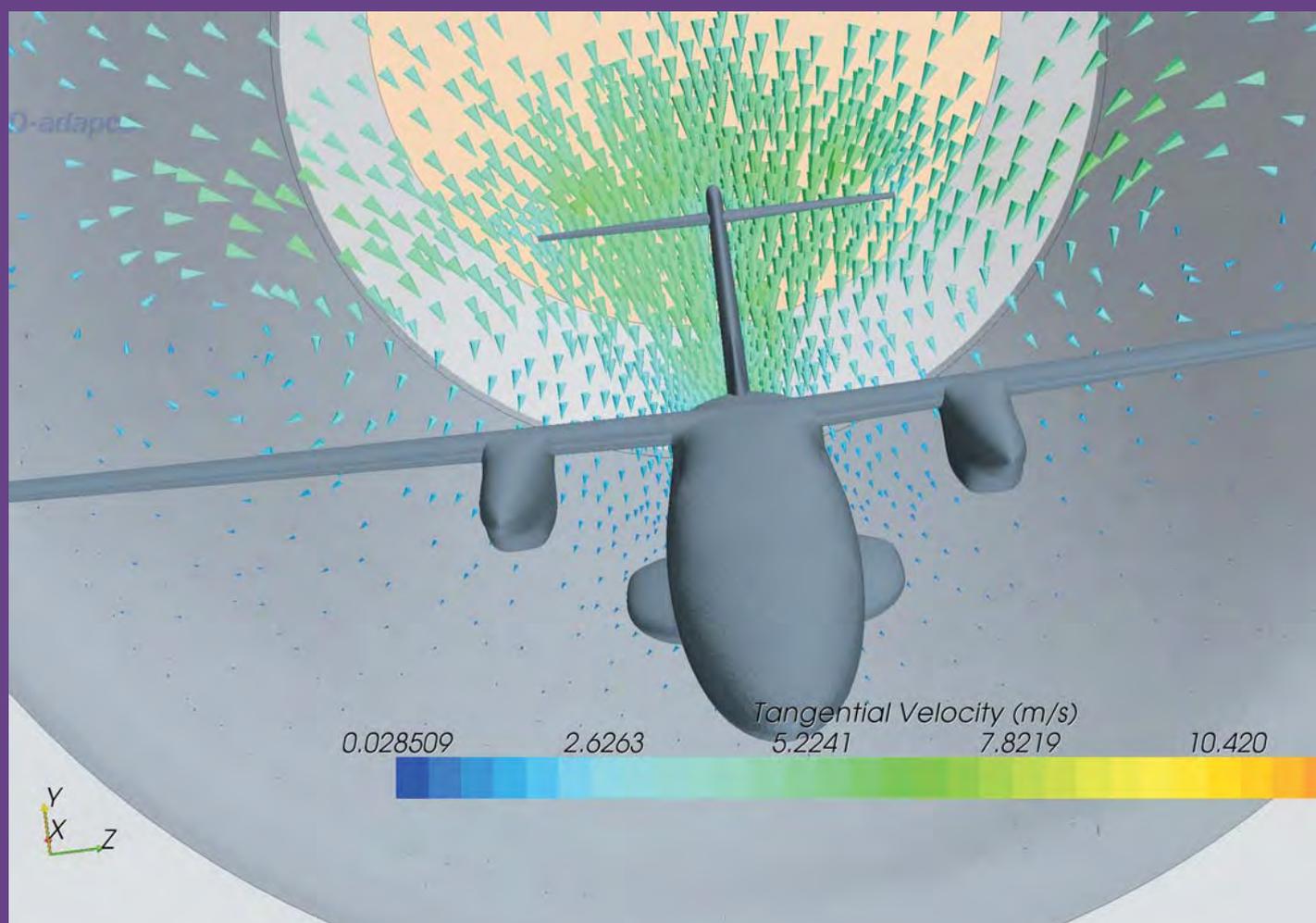


TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

č 15 / 2011



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 6. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo „Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích“.

ISSN 1801 - 9315

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



EUROPEAN UNION
EUROPEAN REGIONAL DEVELOPMENT FUND
INVESTMENT IN YOUR FUTURE



Vědeckotechnický seminář Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích 2011

20. 9. 2011

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

Elektronický sborník VZLÚ, a.s.

číslo 15, září 2011, 6. ročník

Adresa redakce:

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

Šéfredaktor:

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

Vydavatel:

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

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

Vědeckotechnický seminář Modelování proudění v leteckých a průmyslových aplikacích 2011

Dne 20. září 2011 se ve Výzkumném a zkušebním leteckém ústavu, a.s. v Praze – Letňanech konal vědeckotechnický seminář, již po šesté věnovaný problematice proudění a jeho simulacím.

Tradičně se seminář zaměřil jak na matematické modelování proudění (CFD), tak na experimentální simulace, stranou nezůstala ani aerodynamická optimalizace a mechanika letu. Byly předneseny příspěvky zaměřené na aplikovanou aerodynamiku letadel, letadlové pohonné jednotky, parní turbíny, ale i na vývoj nástrojů CFD, experimentální techniky a aeroakustiku.

Seminář rovněž získal významné postavení jako místo setkání odborníků různých specializací z průmyslu a z akademické sféry a přispěl tím k přímé výměně nejnovějších poznatků a zkušeností.

Pořádání semináře bylo podpořeno Výzkumným a zkušebním leteckým ústavem, a.s. a Asociací leteckých výrobců České republiky.

Příspěvky uvedené na semináři přinášíme v tomto čísle Transferu.

Obsah sborníku

- 5 **Výzkum a optimalizace rozvíření v radiálně axiálním vstupním ústrojí s ohledem na dosažení návrhovaných parametrů a vzájemné spolupráce s prvními stupni axiálního kompresoru malého turbínového motoru**
Ing. Vojtěch Horký & kol. - GE Aviation Czech s.r.o.
- 13 **Vliv vůle nadbandážové ucpávky na provozní parametry dvoustupňové turbíny s extrémně krátkými lopatkami**
Ing. Lukáš Bednář, Ing. Michal Hoznedl, Ph.D., Ing. Ladislav Tajč, CSc, Ing. Martin Miczán, ŠKODA POWER s.r.o., Plzeň
- 17 **Studie vlivu vstupních parametrů na ztráty jednoproudých výstupních hrdel parní turbíny**
Ing. Kamil Sedlák, Ing. Michal Hoznedl, Ph.D., ŠKODA POWER s.r.o., Plzeň Ing. Pavel Žitek, Západočeská univerzita v Plzni
- 22 **Měření charakteristik turbínových stupňů ve VZLÚ**
Ing. Tomáš Jelínek, Ing. Martin Němec
- 28 **Modelování třírozměrného proudění v přímé lopatkové mříži**
Ing. Petr Straka, Ph.D.
- 31 **Měření tlakově citlivým nátěrem - PSP - III. díl**
Ing. Veronika Schmidtová
- 34 **Využití metody plochy odezvy a multikriteriálního mikrogenetického algoritmu pro 2D optimalizaci vztlakové mechanizace**
Ing. Pavel Hospodář, Mgr. András Szöllős, Ing. Petr Vrchota, VZLÚ, a.s.
- 38 **Aerodynamické zatížení konfigurace křídlo- trup s využitím výsledků CFD simulace**
Ing. František Vaněk, Ph.D., Ing. Petr Doupník, Ph.D.
- 41 **Aeroakustická analýza kruhové trysky**
Mgr. Jan Šimák
- 44 **Výpočetní metody při návrhu malého nekonvenčního letounu**
Ing. Armand Drábek, Ing. Pavel Hospodář, Ing. Petr Vrchota
- 48 **Implementace actuator disku do CFD systému Fluent**
Ing. Ivan Dofek
- 54 **Validation of Vortex Generator Models in Edge**
William Tougeron, IPSA, Ivry-sur-Seine, France

Výzkum a optimalizace rozvíření v radiálně axiálním vstupním ústrojí s ohledem na dosažení návrhových parametrů a vzájemné spolupráce s prvními stupni axiálního kompresoru malého turbínového motoru

Ing. Vojtěch Horký & kol. - GE Aviation Czech s.r.o.

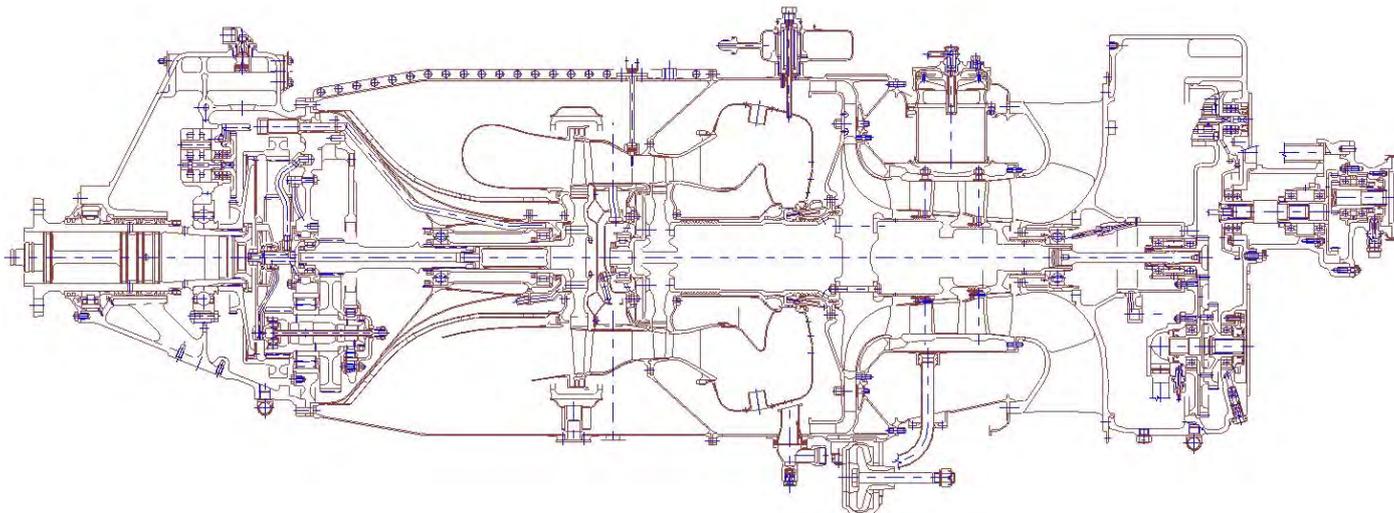
Článek popisuje výzkumně-vývojové práce spojené s ověřením návrhových metod axiálního kompresoru malého turbínového motoru včetně spolupracujícího vstupu s rozvířením proudu. Návrhové metody byly aplikovány při vývoji kompresoru nového turbovrtulového motoru GE Aviation Czech s.r.o. s typovým označením H80 (vzletový výkon na hřídeli 800 SHP). V první části je zmíněn návrh vstupního zařízení s rozvířením proudu vstupujícího do 1. stupně axiálního kompresoru včetně popisu technologie experimentu a vlastních zkoušek. Dále je popsán návrh axiálních stupňů kompresoru. Následuje popis zkoušek axiálních kompresorů ve spolupráci se vstupem (na speciální technologii experimentu ve VZLÚ) a zkoušek kompletních kompresorů na prototypovém motoru H80 na pozemní dynamometrické zkušebně GE Aviation Czech s.r.o. v Praze 9 - Letňanech včetně uvedení účinností kompresorů a jejich naměřených protipumpážních záloh pro různé návrhové metody. Je rovněž uvedeno porovnání dosažených výsledků vybrané návrhové metody s úrovní obdobných zahraničních projektů a porovnání těchto výsledků s parametry motoru Walter M601F (srovnávací báze z hlediska účinnosti axiálního kompresoru). Závěrem je stručně zmíněna historie projektu, celkové zhodnocení výzkumu a dosažené parametry.

ÚVOD

Řešení optimalizace vzduchové cesty vstupního zařízení a spolupráce s prvními stupni axiálního kompresoru je úkol, který musí řešit každé pracoviště, které se zabývá axiálními kompresory ať pro letecké nebo stacionární využití. Pro společnost GE Aviation Czech s.r.o. je to úkol o to náročnější, protože rodina motorů M601/H80 se vyznačuje reversním uspořádáním vzduchové cesty s radiálně axiálním vstupním zařízením před prvním stupněm axiálního kompresoru a s drakovou částí vstupního systému umístěnou většinou pod motorem. Tím vzniká tvarově relativně složitá vzduchová cesta, ve které se za cenu pokud možno minimálních tlakových ztrát musí vytvořit proudové pole tak uspořádané, aby podmínky pro práci prvního stupně axiálního kompresoru byly co nejvhodnější. Kromě vzletového režimu (návrhový bod motoru) musí vstupní zařízení a kompresor spolehlivě pracovat i v režimech mimo návrhové podmínky, v přechodových režimech (akcelerace, decelerace), za různých rychlostí letu a při velmi proměnlivých okolních atmosférických podmínkách, co se týče tlaku, teploty, včetně tropického deště, krupobití či podmínek silné námrazy. Na Obr. 1 je ukázán řez motoru M601E, z něhož je patrné vzájemné uspořádání vstupního zařízení a axiálního kompresoru. V rámci grantového projektu „Výzkum a optimalizace rozvíření v radiálně axiálním vstupním

ústrojí s ohledem na dosažení návrhových parametrů a vzájemné spolupráce s prvními stupni axiálního kompresoru malého turbínového motoru FT-TA5/034“ bylo řešeno celé spektrum úkolů spojených s problematikou vstupního ústrojí a axiálního kompresoru. Bylo při tom využito jak metod pro návrh stupně kompresoru, tak CFD analýz pro vyhodnocení proudění ve stupních kompresoru a ve vstupním zařízení. Výsledky návrhu byly ověřeny zkouškami na zkušebních zařízeních i na kompletním motoru na dynamometrické zkušebně.

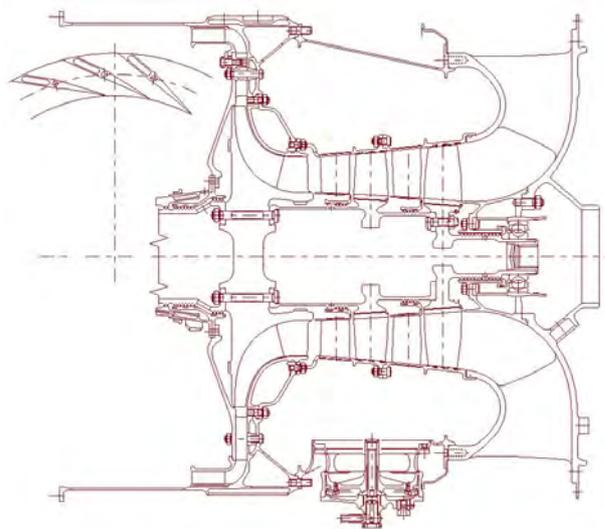
Prvními podněty pro koncipování grantového projektu byly úvahy o dalším směřování vývoje malého turbovrtulového motoru a zejména o možnostech zlepšení výkonových parametrů motoru vyráběného ve Společnosti WALTER ENGINES a.s. Toto zlepšení parametrů bylo zaměřeno především na kvalitativní parametry jako je spotřeba paliva, udržení konstantního vzletového výkonu do vyšších atmosférických teplot a větších výšek bez nutnosti užívání stávajícího systému vstřiku vody do sání motoru. Zvyšování hřídelového výkonu nebylo prioritním cílem těchto úvah. Důležitým požadavkem však bylo zachování vnějších a zástavbových rozměrů motoru. Těchto zlepšení mělo být dosaženo především zvýšením účinností jednotlivých částí, zvláště pak celé sekce kompresoru včetně vstupního zařízení, které u stávajících motorů M601 již nebyly na potřebné výši.



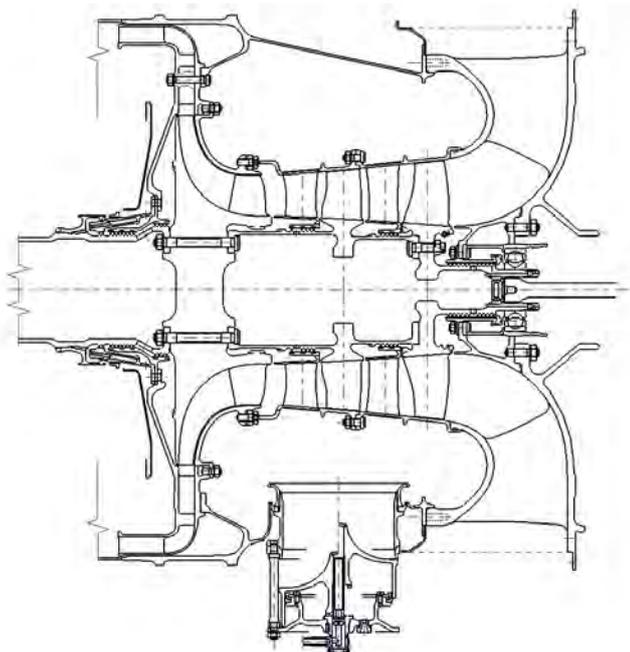
Obr. 11 - Rozložení cp, Mach 0.327, neaktivní actuator disk

NÁVRH A EXPERIMENTÁLNÍ OVĚŘENÍ IZOLOVANÉHO VSTUPNÍHO ZAŘÍZENÍ

Hlavní funkcí vstupního zařízení axiálního kompresoru je vytvořit požadované rychlostní pole za cenu přijatelné ztráty celkového vstupního tlaku. Návrh kompresorů v provedeních GE a WE (označení variant axiálního kompresoru) respektuje prakticky stejný meridiální tvar vzduchové cesty a také pole rychlostí na vstupu do prvního stupně osového kompresoru obou variant je identické. To dovoluje lépe porovnat obě varianty a zvolit optimální řešení kompresoru. Více o návrhu kompresorů je uvedeno ve zprávě [2]. Pro ilustraci je na Obr. 2 zobrazen řez kompresoru provedení GE a na Obr. 3 provedení WE.



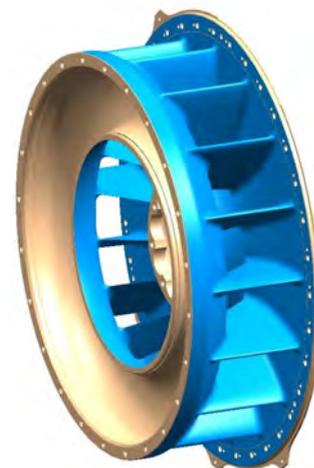
Obr. 3 - Řez kompresoru provedení WE



Obr. 2 - Řez kompresoru provedení GE

Pro předpokládaný rychlostní profil na vstupu do řady oběžných lopatek prvního stupně osového kompresoru byla navržena vstupní skříň kompresoru. Tato skříň má 17 profilovaných žebér – lopatek, které vytváří potřebné rozvíření, viz. Obr. 4. Návrh axiálního kompresoru

předpokládá rozdíl rozvíření nabíhajícího proudu na špičce a na patě oběžné lopatky prvního stupně 12° . Profil žebra byl zvolen dle charakteristik profilových mříží. Po optimalizaci, za použití CFD analýz, byl vybrán nejvhodnější model vstupní skříň. Dle výpočtu programem Fluent je úhel deviace proudu na špičce 3° . Vzhledem k určité nejistotě byly pro experiment připraveny 3 varianty vstupní skříň s výstupním úhlem na špičce odstupňovaným po 1° .

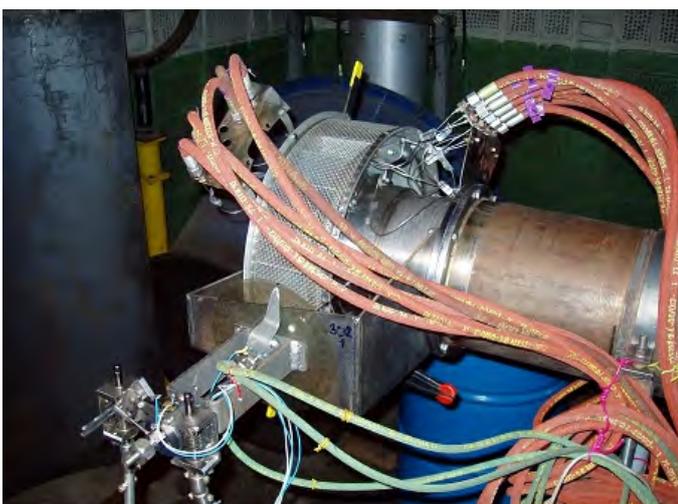


Obr. 4 - Vstupní skříň se 17 žebry

Zkoušky byly provedeny na zkušebním zařízení tvořeném generátorovou částí motoru M602 (pozůstatek vývoje turbovrtulového motoru M602 pro letoun Letu Kunovice L610 z 80. let minulého století) a měřicí trati se vstupní skříňí, viz Obr. 5 a Obr. 6. Zajímavým prvkem tohoto měření bylo i porovnání měření průtočné hmotnosti pomocí normalizované clony a vstupního hrdla ve tvaru lemniskáty. Jejich měření dávají prakticky stejné výsledky, což je povzbudivé vzhledem k tomu, že měření průtočné hmotnosti kompresoru na zkušebním zařízení ZK H-80 TANDEM i na dynamometrické zkušebně lze provádět pouze s hrdlem ve tvaru lemniskáty, čímž bylo toto hrdlo úspěšně zkalibrováno pro účely měření průtoku. Byly proměřeny všechny tři varianty vstupní skříňe a jako nejlépe vyhovující z hlediska proudového pole před axiálním kompresorem se ukázala varianta v souladu s výpočtem pomocí programu Fluent. To ukazuje, že CFD analýza je dostatečně silným nástrojem pro optimalizaci vstupní skříňe a experimentální ověření prakticky jen potvrdilo výsledky, více ve zprávě [1]. Na Obr. 7 je znázorněno uspořádání zkušební trati se vstupní skříňí kompresoru.



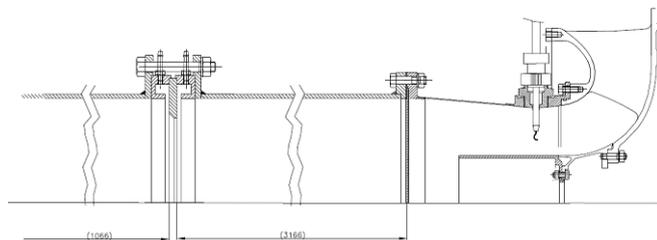
Obr. 5 - Generátorová část motoru M602



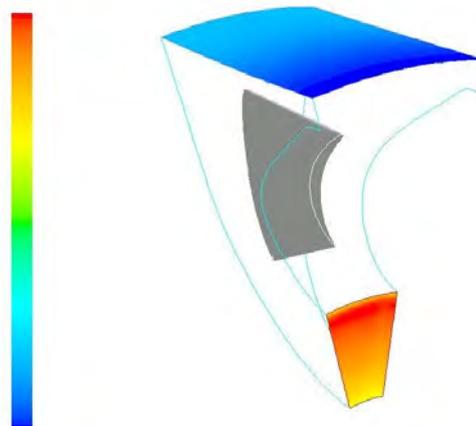
Obr. 6 - Vstupní skříň se sondami

Již při prvním návrhu vstupní skříňe byly provedeny orientační výpočty pro skříňe s 11, 13 a 15 žebry. V roce 2010 byly dokončeny detailní výpočty proudových polí za pomoci programu Fluent. Výsledky jsou podrobněji ukázány ve zprávě [4]. Za kritérium optimálního návrhu byla uvažována rovnoměrnost výstupního úhlu proudu z lopatkové mříže po obvodu vstupní skříňe. Jako nejlepší se jeví skříň se 17 žebry, která

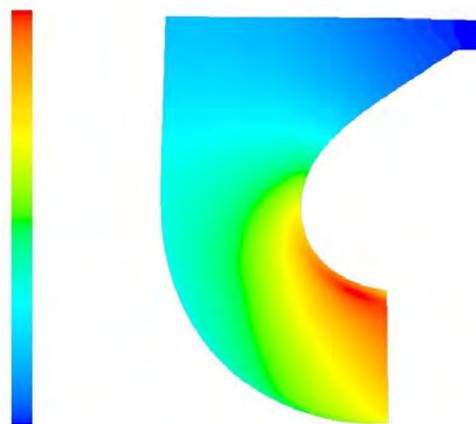
vykazuje velmi vysokou rovnoměrnost rozvíření včetně jeho velikosti, která se předpokládala pro návrh prvního stupně axiálního kompresoru. Co se týče tlakové ztráty, lze za uspokojivý výsledek, vzhledem k relativně značné změně směru proudění ve vstupním systému, považovat ztrátu do 1 %. Dle výpočtu programem Fluent je tlaková ztráta vstupní skříňe se 17 žebry méně než 1 % vstupního celkového tlaku. Se zmenšeným počtem žebry, tedy s klesajícími třecími ztrátami, je tlaková ztráta nižší a pro skříň s 11 žebry je nejlepší. Rozdíl to není významný a tak za optimální řešení lze považovat skříň se 17 žebry, považujeme-li za prioritní maximálně se přiblížit požadovaným podmínkám na vstupu do axiálního kompresoru. Nicméně v závěru nemusí být rozhodující jen aerodynamické hledisko, ukáže-li se například po provedení tenzometrických měření, že 17 lopatek je nepřijatelných z pevnostně dynamických důvodů, v tom případě by bylo nutno zvolit jiný počet lopatek. Jak je patrné s ohledem na ztráty vstupní skříňe, ani tato změna by nebyla z hlediska termodynamických výkonů zásadní, protože ani proudová pole na výstupu se podstatně nemění.



Obr. 7 - Měřicí trať se zkoušenou vstupní skříňí



Obr. 8 - Machovo číslo v meridionálním řezu vstupní skříňe

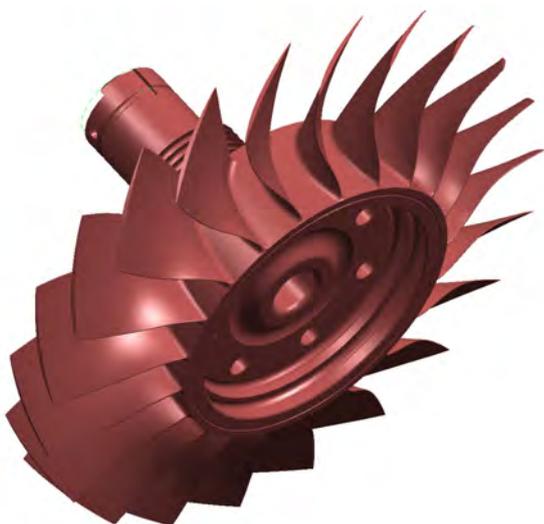


Obr. 9 - Průběh výstupního úhlu proudu pro vstupní skříň

NÁVRH AXIÁLNÍCH KOMPRESORŮ

Návrh axiálních stupňů byl omezen prostorovými poměry zástavby do motoru H80 (označení nového motoru), jehož vnější rozměry nesmí překračovat obrys motoru WALTER M601, který je považován za výchozí stav vývoje nového malého turbovrtulového motoru. Zmíněná podmínka umožňuje zástavbu motoru H80 do stávajících letounů bez nutnosti následných úprav drakových dílů. Vzhledem k požadovanému významnému zvýšení výkonových parametrů motoru je návrh osových stupňů úkol značně náročný. Omezený prostor a požadavky na minimální změny vedou opět na návrh kompresoru, který zachovává základní uspořádání kompresoru motoru M601 tj. dva stupně axiální a jeden stupeň odstředivý. Vzhledem k nutnosti zachování stávajících dílů horké části motoru, včetně možných nepříliš významných změn v otáčkách a teplotách před turbínou generátoru, bylo nutno hledat zlepšení nikoliv v navýšení tlakového poměru kompresoru, ale především ve zvýšení jeho účinnosti. V rámci řešení grantového úkolu byla navržena dvě provedení dvoustupňového axiálního kompresoru s pracovním označením WE a GE. Oba kompresory jsou navrženy pro stejné podmínky v návrhovém bodě. Účinnost celého smíšeného kompresoru byla předpokládána ve výši nezbytné ke splnění požadavků na výkony motoru. Oba kompresory mají velmi podobnou vzduchovou cestu pokud se týče meridionálního tvaru. Návrhový bod celého kompresoru v podmínkách MSA (15°C, 101,325 kPa): hmotnostní průtok vzduchu kompresorem 4,09 kg s⁻¹, tlakový poměr celého kompresoru 7,61 při otáčkách generátoru 103% (37760 min⁻¹). Z rozboru rozložení prací mezi axiálními stupni a stupněm odstředivým byl určen tlakový poměr axiálního kompresoru 2,13 a tlakový poměr odstředivého stupně je 3,57.

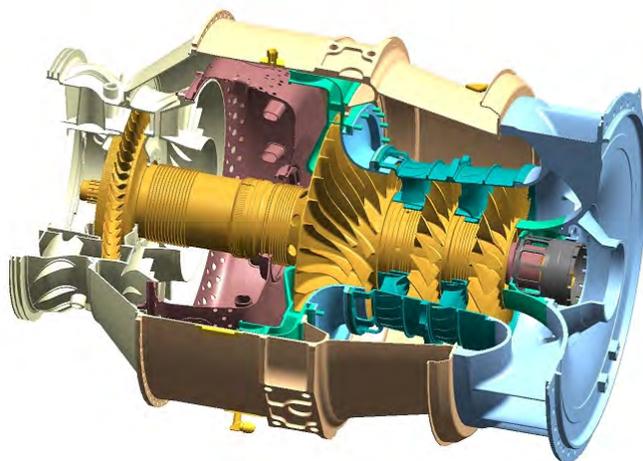
Kompresor provedení WE byl navržen s využitím souboru programů CADAC vyvinutých firmou AHT Energetika s.r.o. a začleněním programu Fluent pro provádění analýz a ověření dosažených parametrů dle návrhové metody. Více o návrhu kompresoru je uvedeno ve zprávě [2]. Na Obr. 3 je znázorněn řez kompresoru provedení WE. Kompresor provedení GE byl navržen interními programy společnosti GE Aviation. Kompresor se liší od provedení WE odlišným počtem statorových lopatek a výrazně 3D profilováním listů lopatek. Zásadní konstrukční změnou oproti motoru M601 je použití tzv. blisků (blade-disc), tedy integrálních disků a lopatkových věnců. Blisky byly použity i u provedení WE a další novum je použitý materiál - titan. 3D model blisku GE je zobrazen na Obr. 10.



Obr. 10 - Blisk 1. stupně axiálního kompresoru GE

K příslušným axiálním stupňům byly navrženy odstředivé kompresory za pomoci metodyky vyvinuté ve WALTER ENGINES a.s. Odstředivé kompresory se liší oběžnými koly navrženy pro výstupní podmínky odpovídajících axiálních kompresorů. Difuzor a narovnávací lopatky před vstupem do spalovací komory jsou pro obě provedení odstředivých kompresorů identické. Oproti motoru M601 zadní stěna, difuzorové lopatky i narovnávací lopatky jsou integrálním frézovaným dílem, což výrazně zjednodušilo tuto část motoru s příznivým dopadem i na hmotnost a výrobní náklady.

Na Obr. 2 je řez kompresoru provedení GE, celkový pohled na generátorovou část motoru H80 s kompresorem provedení GE je uveden na Obr. 11.

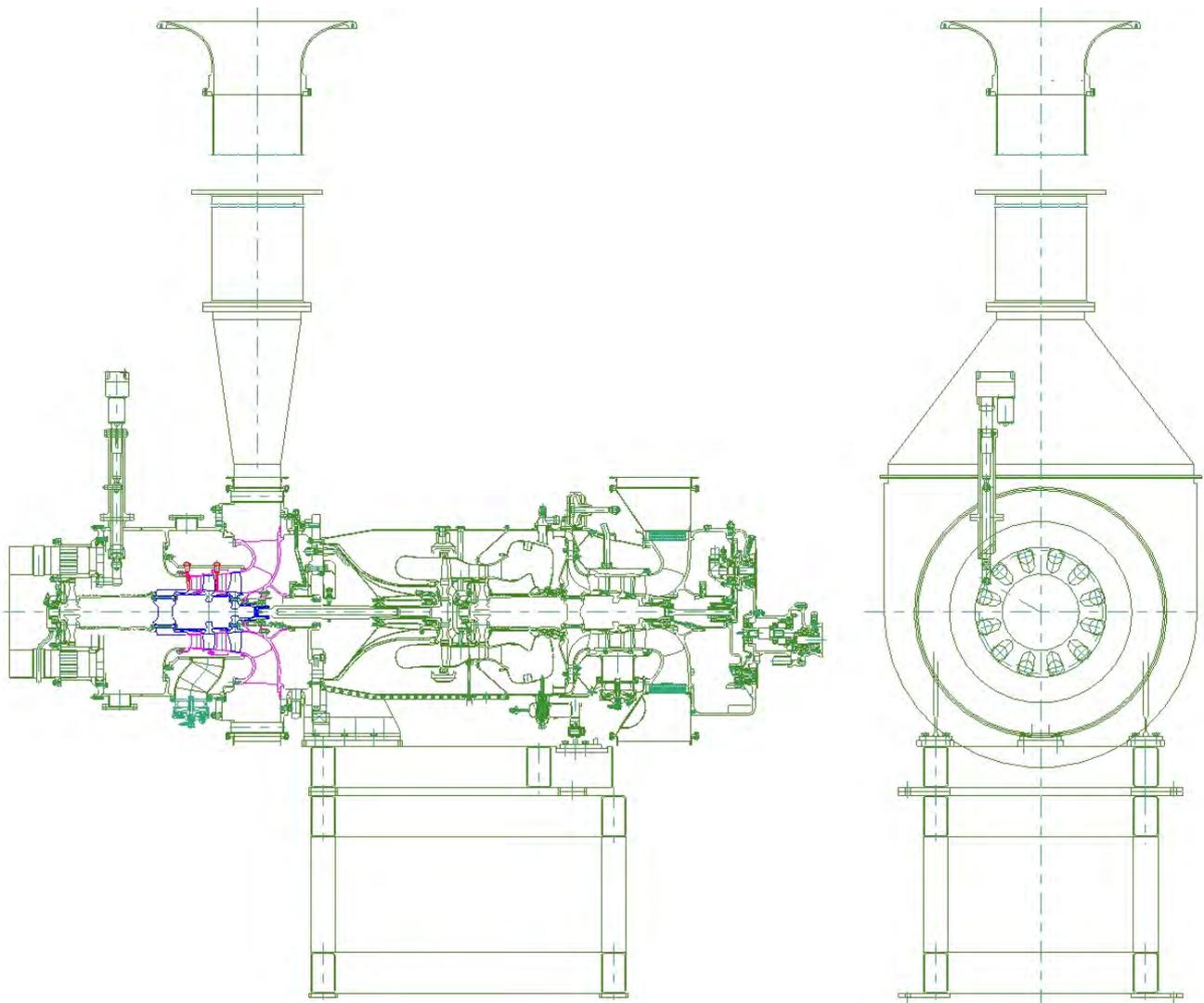


Obr. 11 - Generátor plynů motoru H80

ZKOUŠKY AXIÁLNÍCH KOMPRESORŮ

Zkoušky axiálních kompresorů na zkušeb. zařízení ZK H 80 TANDEM

Etapa zkoušení axiálních kompresorů patřila k nejnáročnější části řešení grantového projektu. Pro zkoušky axiálních kompresorů byla navržena zkušební technologie experimentu ZK H-80 TANDEM, která byla adaptována ze spouštěcí jednotky J400T, která slouží ke spouštění velkých dvouproudových motorů. Základem hnací části J400T je upravený turbovrtulový motor M601D (vyráběn v n.p. Motorlet v letech 1981 až 1990), jehož výkonová turbína pohání zkoušený kompresor. Zkušební zařízení bylo navrženo ve VZLÚ v rámci spolupráce při řešení tohoto grantového projektu. Pro řízení pohonné jednotky byl využit systém z J400T, který byl vhodně upraven pro potřeby zkoušení kompresorů. Zařízení bylo umístěno na zkušebně VZLÚ. Použitá pohonná jednotka zkušebního zařízení s sebou přinesla i některá omezení. Jedním je max. příkon zkoušeného kompresoru, který je přibližně 550 kW, což stačí pro pohon uvažovaného dvoustupňového axiálního kompresoru. Není však již možno toto zařízení využít pro zkoušky celého kompresoru motoru velikosti H80. Tyto proběhly v sestavě prototypového motoru H80 – viz odst. III-B. Závažnějším omezením je, že jmenovité provozní otáčky výkonové turbíny jsou pouze 31023 1/min, což je výrazně méně než je potřeba pro proměření celého pracovního rozsahu zkoušeného kompresoru. Tato potíž byla překonána přetáčením volné turbíny až do otáček 37228 1/min, ovšem nízkocyklová životnost kritického dílu (disku výkonové turbíny) tím klesla na pouhých 5 cyklů.

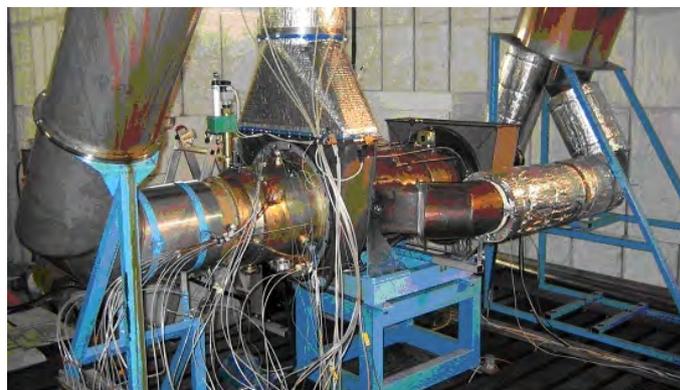


Obr. 12 - Celková sestava zkušebního zařízení

To je samozřejmě značné omezení, které komplikuje provádění zkoušek z organizačních a časových důvodů vzhledem k nutnosti případných demontáží výkonové turbíny a výměn rotorů turbín v průběhu měření. Podrobný popis celého zařízení včetně řídicího systému a systému sběru dat je uveden ve zprávě [3], na Obr. 12 je pak celková sestava zkušebního zařízení, a na Obr. 13 je zobrazeno jeho umístění na zkušebně VZLÚ.

Zkušební zařízení bylo vybaveno pro měření průtočné hmotnosti kompresoru, celkových teplot a tlaků hřebenovými sondami za rotory obou stupňů, sondami statických tlaků před a za oběžnými lopatkami obou stupňů a měřením parametrů před výstupním zařízením. Kromě toho byly samozřejmě snímány další veličiny pro řízení zkušebního zařízení a monitorování jeho stavu za provozu.

V průběhu zkoušek se vyskytly potíže s nadměrným ohříváním nasávaného vzduchu do zkoušeného zařízení, což narušovalo přesnost měření. Situace se zlepšila po utěsnění systému odvodu výfukových plynů, nicméně zkušebna vždy trpěla postupným vyhříváním jejího prostoru. Při zkoušce samostatného prvního stupně kompresoru provedení GE se ukázalo, že kompresor nepracuje ve stabilní oblasti, a ani při úplném otevření výstupu i odpouštěcího ventilu nebylo možné dosáhnout stabilní práce. Proto se v dalším měření izolovaných prv-



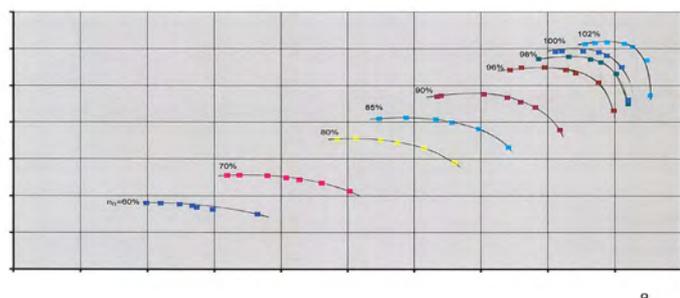
Obr. 13 - Zkušebního zařízení na zkušebně VZLÚ

ních stupňů nepokračovalo a byla zopakována zkouška dvoustupňového kompresoru provedení WE, jejíž výsledky při prvním běhu byly poznamenány nekontrolovaným ohřevem vzduchu za vstupem do zařízení.

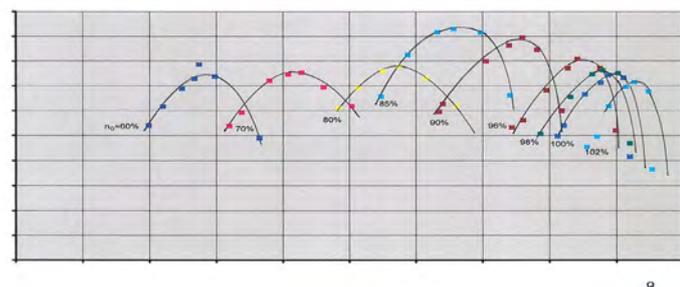
Podrobně jsou výsledky zkoušek zaznamenány ve zprávě [6]. Zde jsou pro informaci ukázány charakteristiky dvoustupňového kompresoru

provedení GE, viz Obr. 14, Obr. 15 a dvoustupňového kompresoru provedení WE, Obr. 16 a Obr. 17.

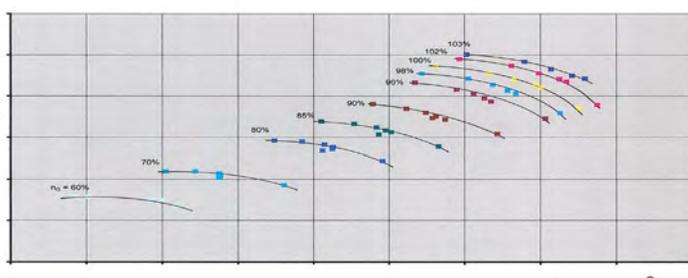
Z výsledků je patrné, že u obou provedení axiálních kompresorů byly splněny požadované parametry v návrhovém bodu a zejména parametry kompresoru provedení GE dosahují špičkových hodnot. Proto jako optimální kombinace se tak ukazuje 17 žebrová vstupní skříň a axiální kompresor provedení GE.



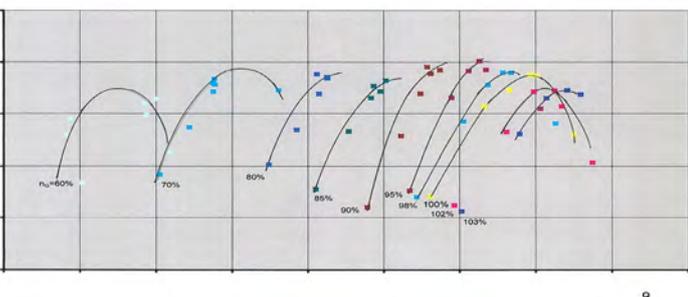
Obr. 14 - Závislost stlačení na průtokovém parametru - kompresor GE



Obr. 15 - Závislost účinnosti na průtokovém parametru - kompresor GE



Obr. 16 - Závislost stlačení na průtokovém parametru - kompresor WE

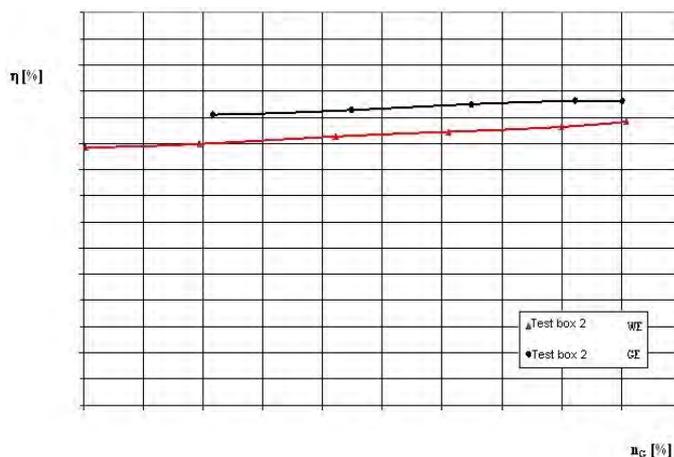


Obr. 17 - Závislost účinnosti na průtokovém parametru - kompresor WE

Zkoušky axiálních kompresorů v sestavě celého motoru

Pro doplnění informací o výkonových parametrech a provozních vlastnostech v sestavě celého motoru byly kompresory provedení WE i GE namontovány na prototypový motor H80 v.č. H001 a vyzkoušeny na dynamometrické zkušebně GEAC vybavené dynamometrem Schenck 1900e. Při těchto zkouškách motor nebyl vybaven speciální technikou, namontovány byly snímače, které se běžně instalují při zkouškách sériových motorů. Byly však důsledně měřeny teploty za kompresorem a teploty ve výstupních kolenech. Navíc pro sledování chování kompresoru v nízkých otáčkách byl instalován snímač dynamiky tlaků Kulite.

Vzduchová cesta motoru byla při obou zkouškách prakticky shodná, pokud se týče části spalovací komory, turbín a výstupního zařízení. Shodná byla i vstupní skříň kompresoru se 17 žebry. Kompresor byl v provedení GE nebo WE, k nim příslušné odstředivé kompresory se lišily oběžným kolem, difuzorové části se lišily plochou hrdla, u kompresoru WE byla dodržena návrhová hodnota, u kompresoru provedení GE byla menší o 1,7% oproti návrhu. Podrobněji je vše uvedeno ve zprávě [5] včetně výsledků zkoušek. Zde je uveden pouze výsledek vyhodnocení účinnosti kompresoru pro obě provedení.



Obr. 18 - Porovnání účinnosti kompresoru-provedení GE a WE

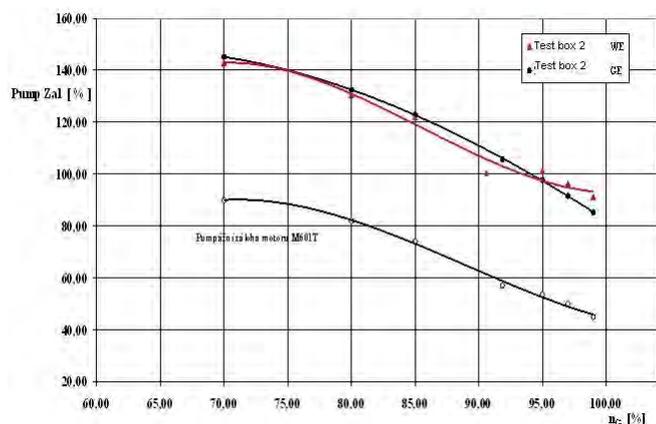
Z diagramu na Obr. 18 je patrné, že účinnost kompresoru provedení GE dosahuje vyšších hodnot v celém rozsahu otáček. To nepřímo potvrzuje i vyšší účinnost axiálních stupňů provedení GE.

Pro porovnání stability práce kompresoru byla u motoru s oběma provedeními kompresoru změřena protipumpážní záloha standardní metodou používanou v GEAC vstříkáním přebytků paliva. Na Obr. 19 je uveden průběh protipumpážní zálohy společně s protipumpážní zálohou, jež je požadována pro motory WALTER M601T, u kterých se předpokládá provádění akrobacie a lety do výšky 10 km.

Další ověření provozních vlastností jako jsou např. rychlé akcelerace nelze na dynamometru provést pro nebezpečí přetočení vrtulového hřídele a bylo dále prováděno na vrtulové zkušebně pouze na motoru s kompresorem provedení GE.

Při úvodních zkouškách motoru s kompresorem provedení GE se při nízkých otáčkách objevilo rotující odtržení, které se projevovalo výrazným hučivým zvukem, nárůstem teploty mezi turbínami a poklesem stlačením. I když se tento jev projevoval jen v rozsahu otáček pod běžnými provozními otáčkami, byla zavedena řada konstrukčních úprav, které přispěly k téměř úplné eliminaci tohoto jevu.

Zkoušky na motoru potvrdily, že optimální řešení představuje spolupráce 17 žebrové vstupní skříně a osového kompresoru provedení GE.



Obr. 19 - Porovnání protipumpážních záloh

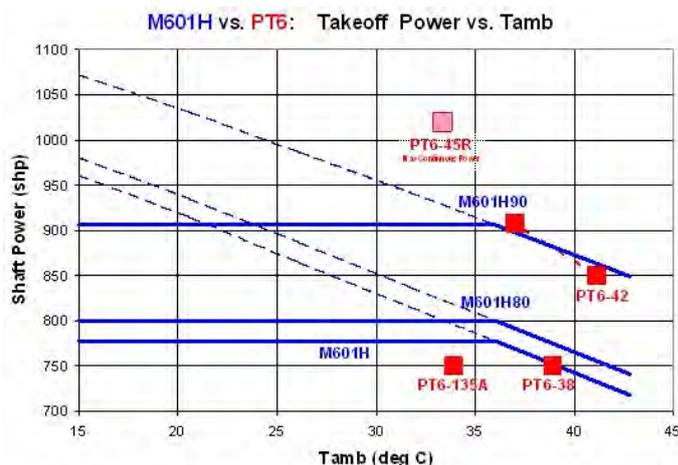
POROVNÁNÍ DOSAŽENÝCH VÝSLEDKŮ S ÚROVNÍ OBDOBŇÝCH ZAHRANIČNÍCH PROJEKTŮ

Vzhledem k tomu, že řešení spolupráce vstupního zařízení a axiálního kompresoru, návrh axiálních stupňů a dosažené parametry, zejména účinnosti kompresorů patří k dobře chráněnému „know how“ motorářských firem, je třeba úroveň dosažených výsledků odvozovat z nepřímých informací o výkonových parametrech motorů jako je např. měrná spotřeba paliva. Navíc v EU se prakticky malé turbovtulové motory nevyrábějí a je tedy nutno příslušné údaje hledat u motorů vyráběných v USA a pak hlavně u motorů Pratt & Whitney of Canada řady PT6, která je nejrozšířenějším představitelem úspěšného malého turbovtulového motoru.

Na Obr. 20 je porovnání motoru H80 s přímými konkurenty na trhu. Je patrné, že motor H80 má dobré výkonové vlastnosti, i když má ve srovnání s motory PT6 pouze dvoustupňový axiální kompresor a jednostupňovou výkonovou turbínu. Naproti tomu motory PT6 s vyšším hřídelovým výkonem než M601H-80 (H80) mají 3 stupně axiální a dvoustupňové výkonové turbíny, motory PT 6 s nižším výkonem mají 3 stupně axiální a jednostupňové výkonové turbíny. Pro další porovnání je uvedena tabulka výkonů a ekvivalentních měrných spotřeb paliva pro stejné spektrum motorů.

Tab. 1 ukazuje, že z motoru M601F, který měl výrazně větší ekvivalentní měrnou spotřebu paliva než konkurenční motory, se stal motor se srovnatelnou nebo lepší měrnou spotřebou. Přitom, což je nutno znovu zdůraznit, má pouze dva stupně axiálního kompresoru, což je patrné i z tlakového poměru kompresorů presentovaných motorů. Ekvivalentní měrná spotřeba paliva se u motoru H80 snížila téměř o 8% oproti motoru M601F.

Podrobněji, o kolik se zlepšily parametry motoru H80 a kompresoru ve srovnání s výchozím stavem u motoru WALTER M601F, je patrné z následující Tab. 2. Údaje jsou uváděny pro motor při vzletovém režimu bez uvažování ztrát způsobených zástavbou, při rychlosti 0 km/h, v podmínkách MSA 15°C, 101,325 kPa. Toto zlepšení je nutno především připsat výrazně zvýšené účinnosti osového kompresoru motoru H80 (provedení GE) a samozřejmě i účinnosti odstředivého stupně.



Obr. 20 - Porovnání vzletového výkonu a okolní teploty, do které motory udržují konstantní výkon

| | M601F | H80 | PT6A-45R | PT6A-42 | PT6A-135A | PT6A-38 |
|-------------------|-------|-------|----------|---------|-----------|---------|
| N_H [kW] | 580 | 597 | 894 | 634 | 560 | 560 |
| C_{me} [g/kW/h] | 385 | 356 | 337 | 365 | 356 | 359 |
| n [-] | 6,65 | 6,675 | 8,7 | 8,0 | 7,0 | 7,0 |

Tab. 1 - Porovnání hřídelového výkonu, ekvivalentní měrné spotřeby a tlakového poměru kompresoru srovnatelných motorů

| | n_c [%] | N_H [kW] | C_{me} [g/kW/h] | n_{ax} [-] | n [-] | η_{ax} [%] | ITT [°C] |
|-------|-----------|------------|-------------------|--------------|---------|------------------|----------|
| M601F | 98,6 | 580 | 385 | 1,869 | 6,650 | 100% (base-line) | 710 |
| H80 | 98,4 | 597 | 356 | 2,00 | 6,675 | 103,8 | 674 |

Tab. 2 - Porovnání výkonových parametrů motorů M601 F a H-80

ZÁVĚR

Řešení grantového projektu Výzkum a optimalizace rozvíření v radiálně axiálním vstupním ústrojí s ohledem na dosažení návrhových parametrů a vzájemné spolupráce s prvními stupni axiálního kompresoru malého turbínového motoru FT TA5/034 byl svým rozsahem i zaměřením náročný úkol, který zahrnoval jak fázi návrhovou, fázi provádění analýz i dosti rozsáhlou oblast experimentální.

Zvláště provádění zkoušek vyžadovalo značné úsilí. Experimentální část zahrnovala zkoušky na speciální zkušební trati pro měření parametrů vstupního zařízení s využitím generátoru motoru WALTER M 602 jako zdroje pro nasávání vzduchu. Byl to náročný úkol, kdy v omezených podmínkách zkušeben v Jinonicích se podařilo uschopnit generátor motoru M 602 a provést zkoušky, které nakonec umožnily připravit vstupní skříň axiálního kompresoru s dobrými charakteristikami. Tato skříň se ukázala posléze optimální variantou i z pohledu CFD analýz. Tato 17 žebrová skříň prokázala dobré vlastnosti ve spolupráci s oběma prověřovanými provedeními axiálního kompresoru. Dále plánované zkoušky obou provedení axiálního kompresoru s využitím zkušebny VZLÚ a modifikace jednotky J400T představovaly rovněž řadu složitých problémů, které bylo nutno vyřešit ve velmi krátké době ve spolupráci se spoluřešitelem. Zvláště na části experimentální se nepříznivě projevilo dosti dlouhé období nejistoty a převádění práv k projektu z FF Investu na GEAC, které nakonec vedlo i k částečné revizi rozsahu řešeného projektu. Nedostatek času také způsobil, že nebylo možné provést úpravy na zkušebním zařízení a vykonat zkoušky izolovaných prvních stupňů axiálních kompresorů. Jistým omezením byla nepříjemná vlastnost zkušebny, jejíž prostor se v průběhu měření dosti zahřívá a teprve utěsnění výfukového systému hnacího motoru tuto situaci částečně napravilo.

Nicméně všechny hlavní úkoly se podařilo splnit a navrhnout, vyrobit a vyzkoušet kompresor malého turbovrtulového motoru, který má velmi vysokou účinnost, jak své části axiální tak odstředivé, což bylo potvrzeno zkouškami na zkušebním zařízení ZK H-80 TANDEM i zkouškami kompletního motoru na dynamometrické zkušebně. Prokázalo se tak významné zlepšení všech výkonových parametrů ve srovnání s výchozím stavem.

Účinnost smíšeného kompresoru motoru H80 je o 8,8 %, vyšší než účinnost smíšeného kompresoru motoru M601 F a o 5,1 % vyšší než byl původní návrh pro H80.

CFD metody se ukázaly jako velmi účinný nástroj pro návrh vstupního zařízení. Není už nevyhnutelně nutné provádět poměrně náročné zkoušky na samostatném zkušebním zařízení založeném na využití motoru M602 apod. Zkoušky kompresoru na samostatném zkušebním zařízení s nezávislým náhonem jsou však stále důležitou součástí vývoje a jsou nezbytné pro získání údajů pro případnou korekci návrhu. V této oblasti se zdá, že užití CFD metod pro zkonstruování charakteristiky kompresoru není ještě beze zbytku využitelnou metodou.

Pro budoucnost je třeba uvažovat o zachování možnosti zkoušet nejen axiální kompresor, ale rozšířit možnosti na zkoušení celého smíšeného kompresoru. Jako potřebné se potvrzuje i zkoušení v sestavě celého motoru, a také na generátoru motoru. Tato měření poskytnou nezbytné informace o chování kompresoru v přechodových a výrazně nenávrhových režimech. V případě zkoumaného kompresoru to byla problematika rotujícího odtržení, která byla řešena v průběhu zkoušek na motoru.

Jak vyplývá z předchozích odstavců, řešení grantového projektu umožnilo navrhnout a experimentálně vyzkoušet vstupní zařízení a axiální stupně kompresoru, které zásadním způsobem přispěly ke zvýšení výkonových parametrů motoru a snesou srovnání se světovou úrovní návrhu axiálních kompresorů.

Literatura:

- [1] Hečl, Horký, Nevečeřal, Veselka: Návrh a ověření aerodynamického návrhu vstupní skříňe axiálního kompresoru, zpráva GEAC č. T-362/2009, GE Aviation Czech s.r.o., Praha, 2009
- [2] Hečl, Horký, Nevečeřal: Návrh kompresoru pro turbovrtulový motor H80, zpráva GEAC č. T-421/10, GE Aviation Czech s.r.o., Praha, 2010
- [3] Hečl, Horký, Nevečeřal, Braňka: Zkušební zařízení pro zkoušky axiálního kompresoru, zpráva GEAC č. T-422/10, GE Aviation Czech s.r.o., Praha, 2010
- [4] Hečl, Horký, Nevečeřal: CFD analýzy proudění ve vstupním zařízení malého turbínového motoru, zpráva GEAC č. T423/10, GE Aviation Czech s.r.o., Praha, 2010
- [5] Hečl, Horký, Nevečeřal: Zkoušky kompresoru v sestavě celého motoru, zpráva GEAC č. T-424/10, GE Aviation Czech s.r.o., Praha, 2010
- [6] Hečl, Horký, Nevečeřal: Zkoušky axiálních stupňů kompresoru na zkušebně ve VZLÚ, zpráva GEAC č. T425/10, GE Aviation Czech s.r.o., Praha, 2010
- [7] Szumanski, Zawistowski, Kowalik: Walter – H80 Configuration Compressor Rotor Modal Analysis, zpráva EDC č. EDC-01/09, Engineering Design Center, Varšava, 2009
- [8] Zawistowski, Kowalik: Walter – H80 Configuration Compressor Rotor Stress Analysis, zpráva EDC č. EDC-02/09, Engineering Design Center, Varšava, 2009
- [9] Zawistowski, Kowalik: Walter – H80 Configuration Compressor Stator Modal Analysis, zpráva EDC č. EDC-03/09, Engineering Design Center, Varšava, 2009
- [10] Zawistowski, Kowalik: Walter – H80 Configuration Compressor Stator Stress Analysis, zpráva EDC č. EDC-04/09, Engineering Design Center, Varšava, 2009
- [11] Zawistowski, Szumanski: M601H/F Walter 2-D FEA Compressor Rotor Vibration Models, Summary, zpráva EDC č. EDC-05/09, Engineering Design Center, Varšava, 2009

Vliv vůle nadbandážové ucpávky na provozní parametry dvoustupňové turbíny s extrémně krátkými lopatkami

Ing. Lukáš Bednář, Ing. Michal Hoznedl, Ph.D., Ing. Ladislav Tajč, CSc, Ing. Martin Miczán, ŠKODA POWER s.r.o., Plzeň

Jsou uváděny výsledky experimentálního výzkumu na modelové turbíně s bubnovým uspořádáním rotoru. Je uvažována součinnost dvou stupňů, kde na druhém stupni dochází k transsonickému proudění. Je popsáno rozložení tlaků, hmotnostních toků, úniků páry přes nadbandážové a hřídelové ucpávky při různých hodnotách rychlostních poměrů a vůlích nadbandážové ucpávky.

ÚVOD

Bubnové uspořádání rotoru umožňuje prodloužit lopatky a tím i zvětšit jejich štíhlost. Delší lopatky mají menší okrajové ztráty. Aby se zachoval optimální provoz turbínových stupňů, musí se zvětšit provozní otáčky rotoru. Lopatky vysokotlakových dílů turbíny jsou navrženy pro subsonické proudění a díky jejich relativně malé délce jsou zpravidla prizmatického provedení. Rovnotlaké uspořádání stupňů vyžaduje umožnit odvod páry z hřídelové ucpávky za stupeň. K tomuto účelu slouží štěrbiny pod patou jednotlivých oběžných lopatek. Na experimentální turbíně byla možnost prověřit vlastnosti rovnotlakých stupňů na bubnovém provedení rotoru. Použily se stupeň z reálného provedení vysokotlakého dílu turbíny. Na experimentální turbíně se však vyskytuje nižší teplota i tlak páry než na reálné turbíně. Termodynamická účinnost je tudíž ovlivněna nižší hodnotou Reynoldsova čísla. S ohledem na provozní charakteristiku vodní brzdy se zvolilo dvoustupňové uspořádání turbíny.

Cílem experimentů je prověřit vzájemné ovlivňování jednotlivých stupňů a posouzení vlivu úniku páry přes nadbandážové ucpávky na účinnost. Jistým nedostatkem prováděných experimentů je provoz turbíny bez tepelné izolace. Nejedná se tudíž o adiabatický proces v jednotlivých stupních. Odvod tepla do okolí má vliv na přerozdělení tlakových spádů na jednotlivých stupních a na vznik transsonického proudění na 2. stupni. Jaký to má dopad na účinnost ukazuje i tato práce.

EXPERIMENTÁLNÍ TURBÍNA

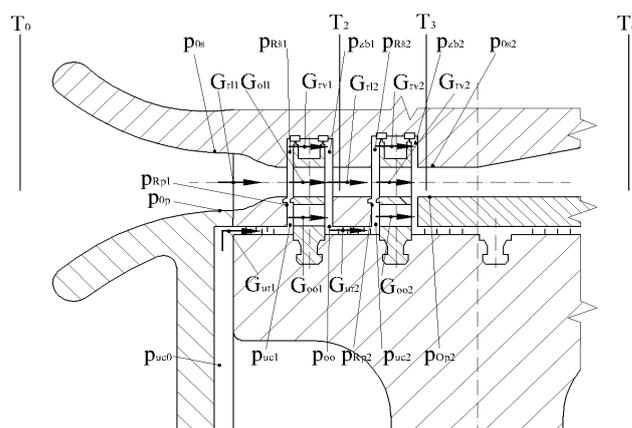
Provedení experimentální dvoustupňové turbíny je znázorněno na obr. 1. Ve schématu jsou vyznačena místa měření tlaků a teplot. Nachází se zde i označení jednotlivých hmotnostních toků. Teplota se snímá ve vstupní a výstupní komoře turbíny. Pomocí termočláneku se měří i teplota T_2 za prvním stupněm. Termočlánek je umístěn ve středu kanálu a lze předpokládat minimální ovlivnění jeho teploty od úniků páry přes nadbandážovou ucpávku. Jednotlivé hmotnostní toky přes ucpávky se počítají pomocí měřených tlaků a průtokových součinitelů. Výkon tur-

bíny se nechá stanovit pomocí vodní brzdy nebo torquemetrem. Druhý stupeň má standardní provedení lopatkové části s válcovým uspořádáním omezujících stěn. Nadbandážové ucpávky jsou tvořeny dvěma prodlouženými břity. Toto provedení má umožnit použít nosné části turbíny i pro jiné délky lopatek.

Na 1. stupni je použito meridionální tvarování obou omezujících stěn. Tlakové poměry jsou nastaveny tak, aby byl nulový únik páry na hřídelové ucpávce. Na 2. stupni je již neregulovaný průtok páry hřídelovou ucpávkou i odlehčovacími štěrbinami.

Základní údaje o provedení lopatkové části turbíny se nacházejí v tab. 1. Vůle nadbandážové ucpávky byla $s = 0,33$ mm. Při dalších experimentech se vůle zvětšila na $s = 1,33$ mm a dále pak na $s = 2,23$ mm.

Vstupní parametry páry byly udržovány na teplotě 152°C a tlaku $p_0 \cong 0,82$ bar. Výstupní tlak byl regulován posuvným sítem a udržoval na hladině $p_4 \cong 0,26$ bar.



Obr. 1 - Provedení experimentální turbíny

| Stupeň | 1. | | 2. | |
|---------------------|-----------|--------|-----------|--------|
| Lopatková mříž | rozváděcí | oběžná | rozváděcí | oběžná |
| Tětiva b [mm] | 27 | 21 | 27 | 21 |
| Délka l [mm] | 12 | 14 | 15,4 | 17,4 |
| Počet lopatek z [-] | 170 | 227 | 170 | 257 |

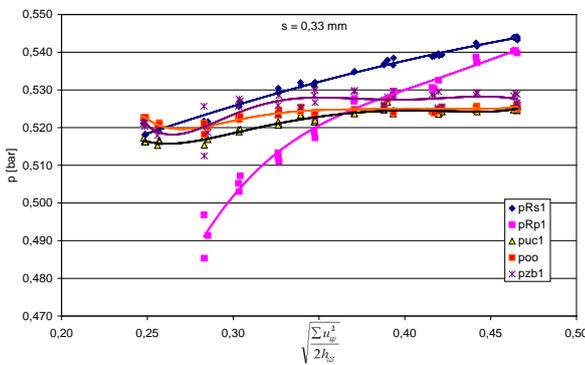
Tab. 1 - Parametry stupňů

Rychlostní poměr u_p/c_{is} , kde u_p je obvodová rychlost a c_{is} je rychlost z isotropického entalpického spádu na stupeň, se vyjadřuje jako střední hodnota pro oba stupně:

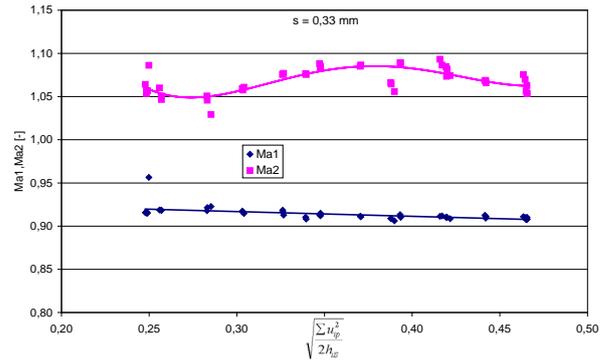
$$(u_p/c_{is})_{stf} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^2 u_{pi}^2}{2h_{is}}}$$

VÝSLEDKY MĚŘENÍ

Charakteristické rozložení tlaků na 1. stupni je uvedeno na obr. 2. Uvažují se střední hodnoty tlaků. Nejvýrazněji reaguje na změny $(u_p/c_{is})_{stf}$ tlak na patě mezi mřížemi p_{Rp1} . Rozložení tlaků je takové, aby se zachovala rovnost hmotnostních toků přes 1. i 2. stupeň při respektování toků přes ucpávky a štěrbin. Tzn., že aerodynamické parametry na 2. stupni ovlivňují proudění na 1. stupni a naopak. Má to dopad na profilové ztráty pro pevně nastavené použité lopatkové profily jednotlivých mříží.



Obr. 2 - Průběh tlaků na 1. stupni

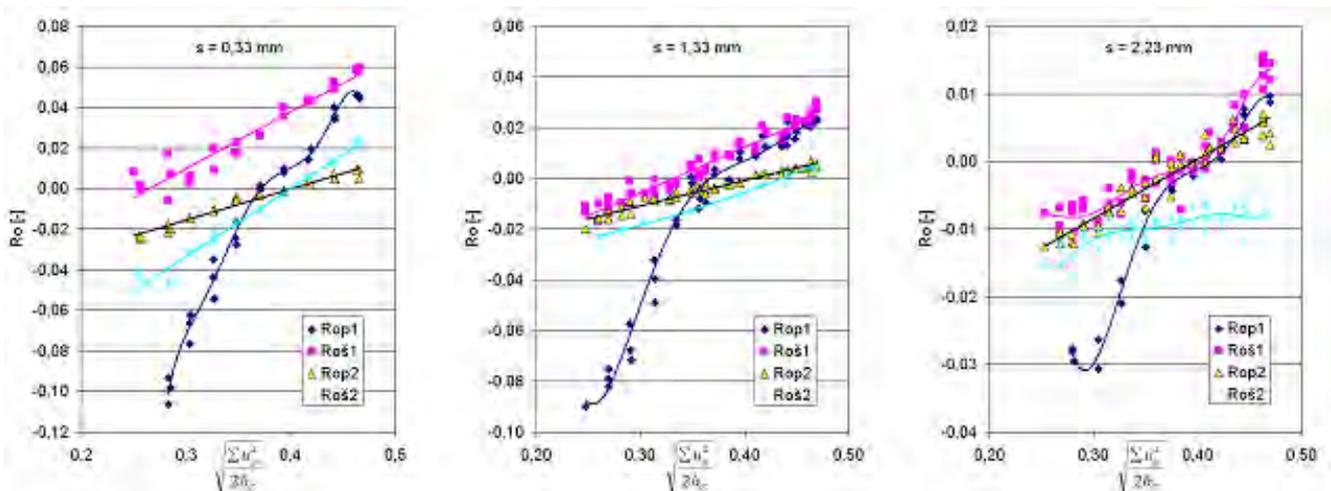


Obr. 3 - Machova čísla na stupních

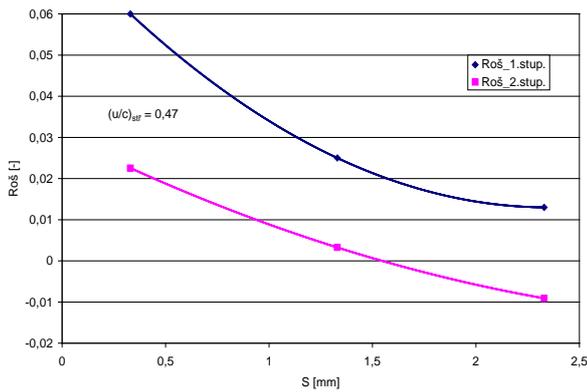
Rozdělení tlaků mezi stupni umožňuje stanovit i průběh Machových čísel pro isotropický spád na jednotlivých stupních. Jejich hodnoty jsou pro oba stupně a střední tlaky na stupních uvedeny na obr. 3. Podle těchto údajů je na 2. stupni transsonické proudění a na 1. stupni je proudění na jeho hranici. Lze tedy očekávat větší profilovou ztrátu 2. stupně. Vyplývá to z poznatků získaných při testování těchto profilů v aerodynamickém tunelu [1]. Jelikož se jedná o rovnotlakové stupně, je tlak před a za oběžnou mříží přibližně stejný. Použité lopatkové profily však nejsou v tomto případě navrženy na transsonické proudění.

Úniky páry přes nadbandážové ucpávky a přes vyrovnávací štěrbinu závisí na tlakových poměrech v příslušných místech. Podíl tlakového spádu na oběžné lopatce k celkovému spádu na stupeň udává stupeň reakce. Pro jednotlivé vůle nadbandážové ucpávky je stupeň reakce pro patu a špičku lopatkování uveden na obr. 4. S rostoucím rychlostním poměrem roste i reakce. U testovaného stupně neplatí pravidla, že reakce na špičce je rovnoběžná s průběhem reakce na patě. Uplatňují se zde výrazné záporné hodnoty. Na stupni může docházet k přísávání páry přes vyrovnávací štěrbinu.

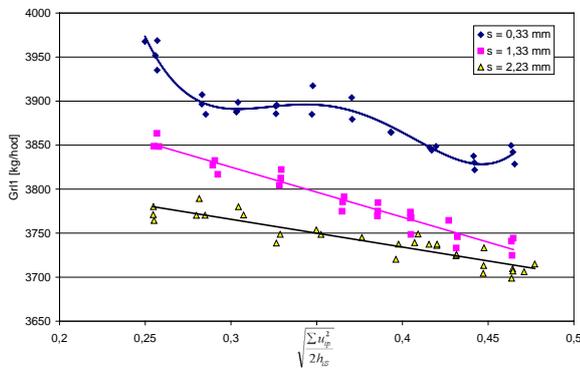
Vliv vůle v nadbandážové ucpávce je zřetelný. Dochází k ovlivnění tlaků na obou stupních, má to dopad na průběh reakce při proměnném rychlostním poměru. Při jmenovitém provozu turbíny, jak ukazuje obr. 5, dochází s růstem vůle na ucpávce 1. stupně k poklesu reakce na špičce. Na 2. stupni se při maximální vůli zachovává záporná reakce. Přes ucpávku se tudíž přísává pára zpět do prostoru mezi rozváděcí a oběžnou lopatkovou mříží.



Obr. 4 - Stupeň reakce na patě a špičce stupně



Obr. 5 - Stupeň reakce na špičce



Obr. 6 - Hmotnostní tok 1. stupněm

Změny tlaků na stupni ovlivňují hmotnostní tok stupněm. Rostou-li otáčky rotorové mříže, roste i tlak v mezeře mezi rozváděcím a oběžným kolem. Na 1. stupni pak dochází ke snížení hmotnostního lopatkovou mříží. Na hřídelové ucpávce je při experimentech udržován prakticky nulový hmotnostní tok. Na 2. stupni je transsonické proudění a lopatková mříž je tudíž aerodynamicky ucpaná. Snížený hmotnostní tok není dán růstem tlaku mezi pevnou a rotující lopatkovou mříží, ale poklesem celkového tlaku na vstupu do 2. stupně. Se zlepšením účinnosti

nosti na 1. stupni dochází k poklesu celkového tlaku před 2. stupněm. Jelikož musí být zachován průtok hmoty přes oba stupně, dochází v tomto případě k ovlivnění tlaků na obou stupních a k případnému zpětnému proudění přes štěrby a vůle na oběžných kolech. Větší vůle na nadbandážové ucpávce vede ke snížení hmotnostního toku lopatkovou částí 1. stupně. Zachycuje to obr. 6. Do lopatek rozváděcího kola 2. stupně se dostává pak množství snížené o páru protékající přes hřídelovou ucpávku. Menší množství páry proteklé stupněm znamená i snížení výkonu turbíny.

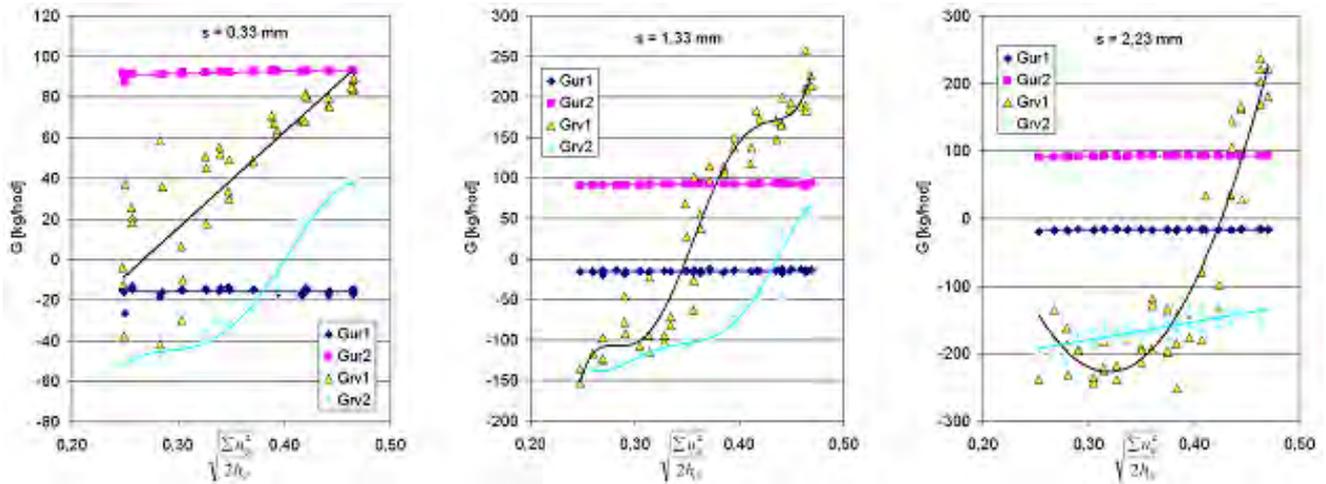
Z důvodu změny reakce na patě a špičce obou stupňů dochází ke změně průtoku páry přes nadbandážové ucpávky obou stupňů. Hmotnostní toky přes hřídelové a nadbandážové ucpávky při změně rychlostního poměru $(u/c)_{stř}$ udává pro jednotlivé vůle obr. 7. Únik páry přes hřídelovou ucpávku 2. stupně G_{n2} je prakticky nezávislý na změně rychlostního poměru i na vůli v nadbandážové ucpávce. S ohledem na menší tok páry lopatkovou částí stupně, při větší vůli v nadbandážové ucpávce, je relativní únik páry a ztráta výkonu větší. Na 1. stupni je únik páry přes hřídelovou ucpávku uměle udržován na minimální úrovni. Maximální vliv na účinnost stupně budou tudíž mít změny hmotnostního toku, tj. úniky páry přes nadbandážové ucpávky. S rostoucím poměrem $(u/c)_{stř}$ se únik páry přesouvá od záporných hodnot k vyšším kladným. Čím větší je vůle, tím větší rozdíly vznikají. Na 1. stupni je větší tlaková hladina než na 2. stupni. Tím jsou dány i rozdíly v hmotnostních tocích přes ucpávky na obou stupních.

Jak to vypadá při jmenovitém provozu turbíny s $(u/c)_{stř} = 0,47$ ukazuje obr. 8. Na 1. stupni s rostoucí vůlí únik páry nejprve roste, ale pak stagnuje. Na 2. stupni dokonce dochází u zvětšené vůle ke zpětnému proudění i při jmenovitém provozu turbíny. Je to výsledek kombinace růstu průtočné plochy na nadbandážové ucpávce a poklesu tlaku před ucpávkou.

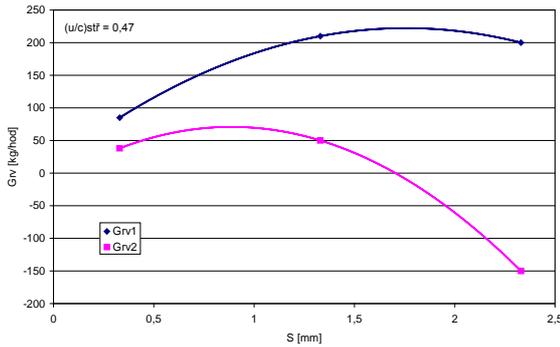
Jak se velikost vůle na nadbandážové ucpávce projevila na termodynamické účinnosti dvoustupňové turbíny ukazuje obr. 9. Účinnost je počítána ze vztahu

$$\eta_{tv} = \frac{N}{G_{r11} \cdot h_{is1} + G_{r12} \left(h_{is2} - \frac{c_{4z}^2}{2} \right)}$$

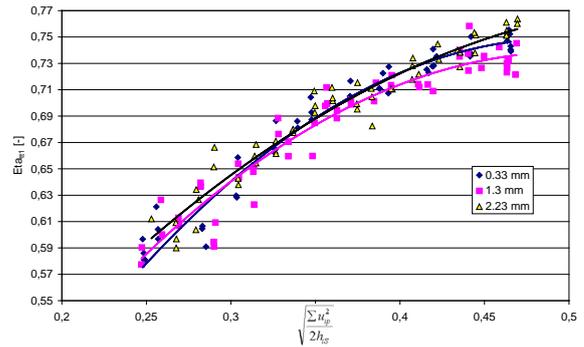
kde N je výkon měřený torquemeterem a h_{isj} je isoentropický spád na jednotlivých stupních.



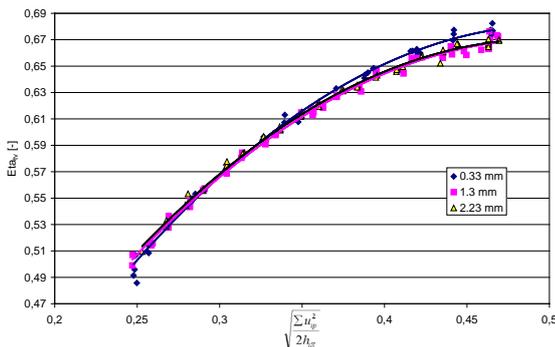
Obr. 7 - Hmotnostní toky na ucpávkách



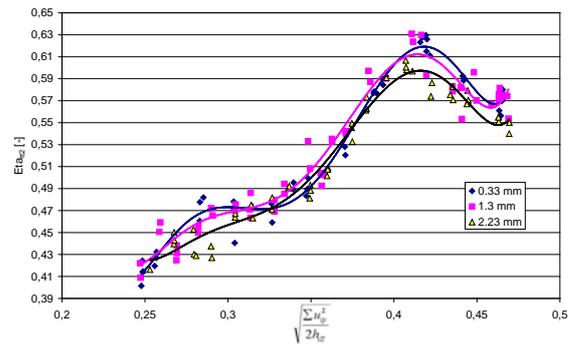
Obr. 8 - Únik páry přes nadbandážovou ucpávku



Obr. 10 - Účinnost z teplot na prvním stupni



Obr. 9 - Vliv úniku na ucpávce na účinnost



Obr. 11 - Účinnost z teplot na druhém stupni

Předpokládá se, že v případných dalších stupních by se využila jen osová složka výstupní rychlosti c_{4z} . S rostoucí hodnotou $(u/c)_{stř}$ účinnost plynule stoupá. Její maximální hodnoty se však ještě v technicky možném rozsahu otáček rotoru nedosáhlo. Výsledná hodnota účinnosti je nepochybně ovlivněna nízkou hodnotou Reynoldsova čísla, která je u experimentální turbíny až o 2 řády nižší než na díle [2]. Jistý dopad má nepochybně i výskyt transsonického proudění na 2. stupni. Určitý vliv bude mít i únik páry přes jednotlivé netěsnosti na obou stupních. Rostoucí vůle na ucpávkách způsobila jen nepatrný pokles účinnosti. Ten při jmenovitém provozu turbíny a maximální vůli není větší než 1%. Nepotvrzuje se předpoklad, že ztráta na ucpávce je úměrná poměrné ploše ucpávky. V tomto případě je pro $s = 2,23$ mm poměrná plocha ucpávky 13,38%.

Byla snaha otestovat účinnost jednotlivých stupňů. K tomuto účelu byly využity teploty snímané ve vybraných místech mezi stupni a za 2. stupněm. Jedná se o účinnost stanovenou z entalpických spádů. Pro jednotlivé stupně platí

$$\eta_{tt1} = \frac{i_0 - i_2}{h_{is1}} \quad \eta_{tt2} = \frac{i_2 - i_4}{h_{is2}}$$

Průběhy účinností z teplot jsou rovněž uvedeny v obr. 10 a 11. Objevují se velké rozdíly mezi účinnostmi prvního a druhého stupně. Na 2. stupni je až o 15% menší účinnost stanovená z teplot. Negativně se zde projevuje transsonické proudění, zpětné proudění na nadbandážové ucpávce, proudění páry přes vyrovnávací šterbiny i proudění páry z hřídelové ucpávky, které se dostává i do hlavního proudu. Ve 2. stupni se vlivem uvedených příčin zhoršují proudové poměry do té míry, že se vytvářejí jiná pravidla pro stanovení optimální hodnoty rychlostního poměru. Rovněž platí, že v důsledku rozdílných entalpických spádů na jednotlivých stupních zde existují i rozdílné reálné hodnoty u/c , při kterých je turbína provozována. Je zcela zřejmé, že pro transsonické proudění se profily navržené pro subsonické proudění nehodí. Aerodynamické ucpání 2. stupně ovlivňuje rovněž proudové poměry 1. stupně a tím i jeho účinnost. Na 1. stupni může být účinnost vylepšena i skutečností, že teplota T_2 není ovlivněna únikem páry z nadbandážové ucpávky. Toto vylepšení účinnosti 1. stupně však zároveň vede ke zhoršení účinnosti 2. stupně.

ZÁVĚR

- U vícestupňových uspořádání turbín dochází k vzájemnému ovlivňování proudových poměrů jednotlivých stupňů.
- Profily navržené pro subsonické proudění vykazují intenzivní nárůst profilových ztrát při transsonickém proudění.
- U relativně krátkých lopatek mohou ztráty způsobené únikem páry přes ucpávky mít značný vliv na účinnost. Nejedná se jen o množství uniklé páry, ale i o narušení struktury proudu s dopady na rozdělení tlaku. Projevuje se i vliv transsonického proudění.
- S rostoucím $(u/c)_{stř}$ klesá hmotnostní tok turbínou.
- Účinnost stanovená z teplot nemusí odpovídat skutečnosti, je však dobrým zdrojem pro úvahy v dění v jednotlivých stupních.
- Vliv Reynoldsova čísla na profilové ztráty turbínových stupňů může mít mnohem větší vliv než se původně předpokládalo.
- Proudění páry přes vyrovnávací šterbiny má v každém případě negativní vliv na účinnost stupně. Jaký je reálný dopad na zhoršení účinnosti je třeba dále testovat.
- Transsonické proudění na koncovém stupni ovlivňuje rozložení tlaku na ucpávkách vlastního i předchozího stupně. Zvětšování vůle na ucpávkách nemusí vést nutně k nárůstu ztrát na nadbandážové ucpávce.

Literatura:

- [1] Benetka J., Kladrubský M.: Měření přímé turbínové lopatkové mříže VS33; Výzkumná zpráva VZLÚ 3559/99 VZLÚ, Praha, 1994
- [2] Tajč L., Synáč J., Bednář L.: Účinnost turbínových stupňů - III. upravené vydání, výzkumná zpráva ŠKODA VZTP 0941, ŠKODA POWER s.r.o., 2009

Poděkování

Autoři příspěvku děkují za finanční pomoc MPO grantu TIP FR-TI/432 „Komplexní vývoj turbínového přetlakového stupně s vysokou účinností.“

Studie vlivu vstupních parametrů na ztráty jednoproudých výstupních hrdel parní turbíny

Ing. Kamil Sedlák, Ing. Michal Hoznedl, Ph.D., ŠKODA POWER s.r.o., Plzeň Ing. Pavel Žitek, Západočeská univerzita v Plzni

Z pohledu účinnosti celého soustrojí je zajímavé studovat kromě vlastní průtočné části také vliv jednotlivých parametrů ovlivňujících proudění média výstupním hrdlem. Je nutné si uvědomit, že ačkoliv jsou ve srovnání s průtočnou částí výstupní hrdla konstrukčně podstatně jednodušší, mohou významným způsobem ovlivnit účinnost celého soustrojí. Dosud byl řešen vliv výztužných prvků, jako jsou desky, trubkové mříže, olejové potrubí a trubky zvyšující tuhost závěrné desky. Nebyl zkoumán vliv vstupního rychlostního profilu, který hraje významnou roli při vzniku ztrát. Práce prezentovaná v tomto příspěvku je spojená s prozkoumáním vstupního rychlostního profilu generovaného lopatkovou mříží, jež byla navržena na základě proudových výpočtů posledního stupně.

ÚVOD

Tato práce navazuje na řadu příspěvků, které se zabývaly snižováním ztrát výstupních hrdel. Ačkoliv jde o relativně jednoduché zařízení z pohledu konstrukce, je výzkum zabývající se problémem proudění v hrdlech velice rozsáhlý.

Hlavním úkolem axiálně-radiálního výstupního hrdla parní turbíny je otočení proudu média, vystupujícího z posledního stupně turbíny v axiálním směru, do směru radiálního tak, aby bylo dosaženo vhodného rozložení rychlostí páry na vstupu do kondenzátoru za vzniku co nejmenších ztrát. Vhodně navrženým výstupním hrdlem je možné dosáhnout prodloužení expanzní čáry na posledním stupni parní turbíny, a tedy také využít větší podíl tepelné energie obsažené v médiu. Z pohledu kondenzátoru je možné díky vyrovnanému rychlostnímu profilu snížit statické i dynamické namáhání trubkových svazků.

Výstupní hrdlo je z pohledu aerodynamiky poměrně složitě zařízení, protože dochází ke změně směru proudu na relativně krátké dráze, což může být poměrně často doprovázeno separací mezní vrstvy od obtékané stěny. Je nutné brát v úvahu fakt, že v závislosti na režimu práce stroje se mění vstupní rychlostní profil, což zásadně ovlivňuje polohu bodu separace mezní vrstvy, odtržení se může vzniknout jak na deflektoru, tak na závěrné desce.

V obou uvedených případech dochází k výraznému omezení funkce hrdla, přeměna kinetické energie v tlakovou je minimální. S tím souvisí výrazný nárůst ztrát, které vznikají transportem energie z hlavního proudu do zaviřených oblastí.

Přestože je zmiňované axiálně-radiální výstupní hrdlo z pohledu energetických ztrát nevýhodné, skýtá mnoho výhod z pohledu provozních vlastností celého soustrojí. Použití axiálně-radiálního výstupního hrdla umožňuje zmenšit vzdálenost ložisek stroje, čímž se výrazným

způsobem ovlivní kritické otáčky rotoru a oproti axiálnímu hrdlu je i relativně jednodušší přístup k ložiskům. Dále je možné umístit kondenzátor přímo pod soustrojí. Čímž se maximálně využije cenný prostor ve strojovně.

Typické provedení jednoproudého axiálně-radiálního výstupního hrdla je na obr. 1. Na tomto obrázku je zobrazena i turbína a nástavba kondenzátoru.

Je nutné podotknout, že jednoproudá výstupní hrdla jsou využívána převážně u strojů menších výkonů. Stroje středních a největších výkonových řad jsou obvykle osazovány dvouproudými výstupními tělesy. Nicméně poznatky získané na jednoproudých výstupních hrdlech je možné za určitých okolností přenést i na dvouproudá hrdla.

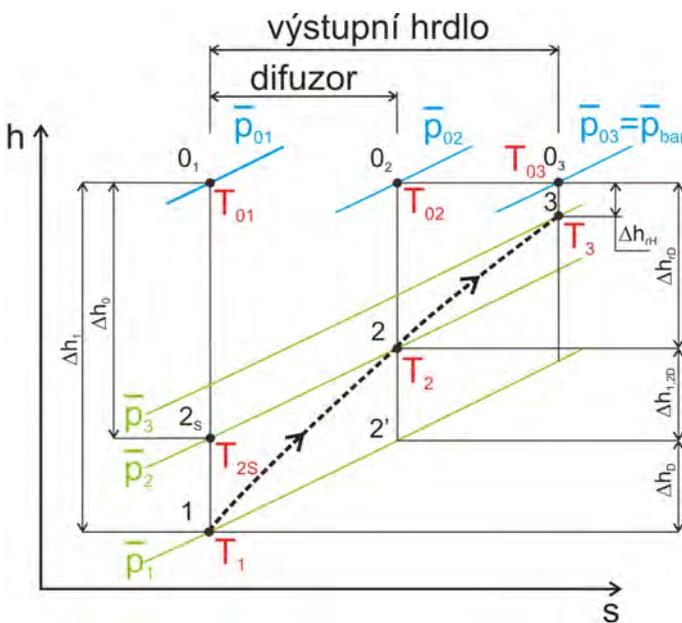


Obr. 1 - Jednoproudé axiálně-radiální výstupní hrdlo turbonapajčky

POPIS MĚŘENÍ ZTRÁT

Děj probíhající ve výstupních hrdlech je pro názornost vhodné zobrazit v h-s diagramu, viz obr. 2.

Celý děj je rozdělen do dvou oblastí. První část diagramu popisuje nárůst tlaku ve vlastním difuzoru, průběh je naznačen čárkovanou čarou mezi bodem 1 a 2. Druhá část křivky popisuje kompresi proudícího média v tělese výstupního hrdla mezi body 2 a 3. Proudící médium je ve zmiňovaných bodech charakterizováno statickými parametry. Dále jsou v diagramu patrné stagnační parametry média označené 0_1 , 0_2 a 0_3 , celková entalpie zůstává konstantní. Z grafu je zřejmý průběh komprese mezi statickými tlaky \bar{p}_1 , \bar{p}_2 a \bar{p}_3 , která je doprovázena ztrátami a nárůstem entropie mezi vstupním a výstupním bodem.



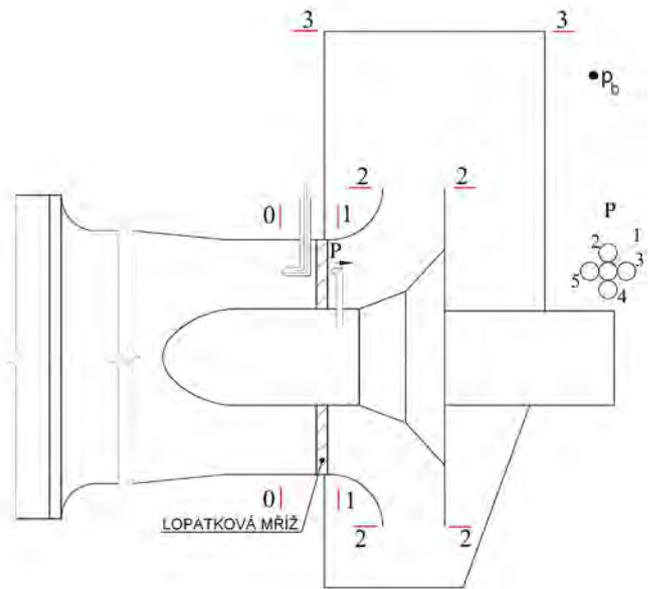
Obr. 2 - Zobrazení děje v h-s diagramu

Vyjádření ztrát je možné několika způsoby, použitý energetický ztrátový součinitel byl odvozen např. v [3]. Výpočet je založen na znalosti rozdílu entalpií a , které jsou zakresleny ve výše uvedeném diagramu. Jedná-li se o nestlačitelné médium je možné ztrátový součinitel vyjádřit prostřednictvím tlaků celkových, statických a dynamických na vstupu a na výstupu z tělesa. Uvedený vztah vyjadřující velikost energetických ztrát ve sledované oblasti je koncipován do jisté míry obecně a to v tom smyslu, že nejsou doplněny indexy popisující výstupní průřez sledované oblasti.

Budeme-li například vyhodnocovat ztráty vzniklé v difuzoru, využijeme hodnot rozdílu entalpií $\Delta h_{1,2D}$, $\Delta h_{1,D}$, popř. statického tlaku p_2 , viz obr. 3. V případě vyhodnocování energetického ztrátového součinitele celého výstupního hrdla bychom postupovali analogicky uvedenému příkladu.

$$\zeta = \frac{\Delta h_0}{\Delta h_1} = \frac{\Delta h_1 + \Delta h_{1,2}}{\Delta h_1} = \frac{p_{01} - p_2}{p_{01} - p_1} = \frac{p_{01} - p_2}{p_{a0}}$$

Na základě výpočtového vztahu pro energetický ztrátový součinitel bylo osazeno výstupní hrdlo měřicí aparaturou, viz obr. 3. Vlastní hrdlo je vymezeno rovinami 1 a 3, nicméně pro lepší představu o ztrátách byly na špičce deflektoru a závěrné desky (válcová plocha 2) připraveny odběry statického tlaku, které umožnily odděleně vyjádřit ztráty ve vlastním difuzoru a v celém výstupním hrdle.



Obr. 3 - Schéma výstupního hrdla

Před vstupem do modelu byla osazena lopatková mříž, která upravuje vstupní rychlostní profil. Při výpočtu ztrát je nutné s mříží počítat, protože její přítomnost mezi rovinou 0 a 1 generuje přídavné ztráty. Určení ztráty mříže při každém měření naráží na časové problémy spojené s traverzováním 5-otvorovou pneumatickou sondou za lopatkovou mříží. Z uvedeného důvodu byla přidána Prandtlůva sonda do roviny 0. Potom stačí na základě jednoho měření 5-otvorovou sondou stanovit střední hodnotu ztrátového součinitele mříže ζ_m a střední poměr dynamických tlaků \bar{p}_p před a za mříží, viz následující vztahy.

$$\zeta_m = \frac{\bar{p}_{00} - \bar{p}_{01}}{\bar{p}_{a0}}$$

$$\bar{p}_p = \frac{\bar{p}_{d0}}{\bar{p}_{d1}}$$

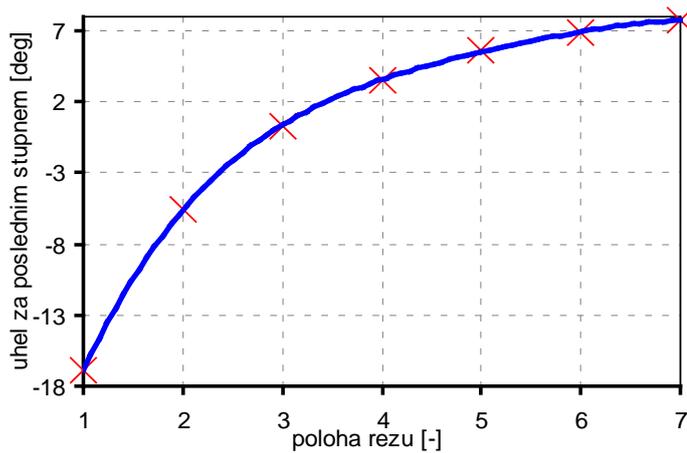
Při dalších měření pro nezměněnou lopatkovou mříž je možné vycházet pouze z dat získaných Prandtlůvou sondou v rovině 0. Je však nutné uvažovat ztrátový součinitel mříže, který se odečítá od celkových ztrát vypočtených v hrdle, popř. v difuzoru, viz vztahy:

$$\zeta_H = \zeta_{03} - \zeta_m = \frac{\bar{p}_{00} - \bar{p}_3}{\bar{p}_{a0}} - \zeta_m$$

$$\zeta_D = \zeta_{02} - \zeta_m = \frac{\bar{p}_{00} - \bar{p}_2}{\bar{p}_{a0}} - \zeta_m$$

Tento uvedený postup eliminuje potřebu využívat traverzování 5-otvorovou sondou za mříží při každém měření a zkracuje čas vlastního měření.

Testovány byly dvě lopatkové mříže. Prizmatická, která upravovala vstupní rychlostní profil tak, že byla potlačena tangenciální složka rychlosti na vstupu do tělesa. Druhá mříž lépe odpovídala skutečnosti, pomocí ní byla simulována i tangenciální složka rychlosti, proměnná po výšce lopatky. Rozložení této složky bylo převzato z proudových výpočtů posledního stupně. Rozložení úhlu obvodové rychlosti od axiálního směru po délce lopatky je na obr. 4., stejně jako model vložené mříže s tangenciální složkou.

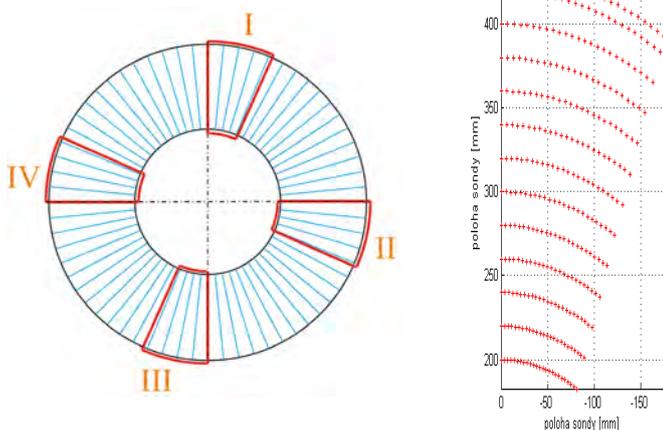


Obr. 4 - Průběh velikosti úhlu po výšce lopatky a nová lopatková mříž

Na základě uvedeného grafu byla navržena lopatková mříž, která vnášela požadovanou velikost tangenciální složky rychlosti do vstupního rychlostního profilu. Jelikož se touto úpravou změnily poměry na vstupu do výstupního hrdla, především se jednalo o zmiňovaný ztrátový součinitel mříže, poměr dynamických tlaků před a za mříží, ale také rychlostní profil. Bylo nutné pečlivě proměřit zmiňované veličiny, aby bylo možné dále vypustit traverzování.

Na obr. 5, je schematicky ukázán průběh měření. Celý vstupní průřez byl rozdělen do čtveřice charakteristických segmentů, označených římskými číslicemi. V těchto kruhových výsečích o středovém úhlu 24° probíhalo měření pneumatickou sondou. Měření bylo prováděno po paprscích s krokem 20 mm radiálně a 1° obvodově. To znamená, že bylo proměřeno 25 paprsků ve 13 výškových řezech v každém segmentu. Na obr. 5 vpravo jsou ukázány jednotlivé body, v nichž byly měřeny tlaky v segmentu I. Stejně rozložení bodů bylo i všech ostatních segmentech.

Měření 5-otvorovou pneumatickou sondou bylo provedeno jak na původní prizmatické lopatkové mříži, tak na nově osazené lopatkové mříži při prázdném, tzn. referenčním tělese. Navíc byla měřena ještě varianta, kde bylo v obou případech těleso osazeno trubkovou mříží a výztužnou deskou v rovině symetrie tělesa.



Obr. 5 - Schematické vyznačení vybraných segmentů a bodů za lopatkovou mříží.

VÝSLEDKY MĚŘENÍ

Cílem měření bylo získat nejen povědomí o velikosti ztrát nové lopatkové mříže, ale také původní prizmatické mříže. Dále byly zkoumány charakteristické ztrátové parametry nové mříže a výstupní rychlostní profil.

Na následujících obrázcích je ukázán průběh ztrátového součinitele prizmatické mříže. Zobrazeny jsou výsledky jen v I a III segmentu. Z obou grafů je patrná přítomnost úplavů za lopatkami, která se projeví místním nárůstem ztrátového součinitele, viz obr. 6.

Kromě znalosti průběhu ztrátového součinitele po ploše lopatkové mříže je nutné pro další využití vyjádřit jeho střední hodnotu přes všechny 4 segmenty, zde $\zeta_m = 0,05158$.

Ve výše uvedených vztazích dále figuruje poměr dynamických tlaků označovaný \bar{p}_p , který je potřeba taktéž určit z výsledků získaných traverzováním za danou lopatkovou mříží. Na obr. 7 je vykresleno rozložení poměru dynamických tlaků. Zde již lopatková mříž není tak výrazná, což je dáno jen zvoleným rozsahem stupnice, který je shodný jako u obr. 9. Tuto lopatkovou mříž je možné charakterizovat opět jedinou střední hodnotou poměru dynamických tlaků $\bar{p}_p = 0,6468$.

Stejná měření proběhla i s novou lopatkovou mříží. Bylo nutné stanovit střední hodnoty obou ztrátových veličin, popř. se zaměřit na další parametry, zejména na průběh rozložení rychlosti za lopatkovou mříží, jednotlivé složky rychlosti a směr výstupního proudu.

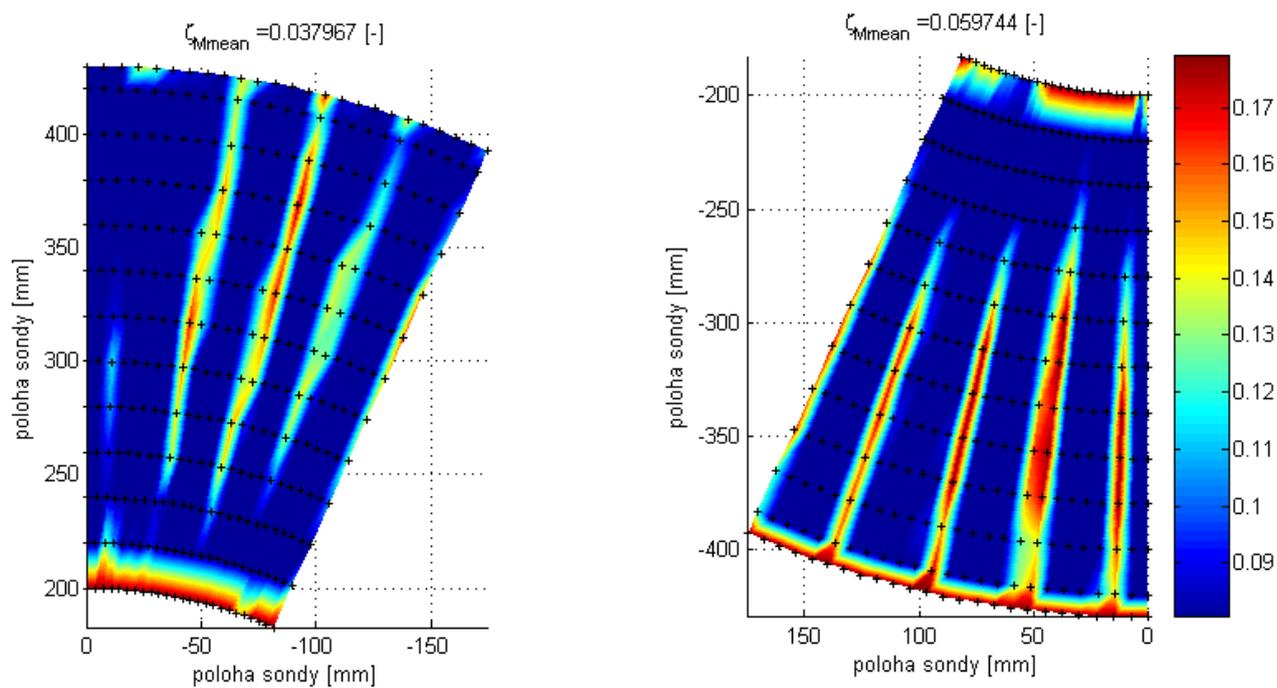
Na níže uvedeném obrázku, viz obr. 8, je ukázáno rozložení hodnoty ztrátového součinitele nové lopatkové mříže po ploše segmentů I a III. Z obou grafů je patrná přítomnost lopatkové mříže, která se projeví výrazným nárůstem místního ztrátového součinitele. Dále je nad oběma grafy uvedena časově prostorová střední hodnota ztrátového součinitele mříže v daném segmentu. Za povšimnutí stojí též nárůst ztrátového součinitele lopatkové mříže na patě a špičce lopatek, což je dáno nejen sekundárním prouděním, ale také přítomností obruče, která je součástí lopatkového kola, viz obr. 4.

Srovnáním grafů na obr. 6 a obr. 8 je patrné, že vložením nové mříže, která do vstupního rychlostního profilu vnáší tangenciální složku rychlosti, se výrazně rozšířil úplav jednotlivých lopatek. Toto se projevilo jak na ztrátovém součiniteli mříže, tak na poměru dynamických tlaků.

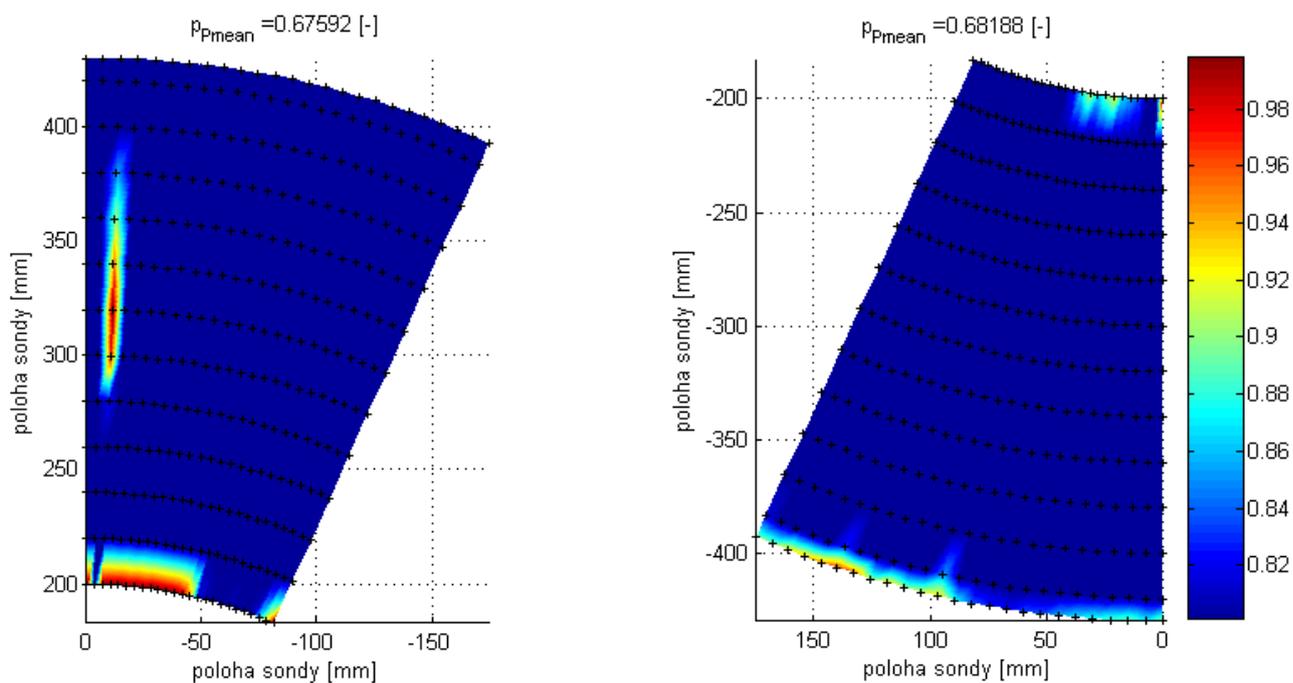
Výsledkem z uvedeného měření je opět určení střední hodnoty ztrátového součinitele mříže, kterou bude možné dále využívat. Ukázalo se, že ztráta nové lopatkové mříže vzrostla na hodnotu $\zeta_m = 0,1426$.

Na poslední dvojici obrázků je ukázán průběh poměru dynamického tlaku \bar{p}_p před a za novou mříží, viz obr.9, data byla získána opět ve výsečích označených I a III. Obdobně jako v předcházejících obrázcích, viz obr. 8, také zde je zřetelně vidět přítomnost úplavů. Projeví se poklesem dynamického tlaku v rovině 1, tudíž také poklesne poměr dynamických tlaků. Byla určena střední hodnota poměru dynamických tlaků, která má hodnotu $\bar{p}_p = 0,7257$.

Na základě znalosti obou charakteristických středních hodnot nové lopatkové mříže je možné využívat jednoduchého režimu měření a není nutné zdlouhavě traverzovat za lopatkovou mříží 5-otvorovou sondou při každém měření.



Obr. 6 - Ztrátový součinitel prizmatické lopatkové mříže v segmentech I a III



Obr. 7 - Poměr dynamických tlaků v segmentech I a III

ZÁVĚR

Hlavním cílem práce bylo posoudit vliv prizmatické a tangenciální lopatkové mříže. Tuto práci lze považovat za spíše pomocnou, avšak nezbytnou pro rychlé a přesné měření řady variant na modelu výstupního tělesa. Pro návrh kvalitních těles i posledních stupňů je nutné znát rozložení složek rychlostí a tlaků za lopatkami posledních stupňů. I to je jedním z cílů prováděné práce. Nová lopatková mříž poskytuje podstatně větší přiblížení vstupního rychlostního profilu na modelu k vstupnímu rychlostnímu profilu na díle.

Výsledná střední hodnota energetického ztrátového součinitele nové lopatkové mříže, která bude dále používána je $\bar{\zeta}_m = 0,1426$ oproti hodnotě prizmatické mříže, která je $\bar{\zeta}_m = 0,05158$.

Střední hodnota poměru dynamických tlaků před a za novou mříží, který bude využíván pro výpočet parametrů za mříží je $\bar{p}_p = 0,7257$. Prizmatická mříž dávala hodnoty $\bar{p}_p = 0,6468$.

Je zřejmé, že vlivem větších úplavů a díky tangenciální složce rychlosti se ztráty v mříži zvýšily o 9%. Poměr tlaků se pak naopak mírně snížil.

Literatura:

- [1] Bílek, J: Energetické ztráty difusorů se zakřivenými meridiány; Výzkumná zpráva ÚVS-P-518, 1952.
- [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] Dejč M. I: Technická dynamika plynů; SNTL Praha, 1965.
- [4] Hibš, M: Mezikruhové difusory I, II, III, IV; Výzkumné zprávy VÚTT-55-04016, VÚTT-56-04006, VÚTT-56-04017, VÚTT-57-04016, 1955-1957.
- [5] Hibš, M: Přehled hlavních současných poznatků o aerodynamice hrdel axiálních lopatkových strojů; Výzkumná zpráva SVÚSS 65-04011, 1965.
- [6] 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.
- [7] Hoznedl, M.; Sedlák, K.: Vliv vestaveb výstupního hrdla parní turbíny na ztráty; Technická zpráva VZTP 1053, ŠKODA POWER, s.r.o., 2011.
- [8] Sedlák, K.; Hoznedl, M.: Vliv výztuh na ztráty ve výstupním hrdle parní turbíny; Topical Problems of Fluid Mechanics, Praha, 2010.
- [9] 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.
- [10] Sedlák, K.; Hoznedl, M.: Snižování ztrát jednoproudých výstupních hrdel parních turbín; Turbostroje 2010, Plzeň, 2010.
- [11] Sedlák, K.; Hoznedl, M.: Vliv desek na ztráty jednoproudého výstupního hrdla parní turbíny; Transfer 2010, Praha, 2010.

Poděkování

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

Měření charakteristik turbínových stupňů ve VZLÚ

Ing. Tomáš Jelínek, Ing. Martin Němec

Článek je věnován experimentálnímu výzkumu proudových polí v axiálních turbínových stupních na měřících stavech VZLÚ. Nové měřící stavy, které vznikly ve VZLÚ v minulých třech letech, jsou stručně popsány a jejich možnosti a rozsahy jsou uvedeny na příkladu experimentálního proměření turbínového stupně TJ100 První brněnské strojírny Velká Bíteš. Tento stupeň byl na zkušebních stavech proměřován jak ve zvětšeném měřítku, tak ve velikosti skutečného díla.

ÚVOD

Všeobecný tlak na zvyšování efektivity používaných lopatkových strojů jak v energetice, tak v aplikacích spalovacích turbín, vede k logickým požadavkům na neustálé snižování energetické i materiálové náročnosti lopatkových strojů. V oboru plynových a parních turbín to vede k vývoji tvarování lopatek se stále větším zatížením při současném požadavku neustálého zvyšování účinnosti. Zvyšující se požadavky na finální produkt vedou i k rostoucím požadavkům na metody užívané ve vývoji. Projevuje se to v neustálém zpřesňování matematického modelování a experimentálního výzkumu, což dohromady vede k významnému prohlubování chápání dějů v lopatkových strojích. V současné době se již stává nezbytností zkoumat chování větších celků strojů, což v oboru turbínových strojů postupně vede ke studiu proudění v celých turbínových stupních.

Ve snaze uspokojit neustále se zvyšující požadavky výrobců turbín v České republice byl realizován projekt Výzkum nestacionárního proudění v axiálním turbínovém stupni, díky jehož úspěšnému řešení vznikla ve VZLÚ nová zkušební zařízení, na kterých je možné testovat turbínové stupně různých geometrií v širokém rozsahu režimů.

1. VÝZKUM PROUDĚNÍ V LOPATKOVÝCH STROJÍCH VE VZLÚ

Výzkum v oboru lopatkových strojů má ve VZLÚ již dlouholetou tradici. Pracoviště aerodynamiky vysokých rychlostí se téměř od svého počátku věnuje experimentálnímu výzkumu proudění v přímých lopatkových mřížích. Relativně jednoduchý experiment poskytuje řadu podkladů pro vývoj postupů numerických simulací. Výstupy tvoří data z podrobného měření proudových polí na výstupu z lopatkové řady, tlaková rozložení na lopatkách, ale i obraz proudového pole získaný pomocí optické vizualizace dvourozměrného proudění. Tento základní případ proudění v lopatkové mříži umožňuje pozorovat a analyzovat řadu jevů, se kterými se při konstrukci lopatkového stroje můžeme setkat [2, 5, 6].

Další stupeň ve vývoji experimentálních metod tvořilo uspořádání experimentu v kruhových lopatkových mřížích. Při řešení specifických úloh byly vyvinuty metodiky pro podrobné měření proudových parametrů i v nízkých kanálech. Úspěšně bylo realizováno například podrobné měření proudového pole na výstupu z rozváděcího lopatkování turbíny s výškou lopatek 20 mm s návrhovým výstupním Machovým číslem odpovídajícím hodnotě $M_{2is} = 2$ [3].

Logickým vývojem bylo uspořádání experimentu a podrobné proměření celého turbínového stupně. V průběhu historického vývoje VZLÚ lze nalézt i pokusy o měření celých stupňů turbín, v minulosti však konstruktéři a experimentátoři naráželi na potíže s regulací turbínového stroje připojeného na cirkulační tunel VZLÚ, u něž byla regulace parametrů chodu rovněž omezena tehdejšími možnostmi. Experimentální data z turbínového stupně jsou přitom v současné době nezbytná pro další rozvoj numerických postupů a možnost detailního proměření proudového pole ve stupni turbíny je klíčová při vývoji zaměřeném na další zvyšování účinnosti lopatkových strojů.

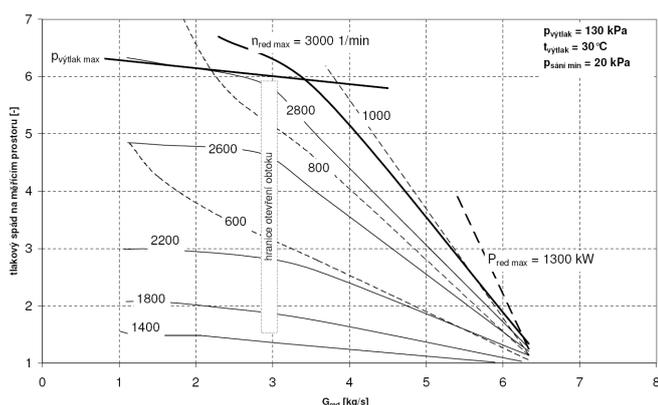
Rekonstrukce regulace cirkulačního tunelu, vybudování nové sušárny vzduchu i opravy dalších technologií cirkulačního tunelu provedené v rámci Výzkumného záměru (řešen s finanční podporou MŠMT) přispěly významně k úspěšnému vybudování nových zkušebních zařízení určených pro testování turbínových stupňů

2. ZKUŠEBNÍ STAVY PRO TESTOVÁNÍ TURBÍN OVÝCH STUPŇŮ

Nová zařízení vznikla v průběhu řešení projektu Výzkum nestacionárního proudění v axiálním turbínovém stupni (řešen ve spolupráci VZLÚ, Škoda Power, PBS Velká Bíteš, ZČU a ČVUT s finanční podporou MPO ČR). Vybudována byla dvě zařízení, každé určené pro zcela odlišnou výkonovou oblast turbínových stupňů. Oblast použitelnosti určuje dynamometr použitý pro maření výkonu vyvozeného turbínou. Větší z obou zařízení [1] je založeno na použití vodního dynamometru Froude-Hofmann, typ F249-RACE-GT, s maximálním brzdným

výkonem 700 kW a maximálními otáčkami 15000 ot/min. Výkonové omezení v tomto případě způsobuje vlastní nízkotlaký cirkulační tunel VZLÚ, jehož maximální průtočné množství odpovídá hodnotě 5 kg/s (viz. charakteristika kompresoru na obr. 1). Z toho vyplývají i přípustné rozměry měřených turbínových stupňů, kde navíc přistupuje omezení koncepcí měřicího prostoru – maximální špičkový průměr turbíny je 600 mm (omezení vnějším pláštěm prostoru a konstrukcí natáčivého statoru), minimální patní průměr odpovídá 250 mm (omezení uložením ložisek rotoru). Zařízení je konstruováno se záměrem podrobného proměřování nestacionárních proudových polí v turbínovém stupni. K tomu jsou využity tlakové sondy s rychlou odezvou [2] umístěné ve třech traverzovacích zařízeních po obvodě, která zajišťují pohyb sond po výšce kanálu a jejich směřování. Obvodové traverzování sondami je vyřešeno pomocí natáčivého statoru, který pomocí relativního pohybu vůči sondám zajistí proměření obvodu v rozsahu do 90°.

Pro testování malých turbínových strojů byl připraven stav vybavený hydraulickým dynamometrem Heenan & Froude - typ V-375 s maximálním brzdícím výkonem 140 kW a maximálními otáčkami 80000 ot/min (v rámci dosavadních experimentů ověřeny do 50000 ot/min). V případě turbín této výkonové kategorie se vždy jedná o geometrie s relativně malými rozměry, z čehož vyplývají i omezené možnosti z hlediska proměřování proudových polí.



Obr. 1 - Charakteristika kompresoru cirkulačního tunelu VZLÚ

Dobrým příkladem pro ukázání možností obou zařízení jsou měření realizovaná s turbínovým stupněm TJ100. Jedná se o plynovou turbínu malého proudového motoru z dílny První Brněnské Strojírny Velká Bíteš. Ve VZLÚ byl tento stupeň zkoušen na obou zařízeních – na velkém stavu byl zkoušen zvětšený model stupně, na malém stavu byla zkoušena turbína v reálné velikosti. Pro představu o parametrech, se kterými bylo možné pracovat na cirkulačním tunelu, je uvedena následující tabulka, která pro oblast návrhového režimu porovnává Reynoldsova čísla a vstupní parametry reálné turbíny s parametry dosažitelnými v modelových případech.

3. MALÝ ZKUŠEBNÍ STAV – STUPEŇ TJ100 V MĚŘÍTKU 1:1

Při měření na malém stavu mohly být z většiny použity sériové části motoru. Zásadní úpravou prošel vstup do původního prostoru spalovací komory, která rovněž byla pro potřeby experimentu zjednodušena - z plamence byly ponechány pouze základní fragmenty, jejichž

| | | měřítka [1] | Re [1] | pc1 [kPa] | Tc1 [°C] |
|------------|--------|-------------|--------|-----------|----------|
| Dílo | | 1 | 1.5e6 | 476 | 950 |
| Velký stav | Re min | 2.27 | 2.1e6 | 53 | 25 |
| | Re max | 2.27 | 4.9e6 | 120 | 25 |
| Malý stav | Re min | 1 | 0.9e6 | 48 | 25 |
| | Re max | 1 | 1.7e6 | 100 | 25 |

Tab. 1 - Porovnání parametrů díla a modelových případů



Obr. 2 - Malý zkušební stav (Pohled na turbínu TJ100 v měřítku 1:1 osazenou manipulátory sond)

přítomnost byla vytipována jako nezbytná pro zachování přijatelného proudového pole na vstupu do statoru. S ohledem na požadavek jednoduché přípravy zkušebního vzorku byla proudová cesta, z hlediska měření proudových polí, vybavena pouze základními prostředky. Na vstupu do statoru, na výstupu z rotoru a za výstupním difuzorem byly v traverzerech umístěny čtyřrotorové sondy a v jedné obvodové poloze byly proměřovány profily proudových parametrů po výšce kanálu (pouze stacionárně). Proudová cesta byla ve všech zmíněných i dalších rovinách vybavena odběry statického tlaku. Obr. 2 s pohledem na vlastní turbínu s namontovanými traverzovacími zařízeními podává dobrou představu o velikosti stroje (zejména v porovnání s obr. 3, kde je uveden velký měřicí stav vybavený shodnými traverzery). Dodejme, že špičkový průměr rotoru turbíny je 140 mm, délka lopatek odpovídá 20 mm.

Záměrem v tomto případě bylo získat integrální charakteristiky stupně v co nejširším možném rozsahu režimů z hlediska rychlosti otáčení, respektive poměru $\pi u/cis$, a tlakového spádu π .

4. VELKÝ ZKUŠEBNÍ STAV – STUPEŇ TJ100 V MĚŘÍTKU 2.7:1

Na velkém zkušebním stavu byl proměřen stupeň TJ100 v měřítku 2.7:1. V tomto případě byl speciálně pro zařízení vyroben model stupně, jehož špičkový průměr byl 320 mm. Plně bylo využito možností konstrukce většího zkušebního zařízení. S využitím natáčivého statoru byla pro vybrané režimy detailně proměřena výšeč výstupního mezikruží odpovídající přibližně dvěma kanálům statorového lopatkování. Proudové pole na výstupu z rotoru bylo sledováno pomocí tlakových sond s rychlou odezvou a ve všech bodech byly zaznamenány časové průběhy proudových parametrů.

5. INTEGRÁLNÍ CHARAKTERISTIKY TURBÍNY

V obou případech byly proměřeny integrální charakteristiky turbíny. Typickými výstupy jsou v případě integrálních charakteristik průběhy parametrů stupně v závislosti na otáčkách turbíny, na tlakovém spádu, či dalších měněných parametrech. Typicky jsou sledovány vlivy na účinnost stupně, reakci stupně či hltnost turbíny, ale i další. Pro určení těchto charakteristik byla v případě obou zařízení použita shodná metodika, tudíž byly výsledky přímo porovnatelné.



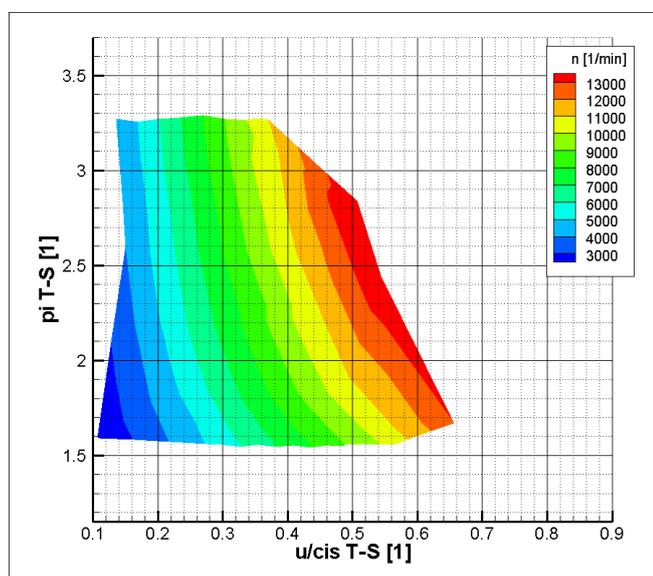
Obr. 3 - Velký zkušební stav

Pro představu o rozsahu proměřovaných režimů jsou uvedeny mapy otáček turbíny a účinností stupně (v případě účinnosti je použita shodná barevná stupnice v obou grafech) v závislosti na poměru u/c a tlakovém spádu. Z porovnání je vidět, že obě zařízení nepokrývají zcela shodnou oblast parametrů, ale pouze se částečně překrývají. Menší rozsah tlakových spádů v případě velkého zkušebního stavu je způsoben záměrným měřením menšího rozsahu tlakových spádů a

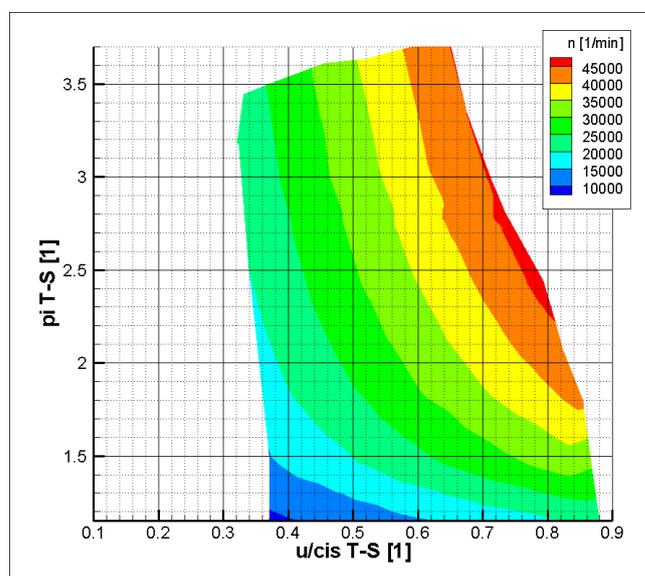
nesouvisí s vlastními možnostmi zkušebního zařízení. Naopak částečné překrytí z hlediska parametru u/c vyplývá z kombinace více vlivů. V případě velkého zkušebního stavu jsou proměřeny nižší hodnoty poměru u/c . To vyplývá z toho, že byl měřen zvětšený model turbíny, u kterého vychází návrhový režim poměrně blízko k maximálním otáčkám dynamometru. V případě malého zkušebního stavu jsou na zobrazených datech maximální otáčky omezeny hodnotou 45000 ot/min. Zde je omezení způsobeno počátkem silnějších vibrací rotoru v důsledku nevyvahy rotoru turbíny. Omezení minimálních otáček malého stavu vyplývá z charakteristiky dynamometru a maximálního brzdného krouticího momentu, který je dynamometr schopen vyvinout při daných otáčkách.

Cirkulační tunel VZLÚ umožňuje nezávisle na tlakovém spádu měnit hodnotu Reynoldsova čísla. Snížením vstupního tlaku do turbíny bylo možné rozšířit měřená data i o nižší hodnoty u/c (s nižším absolutním tlakem klesá i výkon a tedy i krouticí moment), graf na obr. 8 však jasně ukazuje, že Reynoldsovo číslo může mít významný vliv na měřené parametry, proto je k takovému řešení nezbytné přistupovat vždy velmi opatrně.

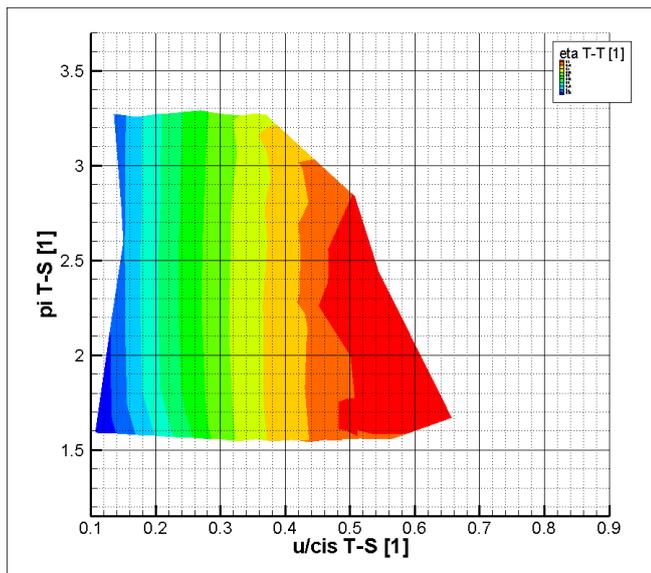
Zajímavé samozřejmě je porovnání výsledků z obou měřicích zařízení. To je uvedeno na obr. 9 a vyplývá z něj, že výstupy z obou zařízení jsou ve velmi dobré shodě (dílek hustší mřížky odpovídá 1% – to platí i v případě grafu na obr. 8). O něco výraznější rozdíly lze nalézt při měření nižších výkonů, respektive nižších krouticích momentů a jsou způsobeny právě určením krouticího momentu. U velkého stavu je krouticí moment zaznamenáván pomocí přířubového snímače krouticího momentu firmy HBM (typ T10FS), jehož přesnost je vyšší než v případě běžného provedení snímání krouticího momentu na rameni tělesa dynamometru, jak je tomu v případě malého stavu. Přířubový měřič krouticího momentu umístěný mezi hřídelí turbíny a dynamometru navíc nezachycuje pasivní ztráty v ložiskách dynamometru, zatímco snímání momentu na tělese malého dynamometru zachycuje i ztráty v uložení rotoru dynamometru.



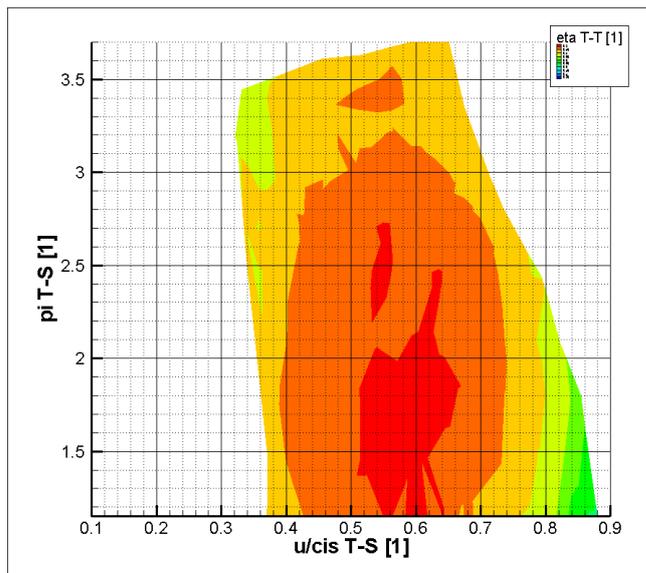
Obr. 4 - Otáčky – velký zkušební stav



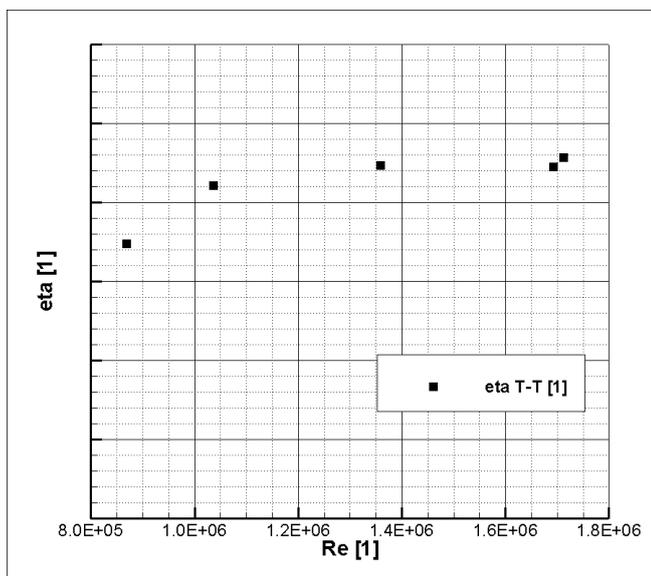
Obr. 5 - Otáčky – malý zkušební stav



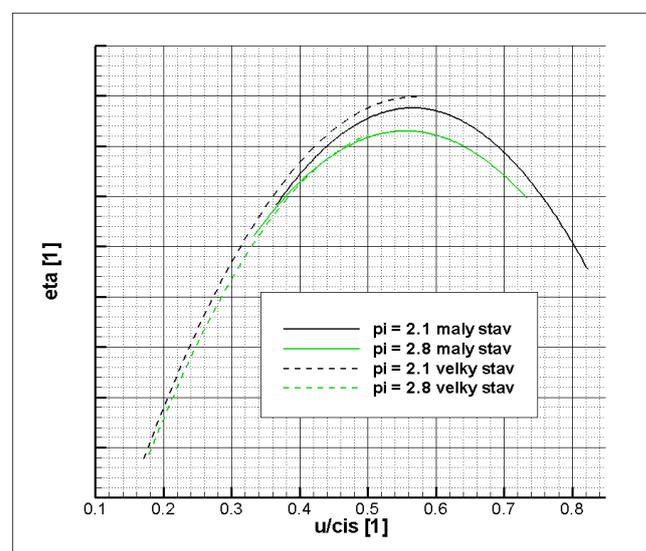
Obr. 6 - Účinnost – velký zkušební stav



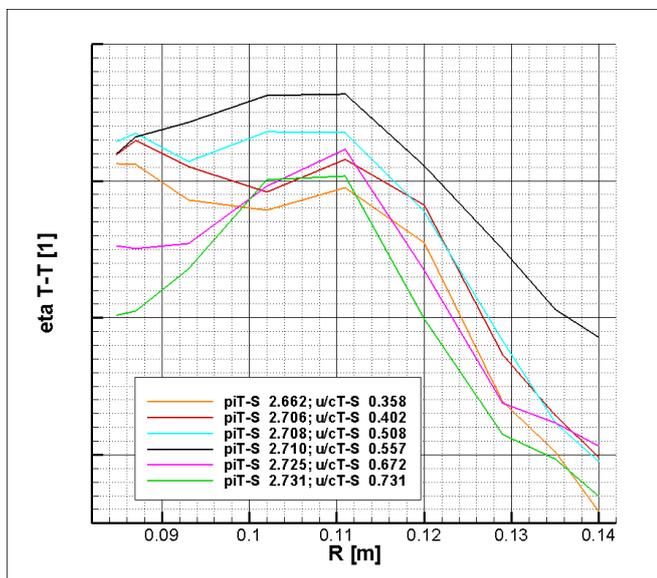
Obr. 7 - Účinnost – malý zkušební stav



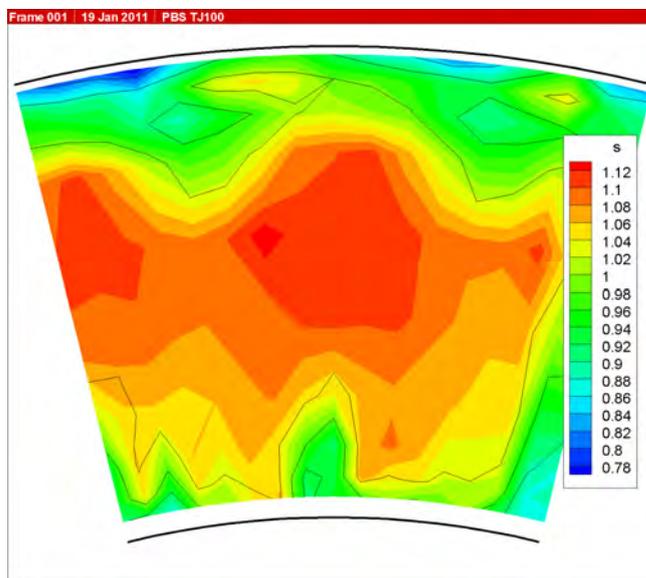
Obr. 8 - Účinnost v závislosti na Re pro konstantní parametry u/cis a ζ T-T



Obr. 9 - Srovnání účinností z měření na velkém a malém stavu



Obr. 10 - Lokální účinnost po výšce kanálu

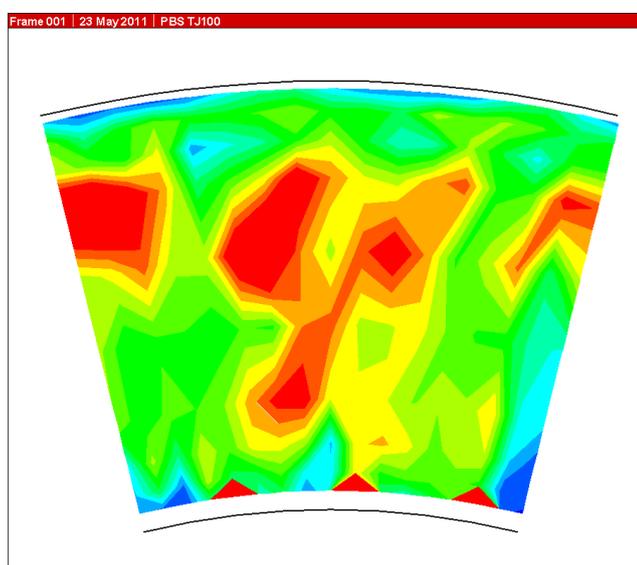


Obr. 11 - Lokální účinnost na výstupu z rotoru

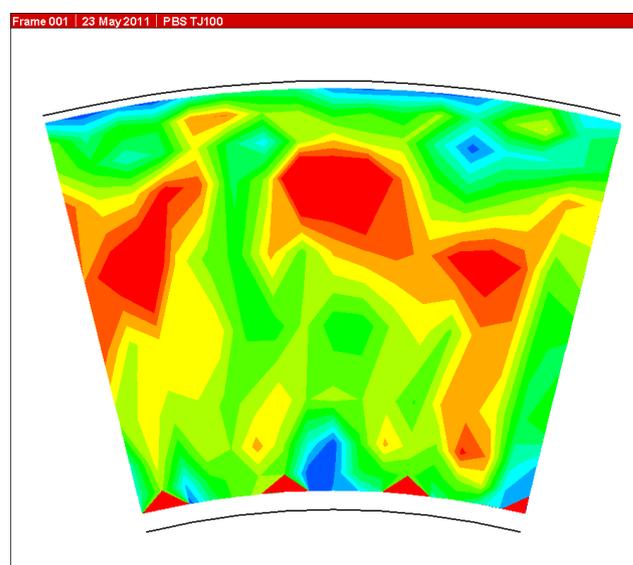
6. PODROBNÉ MĚŘENÍ PROUDOVÝCH POLÍ

V obou případech byla proměřována proudová pole na výstupu z rotoru. U malého stavu bylo zaznamenáváno rozložení parametrů po radiále v jedné obvodové poloze sondy vůči statoru. Jako ukázka zde slouží rozložení lokální účinnosti po radiále uvedené v obr. 10 – vykresleny jsou režimy se shodným tlakovým spádem a různými hodnotami poměru u/c , dílek nejhustší mřížky opět odpovídá 1%. Na obr. 11 je zobrazena časově průměrovaná lokální účinnost vztažená na účinnost integrální. Zde vidíme, že stator významně ovlivňuje průběh parametrů na výstupu z rotoru. Z toho vyplývá, že průběh po radiále zaznamenaný pouze v jedné obvodové poloze nepostihne správně situaci v proudovém poli. Takto zaznamenaný průběh je tedy nezbytně uvažovat pouze jako informativní. I tak však může pomoci při rozboření práce stupně a jednotlivých vlivech na jeho výkon.

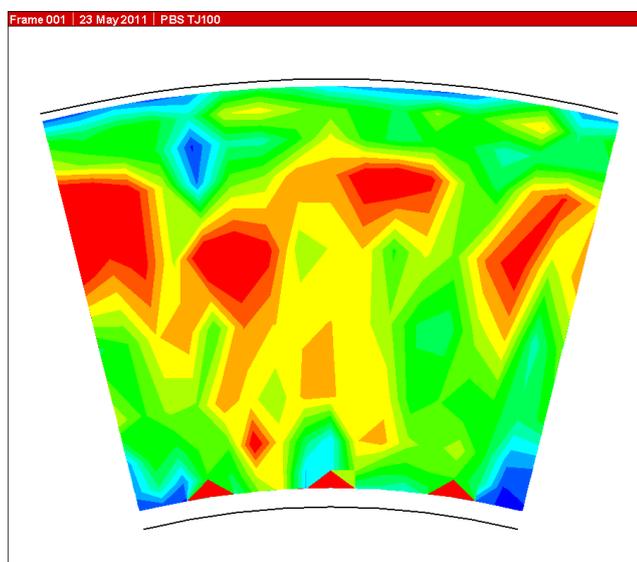
Nejzajímavější výstupy tvoří časové průběhy jednotlivých parametrů. Část časové sekvence ukazuje série rozložení na obr. 12 až 17 zachycující přeběh lopatky rotoru přes jednu rozteč lopatek statoru. Jedná se o návrhový režim s otáčkami turbíny 13200 ot/min. V grafech jsou u vnitřního průměru naznačeny polohy lopatek rotoru (červené trojúhelníky). Pomohou při sledování oblastí s nízkou energií nejjasněji patrných u špičky lopatek. Takto jsou zachyceny oblasti vírů vznikající v důsledku přetékaní proudu přes špičku nebandážovaných lopatek. Rovněž je možné vysledovat úplavy rotorových lopatek i další struktury proudu vznikající v rotorovém lopatkování. Na první pohled nemusí být tyto struktury příliš patrné, což je způsobeno interakcí proudění, které vzniká v rotoru s prouděním, které přichází z výstupní roviny statoru. Právě oblasti s nejnižší časově průměrovanou lokální účinností na obr. 11 jasně identifikují místa nejsilnějších interakcí ztrátových struktur vznikajících v lopatkování rotoru a statoru.



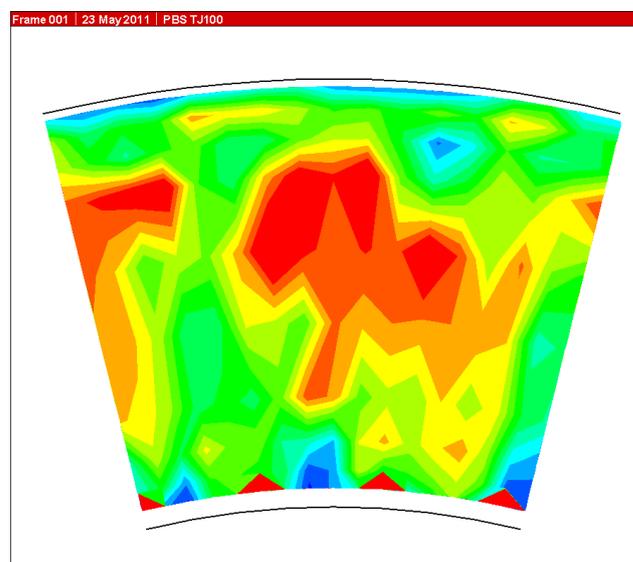
Obr. 12 - Rozložení energie – čas 0 ms



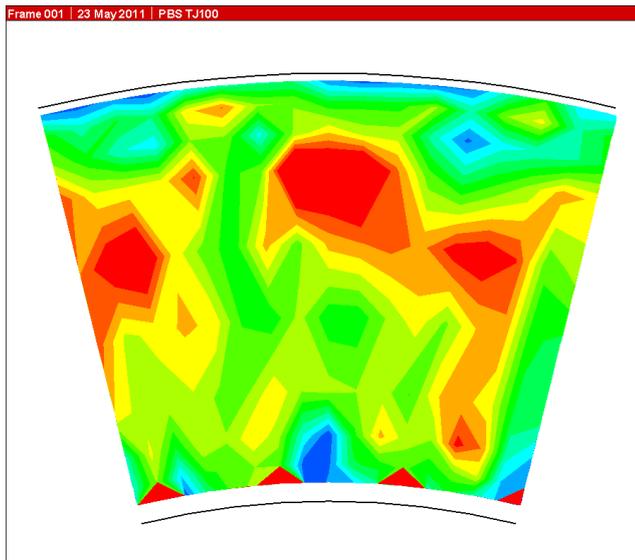
Obr. 13 - Rozložení energie – čas 0.045 ms



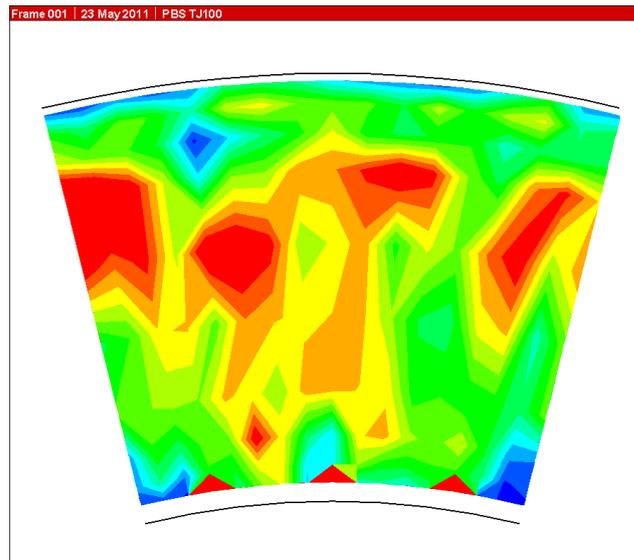
Obr. 14 - Rozložení energie – čas 0.09 ms



Obr. 15 - Rozložení energie – čas 0.135 ms



Obr. 16 - Rozložení energie – čas 0.18 ms



Obr. 17 - Rozložení energie – čas 0.225 ms

ZÁVĚR

Vybavení pracoviště aerodynamiky vysokých rychlostí VZLÚ poskytuje v současnosti široké možnosti v oblasti testování a výzkumu turbínových strojů. Vybudování zařízení pro testování turbínových stupňů značně rozšířilo oblast působnosti pracoviště v tomto oboru. Současně s jejich vybudováním byly vyvinuty technologie umožňující detailně studovat proudová pole v turbínách včetně jejich nestacionárních průběhů, které se v turbínovém stupni vyvíjejí v důsledku interakcí statoru a rotoru.

Kombinace použití obou zařízení ukázala výhody obou zařízení. Turbína s reálnou geometrií umožňuje jednoduchou přípravu experimentu s rychle dostupnými integrálními charakteristikami stupně, ale i podrobnějšími výstupy. Složitější příprava, i vlastní průběh experimentu v případě velkého zkušebního stavu, je vyvážena komplexností získaných výstupů, kdy podrobné proměření proudových polí je cenným zdrojem informací pro výrobce turbín.

Literatura:

- [1] JELÍNEK T.; NĚMEC, M. Zkušební stav pro axiální turbínový stupeň. Turbostroje 2010, Plzeň, 2010
- [2] JELÍNEK T. VALENTA R., NĚMEC, M. Experimental Study of Blade Cascade Model B. Czech Aerospace Proceedings 4/2010, Praha, 2010
- [3] NĚMEC, M.; Vývoj tlakové sondy pro nestacionární měření v lopatkových strojích. Power System Engineering, Thermodynamics & Fluid Flow – ES 2009, Plzeň, 2009
- [4] NĚMEC, M., BENETKA, J.; Výzkum vysokorychlostního proudění ve statoru axiální turbíny. Power System Engineering, Thermodynamics & Fluid Flow – ES 2008, Plzeň, 2008
- [5] NĚMEC, M., STRAKA, P., JELÍNEK, T., BABÁK, M.; On the Development of Short Axial Length Turbine Stator with Outlet Mach Number 2. ASME Turbo Expo 2010, Glasgow, 2010
- [6] ULRYCH, J., JELÍNEK, T., BENETKA, J., VALENTA, R., TAJČ, L.; Experimental Research of Surface Roughness Impact on Transonic Flow in Blade Cascades. The XVIII Symposium on Measuring Techniques in Turbomachinery, Thessaloniki, 2006

Poděkování

Práce vznikla s podporou projektu „Výzkum nestacionárního proudění v axiálním turbínovém stupni“, který byl řešen za finanční podpory Ministerstva průmyslu a obchodu v rámci programu TANDEM pod ev. č. FT-TA5/067 a s podporou Ministerstva školství, mládeže a tělovýchovy při řešení Výzkumného záměru vedeného pod číslem MSM 0001066902.

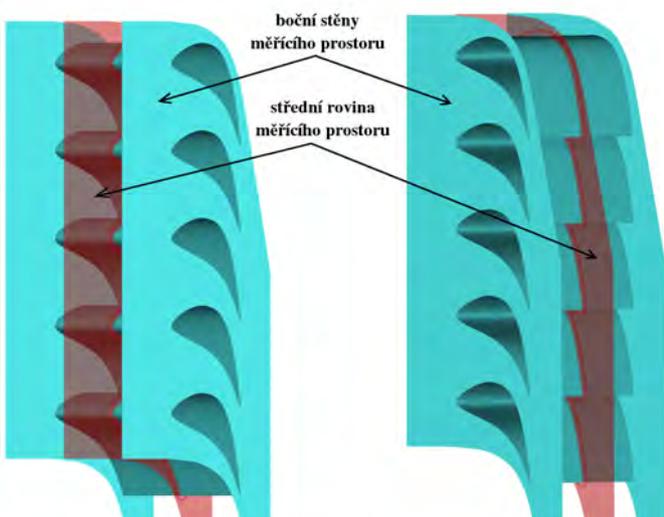
Modelování třírozměrného proudění v přímé lopatkové mříži

Ing. Petr Straka, Ph.D.

V článku je popsán vliv třírozměrných struktur v proudovém poli v přímých lopatkových mřížích na proudění v centrální rovině lopatkové mříže.

ÚVOD

Přímá lopatková mříž představuje model axiálního lopatkového kola. Jedná se o rozvinutý obvodový řez lopatkovým kolem. Proudění v přímých lopatkových mřížích se z principu považuje za periodické a dvourozměrné. Pomocí matematického modelování proudění je možné tyto dva předpoklady splnit předepsáním periodické okrajové podmínky a použitím modelu dvourozměrného proudění. Při experimentálním výzkumu proudění v přímých lopatkových mřížích není možné předpoklad dvourozměrnosti a periodičnosti proudění beze zbytku dodržet. Není možné vyrobit aerodynamický tunel s měřicím prostorem pro nekonečný počet nekonečně dlouhých prizmatických lopatek. V laboratoři aerodynamiky vysokých rychlostí VZLÚ, a.s. je k dispozici aerodynamický tunel s měřicím prostorem, který pojme přibližně 5 až 10 lopatek (záleží na poměrné rozteči) o štíhlosti 1,333 (poměr délky lopatky ku těživě lopatkového profilu). Konečná délka lopatek a omezení měřicího prostoru bočními stěnami (viz. obr. 1) vede ke vzniku třírozměrných struktur v proudovém poli, mezi něž patří mezní vrstva na boční stěně měřicího prostoru, podkovovitý vír, kanálový vír, koutový vír. Tyto třírozměrné struktury nějakým způsobem ovlivňují proudění ve střední rovině měřicího prostoru. Bylo by nesmírně nákladné a obtížné, ne-li snad nemožné, stanovit tento vliv experimentální cestou. Oproti tomu je jednoduché stanovit vliv třírozměrných struktur v proudovém poli pomocí matematického modelování proudění. Výpočet proudového pole v přímé lopatkové mříži se provede ve dvou konfiguracích a) s vlivem bočních stěn



Obr. 1 - Schéma přímé lopatkové mříže v měřicím prostoru

a konečné délky lopatek, b) bez těchto vlivů – tedy jako ideálně dvourozměrné proudění. Porovnáním obou výsledků bude možné posoudit vliv třírozměrných struktur na proudění ve střední rovině měřicího prostoru. Ačkoliv zde stále zůstane ovlivnění výsledků vlastnostmi numerických metod použitých pro výpočet proudového pole, jedná se o první kroky na cestě, na konci níž snad leží metodika korekcí tunelových měření pro potlačení vlivu poruchy dvourozměrnosti proudění při experimentálním výzkumu.

FYZIKÁLNÍ A MATEMATICKÝ MODEL

Pro modelování proudění v přímých lopatkových mřížích použijeme model třírozměrného, vazkého, turbulentního, stlačitelného proudění ideálního plynu. Tento model je popsán systémem středovaných rovnic, mezi něž patří rovnice kontinuity, Navierovy-Stokesovy pohybové rovnice, energetická rovnice. Systém výchozích rovnic je uzavřen dvourovnicovým modelem turbulence, v našem případě Kokovým TNT modelem [1] a je doplněn konstitučními vztahy.

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} - \frac{\partial \mathbf{F}_i^v}{\partial x_i} = \mathbf{Q} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \mathcal{G} &= [0^i \ 0^j \ 0^k \ 0^l \ B^i \ -D^i \ B^i \ -D^i \ -C^i]_{\mathbb{L}} \\ \mathbf{E}_i^i &= [0^i \ \Delta^i \ \Delta^i \ \Delta^i \ -\Delta^i \ (\eta + \alpha^i \eta^i) \frac{\partial \Delta^i}{\partial x^i} \ (\eta + \alpha^i \eta^i) \frac{\partial \Delta^i}{\partial x^i}]_{\mathbb{L}} \\ \mathbf{E}_i^j &= [b \eta^i \ b \eta^i \ \eta^i + \eta^i \ b \ (\epsilon + b) \ b \eta^i \ b \eta^i]_{\mathbb{L}} \\ \mathbf{A} &= [b^i \ b \eta^i \ \epsilon^i \ b \eta^i \ b \eta^i]_{\mathbb{L}} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} P_k &= \min \{ P, \rho k \sqrt{S_{ij} S_{ij}} \} \\ P &= \left\{ \mu_t \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \right\} \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \\ D_k &= \beta_k \rho k \omega \\ P_\omega &= \alpha_\omega^* P_k \\ D_\omega &= \beta_\omega \rho \omega^2 \\ C_D &= \frac{1}{2} \frac{\rho}{\omega} \max \left(\frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 0 \right) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} p &= (\kappa - 1) \left(e - \rho \frac{u_i^2}{2} \right) \\ q_i &= - \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\kappa - 1}{\kappa - 1} \frac{\partial T}{\partial x_i} \\ \tau_{ij} &= (\mu + \mu_t) \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \\ \mu &= \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{2}{3}} \frac{T_0 + S}{T + S} \\ \mu_t &= \frac{\rho k}{\omega} \end{aligned} \quad (4)$$

NUMERICKÁ METODA

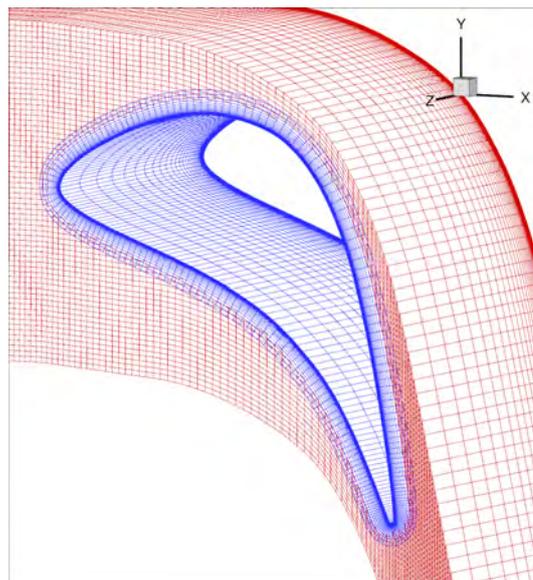
Systém výchozích rovnic (1) je diskretizován pomocí metody konečných objemů v tzv. cell-centered variantě na víceblokové strukturované síti složené ze šestistěnnů. Pro časovou diskretizaci je použito implicitní zpětné Eulerovo schéma.

$$\left(\mathbf{I} + \Delta t \frac{\partial \mathbf{R}_i^{low}}{\partial \mathbf{W}_i} \right) \Delta \mathbf{W}_i^{n+1/2} + \Delta t \sum_{j=1}^6 \frac{\partial \mathbf{R}_i^{low}}{\partial \mathbf{W}_j} \Delta \mathbf{W}_j^{n+1/2} = -\Delta t \mathbf{R}_i^n \quad (5)$$

$$\Delta \mathbf{W}^{n+1/2} = \mathbf{W}^{n+1} - \mathbf{W}^n \quad (6)$$

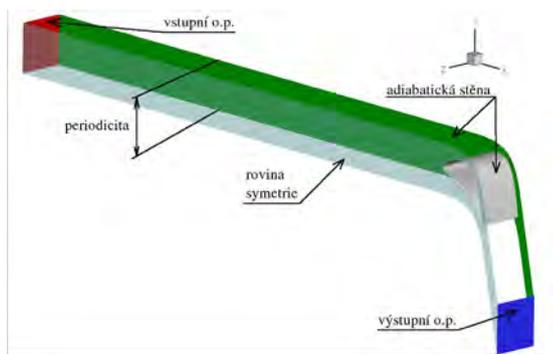
$$\mathbf{R}_i = \frac{1}{|D_i|} \sum_{j=1}^6 [\Phi^{inv}(\mathbf{W}_j^L, \mathbf{W}_j^R, \mathbf{n}_j) - \Phi^{vis}(\mathbf{W}_j^C, (\nabla \mathbf{W})_{D_j^{total}}, \mathbf{n}_j)] s_j \quad (7)$$

Vyššího řádu přesnosti v prostoru je dosaženo pomocí lineární rekonstrukce s omezovačem dle Van Albady. Pro výpočet nevazkých numerických toků Φ^{inv} v rovnici (7) je použito exaktní řešení 1D Riemannova problému ve směru normály k hranici mezi buňkami. Pro výpočet vazkých numerických toků Φ^{vis} v rovnici (7) je použito centrální schéma na duálních objemech. V rovnici (5) \mathbf{R}^{low} znamená aproximaci prvního řádu přesnosti. Rovnice (5) vede na soustavu lineárních rovnic s řídkou maticí soustavy. Soustavu řešíme metodou GMRES s LU předpodmíněním [2]. Pro jednodušší pokrytí výpočetní oblasti strukturovanou sítí je implementováno překrývání jednotlivých bloků sítí (tzv. sítě typu chimera) [3].

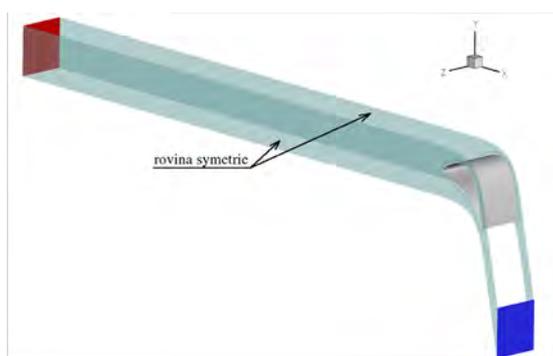


Obr. 4 - Výpočetní síť

VÝPOČETNÍ OBLAST



Obr. 2 - Výpočetní oblast s vlivem boční stěny



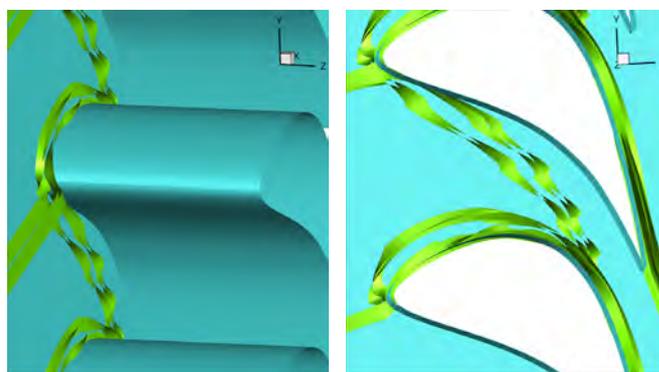
Obr. 3 - Výpočetní oblast bez vlivu boční stěny

Na obrázcích 2 a 3 je znázorněna výpočetní oblast pro konfiguraci s vlivem boční stěny měřicího prostoru a bez vlivu boční stěny. Na vstupní hranici je předepsán celkový tlak 105 kPa, celková teplota 293,15 K, vstupní úhel 20°, intenzita turbulence 2%. Na výstupní hranici byl předepsán konstantní statický tlak 88,517 kPa. Toto nastavení odpovídá výstupnímu izoentropickému Machovu číslu $M_{2is} = 0,5$ a výstupnímu izoentropickému Reynoldsovu číslu $Re_{2is} = 800\,000$. Vstupní hranice je umístěna 0,6 m před rovinou náběžných hran, což odpovídá situaci v aerodynamickém tunelu. Profil lopatek má těživu 0,075 m, poměrná rozteč je 0,7.

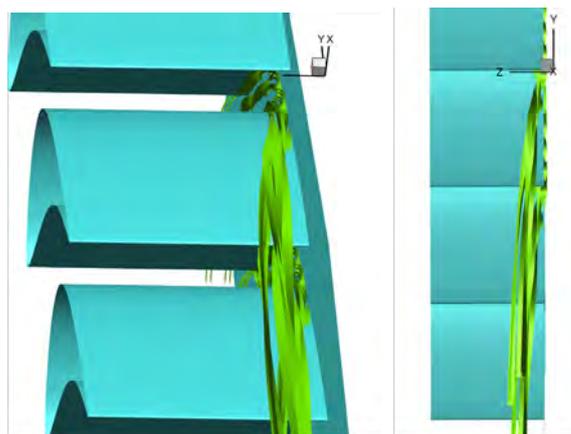
Výpočetní oblast byla pokryta dvěma bloky strukturované sítě složené ze šestistěnů. Jeden blok typu „H“, který pokrývá jednu periodu a jeden blok typu „O“ kolem lopatky (viz obr. 4).

VÝSLEDKY VÝPOČTU

Na obrázku 5 je zobrazen podkovovitý vír, který vzniká interakcí mezní vrstvy na boční stěně měřicího prostoru s náběžnou hranou. Podkovovitý vír se dělí na dvě větve, podtlakovou a přetlakovou. Přetlaková větev je v důsledku tlakového gradientu tlačena k podtlakové straně sousední lopatky, kde interaguje s přetlakovou větví, jak je zachyceno na obrázku 5 vpravo.

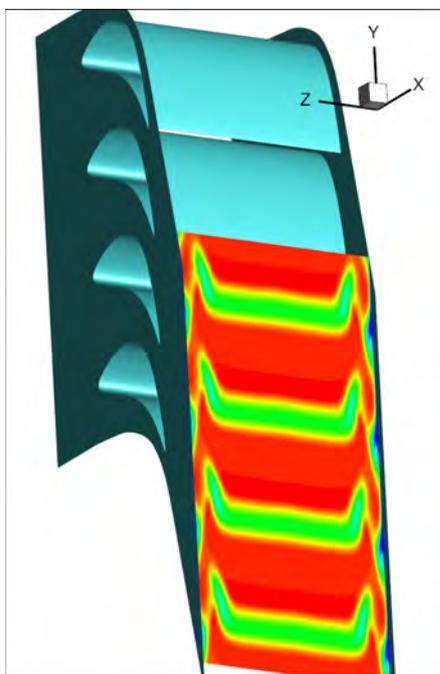


Obr. 5 - Podkovovitý vír

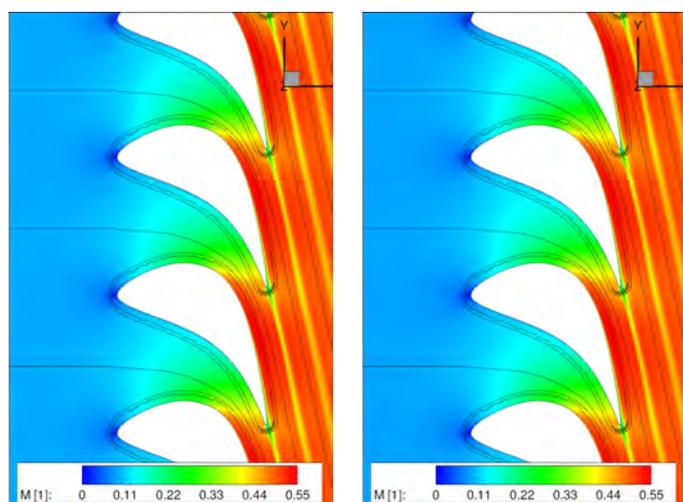


Obr. 6 - Kanálový vír

V důsledku zakřivení mezilopatkového kanálu dochází ke vzniku kanálového víru, ten se záhy odděluje od boční stěny a zasahuje značnou část proudového pole za lopatkovou mříž, jak je vidět na obrázku 6. Úplavy za odtokovými hranami lopatkové mříže samozřejmě interagují s výše uvedenými vírovými strukturami. Dochází k deformaci úplavů v okrajových částech blízko bočních stěn, jak je vidět na obrázku 7.



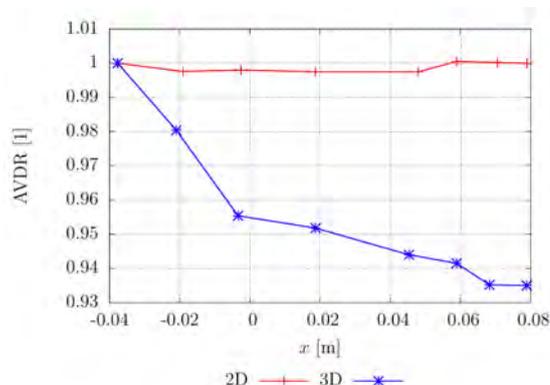
Obr. 7 - Deformace úplavu



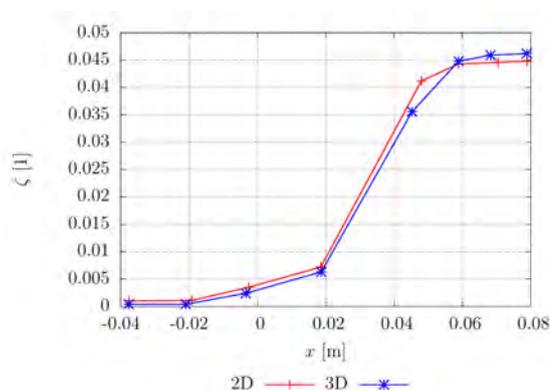
Obr. 8 - Rozložení Machova čísla v centrální rovině: vlevo s vlivem bočních stěn, vpravo bez vlivu bočních stěn

Na obrázku 8 je zobrazeno rozložení Machova čísla v centrální rovině měřicího prostoru pro konfiguraci s vlivem bočních stěn (vlevo) i bez vlivu bočních stěn (vpravo). Na první pohled není patrný žádný rozdíl, nicméně na obrázku 9, kde je vyneseno průběh veličiny AVDR (Axial Velocity Density Ratio), je patrné, že v konfiguraci s vlivem bočních stěn (3D) dochází k poklesu hustoty hmotnostního toku v centrální rovině ve směru proudění oproti konfiguraci bez vlivu bočních stěn (2D). Na obrázku 10 je vyneseno průběh součinitele ztrát kinetické energie ve směru proudění. V konfiguraci s vlivem bočních stěn dochází v oblasti za lopatkovou mříž k mírnému nárůstu ztrát kinetické energie oproti konfiguraci bez vlivu bočních stěn.

Poznamenejme, že na obrázcích 9 a 10 má rovina náběžných hran souřadnici $x = 0\text{ m}$ a rovina odtokových hran má souřadnici $x = 0,05577\text{ m}$.



Obr. 9 - Průběh veličiny AVDR



Obr. 10 - Průběh součinitele ztrát kinetické energie

ZÁVĚR

Výpočet proudění v přímé lopatkové mříži omezené bočními stěnami měřicího prostoru ukazuje vznik třírozměrných struktur v proudovém poli v důsledku interakce mezní vrstvy na boční stěně měřicího prostoru s náběžnou hranou lopatky, v důsledku interakce mezní vrstvy na boční stěně měřicího prostoru s mezní vrstvou na povrchu lopatky a v důsledku zakřivení mezilopatkového kanálu. Tyto třírozměrné jevy, též zvané „okrajové jevy“, nebo „sekundární proudění“, způsobují pokles hustoty hmotnostního toku v centrální rovině měřicího prostoru oproti ideálnímu případu 2D proudění bez vlivu bočních stěn. Bylo zjištěno, že jsou ovlivněny i integrální charakteristiky lopatkové mříže, například ztráty kinetické energie, nicméně v tomto konkrétním případě je toto ovlivnění poměrně malé.

Pro získání obecnějších poznatků o vlivu třírozměrných proudových struktur na proudění v přímých lopatkových mřížích bude nezbytné provést další výpočty v širším rozsahu režimů (výstupní Machovo číslo, Reynoldsovo číslo, vstupní úhel proudu) a pro různé typy profilů.

Literatura:

- [1] Kok J. C.: Resolving the Dependence on Free-Stream values for the k- ω turbulence model; AIAA J. 38, 7, 1292-1295, 2000
- [2] Skalický T.: Laspac Reference Manual; <http://www.mgnet.org/mgnet/Codes/laspac/html/laspac.html>
- [3] Straka P.: Higher Order Chimera Grid Interface for Transonic Turbomachinery Application; Finite Volumes for Complex Application VI, 751-759, Prague, 2011

Měření tlakově citlivým nátěrem - PSP - III. díl

Ing. Veronika Schmidtová

Měření tlakově citlivým nátěrem (z angličtiny Pressure sensitive paint, dále PSP) je alternativní způsob zjišťování rozložení tlaků na povrchu modelů v aerodynamice. Klasický způsob vyšetřování tlaků, tlakové odběry úzkými trubičkami vyvedenými mimo měřicí prostor ke snímačům, může při experimentu narazit na několik hranic, za kterými se s výhodou použijí například metody optické. Jednou z limit ve vyšetřování aerodynamických vlastností modelů proměřovaných na pracovišti aerodynamiky vysokých rychlostí Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu, a.s. (dále: VZLÚ, a.s.) je obtížná montáž tlakových odběrů do „zadní“ části modelu do oblasti odtokové hrany, ať už se jedná o profil křídla, nebo o lopatku turbíny. S tímto záměrem se vyvíjí metodika měření pomocí nátěru, kde se tento problém - jak bude patrné dále - řešit nemusí.

PSP, DÍL TŘETÍ

Úvod

Měření pomocí tlakově citlivého nátěru ve VZLÚ v loňském roce dospělo do stádia, kdy byla dovedena do konce 1D měření na modelu takzvaného prahu. Porovnávaly se klasické tlakové odběry s měřením pomocí PSP a s numerickým výpočtem. Dále se vyzkoušely dvě kalibrační metody pro tlakovou kalibraci nátěru. V průběhu měření také vyšlo najevo, že pro jeden způsob kalibrace bude vhodné řešit teplotní rozložení na povrchu modelu (zejména v případě 2D tlakového měření), nikoliv pouze stanovovat teplotu v několika bodech.

PSP se již zkoušelo při měření ve vysokorychlostním aerodynamickém tunelu pro přímé lopatkové mříže. Předností systému používaného ve VZLÚ mj. je jeho snadná montáž a demontáž a malé rozměry, díky nimž se veškeré důležité součásti mohly namontovat přímo do tunelu a nebylo nutné řešit změnu optického přístupu. Testy na přímé lopatkové mříži byly lehce představeny minulý rok, letos bude toto téma vynecháno, protože testování ještě nebylo uzavřeno.

PRINCIP PSP, KALIBRACE „IN SITU“ A „A PRIORI“

Princip PSP

Tlakově citlivý nátěr je jednoduše nátěr, který se vyznačuje konkrétně v tomto případě výraznou barvou, nicméně to není jeho podstatná vlastnost: ta spočívá ve fotoluminiscenci. Navíc ve fotoluminiscenci ovlivnitelné okolním tlakem (konkrétně tlakem kyslíku), díky čemuž nátěr - zjednodušeně řečeno - září různě intenzívně, případně po různou dobu.

Tento jev, čili závislost fotoluminiscence na okolním tlaku, je znám již téměř 100 let. Byl publikován v roce 1919 Otto Sternem a Maxem Volmerem (německý fyzik, respektive chemik) v [1]; aerodynamický experiment jej objevil o 70 let později.

Nátěrů existuje velké množství a dá se říci, že pro plošné měření tlaků na

modelu (plošné měření je výrazná výhoda této metody) je metoda PSP dovedena již velmi daleko. Velké vědecké týmy ji používají pro oblast aerodynamiky vysokých rychlostí (vnější i vnitřní), pro nestacionární měření, pro měření v kryogenních tunelech, pro měření v oblasti aerodynamiky nízkých rychlostí.

Vzhledem k tomu, že články o PSP pro elektronický sborník Transfer vznikají na pokračování a letos je to již 3. díl, lze pro rozsáhlejší teorii odkázat na minulý ročník.

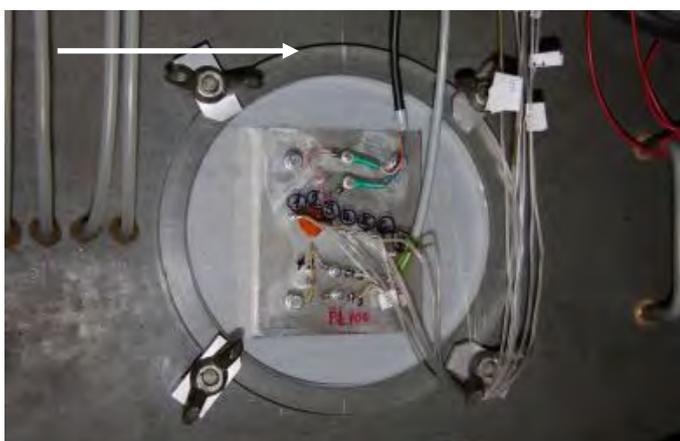
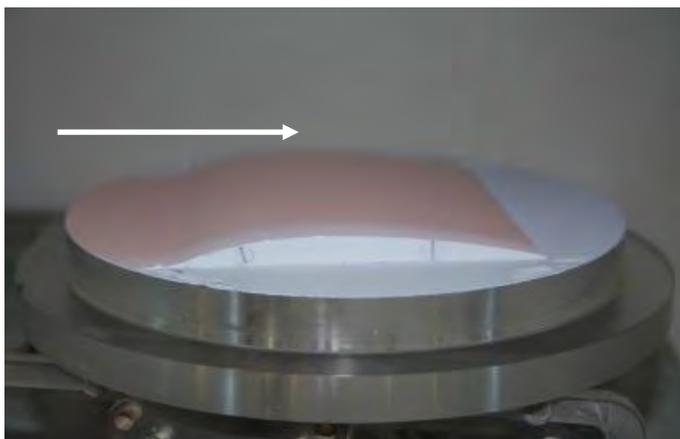
Srovnání tlakových měření a numerického výpočtu

Nejdůležitější fází měření v loňském roce bylo měření na modelu prahu v transonickém aerodynamickém tunelu. Testovací model je svým rozměrem blízký lopatkové mříži, proto se pro odzkoušení nových postupů používá stále stejný: na průhled připevněný svou přetlakovou stranou vrtulový profil F8 s těživou dlouhou 100 mm.

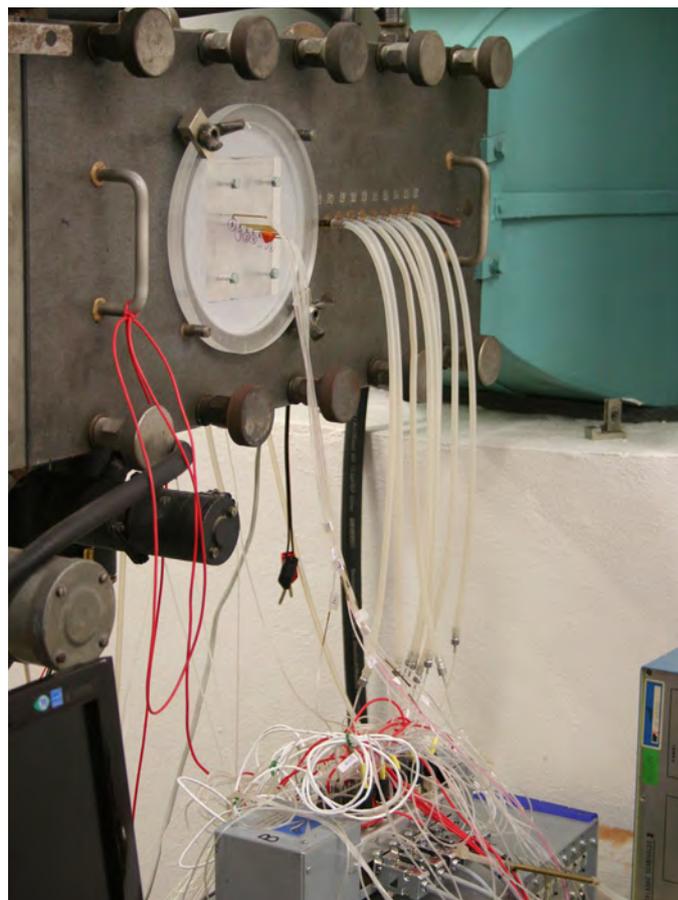
V této konfiguraci je k dispozici pouze podtlaková strana profilu. Zjednodušená konstrukce (průhledy měřicího prostoru se nalézají na bocích tunelu a jsou umístěny proti sobě, přičemž na jednom z průhledů se nalézá připevněný vrtulový profil a druhý průhled je osazen měřicím - skenovacím zařízením) zajišťuje snadný optický přístup.

Důvod, proč se celá metodika zkouší na malém aerodynamickém tunelu s přerušovaným chodem, spočívá v ekonomičnosti jeho provozu. Tunel je poháněn podtlakem v kulové nádrži, do které ústí. Měřicí prostor tunelu je 118 x 118 mm, zatímco nádrž, která se pro účely měření odčerpává na hodnotu 0,4 Mpa atmosférického tlaku, má průměr 20 m. I při transonických rychlostech je spotřeba podtlaku pro provoz tunelu nízká a jedno odčerpání nádrže poskytne dostatek energie pro několik chodů tunelu.

Kromě výše zmíněného důvodu je s tímto tunelem snadnější manipulace - experiment lze snadno pozastavit a upravit, což v tunelu s nepřerušovaným chodem, ve kterém se provádí měření na přímých lopatkových mřížích, není tak snadná záležitost.



Obr. 1, 2 - Vlevo profil F8 nastříkaný PSP nátěrem upevněný na průhledu (vyjmutý z tunelu), vpravo průhled umístěný na boční stěně aerodynamického tunelu. (Šipky vyznačují směr proudění).



Obr. 3 - Měřicí prostor aerodynamického tunelu s průhledem osazeným modelem

Měřicí řetězec

Měřicí řetězec pro tento experiment vychází z metodiky [2]. Obsahuje:

- transonický aerodynamický tunel s přerušovaným chodem, s měřicím prostorem 118 x 118 mm a perforovanými stěnami, v oblasti měřicího prostoru vybavený průhledem obsahujícím optické sklo BK7, s možností měření v celém rozsahu podzvukových až transsonických rychlostí
- duralový vrtulový profil F8 v konfiguraci „práh“ (již bylo vysvětleno výše) natřený šedou podkladovou barvou a tlakově citlivým nátěrem, opatřený sedmi klasickými tlakovými odběry a dvěma teplotními čidly Pt100 umístěnými 1 mm pod povrchem profilu
- fotonásobič Hamamatsu H7360-03 opatřený pásmovým filtrem; optická cesta tvořená soustavou zrcadel (polopropustné zrcadlo a dvě optická zrcadla, jedno pohyblivé ve dvou osách pomocí motorů Maxon), LED, kolimátor
- OptoDriver
- PC s měřicí kartou MSA300
- Software vytvořený v LabView

Kalibrace „in situ“ a „a priori“

V minulých letech se zásadně používala kalibrace „a priori“, tedy ve speciální kalibrační komoře osazené Peltierovým článkem, který umožňuje regulovat teplotu. Nátěr se tedy kalibroval na tlak a na teplotu: nastavila se teplota, která byla po dobu sběru dat pro jednu kalibrační křivku stálá. Teplota v kalibrační komoře byla snímána na povrchu vzorku. Poté se odčerpala komora až na hodnotu tlaku 15 kPa a postupně připouštěla až do hodnoty atmosferického tlaku. Přitom se snímaly křivky zhasínání excitovaného nátěru (podrobně viz [2]).

Křivky jsou nelineární a prokládají se exponenciální rovnicí $y(t) = A1 * e^{-A2t}$, kde konstanta A2 obsahuje hledaný čas stmívání τ (označovaný také jako „tau“) zhasnutí emitovaného záření (přesněji ve tvaru $\frac{-1}{\tau} [\mu s^{-1}]$).

Výsledky získané metodou „a priori“ jsou použitelné pouze v úzkém rozsahu teplot. Chlazení Peltierova článku vzduchem tak, jak je vyřešeno v kalibrační komoře zmíněné výše, ochladí vzduch o 20 K oproti teplotě okolí - výsledky z takové kalibrace mohou stačit pro měření v malém aerodynamickém tunelu, kde teplota na modelu se bude spíše blížit teplotě v místnosti, ale je otázka, zda budou dostatočovat i při dlouhodobém chodu aerodynamického tunelu pro měření lopatkových mříží. Proto se přistoupilo k testování metody „in situ“. V praxi to znamená, že se provedou klasické tlakové a optické odběry ze stejných míst, kalibrace se provede spárováním těchto dvou údajů a doplní se neznámé tlaky k optickým odběrům v místech bez trubiček.

Jako referenční podmínky se vzaly takové, které byly naměřeny bez chodu tunelu (v zahraničních člancích je používán termín off-wind) a poměřeny s aktuálními hodnotami získanými za chodu tunelu (on-wind).

Fluent

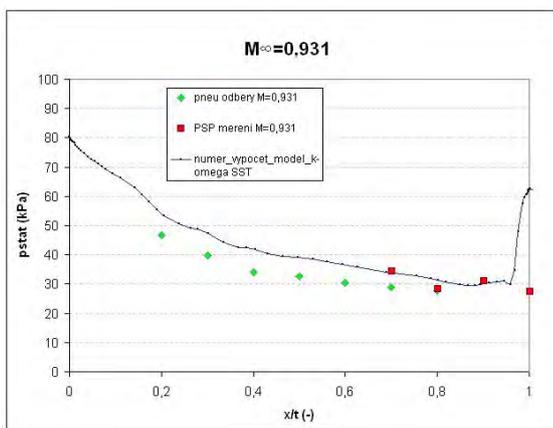
Naměřené výsledky byly konfrontovány s numerickým výpočtem v softwaru Fluent. Vzhledem k jednoduchosti konfigurace modelu byl v Gambitu vytvořen zjednodušený model problému – kanál s pevnými rovnoběžnými stěnami a modelem vetknutým do jedné z nich. Geometricky byly dodrženy základní proporce jako šířka kanálu, délka kanálu před modelem, délka kanálu za modelem před škrťácím hrdlem a samotná geometrie modelu.

Okrajové podmínky byly zvoleny následující: stěny („wall“) a tlakový vstup a výstup („pressure inlet“ a „outlet“). Počáteční podmínky byly jednoduše zadávány podle hodnot naměřených při experimentu, a to: celkový tlak v konfuzoru a statický tlak ze stěny tunelu, kde se již přepokládá ustálené proudění nabíhající na model.

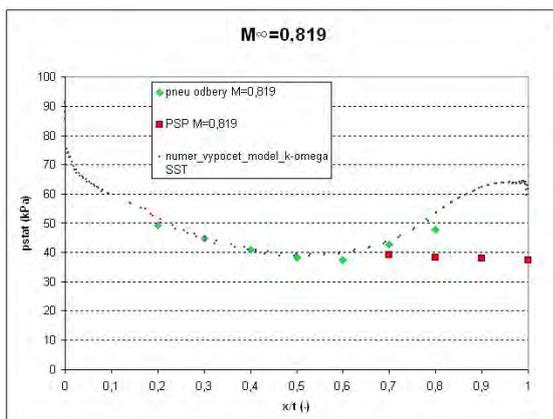
Matematický model vychází z předpokladu stacionarity a turbulence problému. Je tvořen termodynamickými vztahy pro ideální plyn, soustavou zákonů zachování hybnosti (rovnice Navier-Stokesovy), energie, hmoty (rovnice kontinuity) a 2-rovnicovým modelem turbulence k-omega (varianta SST).

VÝSLEDKY

Na následujících grafech jsou porovnány výsledky měření statického tlaku na profilu pro Machova čísla nabíhajícího proudu $M^\infty=0,931$, $M^\infty=0,819$, $M^\infty=0,74$ a $M^\infty=0,460$.

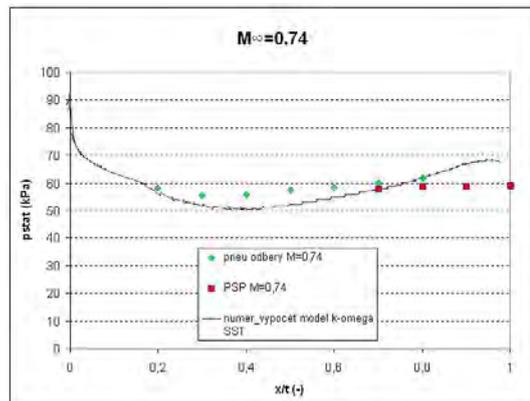


Graf 1 - Porovnání měření statického tlaku na podtlakové straně profilu F8 pomocí pneumatických odběrů, PSP měření a numerického výpočtu pro Machovo číslo nabíhajícího proudu $M^\infty=0,931$

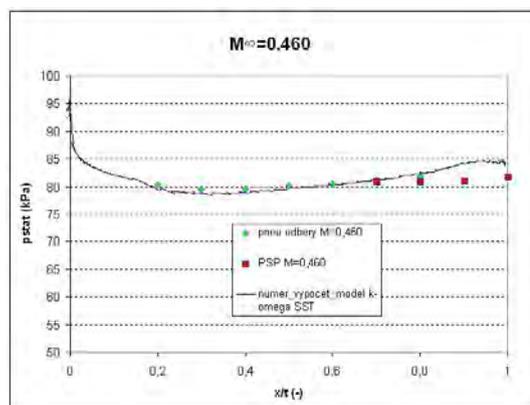


Graf 2 - Porovnání měření statického tlaku na podtlakové straně profilu F8 pomocí pneumatických odběrů, PSP měření a numerického výpočtu pro Machovo číslo nabíhajícího proudu $M^\infty=0,819$

PSP odběry se z výše zmíněných důvodů realizovaly zejména v oblasti blízké se k odtokové hraně. Zde již nebyly k dispozici klasické odběry a výsledné měření bylo zapotřebí s něčím porovnat - proto se využilo numerického výpočtu.



Graf 3 - Porovnání měření statického tlaku na podtlakové straně profilu F8 pomocí pneumatických odběrů, PSP měření a numerického výpočtu pro Machovo číslo nabíhajícího proudu $M^\infty=0,740$



Graf 4 - Porovnání měření statického tlaku na podtlakové straně profilu F8 pomocí pneumatických odběrů, PSP měření a numerického výpočtu pro Machovo číslo nabíhajícího proudu $M^\infty=0,460$

ZÁVĚR

Nejdůležitějším výstupem ze sady měření, která se soutředila zejména na porovnání klasického měření, měření PSP a numerického výpočtu, bylo zjištění limit náteru. Pro měření v oblastech nižších podzvukových rychlostí jsou výsledky experimentu a numerického výpočtu v dobré shodě a liší se vzájemně o 2%. Blíže odtokové hraně, kde se klasické odběry nevyskytují, je patrný větší rozptyl výsledků. V oblasti transonických rychlostí, kde na profilu dochází k překročení rychlosti zvuku, (zejména se to týká rychlostí kolem $M^\infty=0,82$), bude dobré proudění vizualizovat a výsledky experimentu porovnat ještě s vizualizací, protože v oblasti blízké se odtokové hraně se neshodují ani obě experimentální metody, ani s nimi nesouhlasí numerický výpočet. Pro další pokračování bude nutné zlepšit metodiku pro měření při transonických rychlostech a pokročit k měření v oblastech nadzvukových rychlostí, aby metoda byla využitelná pro případ, pro který se začala zkoušet - pro měření na lopatkových mřížích.

Literatura:

- [1] STERN, O., VOLMER, M. Über die Abklingzeit der Fluoreszenz. Physik. Zeitschr. 20, 183–188, 1919.
- [2] SCHMIDTOVÁ, V. Vývoj měřicí metody PSP v r. 2010 –metodika měření na vrtulovém profilu a lopatkové mříži, zpráva R-4845, VZLÚ, prosinec 2010.
- [3] SULLIVAN, J. - Temperature and Pressure Sensitive Paint. (Published in: Lecture Series 2001-01, Advanced Measurement Techniques, von Karman Institute for Fluid Dynamics).

Využití metody plochy odezvy a multikriteriálního mikrogenetického algoritmu pro 2D optimalizaci vztakové mechanizace

Ing. Pavel Hospodář, Mgr. András Szóllós, Ing. Petr Vrchota, VZLÚ, a.s.

Výsledky prezentované v tomto článku představují využití kombinace metody odezvy plochy s multikriteriálním mikrogenetickým algoritmem pro 2D aerodynamickou optimalizaci vztakové mechanizace vícedílného profilu s ohledem na čas potřebný pro nalezení optima. Metoda plochy odezvy byla použita pro nalezení výchozích parametrů pro mikrogenetický algoritmus. Polohy a výchyly jednotlivých elementů v přistávací konfiguraci byly předmětem optimalizace. Vliv modifikace kritérií a omezujících podmínek je rovněž diskutován.

ÚVOD

Návrh vztakové mechanizace dodnes patří mezi náročné úlohy, neboť je potřeba zahrnout nejenom aerodynamické ale i konstrukčně provozní požadavky. Pomyslný vrchol složitosti vztakové mechanizace u dopravních transportních letounů byl dosažen na přelomu 60. a 70. let (trojštěrbinová vztaková klapka B-747) [1]. V současné době je trend navrhovat letadla s jednoduššími vztakovými mechanizacemi s výrazně nižší hmotností a nižšími provozními nároky (jednoštěrbinová klapka na A-380). Pro splnění veškerých požadavků na výkony a vlastnosti zejména během přiblížení a přistání, s využitím „jednodušších“ vztakových mechanizací, je kladen velký důraz na nalezení optimálního tvaru a polohy vztakové mechanizace z hlediska dosažení maximálního vztaku a odstranění odtrženého proudění na klapce.

Optimalizační úlohy s využitím evolučních algoritmů, na rozdíl od gradientních metod, obvykle vyžadují populaci s velkým počtem jedinců, což klade vysoké nároky na výpočetní techniku, zvyšují čas potřebný k nalezení optimálního jedince a tedy i cenu. Snížit čas hledání je možno několika způsoby. Prvním je využití „dobrého“ jedince jako výchozího návrhového vektoru pro evoluční optimalizaci. Dalším způsobem je využití multikriteriálního mikrogenetického algoritmu s velmi malým počtem jedinců (čtyři až deset v jedné populaci). Kombinace obou způsobů je využita v této studii.

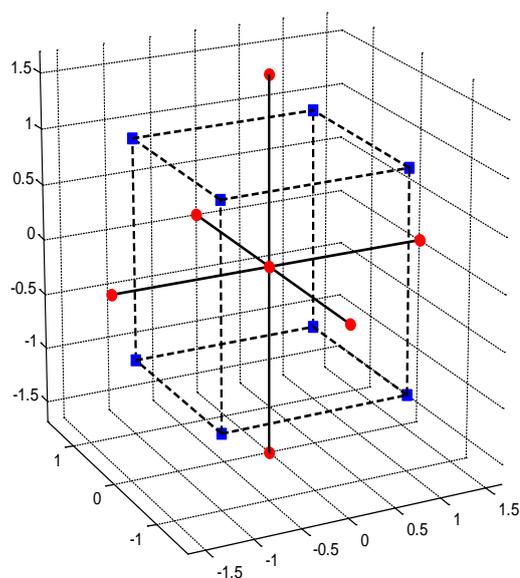
OPTIMALIZAČNÍ PROCES

U optimalizačních metod je z hlediska přesnosti a rychlosti konvergence potřebné vhodně definovat meze prohledávaného prostoru. Na tomto prostoru je pak nutné určit výchozí vektor návrhových proměnných. Jednou z možností jak určit návrhový vektor je metoda statisticky navrženého experimentu (Design of Experiment (DOE)) [2] ve spojení s Metodou odezvy plochy (Response Surface Method (RSM)) [3].

Návrh experimentu

DOE, někdy také uváděná jako Response Surface Design, je statistická metoda, která vhodným způsobem rozmisťuje výpočetní body pro určení

funkčních hodnot v prostoru tak aby hustota jejich rozložení měla co největší homogenitu. V této práci byl použit Box-Wilson Central Composite Design, obvykle nazývaný Central Composite Design (CCD) a se skládá ze dvou částí. Jedna část obsahuje rohové body prohledávaného prostoru (modré čtverce) a druhá definuje skupinu kruhových bodů, které umožňují odhadnout zakřivení. V závislosti na zvoleném modelu se body mohou nacházet uvnitř, na stěnách nebo vně prohledávaného prostoru. Příklad CCD pro třídídimenzionální systém je zobrazena na následujícím obrázku.



Počet bodů potřebných pro sestavení modelu CCD pro n -dimenzionální problém je dán vztahem:

$$p = 2^n + 2n + 1$$

Počet bodů DOE (ve formě CCD) je pro řešený šesti dimenzionální prostor celkem 77. Znamená to tedy, že pro nalezení výchozího vektoru pro další optimalizaci je nutné sestavit a spočítat 77 variant.

Metoda plochy odezvy

Druhou částí je vyhodnocení výsledků v takto zvolených bodů. RSM založená na metodě nejmenších čtverců pak dokáže na základě definovaná polynommické rovnice aproximovat funkční hodnoty plochou. Na takto definované ploše se pak určí extrém dané funkce. V prezentované práci byl použit kvadratický model aproximující plochy:

$$y = \beta_0 + \sum_i \beta_i x_i + \sum_i \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i < j} \beta_{ij} x_i x_j$$

Kde y je funkční hodnota, β jsou odhadované parametry plochy, jsou jednotlivé proměnné a k je počet proměnných. Je podstatné si uvědomit, že metoda nejmenších čtverců je použitelná pro dostatečně přeuročené soustavy rovnic. Tedy, že nelze libovolně zvyšovat stupeň polynomu při konstantním počtu funkčních hodnot. Po rozepsání předcházející funkce dostaneme soustavu rovnic (zde pro jednoduchost uvedeme rovnici s jednou proměnnou):

$$\begin{aligned} a_1 \cdot x_1^1 + a_2 \cdot x_2^1 + \dots + a_n \cdot x_n^1 &= y^1 \\ a_1 \cdot x_1^2 + a_2 \cdot x_2^2 + \dots + a_n \cdot x_n^2 &= y^2 \\ &\vdots \\ a_1 \cdot x_1^k + a_2 \cdot x_2^k + \dots + a_n \cdot x_n^k &= y^k \end{aligned}$$

Tím jsme získali soustavu k rovnic o n neznámých. Tuto soustavu můžeme maticově zapsat jako:

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{x} = \mathbf{y}$$

Kde

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} x_1^1 & x_2^1 & \dots & x_n^1 \\ x_1^2 & x_2^2 & \dots & x_n^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_1^k & x_2^k & \dots & x_n^k \end{bmatrix}, \quad \mathbf{y} = \begin{bmatrix} y^1 \\ y^2 \\ \vdots \\ y^k \end{bmatrix}, \quad \mathbf{x} = \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_n \end{bmatrix}$$

Cílem je nalezení neznámého vektoru x . Jestliže je počet rovnic vyšší než počet neznámých, tj. $k > n$, soustava je přeuročená a obecně neexistuje exaktní řešení. Proto zavedeme vztah pro odchylku:

$$\mathbf{e} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} - \mathbf{y}$$

Definice úlohy je pak daná ztrátovou funkcí, jako kvadrátu odchylky a následným hledáním optimálního řešení pro vektor x :

$$\mathbf{J}(\mathbf{x}) = \frac{1}{2} (\mathbf{A} \cdot \mathbf{x} - \mathbf{y})^T (\mathbf{A} \cdot \mathbf{x} - \mathbf{y})$$

Minimum této ztrátové funkce, tedy optimální hodnotu vektoru x , lze spočítat jako derivaci podle vektoru x . Z toho obdržíme vztah pro optimální odhad lineárně nezávislých parametrů:

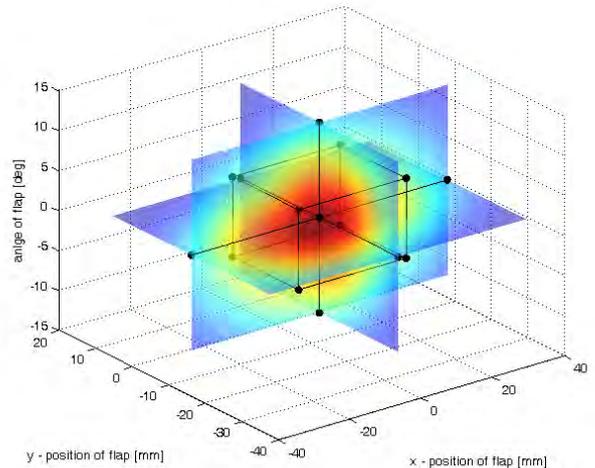
$$\hat{\mathbf{x}}_{LS} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{y}$$

Stříška nad x znčí odhadnutý vektor. Odhad funkční hodnoty pomocí polynommické funkce a odhadnutých parametrů pomocí metody nejmenších čtverců je:

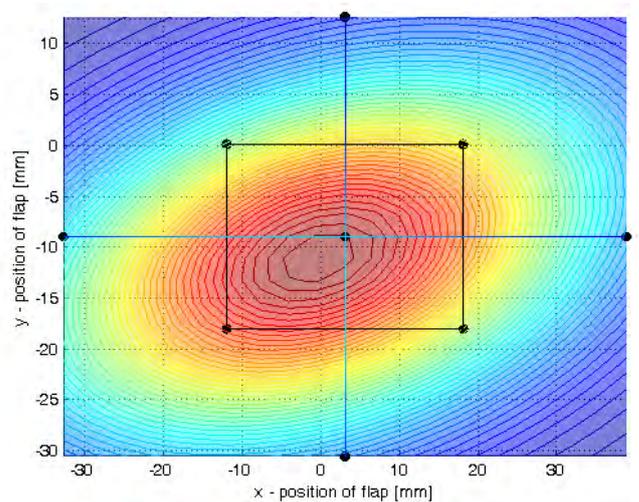
$$\hat{\mathbf{y}} = \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}}_{LS}$$

Na následujícím obrázku je zobrazen výsledek DOE a RSM pro pozici a úhel nastavení klapky (poloha a úhel slotu je konstatní). Středovým bodem DOE jsou proloženy v jednotlivých rovinách tři plochy a jejich barva zobrazuje zvyšující se hodnotu součinitele vztlaku (modrá-nejnižší, červená-nejvyšší).

K nalezení extrému polynomu je možné použít Newtonovu metodu. Ta se často aplikuje pro řešení minimalizačních a maximalizačních problémů v optimalizaci. Hlavní výhodou Newtonova algoritmu (někdy též



DOE (jednotlivé body) a RSM (barevné plochy) pro polohu a úhel klapky

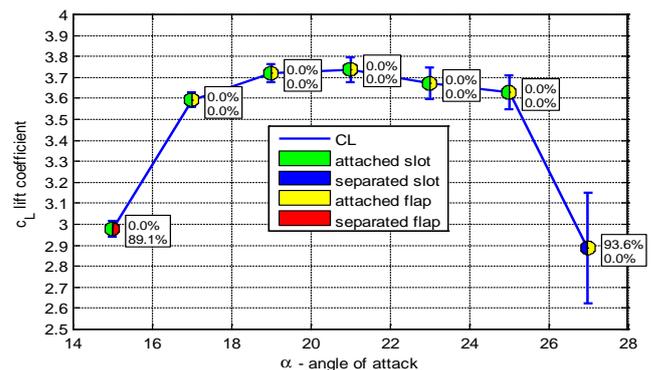


zobrazení DOE a RMS v rovině x-y, relativní poloha klapky

Newtonova-Raphsonova) je, že pro kvadratickou funkci dosáhne minima již v první iteraci. Výpočet dalšího bodu iterace je:

$$x_{k+1} = x_k - \frac{f'(x_k)}{f''(x_k)}$$

Po nalezení optimálního vektoru (optimálního z hlediska RSM) byl daný vektor spočítán. Výsledný vrchol vztlakové čáry s rozptylem (oscilace průměrné hodnoty posledních 500 iterací výpočtu) a procentuálním znázorněním odtržení na slotu a klapce je zobrazen na následujícím grafu:



Vrchol vztlakové charakteristiky DOE a RSM

MULTIKRITERIÁLNÍ MIKROGENETICKÝ ALGORITMUS S ADAPTACÍ ROZSAHU – μ ARMOGA

Evoluční optimalizační metody jsou založeny na snaze napodobit evoluci v přírodě vycházející z určité výchozí množiny jedinců, označených jako populace, na něž se postupně aplikují evoluční operátory (například u genetických algoritmů jsou to selekce, křížení a mutace), aby se získaly vždy lepší a lepší jedinci až se nakonec evoluce vygeneruje žádané optimum. Evolučních algoritmů je mnoho, velmi populárními se staly genetické algoritmy.

Z hlediska počtu kritérií lze optimalizační úlohy rozdělit na jednokriteriální a vícekritériální. V prvním případě je situace jednoduchá, neboť se hledá jediné optimum, ve druhém případě je nutno vygenerovat kompromisní plochu mezi jednotlivými kritérii, tzv. Paretovskou frontu. U jednokriteriální úlohy, kdy optimum se nachází v blízkosti výchozího návrhu, je vhodné použít některou z gradientních metod, neboť se vyznačují rychlou konvergencí. Pokud ovšem toto neplatí, rozhodně stojí za to použít genetické algoritmy, jelikož prohledávají návrhový prostor simultánně na více místech, t.j. mají víceméně globální charakter. Má-li optimalizační úloha kritérií několik, genetické algoritmy jednoznačně dominují nad gradientními. Na rozdíl od nich totiž dokážou vytvořit celou paretovskou frontu nejlepších kompromisních řešení v jediném běhu, přičemž gradientní svým lokálním charakterem se už zde vůbec nehodí - jsou totiž lokální.

Velice často se využívají k řešení multikriteriálních úloh genetické algoritmy založené na metodě váhových funkcí, kdy se jednotlivým kritériím přisoudí určitá váha a minimalizuje se cílová funkce, vytvořená jejich součtem. Tím se úloha transformuje na jednokriteriální. Nejvhodnějším přístupem se však v posledních letech ukazuje řešení pomocí multikriteriálních genetických algoritmů. Metody typu váhové funkce jsou sice jednodušší, ale k získání celé paretovské fronty potřebují mnoho běhů. Navíc, nezvládají úlohy s konkávní paretovskou frontou, neboť v tomto případě mohou vygenerovat jenom její koncové body, poněvadž všechny ostatní jsou pro ně suboptimální.

Multikriteriální genetické algoritmy berou všechna kritéria jako rovnocenná, neboli odpadá zde nutnost posuzování pořadí jejich důležitosti. Jejich fungování popisuje schéma na obr. 1. Nejprve se vytvoří, obvykle náhodně, výchozí populace. Ta se vyhodnotí paretovskou dominancí a seřadí podle zdatnosti. Poté se selekcí vyberou vhodní jedinci ke křížení a z nich se jeden nebo několik podrobí náhodné perturbaci, zvané mutace, aby se do evoluce vnášela také nová kvalita. Vzniklá nová generace se opět vyhodnotí. Tento proces se opakuje do doby, než se dosáhne paretovské fronty.

Vyhodnocování jedinců bývá časově náročné, proto je rozumné snížit jejich počet jak jen možno. Jednou z cest je co největší snížení velikosti populace a limitou tohoto úsilí je mikrogenetický algoritmus, využívající často pouhé čtyři jedince. Na druhé straně je nutné prohledat co největší oblast návrhového prostoru, k čemuž se hodí adaptace rozsahu prohledávaného návrhového prostoru. Navrhli ji Arakawa a Hagiwara a v reálném kódování jí použil A. Oyama. My jsme navrhli mikrogenetický algoritmus využívající adaptaci (μ ARMOGA).

Schéma jeho fungování je následovné: Vytvoří se počáteční populace použitím generátoru náhodných čísel Mersenne Twister, ve spojení se vzorkováním Latinskou hyperkrychlí a vyhodnotí se na paretovskou dominanci. Poté se turnajovou selekcí vyberou jedinci pro křížení

pomocí n-bodového křížícího schématu. Nakonec se náhodně vybraný jedinec zmutuje stejnoumutační formou. Jednou za N-generací se provede adaptace rozsahu prohledávaného návrhového prostoru a poté se populace reinitializuje (viz. obrázek výše). Podrobnější popis lze nalézt v [4,5].

μ ARMOGA byla nastavena následovně: velikost populace 4 a 10, délka návrhového vektoru 6, počet kritérií 4, adaptační parametr 1.2, minimální sigma 0.4. Jako selekční schéma bylo použito turnajová selekce, pro křížení se náhodně volilo mezi jedno-, dvou- a třibodovým křížením. Mutace rovnoměrná s faktorem 0.1. Během celé evoluce se používala Latinská hyperkrychle pro vzorkování návrhového prostoru místo přímého použití generátoru pseudonáhodných čísel Mersenne Twister.

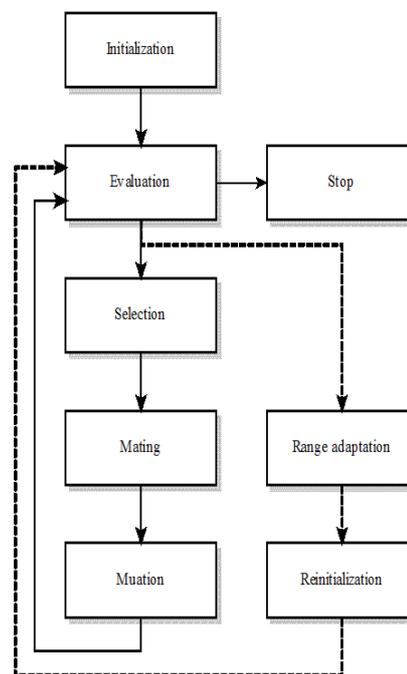


Schéma genetického algoritmu

VÝPOČETNÍ SCHÉMA

Postup popsany výše se aplikuje na dvourozměrný systém profilu s klapkou a slotem. Z hlediska optimalizace se provádí celý proces automaticky:

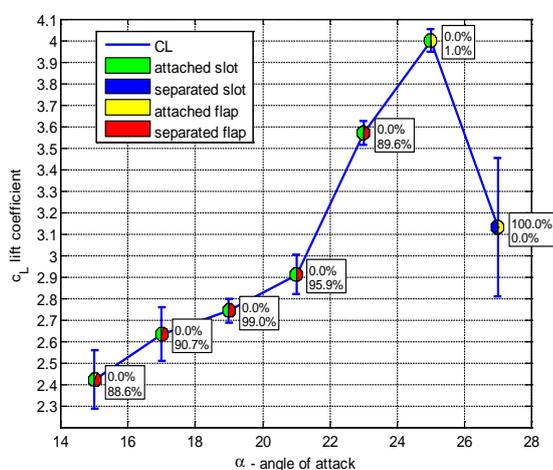
- geometrie je vytvořena v programu MATLAB
- síť se automaticky generuje pomocí programů ICEM CFD a TRITET
- řešení Navier-Stokesových rovnic provádí CFD program EDGE [6]
- optimalizaci (generování nových návrhových vektorů) zajišťuje μ ARMOGA

V MATLABu byl vytvořen program pro ovládání celého výpočetního schématu. μ ARMOGA pracovala se čtyřmi a deseti jedinci, které vygenerovala z předchozích výsledků. Pro návrhové vektory se pak pomocí fronty postupně vytvořila geometrie a vygenerovala výpočetní síť. Aby nedocházelo ke zbytečnému čekání (automatické vytvoření sítě na profil s klapkou a slotem trvalo cca 15 min.), vzala se první síť a začala se počítat, aniž by se čekalo na vytvoření sítě zbylých jedinců. Následně se postupně generovaly zbývající sítě. Při dalším dokončení sítě se zkontroloval počet volných procesorů, v případě volného procesoru se spustily další výpočty. Tento cyklus se dále opakoval, až se vygenerovaly všechny sítě. Poté se čekalo na dokončení všech výpočtů a výsledky se uložily.

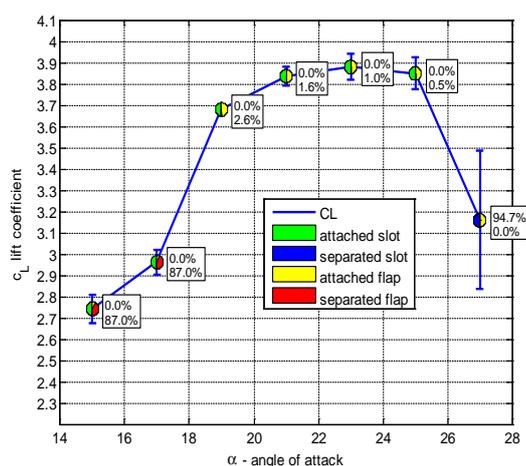
Následovalo nové generování jedinců pomocí μ ARMOGA a celý proces se opakoval. Každá úloha (úhel náběhu) byla počítána na osmi procesorech.

Z hlediska kvality dosažených výsledků byl navržen výpočet součinitele vztaku celkově na sedmi hodnotách úhlu náběhu (výpočetně tedy představuje jedna varianta 7x8 procesorů), přičemž se optimalizovala nejlepší hodnota součinitele vztaku v daném rozsahu úhlů náběhu. Tím se dosáhlo relativně robustního řešení, nehledal se tedy maximální vztak pro jeden konkrétní úhel náběhu, ale celá optimalizace měla v určitém slova smyslu větší stupeň volnosti. Výsledky takto nastavené optimalizace jsou zobrazeny na následujícím grafu.

Z předcházejícího obrázku je patrné že, ke zvýšení vztaku dochází pouze v oblasti jednoho úhlu náběhu. To poskytuje velice úzký rozsah použití, který je navíc doprovázen strmým poklesem vztaku z obou stran tohoto maxi-



Výsledek optimalizace pro CLmax

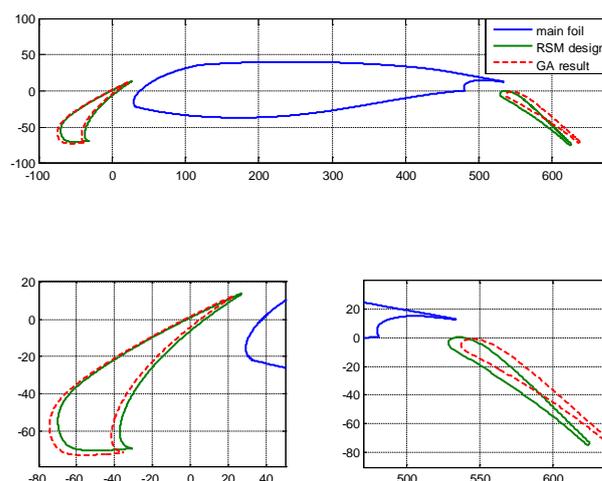


Optimalizovaný vrchol vztakové čáry

ma. Proto bylo v dalším kroku optimalizace zvoleno modifikované kritérium. Jako cílová funkce byla použita třetí nejvyšší hodnota součinitele vztaku na daném rozsahu úhlů náběhu. Postup byl stejný, s tím rozdílem že se pomocí RSM našel nejlepší jedinec z již spočítaných DOE s kritériem na třetí nejvyšší vztakový koeficient. Takto vybraný návrhový vektor se použil pro generování nových jedinců pomocí μ ARMOGA.

Ze srovnání dvou posledních obrázků je patrné, že došlo k mírnému poklesu maximálního součinitele vztaku, konkrétně z 3,99 (při optimalizaci na maxi-

mální CL) na 3,87 (při optimalizaci na třetí nejvyšší CL). Na druhou stranu se značně rozšířila oblast využitelnosti na šest stupňů úhlu náběhu. U obou výsledků jsou patrné tři charakteristické oblasti: na nižších úhlech náběhu je proudění na slotu přilehlé a na klapce odtržené. Při zvyšování úhlu náběhu dochází k přilehnutí proudu na klapce (za klapkou vzniká recirkulační zóna, která působí jako přirozená bariéra proti odtržení proudění) a rapidního nárůstu vztaku. S dalším zvyšováním úhlu náběhu dochází k nárůstu podtlakové špičky na slotu a následné separaci proudění na slotu s případným odtržením proudu i na profilu. To má za následek výrazný pokles vztakové křivky. Pokud dojde ke vzájemné separaci proudění na slotu a profilu je pokles strmější (viz. výsledek optimalizace pro CLmax).



poloha vztakové mechanizace pro třetí nejvyšší součinitel vztaku; porovnání výchozího návrhového vektoru z RSM (plná čára) a optimalizovaného pomocí μ ARMOGA (čárkovaná čára)

ZÁVĚR A ZHODNOCENÍ

V prezentované práci byl navržen postup umožňující kvaziglobální aerodynamickou optimalizaci vztakové mechanizace se slotem a klapkou. Pro výchozí návrh byla použita metoda statisticky navrženého experimentu a metoda plochy odezvy. Výsledek byl použit jako návrhový vektor pro následnou optimalizaci pomocí mikrogenetického algoritmu. Hodnota optimalizovaného kritéria, tedy třetího nejvyššího CL, se z původních 3,67 zvýšila na 3,84 (tedy o cca 5%).

Literatura:

- [1] A.M.O. Smith, „High-Lift Aerodynamics“, Journal of Aircraft, Vol. 12, No. 6, 1975, pp. 501- 530
- [2] D.C.Montgomery, Design and Analysis of Experiments, 7th edition, John Wiley & Sons, Inc. 2009
- [3] R.H. Myers, D.C. Montgomery, Response Surface Methodology, 3rd ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 2009
- [4] Szöllös, A, Šmid, M. and Hájek, J.: Aerodynamic Optimization via Multi-objective Micro-genetic Algorithm with Range Adaptation, Knowledge-Based Reinitialization, Crowding and ϵ -Dominance, Advances in Engineering Software, Vol.40, No.6, str. 419-430, June 2009.
- [5] Hájek, J., Szöllös, A, Šístek, J.: A new mechanism of maintaining diversity of Pareto archive in multi-objective optimization, accepted for publication in Advances in Engineering Software 2010, Vol.41, No.7-8, str.1030-1057, 2010.
- [6] J.D. Jr. Anderson, Computational Fluid Dynamics The basics with applications (McGraw-Hill international edition, 1995)

Aerodynamické zatížení konfigurace křídlo-trup s využitím výsledků CFD simulace

Ing. František Vaněk, Ph.D., Ing. Petr Doupník, Ph.D.

Pro konfiguraci křídlo-trup a izolované křídlo malého dopravního letounu byly provedeny CFD výpočty proudění, jejichž výsledky byly využity pro stanovení rozložení vztlaku na křídle s a bez vlivu trupu, které byly porovnány s analytickými podklady. Dále byl pro jeden případ proveden odhad vlivu vrtulového proudu na řešený problém.

ÚVOD

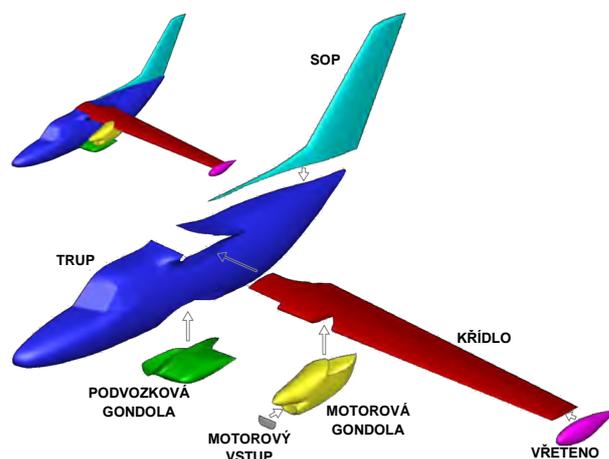
Pro stanovení aerodynamického zatížení křídla s vlivem interference křídlo-trup, resp. křídlo-trup-motorové gondoly lze využít řadu metod počínaje využitím v ČR klasické metody dle předpisu NP-CAGI, přes modifikace metody nosné čáry, panelové metody až k využití výsledků CFD aplikací. Od výsledků CFD výpočtů lze očekávat asi nejkomplexnější informace o řešeném problému, nicméně je potřeba zde zachovávat jistou opatrnost a obezřetnost při interpretaci získaných výsledků a neustávat ve snaze získané informace dále konfrontovat s jinými zdroji, např. tunelovými, či letovými měřeními.

PARAMETRY VÝPOČTŮ

Výpočty byly provedeny pro letoun bez VOP (konfigurace křídlo-trup-motorové gondoly) a pro izolované křídlo pro velký rozsah provozních úhlů náběhu ($-8,0^\circ$ až $13,7^\circ$) a rychlostí (190 až 390 km-h). Výpočetní sítě byly zvoleny jako hybridní nestrukturované, kdy na povrchu letounu je několik vrstev prizmatických elementů určených pro řešení mezní vrstvy a zbytek prostoru vyplňují tetraedry. Výška první prizmatické vrstvy byla volena s ohledem na splnění podmínky $y^+ > 30$. Vnější hranice výpočetních sítí byly tvořeny polokulovou plochou s okrajovou podmínkou *pressure-far-field*. Na vstupu vzduchu do motoru byla definována okrajová podmínka *pressure-outlet*. Pro simulaci vrtulového proudu byl použit disk s malou tloušťkou. Vzniklému objemu byla přiřazena okrajová podmínka *fluid*, ve které byl zapnut zdroj hybnosti *source term - momentum*. Hodnoty hybnosti dodávané proudem vzduchu byly nastaveny tak, aby zvýšení rychlosti vzduchu za diskem vrtule odpovídalo profilu axiálních rychlostí vrtule pro daný režim letu. Radiální rychlosti a tedy zkroucení proudu vzduchu od vrtule nebylo simulováno. Pro vytvoření sítí byl použit program Ansys ICEM CFD 12.1, ze kterého byly následně exportovány do řešiče Ansys FLUENT 12.1. V programu Fluent byl pro výpočet zvolen implicitní řešič a proudění bylo simulováno jako stlačitelné s modelem turbulence Spalart-Allmaras.

METODA ZPRACOVÁNÍ VÝSLEDKŮ CFD

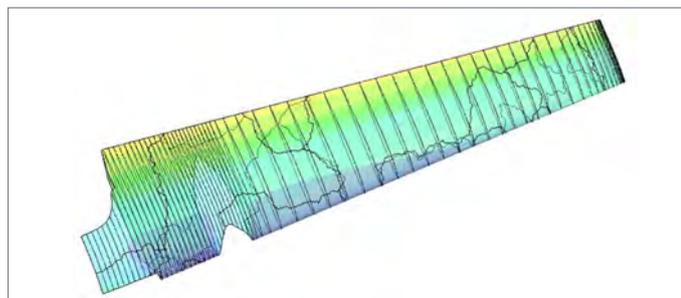
Integrální silové veličiny byly pro každou část ve smyslu použitého členění (křídlo, trup, SOP, podvozkové gondoly, motorové gondoly, vřeteno), viz Obr. 1, získány přímo z programu Fluent.



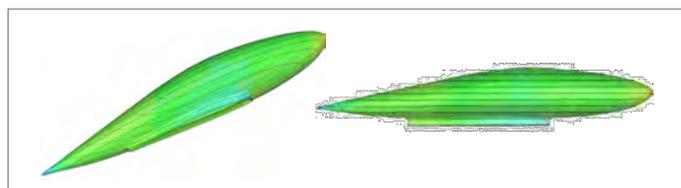
Obr. 1 - 3D model a jeho členění na jednotlivé části

Pro stanovení distribuce zatížení na křídle, motorové gondole a vřetenu bylo nejprve do postprocesoru Tecplot z Fluentu vyexportováno rozložení součinitele tlaku c_p po povrchu těchto částí a poté na nich byl vytvořen potřebný systém řezů po rozpětí křídla (Obr. 2,3,4). Každý tento řez s průběhem součinitele tlaku c_p byl pak zpracován ve vlastní programové aplikaci „Integrace řezů“ (Obr. 5), kdy byly získány silové výslednice, resp. jednotková spojitá zatížení pro dynamický tlak $q = 1 \text{ Pa}$ v letadlové souřadné soustavě, které byly následně převedeny do směru vztlaku ($c_l.c$) a odporu ($c_d.c$). Pro vřeteno a motorovou gondolu byla tato rozložení $c_l.c$ vzhledem k relativně malému počtu řezů na těchto částech ještě korigována tak, aby dala stejný součinitel vztlaku, který vyplynul přímo z programu Fluent, čili řezy byly využity pouze pro stanovení tvaru rozložení. Rozložení vztlaku v průniku křídlo-motorová gondola bylo získáno prostou superpozicí rozložení na obou těchto částech. Obdobně byl řešen průnik křídlo-trup. Zde byl uplatněn stejný princip jako v metodice NP-CAGI, tj. že vztlak který je na trupu (včetně podvozkových gondol a SOP) přísluší průniku křídlo-trup. Tímto standardním postupem je vztlak trupu přemístěn na křídlo, což odpovídá principu „vliv trupu je nulový“, čili vztlak letounu je roven vztlaku na křídle plus vztlaku na VOP. Toto je bez problému z hlediska celkové rovnováhy letounu, nicméně může to přinést drobné nesrovnalosti při řešení silové rovnováhy spoje křídlo-trup neboť zavádí vzdušné zatížení do míst, kde ve skutečnosti nepůsobí. Vliv trupu na rozložení vztlaku na křídle byl tedy stanoven tak, že jeho

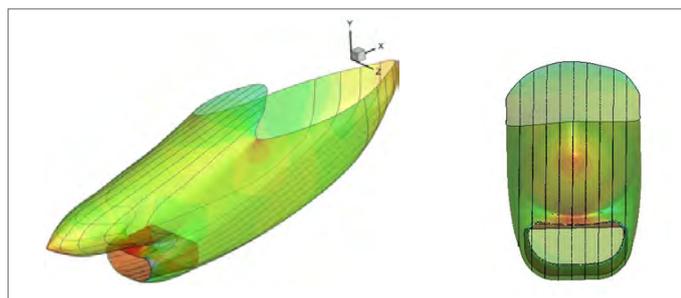
(tzn. trup+SOP+podvozková gondola) jednotkový vztlak (získaný jako součin integrálního součinitele vztaku každé části a vztažné plochy křídla) byl „shrnut“ do křídla a vzápětí „roztažen“ na příslušnou část rozpětí křídla a takto získané jednotkové spojité zatížení (resp. $c_l.c$) bylo připočteno k celkovému rozložení.



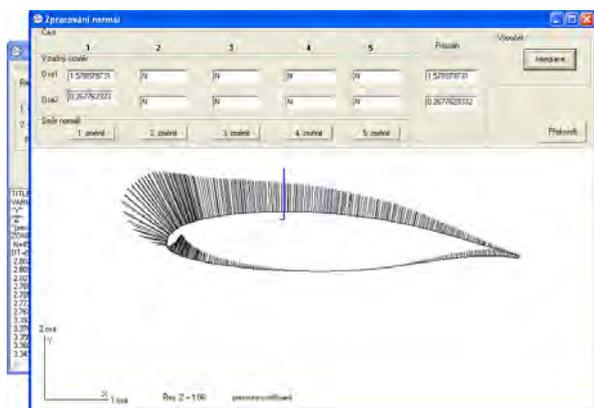
Obr. 2 - Řezy na křídle



Obr. 3 - Řezy na vřetenu



Obr. 4 - Řezy na motorové gondole

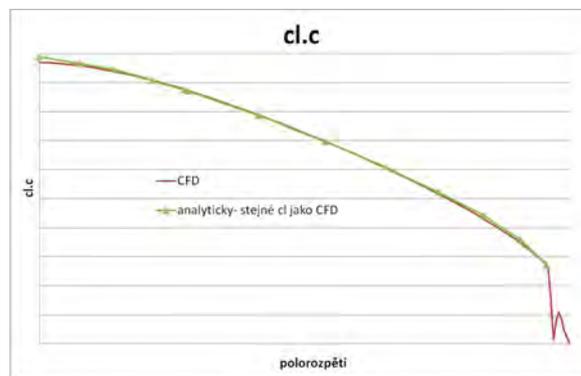


Obr. 5 - Program Integrace řezů

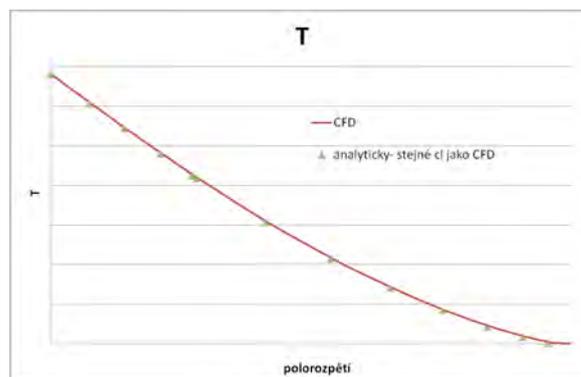
VÝSLEDKY PRO IZOLOVANÉ KŘÍDLO

Rozložení vztaku na izolovaném křídle (křídlo+vřeteno) získané z výsledků CFD výpočtu bylo porovnáno s analytickým rozložením vztaku, které bylo převzato z dřívějších aerodynamických podkladů řešeného letounu. Toto analytické rozložení bylo stanoveno metodou nosné čáry

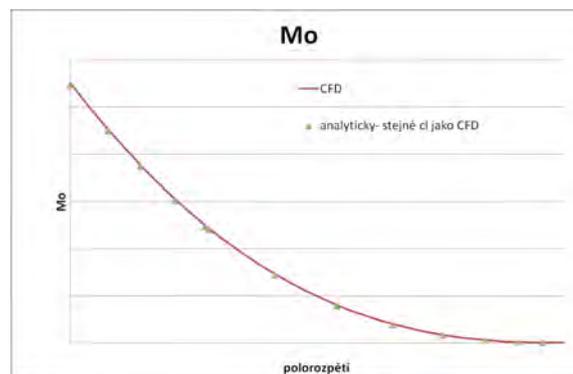
s korekcí na vliv koncových vřeten ve smyslu ekvivalentního prodlouženého křídla a ořezání rozložení. Z porovnání CFD a analytického rozložení vztaku vyplynula velmi dobrá shoda mezi oběma rozloženími vztaku (Obr. 6). Samotné průběhy posouvající síly a ohybového momentu byly pro obě metody na velké části rozpětí křídla takřka totožné a v kořenovém řezu vykazovali minimální rozdíl (Obr. 7,8).



Obr. 6 - Ukázka CFD a analytického rozložení vztaku pro izolované křídlo



Obr. 7 - Ukázka CFD a analytické vzdušné posouvající síly pro izolované křídlo



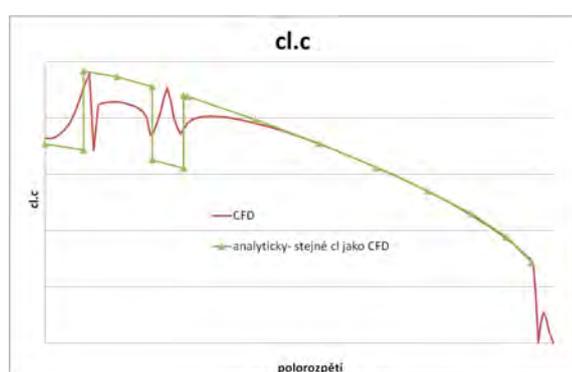
Obr. 8 - Ukázka CFD a analytické vzdušného ohybového momentu pro izolované křídlo

VÝSLEDKY PRO KONFIGURACI KŘÍDLO - TRUP - MOTOROVÉ GONDOLY

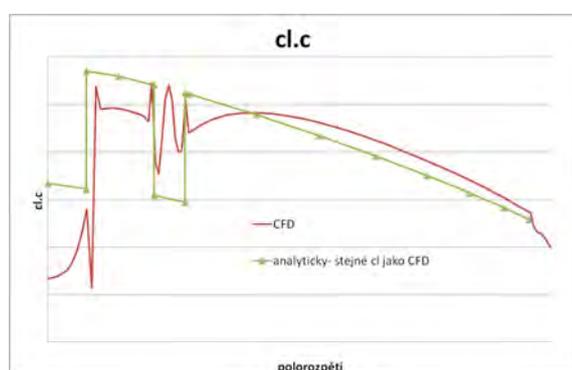
Výsledky z CFD výpočtu konfigurace křídlo-trup-motorová gondola byly porovnány s analytickým rozložením vztaku z dřívějších aerodynamických podkladů řešeného letounu. Toto analytické rozložení s vlivem trupu bylo stanoveno s využitím metodiky dle NP-CAGI, kdy je z

výchozího normálního rozložení vztlaku bez vlivu trupu získáno jednotkové nulové rozložení od vlivu trupu a motorových gondol pro $dCLTR = 1$ (úbytek součinitele vztlaku vlivem trupu) a toto rozložení je pak pro potřebný součinitel vztlaku křídla násobeno odpovídajícím $dCLTR$, plynoucím ze závislosti $dCLTR$ na $CLKR$ (součinitel vztlaku křídla), odvozené buď přímo z požadavků NP-CAGI nebo jinak korigované.

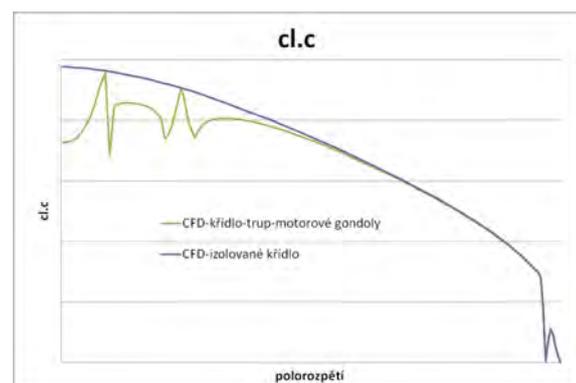
Z porovnání rozložení vztlaku z CFD a stanoveného analyticky vyplynula přijatelná shoda rozložení pro střední a vyšší úhly náběhu (Obr. 9). Průběhy posouvající síly a ohybového momentu pro tyto úhly náběhu také vykázali shodu. Po malé úhly náběhu se analytické a CFD rozložení již odlišovaly. Patrný byl zejména vyšší propad vztlaku v místě trupu a navýšení vztlaku na vnější části křídla u CFD rozložení v porov-



Obr. 9 - Ukázka CFD a analytického rozložení vztlaku s vlivem trupu a motorových gondol pro střední a velké úhly náběhu

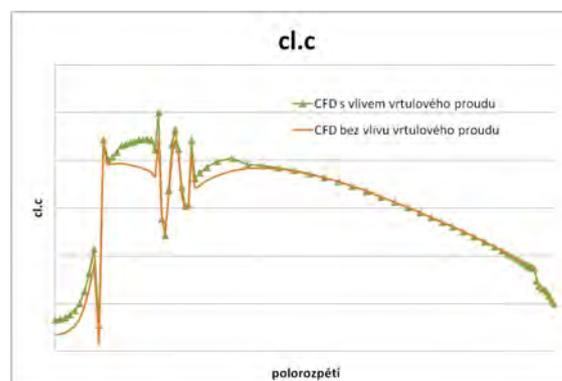


Obr. 10 - Ukázka CFD a analytického rozložení vztlaku s vlivem trupu a motorových gondol pro malé úhly náběhu



Obr. 11 - Ukázka CFD rozložení vztlaku s vlivem trupu a motorových gondol a izolovaného křídla pro stejný úhel náběhu

nání s analytickým (Obr. 10). Ve vyšším propadu vztlaku v místě trupu lze vidět jistý vliv podvozkové gondoly, která na malých úhlech náběhu generuje záporný vztlak. Obecně lze říci, že výsledky CFD neukázaly stejný poměrný úbytek vztlaku v místě trupu a v místě motorových gondol, tak jak uvažuje metodika dle NP-CAGI a spíše tuto předpokládanou proporcionalitu popřely a to zejména pro malé úhly náběhu.



Obr. 12 - Ukázka vlivu vrtulového proudu na rozložení vztlaku s vlivem trupu a motorových gondol pro malé úhly náběhu

VLIV VRTULOVÉHO PROUDU

Porovnání výsledku CFD výpočtu bez a s vlivem vrtulového proudu ukázalo, že vrtulovým proudem nebylo ovlivněno rozložení vztlaku na vnějších částech křídla. V blízkosti pracující vrtule, tj. motorové gondoly došlo ke zvýšení vztlaku na křídle. Samotná motorová gondola vykazovala mírný pokles vztlaku, naopak trup a podvozková gondola mírný nárůst vztlaku (Obr. 12). Vzhledem k redistribuci vztlaku na křídle došlo k posunu výslednice dovnitř a tím relativnímu snížení ohybového momentu.

ZÁVĚR

Provedený CFD výpočet letounu bez VOP a izolovaného křídla ukázal na možnost stanovení rozložení vztlaku po křídle z výsledků CFD, což je podstatné zejména pro konfiguraci letounu bez VOP. Takto je možné lépe postihnout charakter rozložení vztlaku s vlivem trupu na konkrétním letounu se všemi jeho specifikami, které obecnější používané metody nemusí zcela přesně vystihnout. Nutno ale uvést, že u prezentované CFD simulace prozatím nebylo s důvodů špatné dostupnosti podkladů provedeno porovnání alespoň integrálních veličin s tunelovým měřením, čili uvedené výsledky jsou pouze předběžné.

Literatura:

- [1] předpis НП-ЦАГИ 1947 г.
- [2] Popela, R., Zikmund, P., Vaněk, F., Kouřil, M. : The Methodology of Winglet Aerodynamic Design for UL and VLA Aircraft, Letecký zpravodaj, Vol.2007, (2007), No.3, pp.52-55, ISSN 1211-877X.
- [3] Vaněk, F., Kouřil, M. : The Aerodynamics Loads of the Wing-Winglet Configuration for UL and VLA Aircraft, Letecký zpravodaj, Vol.2008, (2008), No.2, pp.30-34, ISSN 1211-877X, VZLU

Aeroakustická analýza kruhové trysky

Mgr. Jan Šimák

Tento příspěvek se zabývá numerickou metodou pro určení odhadu hluku, který vytváří volný proud vzduchu vycházející z kruhové trysky. Příčinou hluku je v tomto případě hlavně turbulence, ostatní typy zdrojů mají zanedbatelný vliv. Intenzita zdrojů je určena pomocí Goldsteinova akustického modelu na základě dat z řešení příslušného proudového pole. Je stručně popsán tento model a uvedeny některé aplikace.

ÚVOD

Těžištěm této práce je hluk generovaný volným proudem stlačeného vzduchu vytékajícím z kruhové trysky. Použita je Goldsteinova metoda pro modelování akustických zdrojů ve volném proudě. Tato metoda byla poprvé formulována v 70. letech [1] a vychází z Lighthillovy akustické analogie a dále rozvádí Ribnerův [2] akustický model. V praxi používaná je verze pro osově symetrické problémy vycházející z původní formulace, v následujících letech se dočkala zobecnění i pro složitější problémy [3].

POPIS MATEMATICKÉHO MODELU

Pro jednoduchost můžeme předpokládat, že proud vzduchu je stálý bez jakýchkoliv výkyvů v čase. V případech tohoto typu lze proto předpokládat, že hlavními zdroji hluku budou jednotlivé nestacionarity ve vytékajícím proudě.

Jejich přesné zachycení, například pomocí pokročilých metod DNS, LES apod., je sice možné, avšak poměrně náročné na výpočetní čas a vybavení. Metoda popsána níže je oproti tomu časově mnohem méně náročná. Je založena na stacionárním výpočtu modelu proudění, doplněném vhodným modelem turbulence. Na základě výpočetných údajů pak dokáže odhadnout intenzitu jednotlivých zdrojů hluku, jeho šíření do volného prostoru a spektrální složení. Metoda je proto ideální k analyzování a srovnávání jednotlivých variant problému.

Akustická analogie

Takzvaná akustická analogie vypracovaná Lighthillem [4] představuje myšlenku přepsat model mechanických procesů v tekutině do tvaru vlnové rovnice. Navierovy-Stokesovy rovnice popisující proudění viskózní tekutiny tak lze přepsat do tvaru pro hustotu ρ

$$\frac{\partial \rho}{\partial t^2} - \sum_i c_0^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2} = \sum_{i,j} \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}, \quad (1)$$

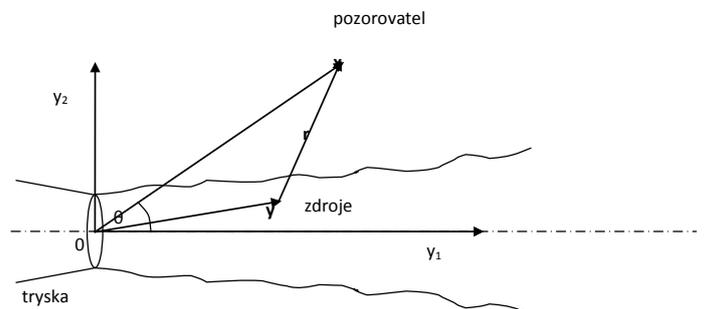
$$T_{ij} = \rho u_i u_j - \tau_{ij} + ((p - p_0) - c_0^2 (\rho - \rho_0)) \delta_{ij}. \quad (2)$$

Tento tenzor představuje akustické zdroje, navíc formálně rozlišené podle příčiny vzniku.

Navíc, fluktuaci hustoty v bodě \mathbf{x} ve vzdáleném poli lze vyjádřit vztahem

$$\rho(\mathbf{x}, t) - \rho_0 = \frac{1}{4\pi c_0^4 x} \int_V \frac{r_i r_j}{r^2} \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial t^2} \left(\mathbf{y}, t - \frac{r}{c_0} \right) d\mathbf{y}, \quad (3)$$

kde $\mathbf{r} = \mathbf{x} - \mathbf{y}$, $r = |\mathbf{r}|$. Dolní index 0 značí okolní klidové hodnoty, tedy hodnoty dostatečně daleko, neovlivněné změnami v proudění.



Obr. 1 - Schéma označení

Goldsteinův model

Níže je popsán zjednodušený model pro osově symetrické proudění, kdy osa trysky je shodná s osou symetrie. Jak již bylo uvedeno, lze v případě trysky považovat za hlavní zdroje hluku turbulence a proto je možné Lighthillův tenzor (2) aproximovat jako $T_{ij} = \rho_0 u_i u_j$. Protože tento tenzor je možné považovat za náhodnou funkci v čase, je vhodné definovat autokorelační funkci

$$C_{\rho}(\mathbf{x}, \tau) = \frac{[\rho(\mathbf{x}, t + \tau) - \rho_0][\rho(\mathbf{x}, t) - \rho_0]}{\rho_0 c_0^{-3}} = \frac{1}{6 \pi^2 \rho_0 c_0^5 x^2} \iint_V \frac{\partial^4}{\partial \tau^4} \sum_{i,j,k,l} \frac{r_i r_j r_k r_l}{r^4} R_{ijkl} \left(\mathbf{y}, \boldsymbol{\zeta}, \tau + \frac{\boldsymbol{\zeta} \cdot \mathbf{x}}{c_0 x} \right) d\mathbf{y} d\boldsymbol{\zeta}, \quad (4)$$

jejíž vztah k akustickým zdrojům (pro vzdálené pole) je vyjádřen jako

$$R_{ijkl} \left(\mathbf{y}, \boldsymbol{\zeta}, \tau + \frac{\boldsymbol{\zeta} \cdot \mathbf{x}}{c_0 x} \right) \approx T_{ij} \left(\mathbf{y}, t - \frac{r}{c_0} \right) T_{kl} \left(\mathbf{y} + \boldsymbol{\zeta}, t + \tau - \frac{\tilde{r}}{c_0} \right). \quad (5)$$

Směrovou intenzitu akustického zdroje lze pak vypočítat jako hodnotu funkce (4) pro $\tau=0$. Pruhem se značí průměrování veličiny na dostatečně dlouhém časovém intervalu.

V případě Goldsteinova modelu pro osově symetrické trysky se dá odvodit, že akustická směrová intenzita ve směru θ a vzdálenosti r , způsobená zdroji v jednotkovém objemu V je rovna

$$I(r, \theta | \mathbf{y}) = I_{self}(r, \theta | \mathbf{y}) + I_{shear}(r, \theta | \mathbf{y}), \quad (6)$$

kde

$$I_{self}(r, \theta | \mathbf{y}) = \frac{12 \rho_0 L_1 L_2 \overline{u_1^2} \omega_f^4}{5 \pi c_0^5 r^2 C^5} D_{self}, \quad (7)$$

$$I_{shear}(r, \theta | \mathbf{y}) = \frac{24 \rho_0 L_1 L_2 \overline{u_1^2} \omega_f^4}{\pi c_0^5 r^2 C^5} \left(\frac{\partial U_1}{\partial y_2} \right)^2 D_{shear}. \quad (8)$$

Výrazy D_{self} a D_{shear} vyjadřují směrové rozložení vyzářovaného zvuku, (9)

$$D_{self} = 1 + 2 \left(\frac{M}{9} - N \right) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + \frac{1}{3} \left(\frac{M^2}{7} + M - 1,5N \left(3 - 3N + \frac{1,5}{\Delta^2} - \frac{\Delta^2}{2} \right) \right) \sin^4 \theta,$$

$$D_{shear} = \cos^2 \theta \left(\cos^2 \theta + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\Delta^2} - 2N \right) \sin^2 \theta \right). \quad (10)$$

Výše uvedené vztahy obsahují vlivy případné anisotropní struktury turbulence, a to ve výrazech

$$\Delta = L_2/L_1, \quad N = 1 - \overline{u_2^2}/\overline{u_1^2}, \quad M = (1,5(\Delta - 1/\Delta))^2, \quad (11)$$

kde L_1 a L_2 jsou délkové míry turbulence, určené, podobně jako další veličiny, na základě použitého turbulentního modelu.

Určení turbulentních parametrů

Výše uvedený akustický model vyžaduje určení mnoha veličin popisujících proudění, včetně statistického popisu turbulence. Jedná se o střední rychlost proudění U_j , dále o rychlost konvekce turbulentních vírů U_{1c} , úhlovou frekvenci turbulence ω_p , turbulentní fluktuace rychlostí u_{1r} , u_{12} a konečně délkové míry turbulence L_1 a L_2 .

Použitým modelem proudění jsou v tomto případě RANS rovnice doplněné k- ω modelem turbulence. Z tohoto důvodu můžeme úhlovou frekvenci turbulence vyjádřit jako

$$\omega_f = 2\pi \varepsilon / k = 2\pi(0,09\omega), \quad (12)$$

kde k značí turbulentní kinetickou energii a ω specifickou turbulentní disipaci. Koeficient $0,09$ vychází z použitého turbulentního modelu. Turbulentní fluktuace rychlosti jsou určeny z turbulentní energie k . Bohužel k- ω model nedokáže z principu rozlišit turbulence v podélném a příčném směru a tak je nutné, pokud chceme zachovat anizotropii turbulence, vyjádřit vztah na základě empirických zkušeností. Jednou z možností je volba

$$\begin{aligned} \overline{u_{11}^2} &= 8k/9, \\ \overline{u_{12}^2} &= 4k/9. \end{aligned} \quad (13)$$

Délkové míry jsou určeny vztahy

$$L_1 = \overline{u_{11}^2}^{3/2} / \varepsilon, \quad L_2 = \overline{u_{12}^2}^{3/2} / \varepsilon. \quad (14)$$

Konvektivní rychlost U_{1c} je dalším z parametrů, který není pokryt turbulentním modelem. Obecně se tato rychlost dá uvažovat konstantní

napříč proudem trysky, její hodnota se bere jako 0,6–0,7 hodnoty podélné rychlosti proudění na ose. V uvažovaném modelu byla konvektivní rychlost položena $U_{1c} = 0,67 U_1|_{y_2=0}$.

Ještě zbývá určit konvektivní (Dopplerův) faktor $C = 1 - M_c \cos \theta$. V tomto tvaru mohou nastat problémy při rychlostech blízkým rychlostem zvuku, kdy vzniká singularita. Proto je v modelu použit modifikovaný výraz vyhovující lépe transsonickému proudění [5],

$$C = \left((1 - M_c \cos \theta)^2 + \frac{(\omega_f L_1)^2}{\pi c_0^2} \right)^{1/2}. \quad (15)$$

M_c je konvektivní Machovo číslo.

Spektrální rozklad

Fourierovou transformací rovnic (7) a (8) lze získat vyjádření akustické směrové intenzity pro jednotlivé úhlové frekvence vlnění [5],

$$I_{self}^\omega(r, \theta | \mathbf{y}) = \frac{\rho_0 L_1 L_2 \overline{u_{11}^2} \omega^4}{40 \sqrt{2} \pi^{3/2} c_0^5 r^2 \omega_f} \exp \left(- \frac{\omega^2 C^2}{8 \omega_f^2} \right) D_{self}, \quad (16)$$

$$I_{shear}^\omega(r, \theta | \mathbf{y}) = \frac{\rho_0 L_1 L_2 \overline{u_{11}^2} \omega^4}{\pi^{3/2} c_0^5 r^2 \omega_f} \left(\frac{\partial U_1}{\partial y_2} \right)^2 \exp \left(- \frac{\omega^2 C^2}{4 \omega_f^2} \right) D_{shear}.$$

Model proudění

Proudové pole nutné k aeroakustické analýze je získáno pomocí řešení průměrovaných Navierových-Stokesových rovnic (RANS) doplněných k- ω modelem turbulence. Rovnice jsou formulovány ve válcových souřadnicích a při řešení je využit předpoklad osové symetrie proudu. Je tedy třeba vyřešit problém ve dvojrozměrném řezu oblastí. Pro potřeby akustického modelu stačí získat stacionární řešení problému. Rovnice lze zapsat ve tvaru

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \sum_{j=1}^2 \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} &= - \frac{\rho u_2}{x_2}, \\ \frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^2 \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j + p \delta_{ij}) - \sum_{j=1}^2 \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} &= - \frac{\rho u_i u_2}{x_2} (1 + \delta_{i3}) + \frac{\rho u_3^2}{x_2} \delta_{i2} + \frac{\tau_{i2}}{x_2} (1 + \delta_{i3}) + \frac{\tau_{33}}{x_2} \delta_{i2}, \\ i &= 1, 2, 3, \\ \frac{\partial E}{\partial t} + \sum_{j=1}^2 \frac{\partial (E + p) u_j}{\partial x_j} - \sum_{j=1}^2 \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\tau_{j1} u_1 + \tau_{j2} u_2 + \tau_{j3} u_3 + \gamma \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_r}{Pr_r} \right) \frac{\partial e}{\partial x_j} \right] &= - \frac{(E + p) u_2}{x_2} + \\ &+ \frac{1}{x_2} \left[\tau_{21} u_1 + \tau_{22} u_2 + \tau_{23} u_3 + \gamma \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_r}{Pr_r} \right) \frac{\partial e}{\partial x_2} \right]. \end{aligned} \quad (17)$$

VÝPOČTY

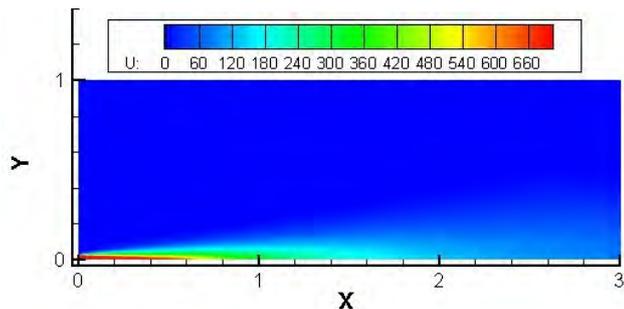
Na základě rovnice (6) je možné vypočítat celkovou intenzitu hluku trysky vyzářenou daným směrem, tedy její směrové charakteristiky,

$$I(r, \theta) = \int_V I(r, \theta | \mathbf{y}) d\mathbf{y}. \quad (18)$$

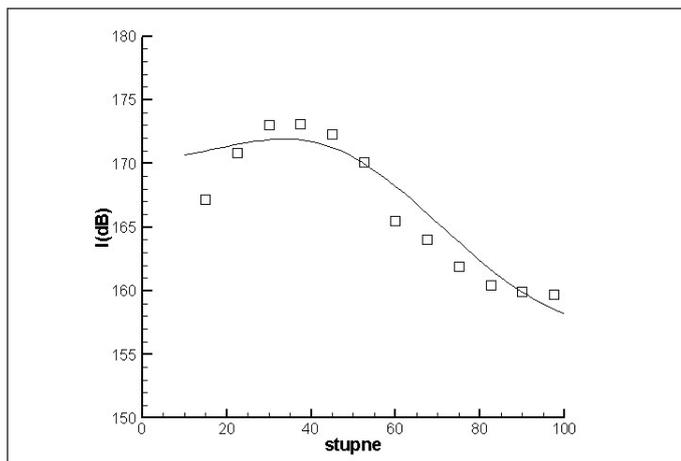
Také je možné vypočítat celkový akustický výkon jednotlivých zdrojů v oblasti a to podle vztahu

$$P_{ac}(\mathbf{y}) = 2\pi r^2 \int_0^\pi I(r, \theta | \mathbf{y}) \sin \theta d\theta. \quad (19)$$

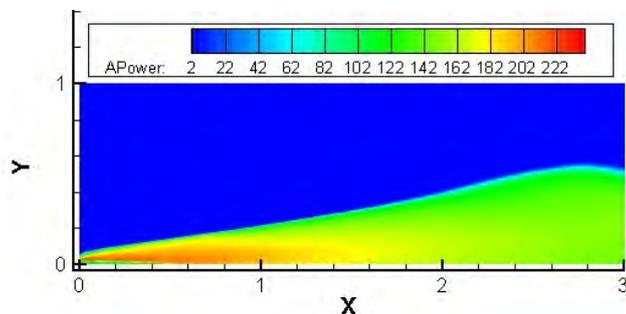
Model pro výpočet intenzity také obsahuje jistou škálovací konstantu, kterou je třeba správně nastavit na základě dat z měření. Prvním příkladem je výpočet nadzvukové trysky o průměru $D=50,8 \text{ mm}$, kde výstupní proud dosahuje rychlosti $Mach=2$. Na obrázku Obr. 3 je zobrazeno rozložení intenzity hluku podle směru, ve vzdálenosti $72D$ od ústí trysky. Na obrázcích Obr. 2 a Obr. 4 je znázorněno rozložení rychlosti a kvalitativní rozložení jednotlivých akustických zdrojů v proudu.



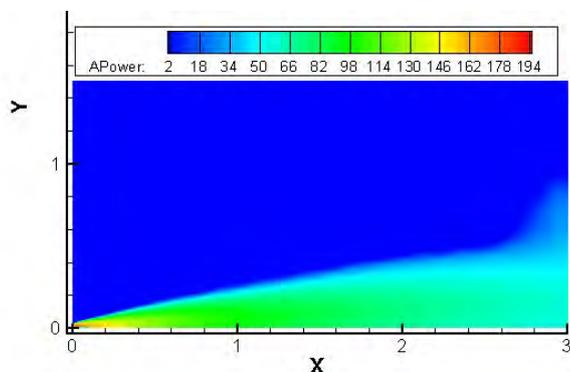
Obr. 2 - Rozložení podélné rychlosti pro Mach=2



Obr. 3 - Směrové rozložení intenzity pro Mach=2 ve vzdálenosti 72D. Srovnání s měřením (□) Tanna [7]

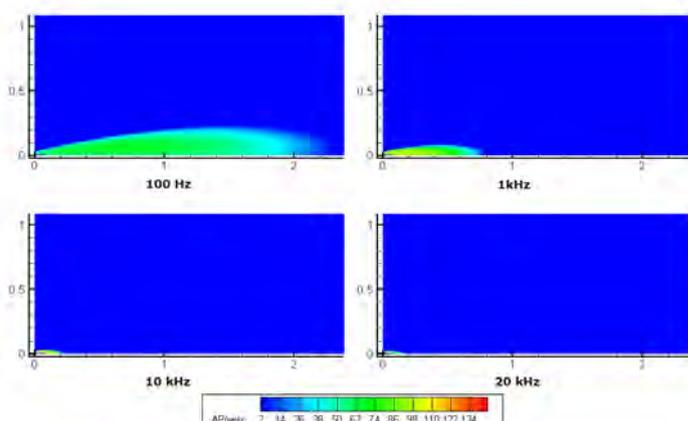


Obr. 4 - Akustický výkon (v dB) jednotlivých zdrojů pro trysku Mach=2



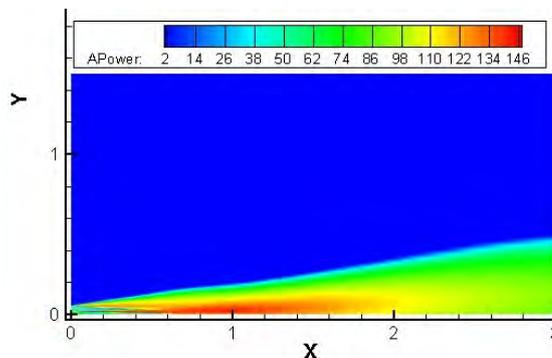
Obr. 5 - Akustický výkon (v dB) jednotlivých zdrojů pro trysku $U_j=125$ m/s.

Druhým příkladem je výpočet trysky pro rychlost výstupního proudu 125 m/s. Na obrázku Obr. 5 je vidět kvalitativní rozložení zdrojů. Obr. 6 ukazuje rozložení zdrojů s ohledem na vyzařovanou frekvenci.



Obr. 6 - Rozložení zdrojů v závislosti na frekvenci vyzařovaného zvuku

Pro srovnání je uveden i výpočet koaxiální trysky (Obr. 7), kdy na výstupu z primární trysky ($D_1=30$ mm) je rychlost 130 m/s a na výstupu sekundární trysky ($D_2=100$ mm) rychlost 54 m/s.



Obr. 7 - Prostorové rozložení akustického výkonu zdrojů (v decibelech) u koaxiální trysky

ZÁVĚR

Jedná se o metodu vhodnou pro jednoduché identifikování akustických zdrojů ve volném proudu. Z důvodu nutnosti nastavit škálovací konstantu je určení absolutních hodnot intenzity poměrně složité, proto je vhodná spíše pro vzájemné srovnávání jednotlivých variant. Díky možnosti využít stacionární řešení proudového pole je poměrně rychlá.

Literatura:

- [1] Goldstein M. E., Rosenbaum B.: Effect of anisotropic turbulence on aerodynamic noise; J. Acoust. Soc. Am., Vol. 54, 630–645, 1973
- [2] Ribner H. S.: The generation of sound by turbulent jets; Advances in Applied Mechanics, Academic, New York, 1964
- [3] Goldstein M. E., Leib S. J.: The Aeroacoustics of Slowly Diverging Supersonic Jets; Journal of Fluid Mechanics, 600, 291–337, 2008
- [4] Lighthill M. J.: On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory; Proc. Roy. Soc. A 221, 564–587, 1952
- [5] Béchara at al.: Application of a $k-\epsilon$ turbulence model to the prediction of noise for simple coaxial free jets; J. Acoust. Soc. Am., Vol. 97 (6), 3518–3531, 1995
- [6] Bailly C., Lafon P., Candel S.: Subsonic and Supersonic Jet Noise Predictions from Statistical Source Models; AIAA Journal, Vol. 35 (11), 1688–1696, November 1997
- [7] Tanna H. K., Dean P. D., Burrin, R. H.: The Generation and Radiation of Supersonic Jet Noise. Vol. III. Turbulent Mixing Noise Data; Air Force Aero-Propulsion Lab., Lockheed-Georgia Co., AFAPL-TR-76-65, Marietta, GA, 1976

Výpočetní metody při návrhu malého nekonvenčního letounu

Ing. Armand Drábek, Ing. Pavel Hospodář, Ing. Petr Vrchota

Tento článek popisuje metodiku výpočtů, pomocí kterých lze určit letové vlastnosti během návrhu malého nekonvenčního letounu. Článek popisuje různé typy výpočetních metod k určení aerodynamických charakteristik a uvádí porovnání s tunelovým a letovým měřením. Jednotlivé typy metod byly aplikovány v různých stádiích návrhu a vývoje. Postupně byly použity příručkové metody, přes „jednoduché“ panelové metody až po moderní CFD metody. Jedním z hlavních cílů bylo získání komplexního přehledu o možnosti využití různých metod, které lze použít v jednotlivých fázích návrhu letounu z hlediska aerodynamiky a mechaniky letu.

ÚVOD

V dnešní době je možné získat data pro odhad letových parametrů použitím různých empirických výpočetních metod, tunelových a letových měření. V současnosti lze pozorovat trend, kdy tunelová měření jsou ve větší míře nahrazována výpočty pokročilými CFD metodami. Tunelová měření jsou využívána hlavně na finální koncepci letounu, jehož geometrie byla navržena a zoptimalizována právě pomocí CFD výpočtů, čímž dochází k redukci časové náročnosti a finančních nároků během procesu vývoje letounu.

Jednotlivé metody určení aerodynamických součinitelů lze porovnat z hlediska časové (finanční) náročnosti a z hlediska přesnosti vyhodnocených výsledků. V přípravné fázi projektu (preliminary design) je dávana přednost výsledkům, které lze získat poměrně rychle ovšem s menší přesností především z důvodu navrhnutí základní koncepce letounu. Výsledky lze pak dále zpřesnit užitím komplexnějších a náročnějších metod.

Stanovení stability a říditelnosti letounu patří mezi nejnáročnější a nejnákladnější úlohy během vývoje letounu. Tato náročnost je částečně dána tím, že fáze stanovení stability a říditelnosti (letových vlastností) probíhá až do samého konce procesu vývoje a někdy díky nevhodným letovým vlastnostem dochází k změnám v konfiguraci až během letových zkoušek, kdy je proces návrhu již uzavřen. Takováto situace může pak mít negativní vliv na výkony navrhovaného stroje a také na náklady vývoje letounu. Z těchto důvodů je velmi důležitá možnost stanovit stabilitu a říditelnost letounu v ranných fázích jeho vývoje.

VÝPOČETNÍ METODY

V současné době patří mezi používané metody odhadu (výpočtu) aerodynamických charakteristik zaměřených na stabilitu a říditelnost příručkové (inženýrské), panelové a CFD metody. Výběr vhodné metody závisí na tom, v kterém stádiu návrhu se vývoj letounu nachází, její časová náročnost a jak přesné jsou požadovány výsledky. Příručkové

a panelové metody se převážně používají v raném stadiu vývoje, protože odhad výsledků je v těchto případech velmi rychlý. Zatímco CFD metody lze použít pro detailnější analýzu v pozdějším stadiu vývoje letounu.

Příručkové metody

Tato metoda je používána pro předpověď stability a říditelnosti při přípravné fázi letounu. Tato metoda vznikla spojením naměřených dat s empirickými a semi-empirickými vztahy. Používají se dvě metody pro výpočet aerodynamických součinitelů: DATCOM a AAA.

DATCOM byl vytvořen v šedesátých letech minulého století ve spojených státech. Vytvoření detailního modelu letounu v písemné formě DATCOMU může být obtížné, proto byla vytvořena počítačová podoba této příručkové metody nazvaná DIGITAL DATCOM. Program DIGITAL DATCOM je elektronickou formou DATCOMU vytvořenou USAF pro výpočet stability a říditelnosti včetně návrhu letounu, vhodnou pro stanovení aerodynamických charakteristik převážně ve stadiu prvotního návrhu letounu.

Metoda AAA (advanced aircraft analysis) byla vytvořena pro výpočty letounu ve Spojených státech. Je založena na metodě, která byla publikována Janem Roskamem. V principu je Roskamova metoda příručkovou metodou, která kompiluje jednotlivé různé metody a zdroje v komplexní formu. Zkušenosti s AAA byly získány na výpočtech nízkorychlostních letadel pro kategorii General Aviation, kdy byly otestovány moduly pro výpočty aerodynamiky, letových výkonů, stability a říditelnosti. Výhodou je velmi rychlé zadávání vstupních dat, výpočet je o mnohonásobně rychlejší než ruční vyhledávání v příručce. Tato metoda má ovšem i své nevýhody. Hlavní z nich je problematické zadávání složitější geometrie křídla. Což může být příkladem křídla složeného z více lichoběžníků, kdy se ho program snaží nahradit pouze jedním lichoběžníkem. Také není možné do výpočtů zahrnout winglety.

Panelové metody

Panelové metody jsou výpočetní metody pro řešení vnější aerodynamiky, jako je proudění kolem profilu, křídla či letounu. Použití panelových

metod je významně omezeno tím faktem, že je uvažováno pouze potenciální proudění. Tedy lze řešit pouze křídla na malých úhlech náběhu, vybočení i s určitým vlivem stlačitelnosti. V současnosti lze využívat mnoho programů pro výpočet potenciálního proudění v tomto článku jsou popsány programy AVL a TORNADO.

Program AVL lze velmi snadno použít pro výpočty řídicích ploch, mechanizace křídla a lze získat základní aerodynamické derivace pro příčný a podélný pohyb. V programu je zahrnut i vliv stlačitelnosti pomocí Prandl Glauertovy korekce, takže je použití omezené. AVL poskytuje dobré výsledky, pokud jde o síly a momenty pro malé úhly náběhu a vybočení.

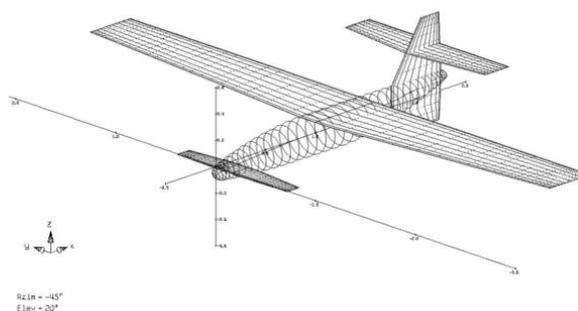
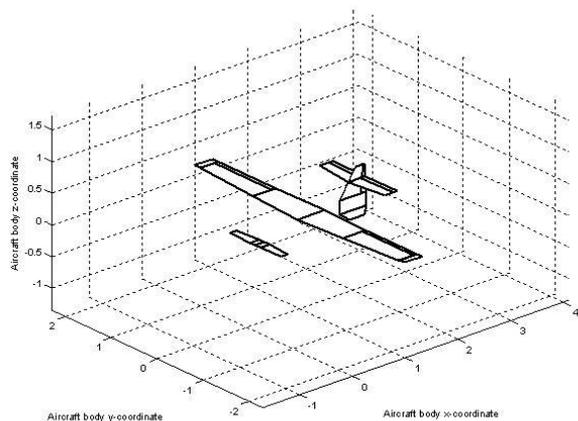
TORNADO je 3D program založený na teorii nosného víru. Pomocí něj lze stanovit stabilitní derivace v závislosti na změně úhlu náběhu a vybočení, úhlových změn, výchylek kormidel. Tento program byl napsán pro MATLAB. Při výpočtech letounu není uvažován vliv trupu a třecí odpor.

CFD metody

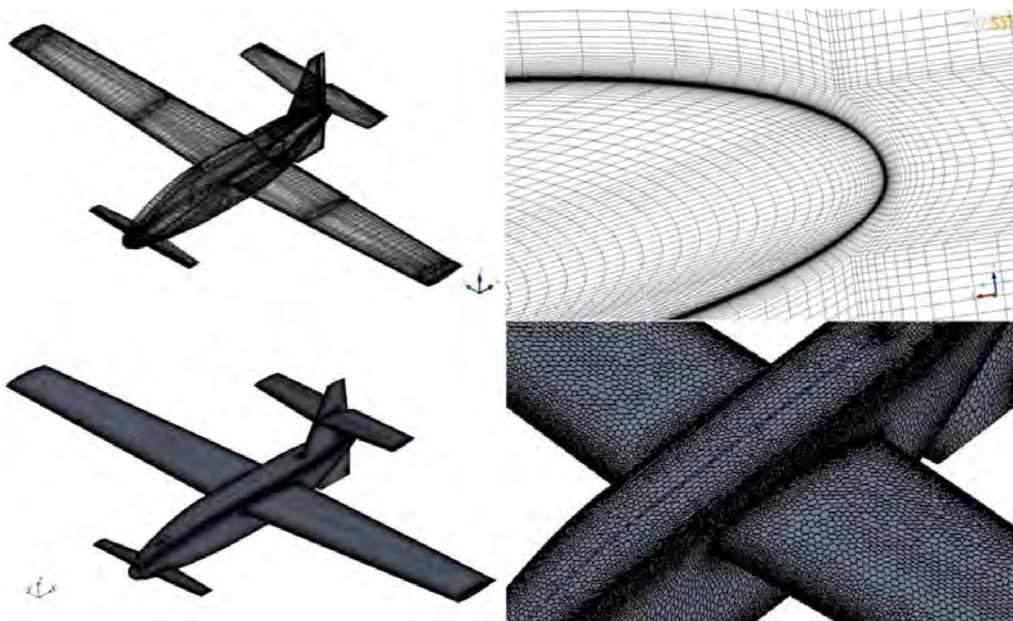
V současné době je několik možných přístupů jak simulovat proudění pomocí CFD. Lze použít nejjednodušší řešení neviskózního proudění až po časově nejnáročnější přímou numerickou simulaci (DNS). Model letounu pro tuto simulaci může mít několik miliard buněk, jejíž řešení pro jeden případ může trvat několik měsíců nebo až rok. To je důvod proč se stále používají v inženýrských aplikacích středně Navier Stokesovy rovnice.

Tvorba sítě

Jedním z důležitých kroků při výpočtech je tvorba dostatečně kvalitní sítě s ohledem na časovou náročnost, jednoduchost a množství elementů. Vytvoření vhodné sítě je jedním z hlavních aspektů, které ovlivňují přesnost výsledku, konvergenci výpočtu a jeho délku. Proces tvorby sítě pro komplexní geometrii může trvat v řádu dní až týdnů. Výpočtovou síť lze vytvořit několika způsoby. Uživatel může použít strukturovanou nebo nestrukturovanou síť s různými tvary prvků (tetrahedralní, hexahedralní nebo např. polyhedrally) Pro účely výpočty byly sítě vytvořeny v programu ICEM CFD a přímo i v STAR CCM+, který slouží i jako řešič a post processor.



Obr. 1 - geometrie letounu VILIK vytvořená v TORNADO (obr. vlevo) a AVL (obr. vpravo)



Obr. 3 - Ukázka sítě horní obrázky ukazují síť vytvořenou v ICEM CFD na pravé straně je detail křídla, kde je mezní vrstva simulována o-gridem. Dolní sítě byly vytvořeny v programu STAR CCM+ a na pravé straně je vidět detail sítě vytvořené pomocí polyhedrálů

Program STAR CCM+ obsahuje nástroje, které vytvoří objemovou síť, která se nejprve začíná generovat na plochách tělesa. Plochy tělesa mohou být vytvořeny přímo v programu, nebo mohou být importovány ve vhodném formátu z jiného softwaru, či lze geometrii přímo načíst přímo z CAD systémů. Povrchovou síť může uživatel vytvořit v jiném softwaru a tento program dokáže na základě této sítě vygenerovat síť objemovou, nebo lze kompletní síť vytvořit přímo. Objemovou síť lze vytvořit i pomocí polyhedralních prvků. Prismatické prvky jsou generovány automaticky na požadovaných stěnách. Použitá síť pro výpočty měla 10 prismatických vrstev s růstem elementů 1,2. Celkový počet buněk elementů byl 7 miliónů.

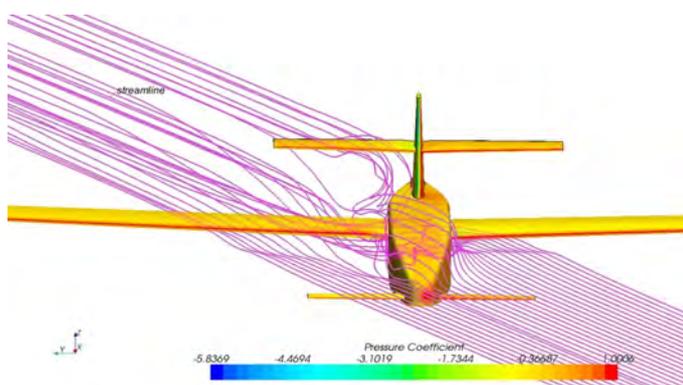
Dalším programem použitým pro tvorbu sítě byl ICEM CFD poloautomatický generátor sítě, který je schopen vytvořit multiblokové strukturované nebo nestrukturované síť. Bloky jsou aplikovány na základní CAD geometrii a mohou být použity jako základ či předloha pro parametrické modely. (např. křídlo s různými výchyly kontrolních ploch). Mezní vrstva je simulována pomocí O-gridu.

Nevýhodou tvorby bloků je jejich časová náročnost je-li geometrie složitá, na druhou stranu uživatel může lépe ovlivnit kvalitu sítě, než je to v případě tetrahedralních sítí, které jsou tvořeny programem automaticky. Při výpočtech byly generovány síť, kde počet elementů byl kolem 10 milionů. (počet elementů byly dány počítaným případem např. výchylo křídla atd.).

Řešič

Pro výpočty byly použity 2 CFD řešiče EDGE, který je vyvíjen ve FOI a komerční software STAR CCM+. Program EDGE je založen na metodě konečných objemů pro řešení rovnic vazkého/nevazkého, stlačitelného/nestlačitelného proudění. Program je vybaven několika modely turbulence. Pro výpočty byl použit SST k- ω model turbulence. STAR CCM+ je komerční software také založený na metodě konečných objemů. Byl použit k- ω model turbulence a stejné okrajové podmínky jako v programu EDGE.

Počáteční podmínky byly stejné jako pro tunelové měření pro oba CFD kódy (Reynoldsova a Machova čísla byla stejná). Reynoldsovo číslo odpovídalo režimu letu. Výpočty byly ukončeny až v případě, kdy jsou změny residuí zanedbatelné.

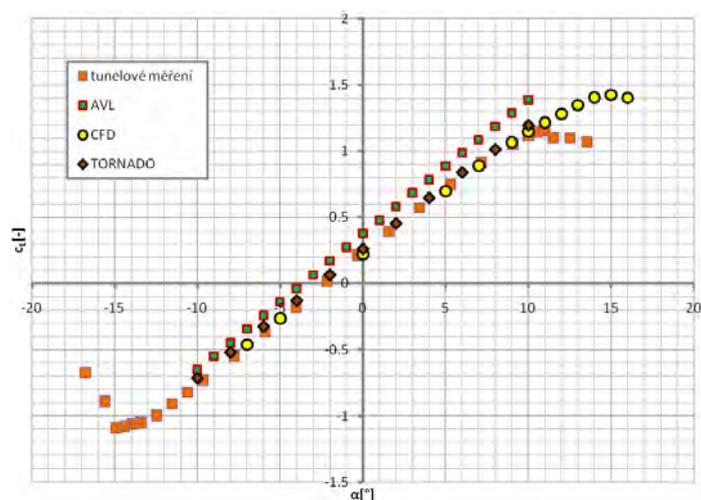


Obr. 5 - Vizualizace proudění kolem letounu VILIK při úhlu vybočení $\beta=20^\circ$

ZÁVĚR

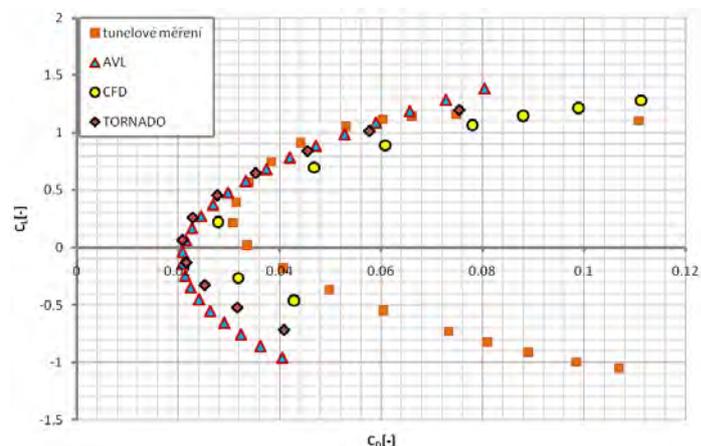
S porovnáním CFD a tunelového měření je zřejmé, že panelové metody poskytují přijatelné výsledky pro statické, řídicí a tlumící derivace v lineární oblasti pro malé hodnoty úhlu náběhu a vybočení. Tyto metody jsou vhodné pro rychlý odhad letových vlastností. Protože výpočty nezahrnují vliv vazkosti, je v součiniteli odporu zahrnuta pouze složka indukovaného odporu. (bez vlivu stlačitelnosti a vazkosti)

Empirické metody poskytují nejrychlejší výsledky a jsou vhodné k použití pro návrh koncepce letadla (křídlo, ocasní plochy)



Obr. 5 - Porovnání vztahových čar jednotlivých výpočtových metod s tunelovým měřením

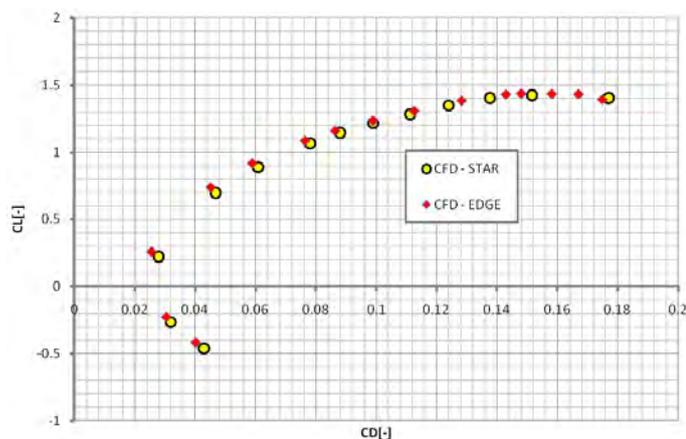
CFD metody postihují výpočty v nelineární oblasti a zahrnují vliv vazkosti (odtržení proudu, interakce trup-křídlo), výpočty jsou z porovnávaných výpočtových metod časově nejnáročnější (každý bod poláry je počítán zvlášť, rychlost výpočtu závisí na kvalitě sítě, jejíž tvorba může být sama o sobě časově náročná). Na druhou stranu CFD poskytují nejkvalitnější výsledky ze všech použitých metod. Vypočítané hodnoty ukazují velmi dobrou shodu, rozdíly hodnot byly menší než pět procent, kromě součinitele odporu, kde byly rozdíly trochu vyšší. Z vizualizace proudového pole bylo patrné velmi podobné chování proudění i včetně úhlů náběhu, kdy docházelo k odtržení proudu.



Obr. 6 - Porovnání polár jednotlivých výpočtových metod s tunelovým měřením

Vypočtené hodnoty ukazují, že oba řešiče mohou být použity pro výpočty aerodynamiky nízkých rychlostí a přinesly tak porovnání komerčního a nekomerčního softwaru. Výpočty ukázaly výhody programu STAR CCM+ v aspektech jako je vlastní generátor sítě, použití polyhedrálních elementů (menší počet buněk) a hlavně větší časové úspore oproti programu EDGE, kde byla síť vytvořena v programu ICEM CFD. Na druhou stranu EDGE není limitován počtem licencí vzhledem ke spolupráci na vývoji s FOI. Režim vybočení byl počítán pro různé úhly náběhu, dále byly spočítané různé výchylky směrového a výškového kormidla, výchylky křidélek. Vliv kachních ocasních ploch a výškovky byl vyšetřován v programu STAR CCM+. Tyto výsledky byly použity pro simulaci plně nelineárního pohybu letounu.

Výsledky byly porovnány s tunelovým měřením. Tunelová měření poskytují velmi přesné výsledky, protože jsou ovlivněny pouze charakteristikami aerodynamického tunelu, jako je upevnění modelu a jeho přesnost. Změřené tlumící derivace se liší od vypočítaných hodnot z důvodu použité numerické metody, která nezohledňuje vliv trupu při výpočtech. (panelová metoda TORNADO). Rozdílné výsledky jsou dány tím, že interakce trupu a křídla má významný vliv na klonivý moment. Výsledky výpočtů příčných aerodynamických derivací dávají vcelku dobrou shodu s naměřenými hodnotami.



Obr. 7 - Porovnání polár jednotlivých výpočtových metod s tunelovým měřením

Na vyhodnocené a porovnané výsledky lze vyvodit mimo jiné i ekonomické aspekty při návrhu letounu jako je finanční a časová náročnost. Časová náročnost panelových metod a CFD metod je o řád nižší (3D analýza letounu při použití panelových metod může být týden, zatímco u CFD metod to může být až měsíc, časově nejnáročnější jsou potom tunelová a letová měření. Tunelové může trvat i několik měsíců a záleží na kvalitě modelu, času výroby a počet požadovaných případů. Skoro stejné požadavky jako pro měření v tunelu jsou na letová měření. (opět časově a i finančně náročná výroba modelu - zvláště pokud je pro testování použit model ve skutečném měřítku).

Použití možných metod záleží především na konstruktérovi a na tom jaké má finanční možnosti. Konstruktor potřebuje stanovit letové vlastnosti a výkony letounu velmi rychle už při prvotním návrhu letounu, k tomu poslouží dobře panelové a příručkové metody. Přesnější výsledky a detailní analýzu získá pomocí CFD metod, tunelových a letových měření při vývoji letounu.

Literatura:

- [1] Hospodář P., Vrchota P., Drábek A.: Comparison of data provided by computation static and dynamic wind tunnel testing and flying testing of flying model VILIK, R-4971, VZLÚ, 2010
- [2] Eliasson P.: Edge, a Navier Stokes solver for unstructured grids, Proceedings. To finite Volumes for Complex Application III, ISBN 1 90399634 1, pp527-534, 2002
- [3] Drábek A., Hospodář P., Vrchota P.: Comparison of CFD methods applied on VILIK flying model, Czech Aerospace proceedings, 4/2010
- [4] Anderson J.D. Jr.: Computational Fluid Dynamics, The basics with the applications, McGraw-Hill international edition, 1995
- [5] Melin T.: A vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications, Master Thesis, Royal Institute of Technology, 2000

Implementace actuator disku do CFD systému Fluent

Ing. Ivan Dofek

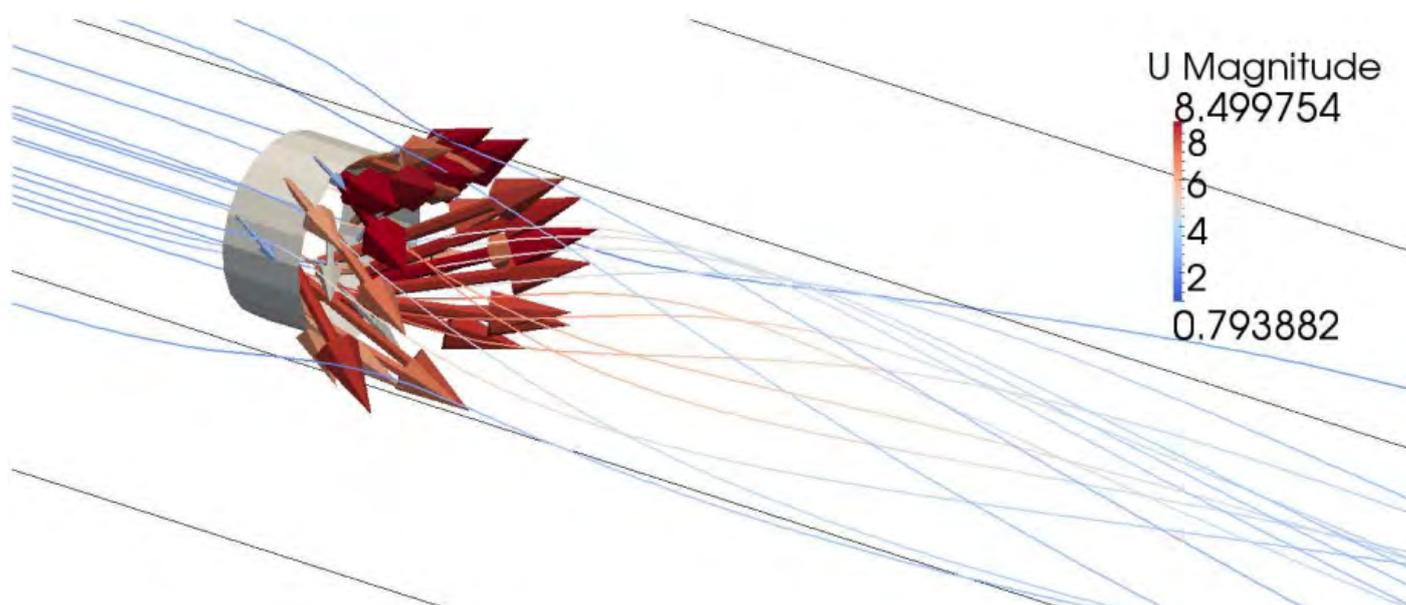
Článek se zabývá implementací konkrétního a již aplikovaného modelu actuator disku nahrazujícího pracující vrtuli do CFD výpočetního systému Fluent a jeho následnou validací. Tento model je též aplikován na modelový případ křídla s motorovou gondolou a následně je porovnán vliv pracujícího actuator disku.

ÚVOD

Pracující vrtule v určité oblasti ovlivňuje charakter proudového pole, proto je vhodné při řešení problematiky aerodynamiky letounů mít k dispozici vhodný nástroj, s jehož využitím je možné určit význam změn v charakteru proudění. Jednou z oblastí zájmu může být vstup vzduchu do motoru při řešení chlazení nebo tvaru krytu motoru. Další oblastí zájmu hlediska pevnostní analýzy je křídlo letounu, kde dochází ke změnám rozložení tlaku na vlivem urychlení proudění vzduchu.

V literatuře je možné najít řadu případů simulací aerodynamiky letounu se zahrnutím vlivu pracující vrtule [7],[8],[9], řešení problematiky proudění s vlivem rotoru helikoptéry [11],[12] nebo proudění kolem větrné elektrárny [4] a podobného zařízení [10]. Je možné najít nejjednodušší případy stacionárního řešení proudového pole [3], [12] až po složitější případy simulací nestacionárního proudového pole [7],[8],[9],[10], [11], kde hlavní rozdíly mezi výpočtovými přístupy jsou v detailech ovlivnění proudového pole pracující vrtulí, mezní vrstvy na povrchu letounu, detailním popisem složitých vírových struktur a časové náročnosti výpočtu.

V článku je popsána implementace stacionárního řešení pracující vrtule v CFD výpočtovém prostředí Fluent. Základní úvahou je nahrazení pracující vrtule energetickým zařízením umístěným ve válcové oblasti v prostoru výpočetní domény, kde jsou definovány tangenciální a axiální účinky na proudové pole v jednotlivých elementech, zařízení je většinou označováno v literárních pramenech jako actuator disk. V literatuře je možné najít několik prací zaměřených na tento přístup, kde nejjednodušším je axiální přirychlení nebo zpomalení skokovou změnou tlaku nebo hybnosti [1]. U složitějších přístupů [1], [2], [4],[5] jsou používány funkce popisující změnu rychlosti nebo hybnosti v axiálním, radiálním a tangenciálním směru v závislosti na poloměru válcové oblasti nebo plochy. Poměrně univerzální, jednoznačný a relativně jednoduše implementovatelný princip vycházející z teorie aplikované na leteckých vrtulích je uveden v literatuře [1] a [2], kde jsou v návaznosti na další literaturu odvozeny a následně do výpočtového prostředí OpenFOAM implementovány funkční vztahy modelu actuator disku. Tento model v sobě zahrnuje popis rozložení tangenciálních a axiálních objemových sil v závislosti na poloměru válcové oblasti. Na obrázku 1. je výstup z OpenFOAM v podobě vykreslení válcové oblasti a zakřivení drah částic proudících přes oblast včetně výsledných vektorů objemových sil.



Obr. 1 - Actuator disk implementovaný v programu OpenFOAM, zdroj [1]

VYTVOŘENÍ UŽIVATELEM DEFINOVANÉ FUNKCE A IMPLEMENTACE ACTUATOR DISKU

Výpočtové prostředí ANSYS Fluent umožňuje vytvoření uživatelem definovaných funkcí pomocí zdrojových kódů psaných v programovacím jazyce C. Tyto zdrojové kódy je možné využít v CFD simulacích pro definování vlastního rychlostního profilu, fan modelu, rozložení hybnostních zdrojů a jiných uživatelem vytvořených doplňujících prostředků.

Vytvořený zdrojový kód actuator disku v sobě obsahuje vzorce (1) až (11) převzaté z [1], [2], které popisují rozložení osových a tangenciálních objemových sil vztažených na definovanou válcovou oblast tvaru disku ve výpočetní doméně. Tato válcová oblast (viz. obrázek 5.) je definována tloušťkou Δ , malým poloměrem R_h a velkým poloměrem R_p . Poloměry současně tvoří interval, na kterém jsou definovány vztahy popisující rozložení objemových sil po poloměru listu vrtule, válcové

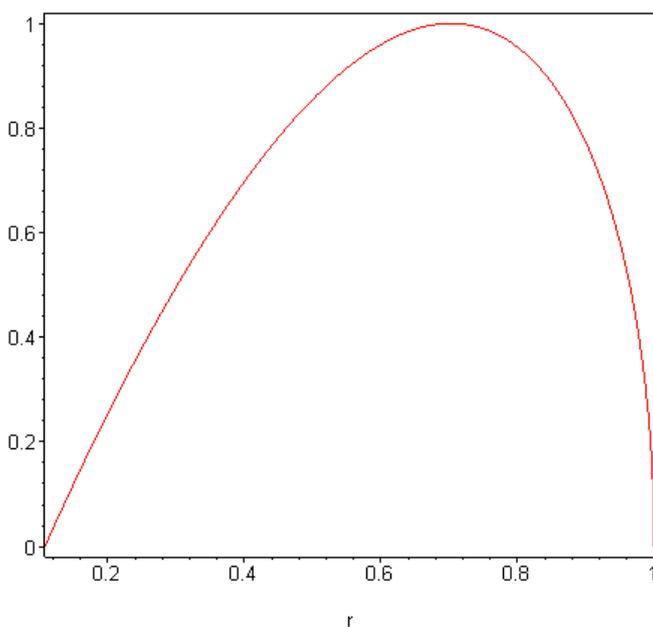
oblasti. Mimo tyto poloměry a oblast nejsou vztahy (1) a (7) funkční, v krajních poloměrech nabývají nulových hodnot.

Průběh objemových sil v axiálním a tangenciálním směru po průměru válcové oblasti je dán funkčními vztahy (1) a (7), kde je proměnnou transformovaný poloměr r^* (3), který se získán z jednotlivých elementů válcové oblasti aplikací vnitřních funkcí Fluentu vložených do zdrojového kódu a spadá do intervalu R_h a R_p . Dále je ještě nutné stanovit hodnoty koeficientů A_x pro axiální a A_θ pro tangenciální objemové síly. Koeficienty jsou hledány z rovnosti integrálu funkce průběhu přes válcovou oblast (pro tah vztah (2) a pro moment (9)) a předem zadaných hodnot celkového tahu nebo kroutícího momentu. Kroutící moment může být získán použitím vztahu (12). Integrací přes válcovou oblast jsou získány vztahy (5) a (10), následnou úpravou vztahy (6) a (11) pro koeficienty A_x a A_θ . Průběh bezrozměrných axiálních a tangenciálních objemových sil je zobrazen na obrázku 2.

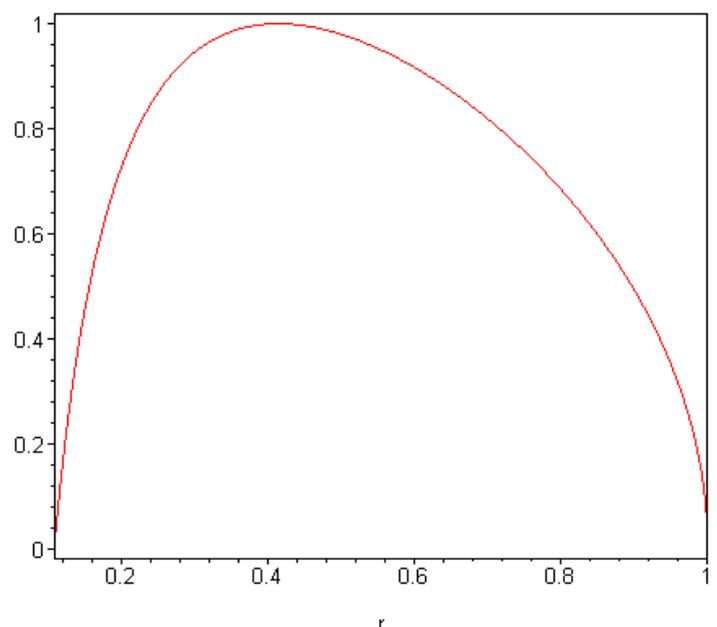
SEZNAM ZKRATEK A POUŽITÝCH VZTAHŮ

| | |
|----------------|---|
| A_x | koeficient pro axiální sílu |
| A_θ | koeficient pro tangenciální sílu |
| f_{bx} | axiální objemová síla |
| $f_{b\theta}$ | tangenciální objemová síla |
| T | tah |
| P | výkon |
| Q | kroutící moment |
| Δ | tloušťka oblasti actuator disku |
| V | objem oblasti actuator disku |
| η | účinnost vrtule |
| $r; r^*, r'_h$ | různé poloměry |
| R_p | maximální poloměr válcové oblasti |
| R_h | minimální poloměr válcové oblasti |
| CFD | Computational Fluid Dynamics |
| V_0 | rychlost nerozrušeného proudu vzduchu |
| V_2 | rychlost v místě za propulsorem |
| | $f_{bx} = A_x r^* \sqrt{1 - r^{*2}}$ (1)...předpis pro průběh axiální objemové síly |
| | $T = \int_V f_{bx} dV = \int_{R_h}^{R_p} f_{bx} 2\pi r \Delta dr$ (2)...rovnost celkového tahu a integrálu f_{bx} přes oblast |
| | $r^* = \frac{r' - r'_h}{1 - r'_h}$ (3)...poloměr |
| | $r' = \frac{r}{R_p}$ (4)...poloměr |

| |
|---|
| $T = 2\pi\Delta(R_p - R_H)A_x \frac{4}{105}(3R_H + 4R_p)$ <p>(5)...evaluovaný integrál pro fbx</p> |
| $A_x = \frac{105}{8} \frac{T}{\pi\Delta(3R_H + 4R_p)(R_p - R_H)}$ <p>(6)...výsledný vztah pro koeficient Ax</p> |
| $f_{b\theta} = A_b \frac{r^* \sqrt{1-r^*}}{r^*(1-r_h^*) + r_h^*}$ <p>(7)... předpis pro průběh tangenciální sily</p> |
| $r_h^* = \frac{R_H}{R_p}$ <p>(8)...poloměr</p> |
| $Q = \int_V r f_{b\theta} dV = \int_{R_H}^{R_p} r f_{b\theta} 2\pi r \Delta dr$ <p>(9)...rovnost celkového tahu a integrálu fbθ přes oblast</p> |
| $Q = 2\pi\Delta R_p (R_p - R_H) A_b \frac{4}{105}(3R_H + 4R_p)$ <p>(10)... evaluovaný integrál pro fbθ</p> |
| $A_b = \frac{105}{8} \frac{Q}{\pi\Delta R_p (3R_p + 4R_H)(R_p - R_H)}$ <p>(11)...výsledný vztah pro koeficient Aθ</p> |
| $P = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot Q$ <p>(12)...vztah mezi kroutícím momentem a výkonem</p> |
| $\eta = \frac{V_0 \cdot Tah}{Výkon}$ <p>(13)...účinnost vrtule</p> |



průběh bezrozměrného fbx



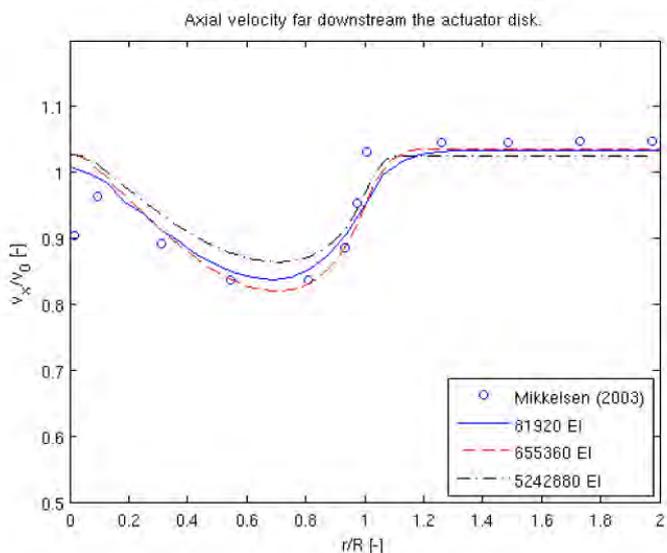
průběh bezrozměrného fbθ

Obr. 2 - Průběhy bezrozměrných hodnot fbx a fbθ

VALIDACE POUŽITÉHO MODELU ACUATOR DISKU A OVĚŘENÍ FUNKČNOSTI ZDROJOVÝ KÓD

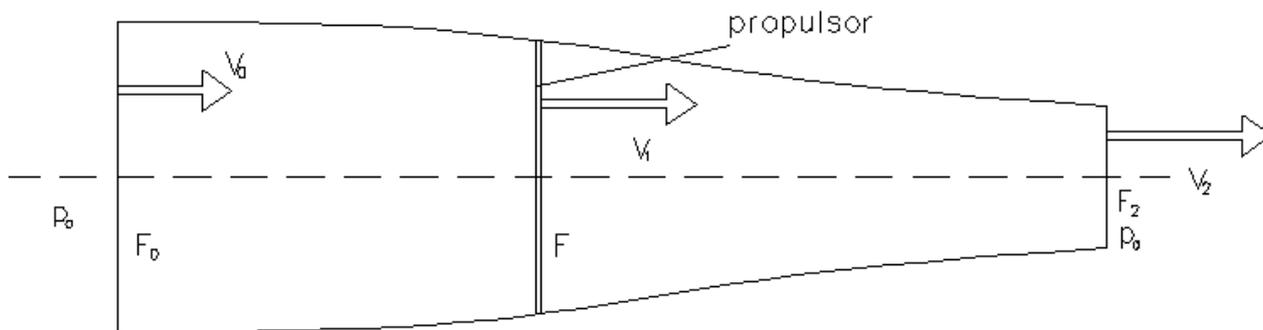
simulaci vrtule nebo podobného zařízení, které energii do systému dodává a nebo jí z něj odebírá. Pouze změnou smyslu objemových sil je možné změnit u tangenciální složky smysl rotačního přirychlení proudu vzduchu nebo u axiální složky je možné namísto přirychlení proudění simulovat zpomalení proudění např. vlivem větrné elektrárny. Zde je porovnán průběh axiálních rychlostí obou přístupů v místě za rotorem. Rychlosti jsou rozloženy směrem od středu rotoru až po místo vyrovnání axiálních rychlostí s rychlostí proudění okolí. Z obrázku 3. je patrná tvarová i velikostní shoda průběhů axiálních rychlostí. K větším rozdílům dochází pouze v oblasti středu rotoru, což autor v [1] přisuzuje především rozdílným přístupům popisu rozložení objemových sil.

Hlavním smyslem základní validace actuator disku bylo ověření správné implementace vztahů (1) až (11) popisujících rozložení objemových sil a funkčnost celého zdrojový kódů. Základní validace implementovaného modelu actuator disku byla provedena s využitím teorie ideálního propulsoru např. [6], kde jsou porovnávány axiální rychlosti V_2 ve vzdálenosti za propulsorem. Teoretické schéma je na obrázku 4., pro tento účel validace byla vytvořena výpočetní doména tvaru válce ze strukturované sítě obsahující samostatnou válcovou oblast o průměru 2 m s malým poloměrem uprostřed obrázek 5. Propulsor je vytvořen ponecháním f_{bx} jako konstanty v celé oblasti. Výpočty byly provedeny pro dvě hodnoty tahové síly 1000 a 3000 N a dvě hodnoty rychlosti V_0 35 a 70 m/s, kde nižší hodnoty tahu rychlosti mohou odpovídat vrtuli pro ultralehké letouny. Hodnoty tahu a rychlosti byly zvoleny s ohledem na stlačitelnost vzduchu, názornost vlivu rychlosti V_0 na V_2 a hodnoty přirychlení způsobeného přírůstkem hybnosti.

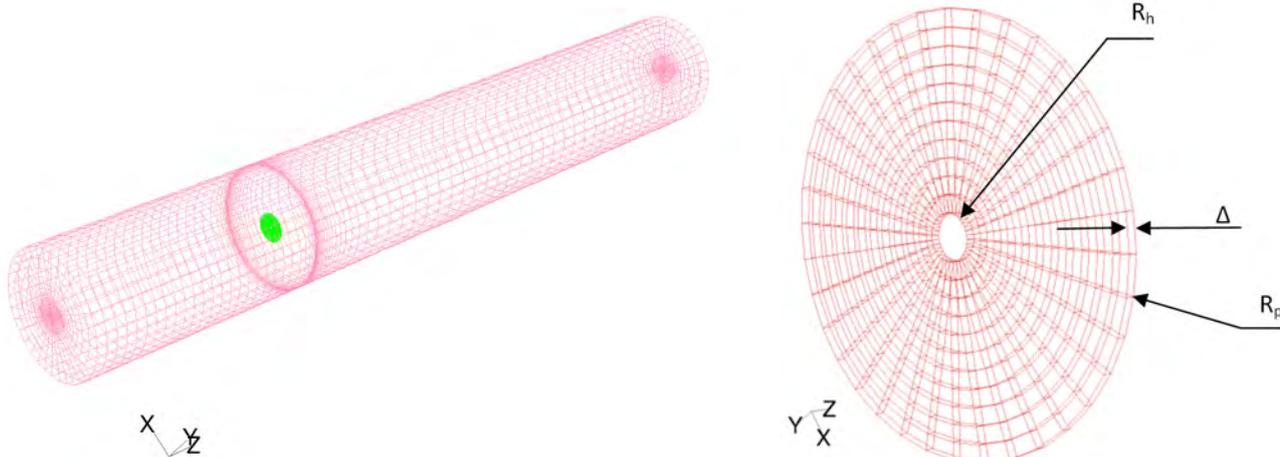


Obr. 3 - Porovnání průběhu axiálních rychlostí, zdroj [1]

V práci [1] byl model actuator disku porovnán s jiným modelem [4] nahrazujícím větrnou elektrárnu. Actuator disk může být použit pro



Obr. 4 - Schéma ideálního propulsoru



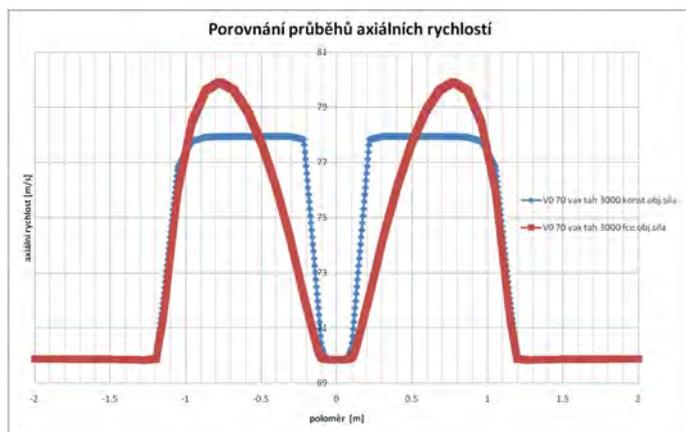
Obr. 5 - Válcová výpočetní doména pro validaci actuator disku

Výsledné hodnoty porovnání ideálního propulsoru a actuator disku jsou v tabulce 2., zde lze konstatovat, že se hodnoty téměř neliší.

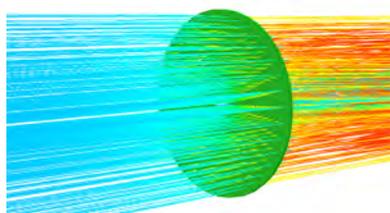
Dále byl porovnán průběh rozložení rychlostí V2 ve vzdálenosti za actuator diskem s konstantním ($f_{bx} = \text{konstanta}$) a nekonstantním (f_{bx} (1)) rozložením objemových sil pro stejnou hodnotu tahové síly $T = 3000 \text{ N}$. Na obrázku 6. je zobrazen průběh rychlostí V2 ve vzdálenosti za válcovou oblastí, kde plochy obou průběhů rychlostí se v intervalu R_h a R_p shodují což je v souladu se zákonem zachování hybnosti. Poslední součástí validace byl výpočet s uvážením tangenciálních objemových sil ($f_{b\theta}$ (1)) při rychlosti 70 m/s, tahu 3000 N a výkonu 185 kW (předpokládaná účinnost vrtule 0.89, vztah (13)), vykreslení drah částic se zakřivením při průchodu přes válcovou oblast je na obr. 7.

| Tah [N] | V0 [m/s] | V2 CFD [m/s] | V2 propulsor [m/s] |
|---------|----------|--------------|--------------------|
| 1000 | 35 | 40.1 | 40.1 |
| 1000 | 70 | 72.7 | 72.7 |
| 3000 | 35 | 48.9 | 49.2 |
| 3000 | 70 | 77.9 | 78 |

Tab. 1 - Porovnání hodnot tahů



Obr. 6 - Průběh axiálních rychlostí V2



Obr. 7 - Ukázka zkroucení proudů

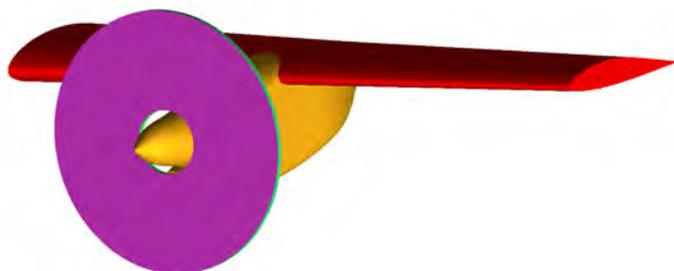
PRAKTICKÁ APLIKACE

Model actuator disku byl aplikován na křídlo s gondolou motoru obr. 8. Jedná o modelový případ možné aplikace na malém turbovrtulovém letounu jako jsou L - 410, EV -55, Cessna208 a jiné. Průměr válcové oblasti nahrazující vrtuli je 2.3 m a plocha křídla 12 m². Simulace byly počítány na dvou rychlostech Mach 0.1 a 0.327, kde vyšší hodnota Machova čísla odpovídá přibližně rychlosti 400km/h a nižší hodnota je zvolena z důvodu zvýraznění efektu přirychlení proudů vzduchu actuator diskem v oblasti křídla s gondolou a tento letový režim je po-

važován pouze za ilustrativní, ale může odpovídat např. startu letounu. Obě simulace proběhly při úhlu náběhu 0° na konstantním výkonu $P = 495 \text{ kW}$, otáčkách 2000 ot/min a tahu $T = 5000 \text{ N}$, kde tyto hodnoty odpovídají přibližně výkonu turbovrtulových motorů používaných na malých turbovrtulových letounech (viz. např. motor M601, u vrtule byla uvážena pro vyšší rychlost účinnost přibližně 0.89, vztah (13)). Všechny simulace proběhly v 0m MSA s uvážením následujících variant nastavení actuator disku:

- čistá konfigurace
- kroučící moment a tah, rozložení veličin dané funkcemi $f_{b\theta}$ (1) a f_{bx} (7)
- tah, rozložení veličin dané funkcí f_{bx} (1)
- tah, konstantní hodnota objemové síly v oblasti disku, f_{bx} (1) = konstanta

Výsledné hodnoty z CFD simulací jsou uvedeny v tabulce 2., kde jsou porovnány hodnoty součinitelů tlaku ze simulací s aktivním actuator diskem vzhledem k simulacím bez aktivního actuator disku. Na obrázku 9 - 12 jsou zobrazeny barevné kontury rozložení součinitele tlaku.



Obr. 8 - Geometrie křídla s gondolou

| | Mach 0.1 | | Mach 0.327 | |
|---------------------|-----------|--------------------------------------|------------|--------------------------------------|
| | c_l [-] | c_l [%] křídlo bez zdrojů hybnosti | c_l [-] | c_l [%] křídlo bez zdrojů hybnosti |
| bez zdroje hybnosti | 0.188 | - | 0.195 | - |
| výkon, tah, fce | 0.211 | 10.8 | 0.201 | 2.9 |
| tah konstanta | 0.217 | 13.2 | 0.199 | 1.8 |
| tah fce | 0.211 | 11.0 | 0.199 | 2.0 |

Tab. 2 - Porovnání hodnot součinitelů vztlačů

ZÁVĚR

Do programu Fluent byl implementován model actuator disku, následně byla provedena jeho základní validace s teorií ideálního propulsoru a tento model byl poté aplikován na obecný modelový případ křídla s motorovou gondolou. Dále byl porovnán vliv několika přístupů rozložení objemových sil, od konstantní hodnoty rozložení objemové síly až po model obsahující rozložení axiálních a tangenciálních sil dané funkčním předpisem (1) a (7). Z výsledků nebyl patrný výraznější rozdíl v hodnotách součinitele vztlaču mezi použitými přístupy. Z porovnání výsledků ze simulací s aktivním a neaktivním actuator diskem je patrný nárůst hodnot součinitelů vztlaču, při rychlosti M 0.327 jsou hodnoty v rozmezí 2 - 3 %, v ilustrativním případě při rychlosti M 0.1 je efekt vzhledem k použitému tahu a výkonu daleko vyšší, 10 - 13 %, zde je na obrázcích 9 - 10 výrazný rozdíl v hodnotách rozložení cp.

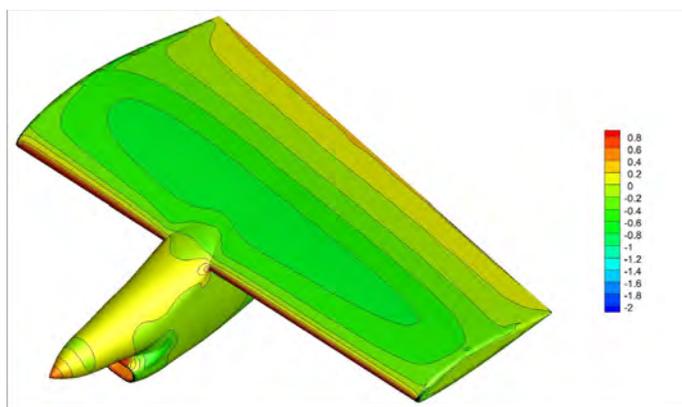
Při použitém modelu actuator disku nebyly v CFD simulacích zpozorovány problémy s konvergencí řešení a to v porovnání se simulacemi bez zahrnutí vlivu objemových sil. Současně nebyly pozorovány větší časové nároky na simulaci.

Do budoucna bude vhodné vyzkoušet jiné druhy popisu rozložení objemových sil třeba s uvážením radiálních sil nebo vhodnou aplikací Blade Element Theory ve spojení s návrhem reálného listu vrtule a následně provést porovnání rozložení rychlostí v proudovém modelu actuator disku.

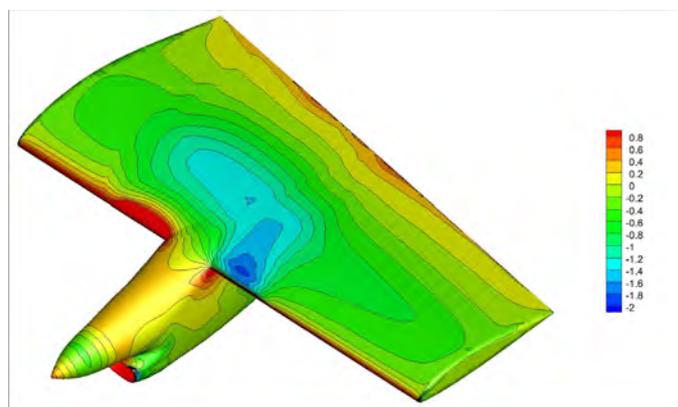
Výhodou komplexnějšího modelování rozložení objemových sil oproti např. ideálního propulsoru může být detailnější popis rychlostního pole v zájmové oblasti, proto se další zájem o různé implementace zjednodušených modelů leteckých vrtulí do CFD systému jeví jako poměrně perspektivní a užitečná oblast výzkumu.

Literatura:

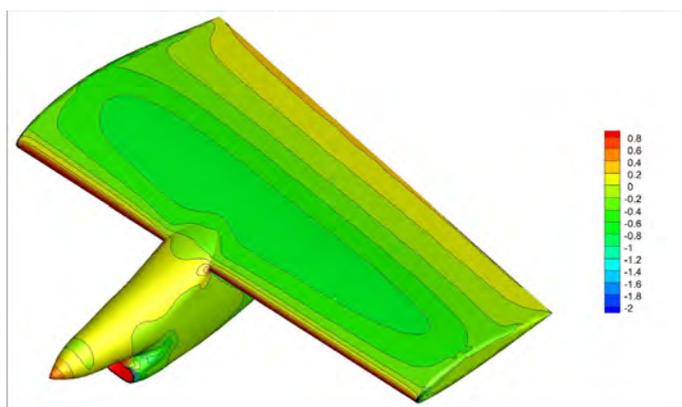
- [1] E. Svenning: Implementation of an actuator disk in OpenFOAM, Chalmers University of Technology, October 30, 2010
- [2] Note on the Body Force Propeller implementation in FineTM/ Marine
- [3] M. R. Ruith: The Osprey Takes Off with Virtual Blade ModelingBy, Fluent Inc. 2005
- [4] R. Mikkelsen : Actuator Disc Methods Applied to Wind Turbines, Technical University of Denmark, 2003, MEK-FM-PHD 2003-02 / ISBN 87-7475-296-0
- [5] A. Filippone: CFD actuator disk solutions for a helicopter rotor in hover flight, DESS Modélisation & Simulation en Mécanique Département Mécanique Université Joseph Fourier Grenoble, France , Mechanical, Aerospace and Manufacturing Engineering dept University of Manchester Institute of Science and Technology United Kingdom, Sept 2003
- [6] ŠVÉDA, J.: Teorie vrtulníků, skripta VAAZ Brno, S-2349/III, Brno 1975
- [7] E. W. M. Roosenboom, A. Stürmer, A. Schröder : Advanced Experimental and Numerical Validation and Analysis of Propeller Slipstream Flows, Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 1, January–February 2010, ISSN 0021-8669
- [8] A. Stuermer, M. Rakowitz: Unsteady Simulation of a Transport Aircraft Propeller Using MEGAFLOW, DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Germany, 25 APR 2005
- [9] N. Hariharan, A. Wissink, M. Steffen : Tip Vortex Field Resolution Using an Adaptive Dual-Mesh Computational Paradigm, AIAA 2011-1108, January 2011, Orlando, Florida
- [10] A. T. J. Mozafari: Numerical Modeling of Tidal Turbines: Methodology Development and Potential Physical Environmental Effects, University of Washington, 2010
- [11] M. A. Potsdam, R. C. Strawn : CFD SIMULATIONS OF TILTROTOR CONFIGURATIONS IN HOVER Presented at the American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June 11-13, 2002.
- [12] R. G. Rajagopalan: A Procedure for Rotor Performance, Flowfield and Interference: A Perspective, AIAA 2000-0116, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibits, 10 - 13 January, 2000, Reno, Nevada



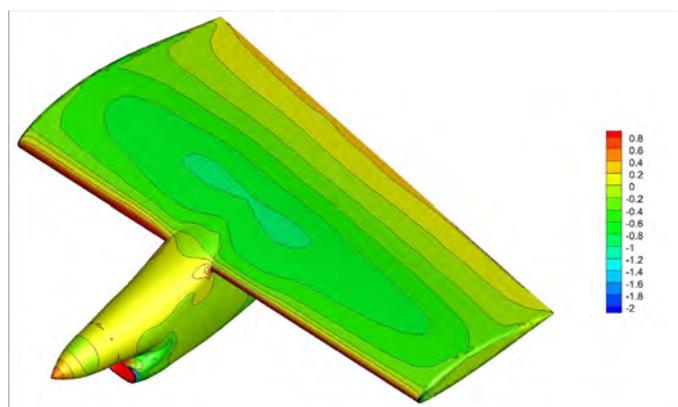
Obr. 9 - Rozložení c_p , Mach 0.1, neaktivní actuator disk



Obr. 10 - Rozložení c_p , Mach 0.1, aktivní actuator disk



Obr. 11 - Rozložení c_p , Mach 0.327, neaktivní actuator disk



Obr. 12 - Rozložení c_p , Mach 0.327, aktivní actuator disk

Validation of Vortex Generator Models in Edge

William Tougeron, IPSA, Ivry-sur-Seine, France

This article presents the results of a validation study about two mathematical models implemented in Edge, the CFD solver developed by the FOI (Swedish Research Defense Agency), simulating the presence of vortex generators during CFD calculations: the jBAY and the RANS models. The study consisted in the comparison between a classical CFD case – using a mesh representing explicitly a vortex generator vane – and cases using these two vortex generator models.

INTRODUCTION

The efficiency of vortex generators to delay or to prevent flow separation have been proven from experience for a while . These devices are particularly relevant in the context of the simplification of flap systems, that is the subject of several research projects concerning high-lift systems – for example, the HELIX project . This is motivated by the present ecological and economical issue of reducing the aircraft fuel consumption as well as the increase of their range and safety. Vortex generators are also known to be a mean of decreasing noise in cabins , or even controlling transonic shock waves .

Nevertheless, vortex generators are not yet widely used in aeronautics. One reason can be their long and expensive optimization. Indeed, they are characterized by many geometrical parameters (shape, dimensions, position) each of which having a non-predictable influence on their efficiency. For example, it has been shown that, depending on the position of vortex generators along a flap chord, it could be better or not to use triangle shaped or trapezoidal shaped vanes .

In consequence, a very high number of parameters have to be taken into account during vortex generator optimization studies. It is then necessary to make numerous tests, be it in wind tunnels or using CFD, involving lots of scale models or meshes which are, in addition, complex to generate because of the smallness of the vortex generator vanes – particularly with solvers which doesn't allow boundary conditions inside the computational domain – and which involve a big amount of cells to well simulate the viscous effects around them.

In this context, mathematical models were created to simulate the presence of vortex generator vanes during CFD calculations without imposing them to appear explicitly in the mesh. This is a way to save a lot of time and money, reducing both the meshing time and the resolution time since less cells are necessary. Among these models, two are implemented in Edge, a CFD solver developed by the FOI (Swedish Research Defense Agency): the jBAY model and the RANS model. The jBAY model gives very good results but necessitate a 3D case in Edge. On the contrary, the RANS model allows 2D calculations but gives worst results.

THE MODEL WORK

The principle of the both jBAY and RANS models is to add a source term to the Navier-Stokes equation in only a few cells around the simulated vortex generators.

THE JBAY MODEL

The jBAY model is named from M. Bender, Anderson and Yalge who introduced it in 1999, and from Adam Jirásek who added a local velocity and density interpolation algorithm so as to make it mesh-independent in 2005 .

In the jBAY model, the source term is added to the Navier-Stokes equation only for cells very close to the virtual vanes. It equals a part of the lift force reaction of the vane on the fluid, so that the sum of all these source terms equal the total lift force reaction of the vane. In this model, the vane's drag is neglected. The picture below shows a schematic diagram representing cells in which the source term can be added using the jBAY model .

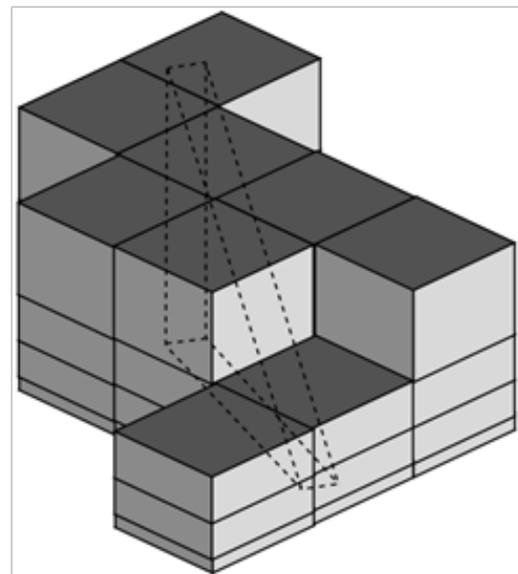


Illustration 1 - Cells in which the jBAY source term are added.

For a cell i , the expression of the jBAY source term L_i is:

$$\tilde{L}_i = C_v S_v \frac{V_i}{V_m} \bar{n} \left(\frac{\bar{u}}{u} \times \bar{b} \right) (\bar{u} \cdot \bar{n}) (\bar{u} \cdot \bar{t}) \quad (1)$$

with C_{VG} an arbitrary constant, S_{VG} the surface of the vane, V_i the volume of the cell, V_m the sum of the volumes of all the cells in which the jBAY source term is added, ρ the local fluid density, \mathbf{u} the local fluid velocity, \mathbf{b} a normalized vector in the vane's span direction, \mathbf{n} a normalized vector in the vane's normal direction and \mathbf{t} a normalized vector in the vane's chord direction.

¹ To have a concrete example of this, see for example.

The equation (1) is derived from the classical expression of lift force:

$$F = \frac{1}{2} \rho u^2 S C_l \quad (2)$$

, in which the lift coefficient C_l is considered equal to:

$$C_l = C \sin \alpha \cos \alpha \quad (3)$$

with α the vane's angle of attack. By this way, the lift coefficient is quasi proportional to α at small angles – which is normal since vortex generator are not streamlined like wings – and the loss of lift due to higher angles of around 15 degrees isn't neglected.

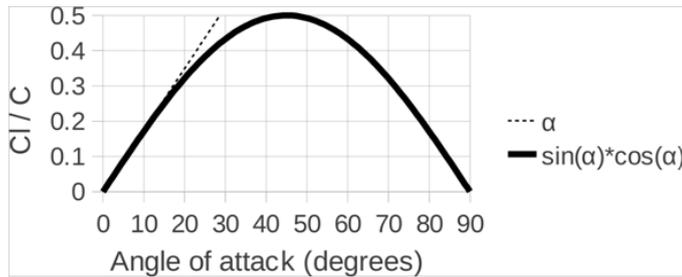


Illustration 2 - Lift coefficient curve following the two assumptions: proportional to α and proportional to $\sin \alpha \cos \alpha$.

In addition in the jBAY model, the velocity and density from the equation (1) are precisely interpolated at points being the intersection of the vane (considered to be a flat surface) and the grid edges, before being redistributed into cells. Also, the behavior of this equation is asymptotic, so that if the constant C_{VG} is taken above a certain value, the flow near the vanes is kept well parallel to it. All of this make the jBAY model usable without any calibration step or excessive refinement in the vane's area.

THE RANS MODEL

The RANS model is named from the Reynolds Average Navier-Stokes equation. In this model, the velocity difference that would cause the vortex generators is considered to be fluctuating velocity. Then, a contribution to the Reynolds stress is deduced .

To estimate this fluctuating velocity, the Lamb-Oseen vortex model is used, giving the amplitude of an angular velocity field, visible in the next picture, inside a vortex of which the core radius and the circulation is known:

$$u_\theta(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left[1 - e^{-r^2/r_0^2} \right] \quad (4)$$

with Γ the circulation of the vortex, r_0 its core radius and r the distance between the vortex center and the point where the angular velocity is calculated. The core radius r_0 is given by the user. The circulation Γ is calculated using the Lifting Line Theory, taking the greater induced circulation along the vane's spanwise:

$$\Gamma(y) = \frac{K}{2} U(y) c(y) \alpha_{eff}(y) \quad (5)$$

with K the slope of the lift curve at zero angle of attack, U the velocity of the incoming flow, c the chord of the wing and α_{eff} the effective angle of attack seen by the wing.

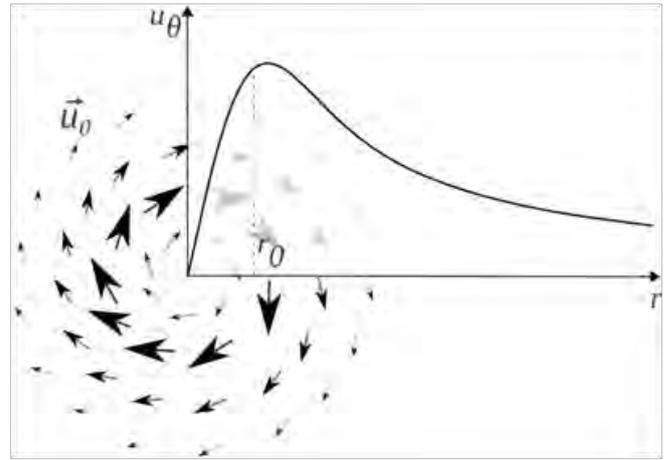


Illustration 3 - A velocity field into a vortex plane according to the Lamb-Oseen vortex model.

One can point out the numerous assumptions used by this model, in addition to the fact that these assumptions are sometimes inconsistent. Let's mention, for example, that the Lifting Line Theory only applies to inviscid flows, whereas the vortex generators are totally contained in the wing's boundary layer, that is in the part of the flow where the viscous forces are predominant.

In addition, its implementation is complex and uses, in the case of Edge, Chebyshev polynomials and Fourier series, involving mathematical parameters difficult to calibrated during a CFD study.

THE VALIDATION STUDY

For the validation study, it was used a case tested by the NASA in the Wichita State University's Low-Speed Tunnel about the GA(W)-1 airfoil fitted with counter-rotating vortex generators positioned at 60% of its chord . The vortex generators had a maximum height of 7.62 mm, a chord of about 2.65 cm, an angle of attack of 16.7° and a period of 5.58 cm:

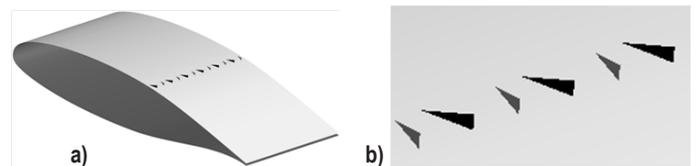


Illustration 4 - The GA(W)-1 fitted with vortex generators as in the WSU's wind tunnel.

The calculation domain was taken circular and contained only one vane, with two "symmetry" boundary conditions on its front and back sides. Also, the domain's radius was taken so that the farfield boundary condition didn't perturb the flow around the wing (40 chords), according to a quick 2D study.

The Reynolds number of the incoming flow was of 2.9e6. The calculation was made for 0 to 20 degrees of angle of attack per step of 5 degrees, using a Spalart-Allmaras turbulent model.

THE FULLY GRIDDED MESH CASE

The Mesh

The mesh was generated so that the wing and the vane had their own inter-locked structured prismatic layer, as visible in the next picture. The thickness of the wing's prismatic layer was of 0.02 meters, equaling the average thickness of the boundary layer at the airfoil's top for zero angle of attack according to a 2D study. The thickness of the vane's prismatic layer was around ten times lower.

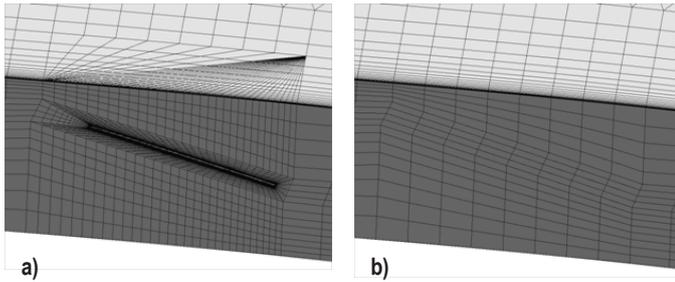


Illustration 5 - Mesh around the vane position
a) with the vane and b) without

The rest of the domain was meshed with unstructured cells. A refinement was done in the wing's prismatic layer behind the vane so as to well simulate the vortex. In addition, a refinement area was added to take under consideration the high velocity gradients caused by flow separations behind the wing, as visible in the

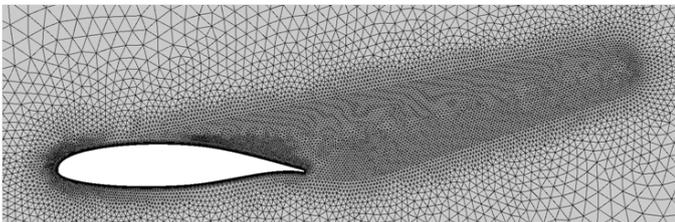


Illustration 6 - Detail of the final mesh showing the refinement area

next picture.

The total mesh had about 410,000 cells, with approximately 50% inside the prismatic layers and 50% outside, of which around the half was in the refinement area.

The Results

For all the cases, the residuals of the resolved equations gone below $1e-7$. Even if they could still diminish, the force coefficients were sufficiently stabilized to stop the calculations so as to save time, as visible in the next chart.

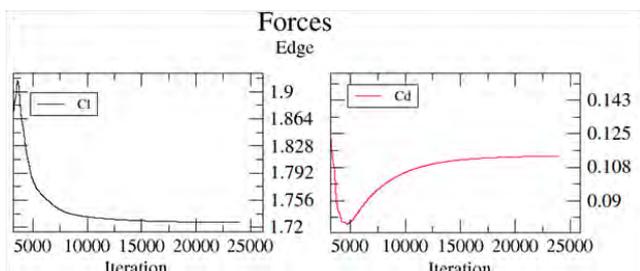


Illustration 7 - Residuals and force coefficient history during a fully gridded case computation (for 15° of angle of attack)

After the calculation, the dimensionless wall distance y^+ was below 1 everywhere excepted in a little area near the vane, visible in red in the next picture, in which it was up to 2 only.



Illustration 8 - Area (in red) in which the y^+ was above one for zero angle of attack

THE JBAY MODEL

The jBAY model offered the same speed of convergence than the fully gridded case.

The Streamlines

The behavior of the streamlines was very well reproduced, as visible in the next picture showing those from the jBAY model study (black lines) and those from the fully gridded mesh study (gray lines), close to the vane and near the trailing edge.



Illustration 9 - Streamlines around the wing according to the fully gridded mesh case (gray lines) and the jBAY model case (black lines) with an angle of attack of 15° a) close to the vane and b) near the trailing edge

The Velocity and Pressure Fields

In addition, the pressure and velocity fields obtained thanks to the jBAY model were simply the same than the ones from the fully gridded mesh cases, as visible in the next picture.

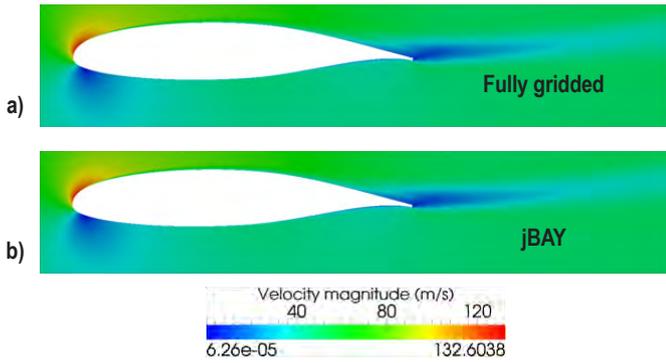


Illustration 10 - Velocity field around the wing with an angle of attack of 15° according to the a) fully gridded mesh case ; b) jBAY model case.

The Force Coefficients

Finally, the jBAY model permitted to very well reproduce the force coefficient curves, as visible in the next chart showing the lift and drag coefficient curves from the fully gridded mesh case (continuous lines) and from the jBAY model case (bullets).

In addition, one can see in the chart 12 giving the percentage of error caused by the jBAY model on the lift and drag coefficients, that this model offered its better performance for the angles of attack of 10° and 15° (about 0.016% and 0.026% of error respectively for the lift coefficient!), that is just before stalling, when the exactitude of the vortex generator efficiency needs to be the best known. Let's remember also that the worse error after stalling was about 3% for the drag and 1.5% for the lift only, which is also very acceptable knowing that the results of a CFD study using the RANS equation after stalling is always more approximative than before stalling.

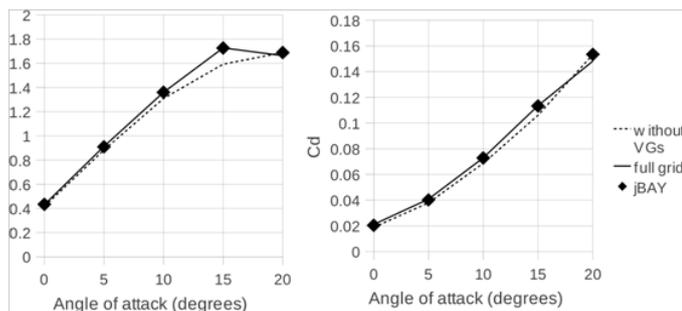


Illustration 11 - Comparison between the lift and drag coefficient curves obtained thanks to the fully gridded mesh case and the jBAY model case

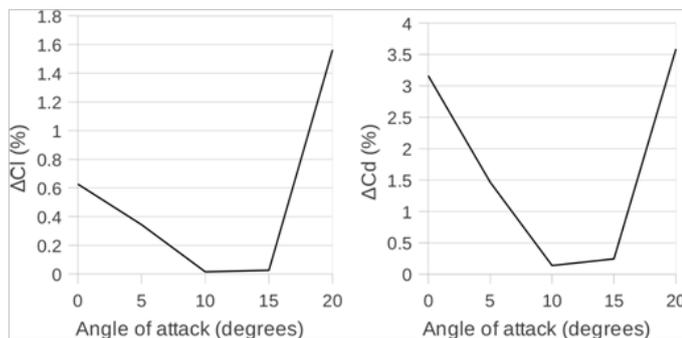


Illustration 12 - Error on the force coefficient due to the jBAY model

In conclusion, the jBAY model gave very good results.

THE RANS MODEL

The RANS model offered also good convergence, excepted for the Spalart-Allmaras equation (which couldn't get above 1e5). This was surely linked with the fact that the Spalart-Allmaras model and the RANS model both interact with the Reynold stress.

The Streamlines

In opposition to the jBAY model, the RANS gave rather bad results. For example, beside to the fact that the vortex wasn't explicitly simulated (since it was considered to be fluctuating velocity), the mean flow behavior at the trailing edge wasn't well reproduced, as visible in the next picture comparing streamlines from the RANS model case (black lines) and from the fully gridded mesh case (gray lines) for 15 degrees of angle of attack. One can see that the streamlines went too much straight at the trailing edge position.

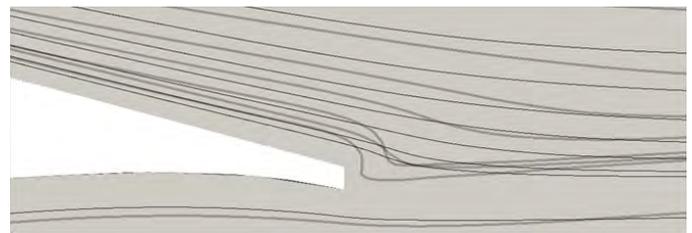


Illustration 13 - Streamlines around the wing according to the fully gridded mesh case (gray lines) and the RANS model case (black lines) with an angle of attack of 15° near the trailing edge of the wing

The Pressure and Velocity Fields

In addition, the pressure field and velocity fields weren't well reproduced, as visible in the next picture comparing the velocity fields for 15 degrees of angle of attack according to the fully gridded mesh case and the RANS model case.

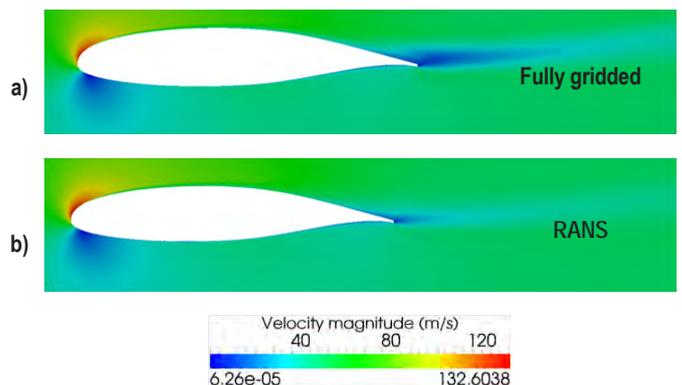


Illustration 14 - Velocity field around the wing with an angle of attack of 15° according to the a) fully gridded mesh case ; b) RANS model case

The Force Coefficients

Finally, the evident consequence of all of this was that the force coefficients wasn't right. The next chart shows the lift and drag curves using the fully gridded mesh (continuous lines) and the RANS model (bullets). One can then see that the RANS model gave too much optimistic results. Above all, it wasn't able to reproduce the "collapse" of the vortex generator efficiency at 20 degrees of angle of attack, not giving a chance of estimating the stalling angle of attack of the wing fitted with vortex generators.

And, as visible in the chart 16 showing the error caused by the RANS model, this error was of around 7% for the lift at the angle of attack of 15°, and almost 6% for the drag, which began to be non negligible. After stalling, the error soared up to 30% and more for the lift and up to 15% for the drag.

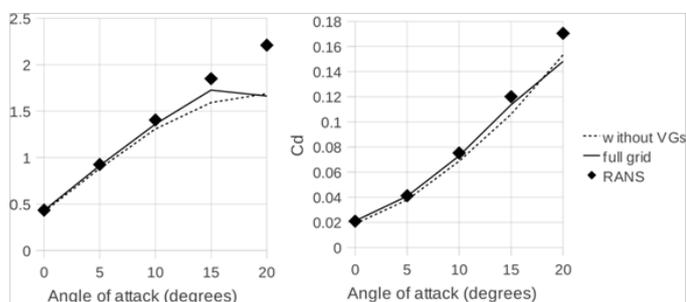


Illustration 15 - Comparison between the lift and drag coefficient curves obtained thanks to the fully gridded mesh case and the RANS model case

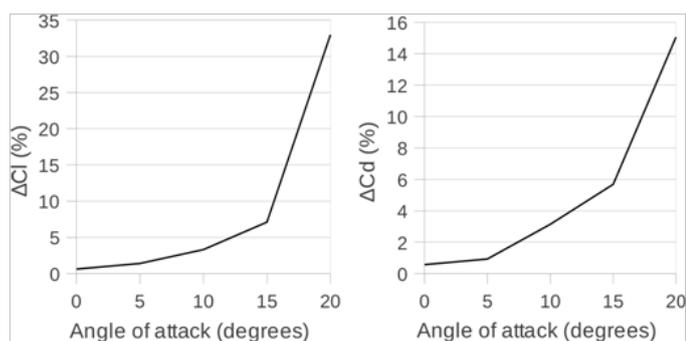


Illustration 16 - Error on the force coefficient due to the RANS model

So, the RANS demonstrated its approximative nature.

CONCLUSION

The jBAY and the RANS model are two means to simulate the presence of vortex generator in CFD calculation without making appear their vanes explicitly in the mesh. Results obtained thanks to the use of these models were compared with results from a classical CFD case. The jBAY model shown a very great ability to simulate the presence of a vortex generator vane in term of streamlines, pressure and velocity

fields, and force coefficients. On the contrary, the RANS model shown an inability to reproduce faithfully neither the streamlines nor the pressure and velocity fields, nor the force coefficients. In consequence, this model should be use for very preliminary studies only, and finally checked thanks to a 3D study using the jBAY model.

References:

- [1] C. Lin, J., K. Robinson, S., J. McGhee, R., "Separation Control on High-Lift Airfoils via Micro-Vortex Generators", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 6, November – December 1994, p. 1322.
- [2] von Stillfried, F., Wallin, S., Johansson, A.V., "Application of a Statistical Vortex Generator Model Approach on the Short-Chord Flap of a Three-Element Airfoil", *KATnet II Conference on Key Aerodynamic Technologies*, Bremen, 2009.
- [3] Pierce, A.J., Li, Q., Shih, Y., Lu, F.K., Liu, C., "Interaction of Microvortex Generator Flow with Ramp-Induced Shock/Boundary-Layer Interactions", *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, University of Texas at Arlington Aerodynamics Research Center, January 2011, Orlando, p. 1 ; available from <http://arc.uta.edu/publications/cp.htm> (in July 2011).
- [4] White, C., „What Vortex Generators do on the Boeing 737?“, *Micro AeroDynamics Inc.*, 2011, URL: http://www.microaero.com/pages/v__answer.html (in July 2011). More precisely, Charles White, the President of Micro Aero Dynamics Corp. (www.microaero.com), was into the Boeing Everett Factory during 1986 and asked to a Boeing engineer the role of a set of vortexes positioned at 50% of the chord of a Boeing 767 wing. The engineer said that they were here to "address" a shock wave appearing at Mach 0.7 and creating dutch roll, a parasitic movement including roll and yaw, surely due to it instability.
- [5] C. Lin, J., K. Robinson, S., J. McGhee, R., "Separation Control on High-Lift Airfoils via Micro-Vortex Generators", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 6, November-December 1994, p. 1319.
- [6] Jirásek, A., "Vortex-Generator Model and Its Application to Flow Control", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 6, April 2005.
- [7] Meunier, M., Brunet, V., "High-Lift Devices Performance Enhancement Using Mechanical and Air-Jet Vortex Generators", *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 6, November-December 2008, p. 2056, Fig. 17 ; available from the E-Library search engine of <http://www.aiaa.org/index.cfm> (in August 2011).
- [8] von Stillfried, F., "Computational Studies of Passive Vortex Generator for Flow Control", *Technical Reports from Royal Institute of Technology Stockholm*, December 2009, pp. 12-21 ; available from www2.mech.kth.se/~florian/Licentiat_Florian_von_Stillfried.pdf (in July 2011).
- [9] Wentz, W. H., Seetharam, H. C., "Development of a Fowler Flap System for a High Performance General Aviation Airfoil", *NASA*, Washington D. C., December 1974, pp. 18, 23, 69.