianta s dvojicí desek dosahuje vyšších hodnot ztrátového součinitele, přidáním třetí desky ztrátový součinitel opět mírně poklesne. Tento jev je s největší pravděpodobností spojen s vírem, který vzniká mezi dvojicí desek. Vložením třetí desky dojde k jeho částečnému nebo úplnému odstranění, tak dojde k mírnému poklesu ztrát.

Dále je možné pozorovat, že otevřením desek se snižuje citlivost ztrátového součinitele na jejich počet. Přestože v případě jedné desky ztráty mírně vrostly, tak vkládáním dalších desek nedochází k tak dramatickému nárůstu jako v případě zcela uzavřených desek.



Obr. 7. Vliv počtu desek proudu na normovaný ztrátový součinitel

Úhel náběhu proudu na desky

Poslední částí práce, která se zabývala pouze deskovými výztuhami bylo vyjádření vlivu úhlu náběhu proudu na ztráty. Zkoumat tento efekt mělo význam jen v případě dvojice popř. trojice desek. Vzhledem k tomu, že výsledné trendy byly v obou případech podobné, je zde uveden pouze odkaz na případ výstupního hrdla s dvojicí desek.



Obr. 8. Vliv úhlu náběhu proudu na normovaný ztrátový součinitel

Obdobně jako tomu v předcházejícím grafu také zde jsou uvedeny dva mezní přpady a navíc "optimální" varianta viz obr.8., která byla vybrána ze série měření podobné tá, která byla uvedena v grafu 6.

Opět je možné sledovat vliv otevření desek, stejně tak jako tomu bylo v předcházejícím grafu 7., kde byl sledován pouze vliv otevření desek. Také bylo potvrzeno, že otevřením desek se snižuje závislost ztrátového součinitele na úhlu rozevřen. Dále je z grafu zřetelně vidět, že postupným rozevíráním desek dochází ke splývání varianty se zcela otevřenými deskami s tzv. "optimální" variantou.

Kombinace trubkové mříže a desek

Poslední zmiňovanou variantou byla kombinace trubkové mříže a desek. Celá sestava je názorně zobrazena v podélném řezu výstupního hrdla viz obr. 10. Modrou barvou je znázorněna deska včetně vybrání pro trubkovou mříž, žlutou barvou je vyznačena vlastní trubková mříž. Dále je zřetelně vidět hnědou barvou vyznačený deflektor a zelenou barvou označená závěrná deska s lomenou stěnou.

Popisu odpovídá v obr. 9. varianta označená D_M. Opět je vidět, že došlo k nárůstu ztrátového součinitele hrdla zhruba o 10 % oproti referenční hodnotě, zatímco ztrátový součinitel difuzoru reagoval téměř bezvýznamným poklesem.



Obr. 9. Vliv svislé desky na normovaný ztrátový součinitel

Obr. 10. Řez modelem hrdla

Vlivem odtržení proudu na špičce deflektoru vzniká v oblasti za ním významný trojúhelníkový vír, jehož stabilitu dále podporuje přítomnost trubkové mříže a desek, nedochází k přilnutí proudu ke stěně hrdla. Snahou bylo eliminovat vznik víru popř. omezit jeho velikost, což dalo vzniknout dalším varintám, tak jak jsou uvedeny v grafu.

De facto se jednalo o vložení rovinné desky, která navazovala na špičku deflektoru, její šířka byla omezena přítomností dvojice bočních desek viz červená čárkované linie v podélném řezu tělesa. Takto vznikla trojice variant označených řetězcem znaků D_M_S.

V prvním případě byla svislá deska vložena přímo za trubkovou mříž tzn. jedná se o označení D_M_S. Zbývající dvojice variant vycházela z této první, nicméně deska byla odkloněna od vertikály o 6,5° resp. 13°, v tomto případě se horní hrana desky dotýkala stěny hrdla.

Z obr. 9 je patrný výsledek měření. Zatímco ztrátový součinitel hrdla reaguje na nastavení stěny růstem popř. poklesem, ztrátový součinitel difuzoru projevuje jen minimální závislost. To je logické, ovliňováno je proudění ve vnější skříni, proudění ve vlastním difuzoru nikoliv.

Vložením svislé desky za špičku deflektoru se projevilo na velikosti vzniklého víru, který se omezil na poměrně malou oblast v úplavu za trubkami. Z toho také nejspíše pramení výrazný pokles ztrátového součinitele hrdla, jenž činí téměř 3 %.

Odklonem desky byl sledován fakt, že další zpomalení proudu by mohlo mít pozitivní dopad na ztrátový součinitel. Tento předpoklad nebyl podtvrzen, došlo k opačnému efektu, kdy odkláněním desky od vertikály ztrátový součinitel rostl a to téměř lineárně s úhlem. Nárůst ztrátového součinitele je možné s nejvetší pravděpodobností přisoudit neschopnosti proudění přilnout k odkloněné desce, což vyvolalo opětovné zvětšení zavířené oblasti oproti první variantě se svislou deskou.

Závěr

Cílem práce bylo shrnout a doplnit dosavadní experimentální výzkum proudění vzduchu modelem jednoproudého výstupního hrdla parní turbíny. Jednalo se o proudění bez vlivu rotace proudu na vstupu do hrdla.

Práce byla zaměřena na kvantitativní a okrajově také na kvalitativní zhodnocení vlivu výztužných desek popř. kombinace desek a trubkové mříže na ztráty, jenž byly vyjádřeny prostřednictvím energetického ztrátového součinitele viz (1).

Ze získaných dat bylo prokázáno, že je možné nalézt "optimální" variantu otevření otvorů v deskách. Přestože tato byla nalezena, je výhodnější použít zcela otevřené desky, které dovolují dosáhnout stabilního snížení ztrát, optimální nastavení otevření desek nelze zobecnit.

Experimentálně byl potvrzen předpoklad, že vhodnější je použít jen jednu desku oproti páru desek, naopak jistým překvapením bylo, že použitím trojice desek došlo opět k mírnému poklesu ztrátového součinitele oproti dvěma deskám. Také byl potvrzen fakt, že otevřením desek proudu dochází k oslabení závislosti ztrátového součinitele vůči jejich počtu. Dle očekávání se vliv úhlu náběhu proudu na desky ukázal jako nejvýznamnější faktor, který ovlivňuje ztrátový součinitel. Rozevíráním desek vzniká zužující se kanál, kterým proudí podstatná část hmotnostního průtoku média tudíž dochází k urychlování proudění na výstupu. Z tohoto důvodu dochází k významnému nárůstu ztrátového součinitele, v mezním případě uzavřených desek a rozevření 10° se jednalo až o 18%. Naopak svíráním desek dojde v tělese ke zpomalení proudu, čímž dojde k poklesu ztrátového součinitele. V případě rozevření 5 a 10° se stává zcela otevřená deska "optimem". Zajímavé je sledovat, že otevřením desek se znecitlivý ztrátový součinitel vůči všem změnám.

Vložením trubkové mříže došlo k nárůstu ztrátového součinitele ve srovnání s případem, kde byly vloženy pouze desky, ale jak se ukázalo je možné ztrátový součinitel jednoduchou úpravou mírně korigovat. Úprava spočívala ve vložení vertikální desky za trubkovou mříž, čímž se dosáhlo snížení ztrátového součinitele téměř o 3 %.

Literatura:

- [1] Dejč M. I: Technická dynamika plynů; SNTL Praha, 1965
- [2] Brich,J.: *Návrh konstrukce typového difuzoru a výstupního hrdla jednoproudého VT, ST a NT tělesa*; technická zpráva 47-TÚ/VVZ, ŠKODA Turbíny, Plzeň
- [3] Hoznedl, M.: *Difuzorová proudění se specifickými okrajovými podmínkami*; Disertační práce, Západočeská univerzita, Plzeň, 2007
- [4] Hoznedl, M.; Bednář, L.; Mach, J.: Snímání a zpracování dat naměřených na modelu výstupního tělesa parní turbíny; technická zpráva TZTP 0840, ŠKODA POWER, Plzeň, 2008
- [5] Sedlák, K.; Hoznedl, M.: *Vliv výztuh na ztráty ve výstupním hrdle parní turbíny*; Topical Problems of Fluid Mechanics, Praha, 2010
- [6] Sedlák, K.; Hoznedl, M.: Vliv vestaveb na ztráty v jednoproudém výstupním hrdle parní turbíny; 9. konference on Power System Engineering, Thermodynamics & Fluid Flow, Plzeň, 2010

Poděkování

Autoři příspěvku děkují MPO grant TIP FR-TI1/458 "Koncový stupeň parní turbiny s vysokou účinností a průtočností".

Metody vysokého řádu přesnosti pro numerické simulace proudění stlačitelných tekutin¹

doc. RNDr. Vít Dolejší, Ph.D., DSc. MFF UK v Praze

Zabýváme se numerickým řešením Navierových-Stokesových rovnic pro stlačitelný plyn pomocí nespojité Galerkinovy metody (DGM), která je založena na po částech polynomiální nespojité aproximaci. Řád přesnosti DGM je značně vyšší než řád numerických metod běžně užívaných v průmyslu. V příspěvku tuto metodu stručně popíšeme a na příkladě ukážeme efektivitu metod vyššího řádu přesnosti. Nakonec ukážeme příklad simulace obtékání izolovaného profilu.

Úvod

Výpočetní dynamika tekutin představuje klíčový nástroj ve vývoji nových produktů např. v leteckém průmyslu. Ačkoliv v poslední době došlo k výraznému pokroku, stále velké počítačové simulace vyžadují obrovské množství výpočetního času a počítačové paměti. Průmyslové programy jsou obvykle založeny na metodě konečných objemů s po částech lineární rekonstrukcí, což dává schéma nejvýše druhého řádu přesnosti.

Pro řešení konvektivně-dominantních problémů se v posledních letech stala velice populární nespojitá Galerkinova metoda (DGM – discontinuous Galerkin method), viz např. [1-6]. DGM je založena na po částech polynomiální nespojité aproximaci, která dává vysoce robustní a přesné schéma zejména v transportně dominantních režimech. DGM může jednoduše pracovat s nekonformními adaptivně yjemněnými sítěmi a s různými polynomiálními stupni aproximace na různých elementech, což je vhodné zejména pro hp adaptivní metody. Velkou výhodou celé metody je její snadná paralelizace.

DGM pro Navierovy-Stokesovy rovnice

Soustavu Navierových-Stokesových rovnic pro stlačitelné tekutiny lze psát ve tvaru

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \sum_{s=1}^{N} \frac{\partial f_s(w)}{\partial x_s} = \sum_{s=1}^{N} \frac{\partial R_s(w, \nabla w)}{\partial x_s} \qquad \forall (x, t) \in \Omega \times (0, T),$$

kde $\Omega \in \Re^{N}, N = 2,3, T > 0, w = (\rho, \rho v_{I_{1}}, ..., \rho v_{N}, e) \in \Re^{N+2}$ je stavový vektor, ρ hustota,

¹ Tato práce je součástí projektu MSM 0021620839.

 $v_s, s = 1, ..., N$ složky vektoru rychlosti a e hustota celkové energie. Funkce $f_s(w) \in \Re^{N+2}, s = 1, ..., N$ a $R_s(w, \nabla w) \in \Re^{N+2}, s = 1, ..., N$ jsou nevazké a vazké toky, ∇w je gradient funkce w.

Nechť T_h značí dělení výpočetní oblasti Ω . Toto dělení se skládá z konečných elementů, které mohou být trojúhelníky, čtyřúhelníky ve 2D, čtyřstěny, pyramidy, šestistěny atd. ve 3D. Dále, nechť F_h značí množinu všech hran sítě T_h a symboly F_h^i a F_h^b značí podmnožiny všech vnitřních a hraničních hran z F_h .

Pro danou síť T_h definujeme prostor S_{hp} , který je tvořen po částech polynomiálními nespojitými funkcemi, tj. nepředpokládáme žádnou spojitost na vnitřních hranách. Pro libovolnou funkci $v_h \in S_{hp}$, označme symboly $v_h |_{\Gamma}^L$ a $v_h |_{\Gamma}^R$ její stopy na hraně $\Gamma \in F_h$ "zleva" a "zprava". Dále definujeme vztahy $\langle v_h \rangle \coloneqq (v_h |_{\Gamma}^L + v_h |_{\Gamma}^R)/2$ a $[v_h] \coloneqq v_h |_{\Gamma}^L - v_h |_{\Gamma}^R$ průměr a skok funkce v_h na hraně $\Gamma \in F_h$.

Nespojitou Galerkinovu (DG) diskretizaci Navierových-Stokesových rovnic lze psát ve tvaru (viz [5]):

$$\left(\frac{\partial w}{\partial t},\varphi_{h}\right)+c_{h}\left(w,\varphi_{h}\right)=0\quad\forall\varphi_{h}\in S_{h},\quad c_{h}\left(w,\varphi_{h}\right)\coloneqq b_{h}\left(w,\varphi_{h}\right)+a_{h}\left(w,\varphi_{h}\right)+J_{h}^{\sigma}\left(w,\varphi_{h}\right),$$

kde konvektivní, difusní a penalizační formy jsou definovány

$$b_{h}(w_{h},\varphi_{h}) \coloneqq \sum_{K \in T_{h}} \int_{K} f_{s}(w_{h}) \cdot \frac{\partial \varphi_{h}}{\partial x_{s}} dx - \sum_{\Gamma \in F_{h}} \int_{\Gamma} H(w_{h} \mid_{\Gamma}^{L}, w_{h} \mid_{\Gamma}^{R}, n) [\varphi_{h}] dS,$$

$$a_{h}(w_{h},\varphi_{h}) \coloneqq \sum_{K \in T_{h}} \int_{K} R_{s}(w,\nabla w) \cdot \frac{\partial \varphi_{h}}{\partial x_{s}} dx - \sum_{\Gamma \in F_{h}} \int_{\Gamma} \langle R_{s}(w,\nabla w) \rangle n_{s} [\varphi_{h}] dS,$$

$$J_{h}^{\sigma}(w_{h},\varphi_{h}) = \sum_{\Gamma \in F_{h}^{i}} \int_{\Gamma} \sigma[w_{h}] [\varphi_{h}] dS + \sum_{\Gamma \in F_{h}^{b}} \int_{\Gamma} \sigma(w_{h} - w_{h}^{B}) \varphi_{h} dS,$$

respektive.

Vektorová funkce W_h^B odpovídá okrajovým podmínkám, penalizační forma J_h^σ v jistém smyslu nahrazuje spojitost mezi elementy a dále vynucuje splnění Dirichletových okrajových podmínek ve smyslu penalizace, σ je penalizační parametr. Funkce H představuje numerický tok známý z metody konečných objemů.

DG diskretizace představuje soustavu obyčejných diferenciálních rovnic, kterou je třeba řešit. Je možné použít explicitní diskretizaci, která ovšem vyžaduje vysoké omezení délky časového kroku. Na druhou stranu, plně implicitní diskretizace vede na soustavu nelineárních algebraických rovnic, jejichž řešení bývá komplikované.

Z tohoto důvodu používáme tzv. semi-implicitní metodu, která je založena na vodné formální linearizaci formy ^{*c*_h}, nelineární členy jsou pak diskretizovány

explicitně a lineární implicitně. Výsledné schéma je prakticky nepodmíněně stabilní, má vysoký řád přesnosti v prostoru a v čase a na každé časové hladině řešíme pouze jednu soustavu lineárních algebraických rovnic, viz [5].

Přesnost DGM

Naším cílem je ukázat přesnost a efektivnost DGM. Uvažujme nestacionární lineární konvektivně difusní rovnici ve tvaru

$$\frac{\partial u}{\partial t} - \sum_{s=1}^{N} u \frac{\partial u}{\partial x_s} - \varepsilon \sum_{s=1}^{N} \frac{\partial^2 u}{\partial x_s^2} = g, \quad (x_{1,x_2}) \in [0,1]^2$$

kde $\,^{\varepsilon}\,$ je malá kladná konstanta představující koeficient vazkosti. Pravá strana $\,^g$ a počáteční a okrajové podmínky jsou voleny tak, že přesné řešení této úlohy je

$$u(x_1, x_2, t) = (1 - \exp(-t))(c_1 + c_2(1 - x_1) + \exp(x_1 / \varepsilon))(c_1 + c_2(1 - x_2) + \exp(x_2 / \varepsilon))$$

kde $c_1 = -\exp(-1/\varepsilon)$ a $c_2 = -1 - c_1$. Přesné řešení obsahuje 2 tenké mezní vrstvy podél hran (t,0); $t \in [0,1]$ a (0,t); $t \in [0,1]$.

Provedli jsme výpočty na uniformních trojúhelníkových sítích s délkou hran h=1/8, h=1/16, h=1/32, h=1/64 a h=1/128. Stupeň polynomiální aproximace byl volen od 1 do 6. Obr. 1 ukazuje (v logaritmickém měřítku) závislost výpočetní chyby v L2-normě na počtu stupňů volnosti (DOF) (obr. vlevo) a na výpočetním času (obrázek vpravo). Oba obrázky navíc ukazují srovnání s automatickou hp-DGM, která na základě odhadu chyby zjemňuje výpočetní síť a zvyšuje polynomiální stupeň aproximace. Z výsledků je patrné, že DGM s vysokým polynomiálním stupněm aproximace dosahuje dané chybové tolerance za užití citelně menšího počtu stupňů volnosti a výpočetního času než-li metody nízkého řádu přesnosti. Další zvýšení efektivity lze dosáhnout pomocí hp-DGM.



Obr. 1 Závislost chyby na počtu stupňů volnosti (vlevo) a výpočetním čase (vpravo) pro polynomiální stupně aproximace řádu 1,...,6 a jejich srovnání s hp-DGM

Příklady simulace proudění stlačitelných tekutin

Uvažujeme obtékání profilu NACA0012 se vstupním Machovým číslem $M_{inlet} = 0.5$, úhlem náběhu $\alpha = 2$ a Reynoldsovým číslem Rey = 5000. Pro výpočty byla použita velmi hrubá síť s 436 trojúhelníku. Postupně jsme provedli výpočty s polynomiální aproximací stupně 1,...,8.

Pro urychlení výpočtu byly výsledné aproximace nižšího stupně použity jako počáteční aproximace pro polynomy vyššího stupně. Vzniklé soustavy lineárních algebraických rovnic byly řešeny pomocí iterační metody GMRES s blokovým ILU(0) předpodmíněním. Řešení získané na předchozí časové vrstvě bylo použito jako aproximace řešení na nové časové vrstvě. Délka časového kroku byla volena adaptivně pomocí odhadu lokální chyby diskretizace, podrobnější popis viz [6].

Obr. 2-4 ukazují isokřivky Machova čísla pro polynomiální aproximace stupně 1, 3 a 8, respektive. I přes hrubou síť dostáváme velmi jemné rozlišení isokřivek, mezní vrstvy a stagnačního bodu.



Obr. 2 - isokřivky Machova čísla, polynomiální stupeň aproximace = 1



Obr. 3 - isokřivky Machova čísla, polynomiální stupeň aproximace = 3



Obr. 4 - isokřivky Machova čísla, polynomiální stupeň aproximace = 8

Závěr

Představili jsme metodu velmi vysokého řádu přesnosti pro numerické řešení Navierových-Stokesových rovnic pro stlačitelný plyn. Tato metoda má značný potenciál pro redukci výpočetního času a paměti počítače v průmyslových aplikací.

Další výzkum bude zaměřen na

- implementaci turbulentních modelů,
- rozšíření stávajícího programu pro 3D problémy,
- aplikace metody pro komplikovanější problémy,
- vývoj hp-adaptivní techniky.

Literatura

- [1] F. Bassi, A. Crivellini, S. Rebay, M. Savini: Discontinuous Galerkin solution of the Reynolds averaged Navier-Stokes and k-ω turbulence model equations; Comput. Fluids, 34:507–540, 2005
- [2] R. Hartmann, P. Houston: Symmetric interior penalty DG methods for the compressible Navier-Stokes equations I: Method formulation; Int. J. Numer. Anal. Model., 1:1–20, 2006
- [3] C. M. Klaij, J.J.W. van der Vegt, H. Van der Ven: Space-time discontinuous Galerkin method for the compressible Navier-Stokes equations; J. Comput. Phys., 217(2):589–611, 2006
- [4] M. Dumbser, C.-D. Munz: *Building blocks for arbitrary high-order discontinuous Galerkin methods*; J. Sci. Comput. 27 (2006) 215–230
- [5] V. Dolejší: *Semi-implicit interior penalty discontinuous Galerkin methods for viscous compressible flows*; Commun. Comput. Phys. 4 (2) (2008) 231–274
- [6] V. Dolejší, M. Holík, J. Hozman: Efficient solution strategy for the semi-implicit discontinuous Galerkin discretization of the Navier-Stokes equations; J. Comput. Phys., (submitted)

Evoluční optimalizace profilu s klapkou s robustním vyhodnocováním

RNDr. Jaroslav Hájek, Ph.D., Mgr. András Szollos, RNDr. Josef Křišťan

Tento článek popisuje postup evoluční optimalizace profilu s klapkou. Jsou shrnuty klíčové nástroje optimalizace, zejména metoda parametrizace, vyhodnocování programem XFOIL a optimalizační algoritmus, z nichž všechny jsou popsány v jiných publikacích. Zvláštní pozornost je věnována tématu robustního vyhodnocení vlastností profilu.

Optimalizační úloha

Zadání úlohy

Cílem úlohy byla optimalizace odporových vlastností křídla, počítaných z odporových koeficientů při různých vztlacích, výchylkách klapky a Reynoldsových číslech. Geometrická omezení na minimální tloušťku profilu a jeho odtokové hrany byla postupně doplněna aerodynamickými omezeními:

- maximální vztlak profilu,
- minimální stoupání vztlakové čáry,
- vztlak při nulové výchylce a úhlu náběhu,
- klopivý moment,
- minimální délka laminární mezní vrstvy.

Všechna tato omezení ve formě horních, dolních nebo oboustranných mezí na příslušné veličiny redukují prostor přípustných profilů, z nichž lze vybírat optimální řešení. Na tomto místě je třeba zdůraznit, že stejně jako v předchozích optimalizačních úlohách i v tomto případě se finální zadání rodilo postupným zpřesňováním, a velký význam tak měla jak flexibilita, tak efektivita použitých optimalizačních postupů.

Parametrizace

Pro parametrizaci profilů byla použita parametrizace GPARSEC. Podrobnosti lze najít např. ve zprávě [1], zde pouze zopakujeme, že tato parametrizace pracuje s 12-ti (resp. 20-ti) návrhovými parametry coby takzvanými geometrickými charakteristikami profilu:



Obrázek 1: Návrhové parametry gPARSEC

Tyto geometrické charakteristiky pak určují konkrétní profil. Novinkou v tomto přístupu bylo použití afinního posunutí celé parametrizace tak, aby procházela konkrétním referenčním profilem.

Ohýbání klapky profilu bylo realizováno samotným programem XFOIL. Postupně se však ukázalo, že XFOIL v některých případech ohne klapku chybně a vyprodukuje profil s ostrými zuby či překříženými hranami.

Vyhodnocování

Základem vyhodnocování aerodynamických vlastností profilů je program XFOIL (viz [2]). Protože tento je navržen pro interaktivní práci, vyvinuli jsme pro účely optimalizací ve VZLÚ program XFEVAL (viz [3]), umožňující automatické paralelní vyhodnocování profilů XFOILem pomocí programovatelných skriptů se zpětnou vazbou. Tento program umožňuje během výpočtu dynamicky reagovat jak na samotná data (například ukončit výpočet vztlakové čáry, byl-li již nalezen vrchol) tak na chybové stavy (nedostatečná konvergence). Tím se silně zvyšuje úspěšnost vyhodnocování oproti jednoduchému jednosměrnému vstupnímu soboru.

Optimalizační algoritmus

Ve snaze ušetřit co nejvíc času vyhodnocováním jedinců, což je, jak známo, často velmi náročný a zdlouhavý proces, Krishnakumar [4] navrhl jako první použít speciální typ genetického algoritmu, využívající velmi malý počet jedinců, shruba do deseti a nazval jej mikrogenetickým algoritmem. Ze základních genetických operátorů používá selekci, křížení a místo mutace zavádí reinicializaci. Reinicializace znamená, že evoluce se pravidelně jednou za čas (jednou za čtyři-pět generací)

jakoby zrestartuje, přičemž v původním Krishnakumarově konceptu to znamenalo nový začátek evoluce s tím, že nejlepší jedinec z předchozí generace se stal novým východiskem další optimalizace.

Jeho algoritmus byl testován na řadě případů a vyznačoval se především rychlou konvergencí. Používal pět jedinců jako populaci. Podrobnosti lze nalézt v článku [4]

Multikriteriální mikrogenetický algoritmus, nazvaný microGA, navrhli jako první Coello a Pulido [5]. Ve svém přístupu použili pouze čtyřčlennou populaci, ovšem na rozdíl od Krishnakumara opět použili vedle selekce a křížení také mutaci. Navíc, doplnili ho o takzvaný paretovský archiv, což je v jejich pojetí externí soubor, kam se ukládají slibní jedinci.

Svůj koncept testovali na řadě testovacích funkcí a dosáhli vesměs mnohem rychlejší konvergence k paretovské frontě, než makrogenetickým algoritmem.

Náš přístup doplnil mikroevoluci o adaptaci rozsahu prohledávaného návrhového prostoru. Jde o zajímavou myšlenku, původně pocházející od Arakawy a Hagiwary [6], spočívající ve snaze dosáhnot automatické změny rozsahu prohledávaného návrhového prostoru na základě sledování populační statistiky. Jejich implementace se ovšem omezovala na binární kódovaní, což je z dnešního hlediska značně omezující. Navíc, do svého algoritmu byli nuceni zavést dva nové umělé systémové parametry, na nichž silně závisela robustnost jejich algoritmu. My jsme použili adaptaci v poněkud pozměněné podobě a v reálné oblasti, jelikož EMIARMOGA pracuje přímo s reálnou reprezentací návrhového prostoru, takže zde odpadá nutnost neustálé transformace z binární reprezentace, spolu s nutností zavádět do evoluce další umělé systémové veličiny. Náš algoritmus pracuje také s paretovským archivem ve formě dvourozměrného pole. Jako genetické operátory jsou použity: směs turnajové a náhodné selekce s elitismem, jednobodové křížení, rovnoměrná mutace, speciální typ reinicializace s použitím tzv. subarchivů a adaptace. Další detaily nalezne čtenář ve článcích [7,8].

Výsledky optimalizace

Optimalizací bylo dosaženo zlepšení tří odporových kritérií o 5.38%, 2.93% a 2.85% oproti referenčnímu profilu, při splnění všech omezujících podmínek. Za zmínku stojí, že referenční profil všechny omezující podmínky nesplňoval, zejména bylo potřeba zvýšit maximální tloušťku profilu z 13.5% tětivy na 14.5%. Na druhou stranu úloha umožňovala částečné snížení tloušťky odtokové hrany.



"Obrázek 2: Srovnání optimalizovaného a referenčního profilu

Robustní vyhodnocování

Vyhodnocovací program XFEVAL používá program XFOIL jako "černou skříňku" se všemi kladnými i zápornými vlastnostmi. Jednou z nepříjemných vlastností XFOILu je, že občas vypočte nereálně nízký odpor profilu. Může jít o propad o 50 i více procent. Jedná se o numericky nestabilní jev, který vždy zmizí při perturbaci profilu nebo i jen změně sekvence úhlů náběhu pro výpočet poláry.

Takový profil nazýváme nerobustní. I kdyby propad odporu byl skutečný fyzikální jev, což nepředpokládáme, profil přesto považujeme za nerobustní, protože nelze předpokládat, že by jej bylo možné reálně vyrobit s dostatečnou přesností.

Za účelem eliminace tohoto nežádoucího jevu provádíme v závěrečné fázi optimalizace takzvané robustní vyhodnocení profilu:

- 1. V okolí daného profilu vygenerujeme náhodně 30 vzorků perturbací návrhových proměnných o maximálně dvě promile.
- 2. Profily, jejichž vyhodnocení selhalo, vyškrtneme.
- 3. Spočteme aritmetický průměr přes všechny profily pro každé kritérium.

- 4. Pro každé odporové kritérium spočteme směrodatnou odchylku.
- 5. Liší-li se některý profil v odporovém kritériu od průměru o více než dvojnásobek směrodatné odchylky směrem dolů, vyškrtneme jej.
- 6. Spočítáme znovu aritmetický průměr, bez profilů vyškrtnutých v bodu 5.

Tento postup spolehlivě eliminoval všechny "zázračné" profily, které nám vyšly. Obrázek 3 ukazuje dvourozměrnou závislost odporu při vztlaku $C_L = 1.1$ na perturbaci profilu (x je perturbace horního povrchu, y dolního) v blízkém okolí nerobustního profilu. Obrázek 4 je tatáž závislost, ovšem již s vypuštěním nerobustních hodnot (viz bod 5).



Obrázek 3: Odpor profilu v závislosti na perturbaci



Obrázek 4: Odpor profilu v závislosti na perturbaci bez nerobustních hodnot Literatura:

- Hájek, J.: Soubor programů pro práci s parametrizací GPARSEC. Zpráva VZLÚ č. R-4781.
- [2] http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/
- [3] Hájek, J.: Modul XFEVAL pro automatizaci výpočtů programem XFOIL. Zpráva VZLÚ č. R-4756.
- [4] Krishnakumar, K.: Microgenetic algorithms for stationary and non-stationary function optimization. Ve sborníku: SPIE proceedings: inteligent control and adaptive systems; 1989, str. 289-296,
- [5] Coello Coello, C. A., Toscano Pulido G.: Multiobjective structural optimization using a microgenetic algorithm. Struct. Multidis. Optimization 2005; Vol. 35(5), str. 388 – 403,
- [6] Arakawa, M., Hagiwara, I.: Development of adaptive real-range (ARRange) genetic algorithms. JSME Int. J., Ser. C 1998; Vol.41(4), str. 969 – 977,
- [7] Szőllős, A., Šmíd, M., Hájek, J.: Aerodynamic optimization via multi-objective micro-genetic algorithm with range adaptation, knowledge-based reinitialization, crowding and epsilon-dominance.Adv. Eng. Software 2009; Vol.40(6), str. 419-430.

 [8] Hájek, J., Szőllős, A., Šístek, J.: A new mechanism for maintaining diversity of Pareto-archive in multi-objective optimization. Adv. Eng. Software 2010; Vol.41(7-8), str. 1031-1057.

Praktické zkušenosti s tvorbou CAD modelu pro CFD výpočty vysokovýkonného větroně

Ing. Jan Navrátil, Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně

Tvorba parametrického CAD modelu moderního větroně, analýza jeho koncepčního návrhu metodou CFD a plán optimalizace přechodu křídlo-trup.

Úvod

Článek se zabývá návrhem moderního větroně v jeho počáteční fázi. Jedná se o průmyslový projekt, na kterém spolupracuje několik konstruktérských týmů najednou.

Jednou z cest k zefektivnění návrhu a spolupráce je vytvoření parametrického CAD modelu, který by tvořil systémový základ. Díky němu si udělají všechny zúčastněné týmy prvotní představu o geometrii a celkové dispozici letounu. Model dále poslouží k dalším fázím návrhu. To znamená ke konstrukčnímu a pevnostnímu návrhu, aerodynamické analýze a optimalizaci celého letounu i dílčích částí letounu.

V článku je dále uveden nástin možností optimalizace přechodu mezi křídlem a trupem. Je zde také obsažena CFD analýza koncepčního návrhu tohoto letounu.

Parametrický model

Model byl vytvořen v CAD systému CATIA se snahou k dosažení co největší pružnosti, tzn. parametričnosti. Tím se mělo usnadnit aplikování různých změn v geometrii letounu a také umožnit návrh dvou verzí větroně.

Parametrický model je rozdělen do několika částí, tj. trup, křídlo, vodorovná ocasní plocha a přechod křídlo-trup.

Model trupu je tvořen třemi plochami, tj. kabina, střední část trupu a kornout, na který navazuje svislá ocasní plocha. Je umožněna změna celkové délky a tvaru trupu. Modifikace tvaru je omezena na jemné korekce průběhu bočních a půdorysných tvořících splajnů. To znamená, že je možné tvarovat kabinu dle požadavku na její vnitřní uspořádání, nebo upravit tvar kournoutu ke zlepšení aerodynamické čistoty trupu. Nelze tedy vytvořit z trupu větroně trup letounu jiné kategorie, což také nebylo požadavkem. Z obr. 1 je patrné rozdělení na tvořící plochy a také možnosti úpravy trupu.



Obr. 1 - Příklad modifikace trupu

V případě svislé ocasní plochy je možné měnit její polohu podél trupu, výšku, úhel šípu čtvrtinové čáry, hloubku kořene a konce. Dále je umožněna velice jednoduchá změna profilu.

Největší možnosti modifikace nabízí model křídla, které je rozděleno na centroplán a vnější křídlo. U obou lze přizpůsobovat celkové rozpětí, vzepětí a šíp. Vnější křídlo i centroplán jsou rozděleny na daný počet řezů, u nichž je možno měnit polohu po rozpětí, profil, hloubku a úhel kroucení. Dále lze upravit tvar zakončení křídla. Model má jisté omezení, což je tvar náběžné hrany. Tzn. nelze jednoduše bez většího zásahu do struktury modelu měnit tvar náběžné hrany, např. z přímého na eliptický.

Vodorovná ocasní plocha je vytvořená v podobném duchu jako křídlo. O přechodu křídlo-trup bude řeč dále.

Obecně je důležité, aby bylo před vlastní tvorbou parametrického modelu jasně stanoveno, co se od něj čeká. Pozdější změny v jeho struktuře vedou ke zbytečnému a mnohdy zdlouhavému přepracovávání. Příkladem může být změna počtu řezů tvořících křídlo. Nicméně je jasné, že není možné pokrýt všechny možnosti a že někdy během návrhu dojde k nepředvídatelnému problému.

Přechod křídlo-trup – návrh a optimalizace

Jednou z možností jak zlepšit aerodynamické vlastnosti moderního větroně je kvalitní návrh přechodu mezi křídlem a trupem. To může vézt ke snížení interferenčního odporu mezi jmenovanými částmi letonu. Větroň je charakteristický tím, že u něj nelze identifikovat dominantní režim letu. To společně s absencí obecných rad a metodiky tvorby přechodu ztěžuje jeho návrh.

K nalezení režimu letu vhodného pro optimalizaci byl na základě zkušeností pilotů větroňů sestaven statistický přehled zastoupení jednotlivých režimů během letu. Z něj se vybral režim s největším procentuálním zastoupením.

V tomto režimu bude provedena CFD analýza pro dvě hlavní verze geometrie přechodu (viz. obr. 2):

- náběžná část s relativně malým radiusem přechodu mezi trupem a křídlem a několika různými polohami odtokového bodu přechodu na trupu i na křídle
- velký přechodový radius v náběžné části a bude vybrána nejlepší varianta odtokové části z předchozí verze



Obr. 2 - Porovnání uvažovaných verzí přechodu

CFD analýza koncepčního návrhu větroně

Výpočtový model

Výpočtový model tvoří letoun bez vodorovné ocasní plochy. K tvorbě výpočetní sítě byl použit software ANSYS ICEM CFD. Síť je hybridní tvořena tetrahedrickými prvky a prizmatickou podvrstvou. Prizmatické prvky umožňují přesnější výpočet mezní vrstvy. Síť obsahuje řádově 3,5 milionu elementů. Výpočet byl proveden pro tři konfigurace flaperonu - pro neutrální polohu (v obr. označeno - flap 0), kladnou výchylku (flap L) a zápornou výchylku (flap S).

Na obr. 3 je náhled na strukturu sítě letounu. Na obr. 4 je detail sítě v oblasti přechodu.

K vlastnímu výpočtu posloužil řešič ANSYS Fluent. Byl použit model turbulence Spalart-Allmaras, který je vhodný pro letecké aplikace. Výpočet zahrnuje vliv Reynoldsova čísla pro vyšší úhly náběhu.



Obr. 4 - Detail sítě

Výstup výpočtu

Výsledkem výpočtu je vztlaková čára a polára. K ověření správnosti byly obě křivky porovnány s výsledky výpočtu křídla tohoto letounu panelovou metodou v programu XFLR5. Z obr. 5 je patrné, že obě výpočtové metody, s uvážením vlivu trupu pro CFD metodu, dávají shodný průběh vztlakové čáry v její lineární oblasti. Polára je opět s uvážením odporu přidaného vlivem trupu a přechodu křídlo-trup srovnatelná pro obě metody.

Velkým pozitivem CFD metody je schopnost řešit proudové pole kolem letounu a také zahrnutí vlivu přechodu. Také dává v jisté míře reálné hodnoty maximálního součinitele vztlaku.

Vypočtená vztlaková čára poslouží k nalezení rovnovážného režimu, pro který bude provedena optimalizace přechodu křídlo-trup. Toto bude porovnáno s tunelovým měřením navržených geometrií přechodu.



Obr. 5 - Vztlaková čára a polára

Závěr

Využití parametrického modelu při návrhnu nového letounu je velkým přínosem pro všechny oblasti jeho vývoje. Všechny konstrukční skupiny mají možnost udělat si reálnou představu o geometrii letounu a vznést případné návrhy na různé úpravy. Model pak slouží k dalším fázím konstrukce a aerodynamické či pevnostní analýze.

Před začátkem nebo v ranné fázi tvorby toho modelu je však důležité definovat detailněji matici parametrů. Pozdější změny nejsou vždy jednoduché a mnohdy vedou k časově náročným úpravám.

Při spolupráci několika konstrukčních týmů může být nápomocná vzájemná komunikace a to i mezi tými zaměřenými na různé oblasti návrhu. Celkový přehled o postupu a problémech je vždy pozitivní.

Z porovnání kvantitativních výstupů panelové a CFD metody vyplývá, že obě metody dávají srovnatelné výsledky v oblasti lineární závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu.

Poděkování

Projekt vznikl za podpory Ministrestva průmyslu a obchodu (č. projektu: FI-TI1/326) a ve spolupráci s firmou HPH, spol. s r.o.

Obtékání geometrie přechodu křídlo-trup: vizualizace proudění

Ing. Ondřej Lajza, LU FSI, VUT v Brně

Přechod křídlo-trup zjednodušeného modelu větroně byl modelován prostřednictvím CFD řešiče a měřen v aerodynamickém tunelu. V návaznosti na verifikaci výpočtu bylo cílem identifikovat víry v prostoru a najít vhodnout metodu pro jejich identifikaci. Podařilo se najít vhodnou metodu, která umožňuje vizualizovat víry v prostoru.

Úvod

Výpočet zjednodušeného modelu větroně byl prováděn z důvodu verifikace řešiče. Protože u větroňů se snažíme co nejvíce minimalizovat odpor, na tomto příkladu byla provedena identifikace kritických míst. Jako další problém který se vyskytl v průběhu vyhodnocování, bylo nalezení metody k identifikaci vírů v prostoru, zejmena podkovovitého víru a oblasti kořeně křídla. Tento zjednodušený model větroně byl měřen v aerodynamickém tunelu. Výsledky měření byly porovnány s výpočetem v CFD.

Výpočetní model

Geometrie zjednotušeného modelu větroně byla vytvořena v programu Catia. Výpočetní síť byla vytvořena v programu ICEM CFD a byla použita hybridní síť kombinující tetrahedrální a prizmatickou síť. Prizmatická sít byla použita z důvodu přesnějšího výpočtu mezní vrstvy. Tato kombinace sítě dává dobré výsledky i při relativně malém počtu elementů.

Testovací letoun byl umístěn v kvádrové výpočetní doméně, tak aby výpočet co nejvíce odpovídal podmínkám v aerodynamickém tunelu. Rozměry a umístění modelu v doméně je na obrázku 1



Obr. 1 - Umístění modelu ve výpočetní doméně

Výpočetní síť měla 1 057 000 elementů a 8 prizmatických vrstev.

Nastavení výpočetní domény

Okrajová podmínka pouřita na vstupu do domény byla velocity inlet na výstupu z domény velocity outlet. Na zbylé plochy byla použita okrajová podmínka wall. Na obrázku 2 jsou označeny okrajové podmínky na vstupu a výstupu z domény.



Obr. 2 - Okrajové podmínky

Nastavení výpočtu

Výpočty byly prováděny v SW Fluent 12.1.4. Solver byl nastaven na Density-Based. Byl použitý turbulentní model Spallart-Allmaras, který je jednorovnicový, a tudíž výpočet je časově méně náročný. Tento turbulentní model je vhodný zejména pro letecké aplikace.

Reynoldovo číslo bylo 200 000 čemuž odpovídá rychlost 15,7 m/s, byly počítány úhly náběhu 0, 5, 10 a 15°. Intenzira turbulence byla 0,2 %. Maximální hodnota wall y+ na povrchu modelu byla 5. Na obrázku 3 je povrchová výpočetní síť.



Obr. 3 - Povrchová výpočetní síť

Porovnání CFD výsledků s měřením v aerodynamickém tunelu

K měření v aerodynamickém tunelu 865x485mm2 ÚT AV ČR byl použit měřicí prostor pro profily a tělesa viz [3], uspořádání experimentu viz [2], konkrétní geometrie pak viz [3]. Bylo provedeno měření tlaků podél rozpětí v definované poloze. Na křídle i trupu byl měřen tlak na spodní i horní straně povrchu. Na grafu 1 je provedeno srovnání měření v tunelu s výpočtem v CFD pro úhel náběhu 5°.



Graf 1 - Rozložení tlaku podél rozpětí

Z grafu je vidět, že charakter rozložení tlaku vypočtený v CFD je identický s rozložením naměřeném v aerodynamickém tunelu. Na spodní (přetlakové) straně je rozloření téměř identické, na horní (podtlakové) straně jsou již rozdíly mezi CFD výpočtem a měřením v tunelu.

Možnosti indentifikace vírů

Jednou z metod jak identifikovat víry v SW Fluent je zobrazení proudnic na povrchu (Oil flow). Na obrázku 4 je zobrazeno porovnání proudnic z CFD, tak i na modelu měřeném v tunelu při úhlu náběhu 5 a 10°.



Obr. 4 - Proudnice pro a=5° a pro a=10°

Z obou obrázků je vidět, že charakter proudění je velmi podobný, avšak z tohoto zobrazení není možno jednoznačne identifikovat podkovovitý vír.

Na obrázku 5 jsou vykresleny proudnice (pathlines) pro úhel náběhu 10°.



Obr. 5 - Proudnice pro a=10°

Na tomto obrázku je vidět vír vzniklý na konci křídla a dva menší víry v blízkosti trupu. Stále není možné jednoznačně identifikovat podkovovitý vír.

Další možností jak identifikovat vír bylo použití Q-kritéria. Q-kritérium říká, že vír existuje v lokalitách, kde převládá rotace nad napětím. Druhý invariat gradientu rychlosti Q je pozitivní v takových oblastech:

$$Q = \frac{1}{2} (\Omega_{ij} \Omega_{ij} - S_{ij} S_{ij})$$

Kde Ω_{ij} je tenzor vířivosti

S_{ij} je tenzor poměrného přetvoření

Na obrázku 6 je ukázána aplikace Q-kritéria při úhlu náběhu 10°.



Obr. 6 - Q-kritérium pro a=10°

Z tohoto obrázku už je jasně viditelný podkovovitý vír.

Závěr

Numerické výpočty jsou velmi nápomocné při navrhování větroňů. Již v počátečních fází návrhu a na zjednodušených modelech jsme schopni zjistit kritická místa, kde dochází k tvorbě vírů. Při porovnání CFD výpočtu s měřením v tunelu bylo zjištěno, že charakter průběhu rozložení součinitele tlaku po rozpětí je podobný.

Použím Q-kritéria se zjednodušila identifikace kritických míst. V dalších fází bude dobré aplikovat další z kritérií k identifikaci vírů a vzájemně jej porovnat.

Poděkování

Na tomto místě bych chtěl poděkovat firmě HPH, spol.s r.o. za možnost prezentace výsledků, které jsou jejím majetkem.

Literatura

- Popelka, L.: Wind Tunnel Test Section for Airfoils and Bodies, Research Programme Feasibility Studies; Conference TOPICAL PROBLEMS OF FLUID MECHANICS 2008. Prague: Institute of Thermomechanics AS CR, v. v. i., 2008. P. 85-88. ISBN 978-80-87012-09-3.
- [2] Popelka, L., Zelený, L., Šimurda, D., Matějka, M.: Wing-Body Interaction: Numerical simulation, Wind-tunnel and In-flight Testing; In. Technical Soaring, Vol. 34 (2010), No. 2, p. 29-36. ISSN 07448996
- [3] Popelka, L., Šimurda, D., Součková, N.: Experimerimental evaluation of pressure coefficient along upper and lower surface of wing-body configuration in the wind-tunnel 865 x 485mm IT AS CR; Institute of Thermodynamics, AS CR, v.v.i., Prague, Technical Report IT.D1.2010-T10-1, issued April 8th, 2010, 8 pages
Analýza rozložení tahové síly po rozpětí vrtulového listu

Ing. Ivan Dofek, Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně

Článek se zabývá analýzou rozložení tahové síly po průměru vrtulového listu užitím analytického řešení a CFD simulace.

Úvod

V článku je analyzováno rozložení součinitele tahu po hloubce teoretického návrhu vrtulového listu pro letoun MINI UAV VUT - 700 SPECTO, který je v současné době vyvíjen na Leteckém ústavu Fakulty strojního inženýrsví VUT Brno.

Pro návrh vtulového listu je použito analytické řešení izoperimetrické úlohy variačního počtu, kde je hledána maximální hodnota tahu vrtule při konstantním výkonu.

Pro analýzu rozložení tahové síly jsou použity dvě výpočtové metody: analytické řešení založené na použití *lifting line theory* a CFD stacionrní analýza teoretického návrhu vrtulového listu. Rozložení tahové síly po rozpětí poskytuje detailjěnší pohled na silové příspěvky v jednotlivých jednotlivých oblastech listu a jednotlivých segmentů.

Návrh vrtulového listu

Návrh vrtulového listu je založen na integraci Vírové teorie N.J. Žukovského [1,3] do řešení izoperimetrické úlohy variačního počtu. Jedná se o teroeretický návrh vrtule pro jeden letový režim. Do návrhu nejsou zahrnuty pevnostní podmínky. Aplikovaný návrhový postup je stručně vysvětlen na obrázku 1.

Výpočet vrtule je rozdělen do tří hlavních částí, vstup, řešení izoperimetrického problému a výstup. Na vstupu jsou vloženy základní infromace o letovém řežimu, rozměry vrtule, počet listů, výkon motoru, profilové charakteristiky atd. Při řešení úlohy variačního počtu je hledán maximální tah vrtule při konstantním výkonu, který dodává motor. Na výstupu jsou dostupné informace o tvaru vrtule reprezentované rozložením hloubek profilu a zkroucením vrtulového listu, vrtulové charakteristiky pro návrhový režim: tah, výkon a účinnost. Detailnější informace o aplikaci a návrhu vrtule pro letoun Specto lze najít v Dofek [2].

Vstupní informace a základní parametry vrtule:

rychlost nabíhajícího proudu vzduchu	Voo = 160 km/h
otáčky vrtule	n = 6000 rpm



Obr. 1 - Blokové schema řešení izoperimetrického problému





Obr. 2 - Rozložení bezrozměrné cirkulace v závislosti na poloměru vrtule Tah = 54.96 N, Výkon = 2.8 kW, účinnost = 87.2 %.

Analytické řešení rozložení součinitele tahu

Z grafu v obrázku 2 je zřejmé, že bezrozměrná cirkulace na začátku a konci vrtulového listu nenabývá nulových hodnot. Na konci vrtulového listu není ani patrný výraznější pokles hodnot bezrozměrné cirkulace. Proto pro zpětnou analýzu byla vybrána lifting line theory, kde je možné předpokládat reálnější průběh rozložení cirkulace po rozpětí vrtulového listu. Teorie je přehledně popsána v literatuře [4, Chapter VI].

Základním principem výpočtu je myšlenka, že vrtulový list je rozdělen na několik segmentů podél rozpětí vrtule, kde průběh cirkulace je proměnný s měnícím se poloměru vrtulového listu a odpovídajícímu segmentu. V každém segmentu listu jsou známy profilové charakteristiky, kde je zaveden předpoklad, že profil je obtékán dvojdimenzionálně a závislost úhlu náběhu a součinitele vztlaku je lineární. Schematické dělení listu na jednotlivé segmenty s měnící se cirkulací a průběhem podkovovitých vírů je znázorněno na obrázku 3.



Obr. 3 - Schematické znázornění dělení vrtulového listu na deset segmentů lit.[4]



Obr. 4 - Rozložení bezrozměrné cirkulace po rozpětí listu vrtule pro návrhový režim

Indukované rychlosti jsou počítány na každém segmentu vrtulového listu, kde pro dané uspořádání dělení listu, např viz obr.3, je základní vztah pro indukované rychlosti dán následujícím vzorcem : $\overline{v} = \sum_{i}^{m} \overline{v_{ij}} \overline{\Gamma_{i}} (j = 1, 2, ..., m)$.

Analytické výpočty byly implementovány a provedeny v prostředí MATLAB. Profilové charakteristiky pro profily NACA 44XX byly převzaty z programu XFOIL.

Výstup pro návrhový režim v podobě rozložení bezrozměrné cirkulace je zobrazen na obrázku 4, vrtulový list byl pro tento případ rozdělen cosinovým dělením na 60 segmentů.

Výsledné hodnoty pro celou vrtuli:

Tah = 47.9 N, Kroutící moment = 4.028 Nm.

CFD výpočet teoretického návrhu vrtulového listu

Vlastnosti a hlavní nastavení CFD výpočtů

Geometrie vrtulového listu byla modelována v CAD systému CATIA V5 jako plošný model, kde pro odečet hodnot rozložení tahové síly byla geometrie podélně nadělena na segmetny stejné délky, na konci a začátku listu jsou použity segmenty poloviční délky.

Software ANSYS ICEM CFD 12.1 byl použit pro vytvoření hybridní sítě s tetrahedrálními a prismatickými elementy na okrajové podmínce wall, kde výška prvního elementu byla volena s ohledem na cílenou hodnotu wall Y+ \sim 1.

Simulace proudění vrtulového listu byla provedena na návrhovém režimu v software Ansys Fluent 12.1 užitím Multiple Reference Frame s periodickou okrajovou podmínkou. Proudění bylo uvažováno jako stacionární, stlačitelné a viskózní s jednorovnicovým modelem turbulence Spallart Almaras. Byl použit Density Based Solver a implicitní formulace, diskretizační schéma bylo třetího řádu.

Vrtulový list byl simulován jako samostantné těleso bez vlivu trupu a vrtulového unašeče.



Obr. 5 - Podélné dělení listu vrtule v CATIA a CFD programu Fluent



Obr. 6 - Periodická výpočtová doména

Výsledné hodnoty

Výsledné hodnoty CFD simulace vrtule jsou reprezentovány jednak v podobě globálních veličin tahu a krouticího momentu, tak i plynulého rozložení např. součinitele tlaku na povrchu vrtulového listu.





Obr. 7 - Rozložení součinitele tlaku pro návrhový režim

Porovnání průběhu tahové síly po průměru listu vrtule

Z programu Fluent byly získány silové účinky ve směru tahové síly na jednotlivé segmenty listu vrtule, celkově byly silové účinky vyšetřeny na 22 místech. Na stejných poloměrech bylo vyhodnoceno i analytické řešení.

Výsledné vyhodnocení je provedeno v několika grafech, kde je zobrazeno rozložení tahové síly jednotlivých segmentů po rozpětí vrtule, procentuální rozdíly obou vý-počtových metod a procentuální příspěvky jednotlivých segmentů.



Obr. 8 - Porovnání průběhu tahové síly po rozpětí vrtulového listu



Obr. 9 - Procentuální rozdíl v hodnotách tahové síly jednotlivých segmentů



Obr. 10 - Procentuální podíl silových účinků jednotlivých segmentů vzhledem k maximu ze segmentů



Obr. 11 - Procentuální podíl silových účinků jednotlivých segmentů vzhledem k celkové tahové síle jednoho listu

	CFD simulace	analytické řešení	procentuální rozdíl
Tah [N]	45.78	47.9	~ 5%
Krouticí moment [Nm]	4.2	4.028	~ 4%

Tabulka 1 - Porovnání výsledných globálních veličin analytického a CFD výpočtu

Závěr

Při porovnání hodnot globálních veličin obou řešení je maximální rozdíl v hodnotách tahu přibližně do 5%. Při porovnání hodnot tahové síly v jednotlivých místech, jsou zde procentuální rozdíly vyšší, především v oblastech začátku a konce vrtulového listu. Z grafu na obrázku 9 je patrné, že procentuální rozdíly silových učinků z obou výpočtů se na větší části rozpětí vrtulovéhol listu liší do 10%. Při porovnávání hlavně v blízkosti špiček by bylo vhodné provést jemnější dělení CAD geometrie, protože v této oblasti je z grafu v obrázku 8 patrný skok v průběhu vyhodnocení. Též je nutné podotknout, že v simulaci byl rovněž použit pouze jeden turbulentní model a jistý vliv bude mít zakončení vrtulovéhé listu.

Pravděpodobně je možné tvrdit, že obě výpočtové metody při splnění určitých kritérií budou dávat velice podobné výsledky, vyšší rozdíly je možné asi očekávat se zvyšujícím se Machovým číslem na špičkách listů vrtule. Ve vyhodnocovaném případě byla použita data z programu XFOIL, v oblasti špiček vrtule jsou hodnoty Machova čísla přibližně do 0,5. Další zajímavou oblastí bude aplikace panelových metod.

Na jedné straně je zde velká výhoda CFD metod v podobně spousty možností nastavení výpočtů, možnosti volby turbulentního modelu, nastavení detailů sítě, nestacionárního řešení, ale na straně druhé je tato variabilita vykoupena časovými nároky na výpočet, což v porovnání s anylytickým řešením je nutné počítat v řádu desítek minut až hodin.

Literatura

- [1] Letecké vrtule, V.L. Alexandrov, Praha 1954
- [2] Dofek, The PROPELLER DESIGN FOR MINI UAV VUT 700 SPECTO, READ 2010 Varšava, ISSN 1425-2104
- [3] Teorie vrtulí a vrtulníků, Jiří Švéda, VA Antonína Zápotockého
- [4] Theory of the Lifting Airscrew, V. E. Baskin, Moscow 1973

Vrtulový list pro dieselový letecký motor

Ing. Petr Liškář, Ústav letadlové techniky, FS ČVUT v Praze

Článek se zabývá návrhem vrtulového listu s vysokou účinností pro dieselový letecký motor. Je navržena nová řada vrtulových profilů. Pro návrh geometrie listu je použita metoda stanovení optimální cirkulace a pro stanovení aerodynamických charakteristik metoda nosné plochy, která dávala nejdůvěryhodnější výsledky. Je stanoveno zatížení motoru, optimální pracovní režimy vrtule a nakonec také porovnání výsledků analytického řešení s numerickou simulací programem Fluent.

Úvod

Za základě spolupráce mezi Ústavem letadlové techniky ČVUT v Praze a soukromým subjektem vznikl požadavek na vývoj nové vrtule s vysokou účinností, která by spolu s vyvíjeným přeplňovaným leteckým dieselovým motorem utvořila jednotné pohonné ústrojí a byla by alternativou ke komerčně dostupným vrtulím.

Vzhledem k povaze pohonné jednotky se jako rozumné východisko tohoto problému, namísto modifikace už existující vrtule, jevil návrh vrtule zcela nové, včetně příslušné rodiny profilů. Byl předpoklad, že tento přístup vyhoví požadavkům zadavatele nejlépe.

Zadání

Úkolem pro Ústav letadlové techniky bylo navrhnout z aerodynamického hlediska co nejvhodnější vrtuli, která by zohlednila určitá výkonnostní specifika charakteristická pro zvolený typ pohonné jednotky, zohlednila jeho potenciál a zároveň zaručila maximální možnou účinnost v návrhovém režimu letu.

Výstupem celého projektu je trojrozměrný model aerodynamicky optimálního vrtulového listu s jeho kompletními geometrickými charakteristikami a příslušná výpočtová dokumentace. Důležitým prvkem výstupu jsou především grafy zatížení motoru navrženou vrtulí a vzájemné sladění optimálních režimů vrtule a motoru.

Specifické charakteristiky motoru

Jak už bylo řečeno v úvodu, pohonnou jednotkou má být vyvíjený dieselový motor s reduktorem o jmenovitém výkonu 85 kW. Maximální otáčky motoru byly zadavatelem nejprve stanoveny na 3900 ot.min⁻¹, v průběhu návrhu vrtule byly mírně zvýšeny na dosavadní hodnotu 4000 ot.min⁻¹. Pohonná jednotka je přeplňovaná a zajišťuje dosažení maximálního výkonu až do výšky 3000 m.n.m. Specifikem tohoto motoru, oproti jeho přímým benzínovým konkurentům, je o něco nižší využitelný rozsah otáček a zároveň specifický průběh točivého momentu, což je dobře patrné na obrázku Obr. 1.



Parametry použitého dieselového motoru

Obr. 1 - Průběh výkonu a točivého momentu

Návrhové parametry vrtule

Prvním krokem návrhu bylo stanovení režimu, ve kterém se budoucí letoun bude pohybovat nejčastěji. Byl vybrán ustálený let cestovní rychlostí v_c = 210 km.h⁻¹ a s ohledem na předpokládanou aplikaci na stroje v kategorii UL či LSA, přijata podmínka maximálního Machova čísla M_{max} = 0,7. Ostatní návrhové parametry jsou v tabulce Tab. 1.

Motor		Reduktor		Vrtule					
P _{max} [kW]	P _{max-t} [kW]	n _{max} [min ⁻¹]	n _{max-t} [min ⁻¹]	Z _r [-]	H [-]	n _P [min ⁻¹]	d _{max} [mm]	λ_P	C _P
85	77	4000	3550	1,48	0,98	2400	1750	0,79	0,052

Tab. 1 – Návrhové parametry motoru, reduktoru a vrtule

Tvorba profilů

x	У
1.000000	0.007000
0.950000	0.018550
0.900000	0.030100
0.800000	0.049200
0.700000	0.066300
0.600000	0.080400
0.500000	0.090500
0.400000	0.095600
0.300000	0.092200
0.250000	0.088250
0.200000	0.081800
0.150000	0.070850
0.100000	0.058400
0.075000	0.049680
0.050000	0.038950
0.025000	0.025230
0.012500	0.016110
0.000000	0.000000
0.000000	0.000000
0.012500	-0.007890
0.025000	-0.008770
0.050000	-0.007050
0.075000	-0.005330
0.100000	-0.001100
0.150000	0.005350
0.200000	0.011300
0.250000	0.017250
0.300000	0.022700
0.400000	0.032600
0.500000	0.038500
0.600000	0.038400
0.700000	0.034300
0.800000	0.025200
0.900000	0.014100
0.950000	0.007050
1.000000	0.000000

Výběr

Dalším krokem byl výběr vhodných profilů. Z mnoha variant byl jako výchozí vybrán profil typu Sokolov, vyvinutý pro nízká Reynoldsova čísla. Vykazoval slibné hodnoty aerodynamické jemnosti, velmi dobrý maximální součinitel vztlaku a velký rozsah úhlů náběhu s dobrou odolností vůči odtržení při vysokých úhlech náběhu. Souřadnice profilu jsou uvedeny v tabulce Tab. 2. Tento profil byl dále podstatně modifikován.

Úpravy

S využitím programu QFLR5, který je další modifikací programu XFOIL verze 6.94, byl původní profil nejprve vyhlazen a rozdělen na celkem 257 panelů. Následovalo zvětšení prohnutí střední křivky na 7 % v 1/2 relativní hloubky a maximální tloušťka byla taktéž upravena na 7 % v 1/4 relativní hloubky. Poloměr náběžné hrany byl zvětšen ve prospěch zlepšení odolnosti proti odtržení. Současně se hodnota maximální dosahované aerodynamické jemnosti posunula k vyšším hodnotám součinitele vztlaku.

Po kontrole rozložení lokálních rychlostí na povrchu profilu bylo provedeno ještě několik drobných úprav geometrie profilu inverzní metodou a konečně závěrečné ověření aerodynamických vlastností nově vzniklého profilu FOX, který se stal základem nové rodiny vrtulových profilů.

Aplikace na vrtulový list

Profil vrtulového listu je v každém řezu různý. Liší se jednak relativní tloušťkou, ale i prohnutím jeho střední křivky. Bylo proto nutné nalézt jejich vhodné rozložení na výchozí profil vázané.

Tloušťková funkce listu

V místě přechodu vrtulového listu do dříku, který je uchycen ve vrtulové hlavě, je nutné zajistit dostatečnou stavební tloušťku. Konec vrtule zpravidla trpí tvorbou rázových vln díky urychlení proudu při obtékání zejména při vzletu, což má za následek nežádoucí zvýšení odporu a hlučnosti. Lze to vý-

Tab. 2 – Souřadnice profilu Sokolov

hodně omezit použítím vhodných tenkých profilů a úhlem nastavení. Průběh tloušťky mezi těmito extrémy by měl být kompromisem mezi pevnostními a hmotovými požadavky. Vyplývající okrajové podmínky jsou uvedeny v tabulce Tab. 3.

r [-]	t [%]
0.25	25
0.2	20
0.6	10
0.8	9
1	7

Tab. 3 – Okrajové podmínky tloušťkové funkce

V rozmezí 0.25 až 0.8 bezrozměrného poloměru listu je průběh blízký hyperbole, která směrem ke koncovému profilu mění svůj charakter na parabolický. Celou tloušťkovou funkci popisuje polynom 5-tého stupně.

$t = 0,0742x^{5} + 0,407x^{4} - 2,4288x^{3} + 3,7322x^{2} - 2,3448x + 0,63$

Rozložení prohnutí středních křivek

Při optimalizaci prohnutí středních křivek profilů po délce listu bylo snahou rozšířit oblast, ve které vrtule zabírá nejefektivněji, aniž by bylo v těchto místech potřeba zvyšovat úhel náběhu. Podobně jako u tloušťkové funkce je třeba omezit v maximální míře riziko vzniku rázových vln na konci listu a vytvořit plynulý přechod do dříku. Podle výsledků kontrolních výpočtů byly definovány dvě okrajové podmínky podle tabulky Tab. 4.

r [-]	p %]
0.5	5,0
1	2,0

Tab. 4 – Okrajové podmínky pro rozložení prohnutí středních křivek profilů

Rozložení prohnutí středních křivek na bezrozměrném poloměru listu pak výhodně popisuje polynom 4-tého stupně.

$p = 0.0853x^4 - 0.1039x^3 - 0.1523x^2 + 0.1909x$

Rodina profilů FOX

Na obrázku Obr. 2 je výsledná rodina profilů FOX navržená podle uvedeného postupu a vybrané parametry jednoho z těchto profilů.



Obr. 2 – Rodina vrtulových profilů FOX a aerodynamické charakteristiky vybraného profilu v řezu č. 6 (v pořadí pátý shora)

Geometrie vrtulového listu

Optimální cirkulace

V kapitole o návrhových parametrech jsme si definovali výchozí hodnoty rozhodujících veličin, které dále budeme považovat za neměnné. V tomto stadiu spočívá aerodynamický návrh vrtulového listu v nalezení vhodných průběhů hloubek po délce listu ^h a lokálních úhlů nastavení ^g profilových řezů. Pro daný rychlostní poměr λ a součinitel výkonu ^c_p pak podle existuje jedno optimální rozložení cirkulace **Г** zaručující maximální účinnost vrtule v tomto režimu. Tento výpočet byl naprogramován a proveden v programu MATLAB[®]. Geometrie

V souladu s použitou profiláží navrhneme průběh součinitele vztlaku po délce listu s ohledem na jejich optimální jemnost $r = \frac{2\pi}{c_p} \rightarrow min$. K tomuto kroku je třeba přistupovat velmi citlivě zvláště v koncové oblasti vrtulového listu, kde vlivy stlačitelnosti vzduchu nabývají na významnosti a dbát na kontrolu kritického Machova čísla. Lokální hloubku listu stanovíme podle vztahu

$$\overline{b} = \frac{2\overline{\Gamma}}{\overline{w}_1 c_y}$$

a skutečnou hloubku listu pak

$$b = \frac{4\pi}{z}R\overline{b}$$

Zkroucení vrtulového listu vychází ze součtu místních úhlů náběhu profilů nastavených pro dosažení navrženého rozložení vztlaku a úhlu nastavení 4.



Obr. 3 – Vrtulový list vrtule FOX 3079

Výsledné profily, nyní již se skutečnými rozměry, jsou seřazeny a krouceny kolem těžištní osy. Křivka odtokové hrany je však po tomto zásahu nespojitá s řadou inflexních bodů a rovněž náběžná hrana nevykazuje ideální průběh, neboť směrem ke kořeni stoupá úhel šípu listu. Vzájemná poloha profiláže je proto upravena tak, aby úhel šípu mírně stoupal naopak směrem ke konci a současně, aby těžištní osa zůstávala pokud možno kolmá k ose rotace, zejména v oblasti, kde je působení odstředivých sil velké. Odtoková hrana je optimalizována rozložením na dvě spojité křivky a jejich opětovným spojením v hladkou křivku. Skutečná hloubka profilů je oproti návrhu mírně korigována.

Tento postup je opakován několikrát, mezi každým iteračním krokem je provedena kontrola maximálních odchylek od ideálních návrhových hodnot. Více tabulka Tab. 5.

technologicky korigované rozměry listu III.iterace			návrhové (původní) rozměry			
r [m]	b [mm]	t [mm]	b [mm]	Δ b [mm]	t [mm]	Δt[mm]
0.175	124.88	36.41	126.60	-1.71	36.91	-0.50
0.263	98.24	19.68	93.53	4.71	18.74	0.94
0.350	82.91	12.02	82.91	0.00	12.02	0.00
0.438	74.77	8.58	75.01	-0.24	8.61	-0.03
0.525	71.65	7.21	71.32	0.33	7.18	0.03
0.613	71.08	6.72	71.08	0.00	6.72	0.00
0.700	70.05	6.32	70.05	0.00	6.32	0.00
0.788	69.44	5.76	69.65	-0.21	5.78	-0.02
0.875	68.75	4.80	68.76	-0.01	4.80	0.00

Tab. 5 – Korigované geometrické charakteristiky

Analytické řešení výkonnostních charakteristik

Nyní je třeba zjistit skutečné aerodynamikcé charakteristiky vrtule. Pro výpočet byla použita jednak jednoduchá srovnávací Lockova metoda pro rychlé získání orientačních výsledků, následně pak aplikováno sofistikovanější řešení metodou vztažného řezu a vírovou teorií nosné plochy, k jejichž řešení byl použit program VortexPro v. 1.0. Výsledky získané posledně jmenovanou metodou byly ohodnoceny jako nejvěrohodnější a v návrhovém režimu se blíží vstupním hodnotám. Touto metodou byly získány všechny potřebné součinitele tahu c_T , součinitele výkonu c_P při různých hodnotách rychlostního součinitele λ .

Zatížení motoru

Jedním ze základních požadavků zadavatele bylo zhodnocení zatížení motoru vrtulí v různých režimech letu a při rozdílných otáčkách motoru. Vrtule při své činnosti překonává odpor prostředí a odebírá z motoru točivý moment. Celkovou představu dává graf na obrázku Obr. 4.

Oblast mezi černou čarou ohraničující motorové charakteristiky při plné plynové přípusti a barevnou čarou zobrazující vždy závislost odběru točivého momentu vrtulí při jedné rychlosti letu v různých otáčkách, představuje určitou výkonnostní rezervu pro případné nutné zvýšení otáček vrtule. Tato rezerva by měla být dostatečná, ovšem nikoli přebytečná, neboť cílem je také motor odpovídajícícm způsobem využít.

Vidíme, že v každé rychlosti je při zvoleném úhlu nastavení vrtulového listu možnost zvýšit otáčky, což je důležité ve fázích např. přerušeného přistání, kdy je potřeba zaručit dostupnost maximálních otáček pouze přidáním plynu a není přitom nutno přestavovat vrtuli. V rychlostech nad 240 km/h je třeba přejít na vyšší úhel nastavení vrtule pro ustálený let vysokou rychlostí. Oblast vymezující efektivní chod vrtule protíná oblast optimálního režimu chodu motoru ležící kolem 3000 ot./min.



Obr. 5 – Zatížení motoru vrtulí FOX 3079

Tahová křivka

Na obrázku Obr. 6 je tradiční tahová křivka vrtule FOX 3079 při normálním úhlu nastavení 0°. Vrtule je navržena pro let cestovní rychlostí 210 km/h, podle početních výsledků vrtule vykazuje statický tah mírně přes 2500 N.



Obr. 6 – Tahová křivka

Numerické řešení

Pro kontrolu a srovnání byla celá ověřena v programu pro modelování proudění FLUENT. Model včetně kontrolního objemu byl zpracován v prostředí UG NX 4 a exportován ve formátu parasolid do prostředí Gambit pro tvorbu sítě.

Kontrolní objem má tvar jedné třetiny válcové výseče, simulováno je obtékání jednoho listu s využitím pravidla symetrie, která chybějící prvky a objem částečně nahrazuje.

Rozměry kontrolního objemu (v násobcích průměru vrtule):

- Délka před vrtulovým listem 8d
- Délka za vrtulovým listem 10d
- Poloměr kontrolního objemu 1d

Parametry sítě:

- Počet buněk 1185038
- Typ buněk tetrahedral



Obr. 7 – Kontrolní objem pro simulaci proudění



Obr. 8 – Šroubovice rotujícího vrtulového listu při v = 260 km/h a 2700 ot/min

Plocha, kolem níž vrtulový list rotuje, je v prostředí Gambit definována jako wall, vstupní plocha má parametr *pressure inlet*, výstupní plocha je nastavena jako *pressure outlet*. Površky válce předcházející listu mají hodnotu *pressure inlet*, površky za listem *pressure outlet*. Roviny tvořící třetinovou výseč plní funkci podmínky periodic.

Bylo provedeno více než 6000 iterací pro dosažení ustáleného proudění v kontrolním objemu. Výpočet časově velmi náročný, neboť zahrnutí vlivů stlačitelnosti a změny viskozity činí řešení daleko složitějším.

Srovnání výsledků obou metod

Charakter výsledků je u obou metod podobný, trend poklesu tahu vrtule se vzrůstající rychlostí klesá s podobným gradientem. Vzácná shoda je u hodnoty statického tahu, kde výsledek získaný analytickou metodou má hodnotu 2502,07 N, zatímco numerická simulace dává 2504,26 N. Porovnání dalších režimů je patrno v grafu na obrázku Obr. 8.



Obr. 9 – Porovnání tahových křivek různých výpočtových metod

Závěr

Byl proveden aerodynamický návrh vrtulového listu pro letecký dieselový motor s důrazem na maximální možnou účinnost nejenom samotného vrtulového listu, ale i celé pohonné soustavy, která je základním předpokladem hospodárného provozu.

Za účelem co nejlepšího využití specifických charakteristik pohonné jednotky a s ohledem na budoucí aplikaci u malých letadel, byla navržena nová rodina vrtulových profilů s vysokou aerodynamickou jemností, odolná vůči odtržení a schopností pracovat i při vysokých úhlech náběhu. Rozložení hloubek a místních úhlů nastavení bylo navrženo podle hlediska optimální cirkulace. Při návrhu geometrie listu bylo v maximální možné míře zohledněno hledisko optimálního zatížení motoru.

Při výpočtu aerodynamických charakteristik bylo použito několik metod, z nichž teorie nosné plochy byla vybrána jako nejspolehlivější. Z těchto parametrů bylo stanoveno zatížení motoru, vymezena optimální oblast pro práci vrtule a spočítána tahová křivka.

Celý návrh byl následně ověřen pomocí programu pro numerickou simulaci proudění Fluent a výsledky porovnány s analytickým řešením.

Literatura:

[1] André Deperrois, *Quelques notions d'aérodynamique de base et leur calcul dans XFLR5*, Presentation document, June 2008

http://xflr5.sourceforge.net/docs/Survol Bases Aero et XFLR5.pdf

- [2] Brož, V.: Aerodynamický návrh vrtulového listu s vysokou účinností, Zpravodaj VZLÚ 5/1966
- [3] Slavík, S.: *Preliminary Determination of Propeller Aerodynamic Characteristics for Small Aeroplanes*, Acta Polytechnica Vol. 44 No. 2/2004 (Scientific Journal of the Czech Technical University in Prague)
- [4] Levinský, L.: *Výpočet aerodynamických charakteristik vrtule metodou nosné plochy*, Diplomová práce 1992, FS ČVUT v Praze
- [5] Alexandrov, V. L.: Letecké vrtule, SNTL, Praha 1954

Porovnání experimentálních dat a simulace s využitím jednokrokové chemie metanu ve spalovací komoře typu C(P)DT

Ing. Jan Kubata, Ing. Radek Hýbl, VZLÚ, a.s., Praha

Tento článek se zabývá porovnáním dat získaných simulacemi vytvořenými v programu OpenFOAM s využitím jednokrokové chemie metanu s měřením experimentální komory typu C(P)DT. V rámci experimentu byly měřeny vstupní a výstupní parametry vzdušiny v rovinném segmentu spalovací komory. Pro porovnání dat získaných simulací bylo provedeno měření rychlostního pole a pole rozložení OH-radikálů ve vnitřním prostoru komory v závislosti na zatížení komory a poměru paliva a vzduchu. Tento projekt byl podpořen ministerstvem průmyslu a obchodu ČR (program TANDEM FT-TA5/073).

Seznam použitých symbolů

К	rychlostní konstanta chemické reakce
A	předexponenciální člen Arrheniovy rovnice
т	teplota
В	koeficient teplotní závislosti
EA	aktivační energie
R	plynová konstanta
EGT	výstupní teplota spalin
Х	molární zlomek

Seznam zkratek

MTM	Malý turbinový motor
C(P)DT	Spalovací komora s předmíchávacími transportními trubicemi
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes equations
OH-PLIF	OH Planar laser-induced fluorescence
PIV	Particle image velocimetry

Úvod

V průběhu posledních let se velká část výzkumu spalovacích komor zaměřuje na snížení emisí oxidů dusíku (NO_x) při zachování nízkých emisí oxidu uhelnatého (CO) a tedy vysoké spalovací účinnosti. Tento jev je vidět nejvíce v oblasti velkých

leteckých motorů, ale stejný tlak se objevuje i v oblasti malých turbinových motorů (MTM). Největším problémem je fakt, že pro snížení emisí CO a nespálených uhlovodíků (UHC) je optimální co nejvyšší teplota s dostatečným přístupem kyslíku, kdy dochází ke značnému urychlení chemických reakcí odbourávajících CO. Na druhé straně dostatek kyslíku a vysoká teplota aktivuje reakce, které produkují NO_x. Optimálním řešením je potom spalovací komora, která dosahuje teplot 1670 K až 1800 K v primární zóně a zároveň je navržena tak, aby v ní docházelo ke značné turbulenci proudění a tím pádem k eliminaci vzniku "horkých míst". Na základě těchto požadavků byla navržena experimentální spalovací komora na spalování metanu typu C(P)DT (Combustor with Premixing Delivery Tubes, projekt MPO FT-TA5/073) v různých variantách vnitřní konstrukce. Reaktivní proudění v této spalovací komoře bylo simulováno numerickými metodami RANS. Výsledky numerických modelů byly následně experimentálně ověřovány na rovinném segmentu spalovací komory, kde byly měřeny jednak celkové termodynamické parametry, produkce emisí a optickými metodami PIV a OH-PLIF zajišťovanými spoluřešitelem projektu Ústavem mechaniky tekutin ČVUT byly provedeny měření proudění a rozložení koncentrace OH radikálu ve střední rovině spalovací komory.

Experimentální systém pro zkoušky segmentu spalovací komory

Pro účely testování nové spalovací komory typu C(P)DT byl navržen a realizován zkušební systém (Obr. 1) se segmentem spalovací komory C(P)DT tak, aby umožňoval simulaci provozních podmínek spalovací komory malého turbínového motoru, co se týče podobnosti teplot a rychlostí prodění vzdušiny. Nastavení požadovaných termodynamických parametrů na vstupu do komory je řešeno změnou výkonu motoru TJ100 a regulační klapkou množství odpouštěného vzduchu, zvýšeného tlaku se dosahuje přivíráním škrtící klapky na výstupu z měřené komory. Hmotnostní tok paliva je řízen PID regulátorem. Pomocí experimentálního zařízení lze měřit celkové termodynamické parametry vzduchu na vstupu a výstupu ze spalovací komory, na výstupu je také zařazena sonda odběru vzduchu pro měření emisí. Zařízení využívá jako zdroj vzduchu odběr z motoru TJ100 nainstalovaný na zkušebně BLAST (postaveno v rámci projektu SATE FT-TA2/034), to umožní dodávku vzduchu max. 0,36 kg/s s teplotou max. 495 K a tlakem max. 450 kPa. Je tedy možné testovat jak za atmosférických podmínek, tak i za zvýšeného tlaku a teploty s ohledem na omezení odběrového motoru. Výstup z tohoto motoru je škrcen regulačním ventilem jímž se nastavuje hmotnostní průtok komorou, protitlak na výstupu z komory zajišťuje škrtící klapka. Množství plynu (paliva) je řízeno hmotnostním průtokovým regulátorem.



Obr. 1 - Schema experimentálního systému pro zkoušky segmentu C(P)DT

Popis konstrukce komory C(P)DT

Komora typu C(P)DT se vyznačuje vnitřní cirkulací a mícháním horkých spalin s částečně předmíchaným čerstvým palivem. Vzhledem k potřebě optického vstupu pro měření PIV a PLIF byl segment komory vyroben jako rovinný se třemi palivovými tryskami; prostřední měřenou a dvěma postranními pro simulaci cyklických okrajových podmínek. Samotný optický vstup pro laserový paprsek do prostoru primární zóny (Obr. 2) je zajištěn okénkem ze syntetického taveného SiO₂ umístěným v čele komory proti měřené střední trysce. Součástí komory jsou i boční okénka pro zajištění viditelnosti primární zóny s možností ofukování chladným vzduchem v případě vzniku sazí. Jako testovací palivo byl použit metan pro své relativně dobře známé chemické a fyzikální vlastnosti. Na obrázku Obr. 3 je zobrazen nákres simulované spalovací komory včetně proudění uvnitř jedné z variant. Vzhledem k nutnosti proměřit více variant dopravních trubic, jež se ukázala jako esenciální pro optimalizaci procesu hoření, byla koncovka dopravní trubice řešena jako výměnná. V tabulce Tabulce 1 jsou uvedeny charakteristické rozměry jednotlivých variant. Parametr D značí kritický průměr na výtoku z trubice, L je celková délka omočené části trubice.

Typ vnitřního uspořádání	D (mm)	L (mm)
V07	21	57
V08	14	60
V09	15	60
V10	16	60
V11	14	47
V12	14	70
V13	14	60

Tab. 1 - Varianty transportních trubic s rozměry D a L



Obr. 2 - Schema spalovací komory C(P)DT s okénkem z SiO₂ pro vstup laserového paprsku



Obr. 3 - Schema proudění v první uvažované variantě komory C(P)DT

Předpoklady CFD simulace

Měřicí cela obsahuje 3 trysky, což znamená 1/4 celku, pro samotnou CFD simulaci byla použita pouze jedna tryska a vzhledem k předpokládané souměrnosti výsledků

byla tato simulována pouze na segmentu zahrnujícím polovinu prostoru pro střední trysku. Tento postup vedl ke značnému snížení množství výpočetních buněk a následně k možnosti přidání více kontrolních objemů do oblastí, kde bylo předpokládáno složitější proudění.

Simulace spalovací komory C(P)DT byla provedena pouze v ustáleném stavu pomocí modelů využívaných při RANS simulacích. Jako simulační nástroj byl zvolen OpenFOAM [2] s rozšířením o modely pro řešení chemických rovnic spalování v ustáleném stavu [3]. V tomto případě je využita kombinace přístupů k simulování chemických reakcí (*Finite-rate chemistry a mixed-is-burnt*). Díky této kombinaci je brán v úvahu vliv turbulentního proudění na rychlost chemické reakce. Pro řešení samotné chemické reakce, respektive rychlosti chemické reakce, je použita standardní Arrheniova rovnice (1) a vstupní data ve formátu CHEMKIN-II. Pro simulaci turbulence byl zvolen na začátku poměrně robustní model k- ϵ . Jak se však v průběhu simulace ukázalo, pro tento typ úlohy je vhodnější používat k- ω SST model, který při řešení složitějších simulací (například pohyb vzdušiny s kapkami paliva a následně jevy s tím spojené) má menší sklon k divergenci a dává výsledky více odpovídající experimentům.

$$k = A \cdot T^{b} \cdot e^{-\frac{E_{A}}{R \cdot T}}$$
(1)

Přenos tepla přes stěny byl v simulacích zanedbán z důvodu náročnosti výpočtů a zatím nedostatečných modelů v programu OpenFOAM. Proto je teplota stěn řešena pouze jako nulový gradient vzhledem v teplotě plynu v okolí. Tento přístup má výhodu v tom, že se do simulace nezavádí chyba vlivem pevně dané teploty na stěnách a následně vlivu tohoto dodaného tepla na děje probíhající v plynném médiu.

Výsledky měření

Jedním z měřených parametrů byla výstupní teplota spalin (EGT), která byla měřena termočlánky na výstupu ze spalovací komory. Celkem dvanáct termočlánků, ve třech sloupcích a čtyřech řadách, bylo umístěno do výstupního potrubí. Na základě průměru získaných teplot výstupních spalin byla sestavena tabulka Tab. 2. Rozdíly v teplotách jsou způsobeny systémem měření, protože v simulaci byla hodnota EGT vypočtena průměrem teploty v ploše výstupního kanálu, ale v případě experimentálního měření byla EGT zjištěna průměrem hodnot získaných z termočlánků. U varianty V11 docházelo při experimentálním měření ke značné vibraci a nestabilitě hoření. Ve výsledcích simulace je nízká teplota výstupních plynů a prakticky žádný obsah CO_2 ve spalinách. Důvodem této diference je právě velká nestabilita hoření, kdy při simulaci v ustáleném stavu se tato jeví jako zhasnutí komory.

simulace	V08_TEST	V09	V11	V12	V13
EGT – AVG (K)	964,09	1242,25	1130,94	1252,29	1262,95
EGT – MIN (K)	892,82	1076,89	994,67	1194,78	1175,93
EGT – MAX (K)	1020,36	1398,76	1216,15	1294,85	1312,53
experiment	V08_TEST	V09	V11	V12	V13
EGT (K)	1069,66	1224,53	429,468	1200,67	1239,53
XexCH4 (kg/kg)	1,34E-06	5,52E-14	1,70E-02	2,52E-07	5,38E-14
XexCO2 (kg/kg)	0,0432211	0,0512281	3,87E-05	0,042782	0,0502214
XexO2 (kg/kg)	0,151924	0,131585	0,206362	0,143983	0,133127

Tab. 2 - Výsledky CFD simulace a experimentálního měření

Měření polí OH radikálů (OH-PLIF) a rychlostí (PIV) bylo umožněno bočními okénky z taveného SiO₂. Rozměry čelního vstupu laseru a bočních okének byly voleny tak, aby byla zajištěna maximální viditelnost primární zóny. Během samotného měření pak bylo jedno okénko nahrazeno ocelovou destičkou z důvodu nutnosti zneprůhlednit druhou stranu komory během měření laserem.



Obr. 4 - Oblast pozorovaná metodou OH-PLIF (červená) a PIV (modrá)



Obr. 5 - Celkové rozmístění přístrojů systému OH-PLIF pro měření spalovací komory C(P)DT

Pro porovnání výsledků CFD simulací a ověření jejich správnosti byl využit v rámci tohoto projektu systém OH-PLIF zajišťovaný spoluředitelem projektu Ústavem mechaniky tekutin ČVUT. Měření spočívá v buzení OH radikálů laditelným laserem a následně jejich fluorescencí, kdy tato je zachycena vysokorychlostní kamerou (HiSense 4M pixel, 8/10/12 bit, 15Hz, firmy Dantec Dynamics) s příslušným zesilovačem. Měřená oblast je patrná na obrázku. Zpracováním naměřených snímků byla potom vypočtena průměrná hodnota v rozsahu 0-100 %. Vzhledem k využití jednokrokové chemie metanu [4] nebyl výskyt radikálů OH přímo simulován, ale díky rychlosti reakce těchto radikálů lze předpokládat, že vznikají v oblasti s vysokou rychlostí chemické reakce (čelo plamene), za nímž následuje vysoká teplota, a v krátkém čase zase zanikají. Na základě tohoto předpokladu lze porovnat výsledky OH-PLIF a CFD simulace zjednodušené chemie metanu. Na obrázku Obr. 6 je vidět hlavní reakční zóna (čelo plamene) podle simulace ve spodní části komory. Z výsledků OH-PLIF je patrná vysoká koncentrace OH radikálů také ve spodní zóně komory v oblasti čela plamene a za ním směrem ven z komory.

Pro srovnání výsledků rychlostního a vektorového pole v oblasti před transportní trubicí (Obr. 4) uvnitř komory byla použita metoda PIV (*Particle Image Velocimetry*), kdy byl využit Nd:YAG laser a kamera s označením FlowSense 4M MK II (firmy Dantec Dynamics). Toto měření bylo opět zajištěno Ústavem mechaniky tekutin ČVUT. Výsledky lze vidět na obrázcích 7 a 8. Barevné spektrum je díky rozdílným programům, ve kterých byla data zpracována, mírně posunuté.





Obr. 6 - Porovnání polohy čela plamene ze simulace s polem OH radikálů z OH-PLIF (ČVUT)



Obr. 7 - Výsledky rychlostního pole změřeného metodou PIV (ČVUT)



Obr. 8 - Rozložení rychlostního pole na základě CFD simulace

Závěr

Na základě dosažených experimentálních výsledků byly optimalizovány modely CFD, které v současné chvíli dokáží predikovat chování různých variant spalovací komory typu C(P)DT z pohledu proudění a hoření. Výsledky výpočtů byly porovnány s měřením OH-PLIF pro určení polohy plamene a PIV pro kontrolu rozložení proudění.

Další práce v oblasti CFD simulací spalovacích komor by měla být zaměřena na simulaci použití kapalného paliva, tepelných jevů vyskytujících se uvnitř spalovací komory a také simulace pevných částic vznikajících při režimech s nedokonalým spalováním.

Poděkování

Tento projekt byl realizován za finanční podpory z prostředků státního rozpočtu prostřednictvím Ministerstva průmyslu a obchodu ČR Projekt FT-TA5/073.

Literatura

- [1] *Combustion in power generation*, Epaminondas Mastorakos, Cambridge University – lecture proceedings
- [2] OpenFOAM User guide, version 1.5, 9th July 2008
- [3] Vývoj matematického modelu pro řešení chemické reakce v ustáleném stavu v prostředí OpenFOAM, J. Kubata, Zpráva VZLÚ a.s., 2009
- [4] Westbrook CH., Dryer F. L., *Chemical kinetic modeling of hydrocarbon combustion*, Prog. Energy sci., 1984, Vol. 10, p 1-57