České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní

Czech Technical University in Prague, Faculty of Mechanical Engineering

Doc.Ing. Pavel Šafařík,CSc.

Vysokorychlostní aerodynamický výzkum ve službách energetického strojírenství

High-Speed Aerodynamic Research in the Service of the Power Engineering

Summary

This paper presents results from an aerodynamic investigation of high-speed flow past profile cascades. The analysis following theoretical and experimental data is aimed at transonic and supersonic effects namely aerodynamic choking, supersonic compression accompanying transonic expansion, boundary layer development, shock waves, vortex structures, wakes, separation and reattachment of flow, transonic instability. The data reduction method for threedimensional high-speed flow was developed.

Souhrn

Článek uvádí výsledky a poznatky z aerodynamického výzkumu proudění v profilových mřížích při vysokých rychlostech. Analýza teoretických a experimentálních údajů je zaměřena na transsonické a supersonické jevy a účinky, jmenovitě na aerodynamické ucpání, supersonickou kompresi při transsonické expanzi, vývoj mezní vrstvy, rázové vlny, vírové struktury, úplavy odtržení a přimknutí proudu, transsonickou nestabilitu. Byla vyvinuta metoda redukce dat pro trojrozměrné proudění při vysokých rychlostech.

- Klíčová slova : transsonické proudění, supersonické proudění, lopatkové mříže, rázové vlny, aerodynamické ucpání, mezní vrstvy, úplavy, odtržení proudu, metoda redukce dat, dissipativní procesy, součinitel ztráty kinetické energie, nárůst entropie, transsonická nestabilita
- Keywords : Transonic flow, Supersonic flow, Blade cascades, Shock waves, Aerodynamic choking, Boundary layers, Wakes, Separation of flow, Data reduction method, Dissipative processes, Kinetic energy loss coefficient, Entropy increase, Transonic instability

Autor : Doc.Ing.Pavel Šafařík,CSc. Počet stran :

© Pavel Šafařík, 2005 ISBN

České vysoké učení technické v Praze

Název : Vysokorychlostní aerodynamický výzkum ve službách energetického strojírenství

Náklad :

Obsah

Úvod	5
1. Transsonické a supersonické proudění v lopatkových mřížích	6
2. Aerodynamické ucpání	10
3. Supersonická komprese při transsonické expanzi	12
4. Optimalizace parametrů rázových vln	16
5. Úplavy za odtokovými hranami profilů	16
6. Odtržení proudu při nenávrhovém provozu lopatkových mříží	18
7. Metoda redukce dat	20
8. Proudění v supersonickém ejektoru	22
9. Transsonické proudění v radiální turbínové rozváděcí mříži	23
Závěr	25
Literatura	26

Úvod

Vysokorychlostní aerodynamický výzkum je stále ve velkém zájmu z řady oborů. Především základní výzkum shledává, že fyzikální procesy ve vysokorychlostních prouděních jsou složité a současné poznatky nejsou úplné. Dále se stupňují požadavky na tvorbu materiálů a podkladů ze strany leteckého průmyslu a ze strany energetického strojírenství. Právě na příspěvek vysokorychlostního výzkumu energetickému strojírenství je zaměřen tento článek. Je potřeba si uvědomit, že asi třetina energetických přeměn v parních turbínách na elektrárnách v naší energetické síti je přeměňována při vysokých rychlostech pracovního média. Této skutečnosti si byli vědomi naši odborníci v 60. létech minulého století a dali podněty k budování laboratoří a k soustavnému výzkumu v tomto oboru. Pro stavbu a provoz parních turbín, kde pracovní médium dosahuje transsonických a supersonických rychlostí, je důležité znát parametry a jevy vyskytující se v proudových polích a ovlivňující úroveň energetických přeměn. Na obr.1 je meridiální řez posledním stupněm parní turbíny velkého výkonu. Na obvodovém řezu, který se pohybuje na poloměru 2080 mm při otáčkách rotoru 3000 ot/min, je obvodová rychlost kolem 650 m/s, t.j. asi 1,4 rychlosti zvuku ve vodní páře. Je prokázáno, že celý stupeň je v rotorové části transsonický se supersonickým výstupem a ve statoru je od paty do 60% transsonický. V aerodynamickém tunelu jsme modelovali proudění v různých řezech tohoto stupně a poskytli jsme údaje - především to jsou obrazy proudových polí, ale též údaje o parametrech proudových polí a o ztrátě mechanické energie proudícího média. Obrázek 2 ukazuje střední rozložení přírůstu entropie a můžeme vidět kritická místa v proudovém poli - na špičce za rotorem a u paty v rotoru, kde bude nutné podrobně prozkoumat děje způsobující značné nárůsty entropie.

1. Transsonické a supersonické proudění v lopatkových mřížích

Pro zdokonalování a ověření výzkumné metodiky jsme přijali řez v rotorovém lopatkování 320 mm od paty. Lopatková mříž dostala název SE1050 a byla podrobena rozsáhlému a podrobnému výzkumu ve velmi širokém rozsahu provozních parametrů. Získaný materiál byl předmětem rozsáhlých rozborů a výsledky daly četné podněty k ověřování výzkumných nástrojů, zejména numerických metod. Pro dokumentaci komplexních jevů ve vývoji transsonického proudového pole je uvedena na obr.3 sekvence obrázků interferogramů, které znázorňují strukturu jevů při změně výstupního isentropického Machova čísla. Vidíme, jak v oboru nízkých transsonických rychlostí se vyvíjí místní supersonická oblast uzavřená zpravidla intenzivní rázovou vlnou. Při nízkých supersonických rychlostech se za odtokovou hranou vytvářejí výstupní rázové vlny, jejichž vnitřní větev se odráží na podtlakové,



Obr.1 Meridiální řez posledním stupněm parní turbíny velkého výkonu (vyznačeny jsou řezy vyšetřované v rámci vysokorychlostního aerodynamického výzkumu)

straně sousední lopatky a odražená vlna spolu s vnější větví výstupních rázových vln prostupuje do prostoru v proudovém poli za mříží. Vzhledem k periodicitě lopatkové mříže se vytváří periodická soustava rázových vln. Podstatu těchto změn charakteru proudění vysvětlujeme změnou charakteru popisu mezi podzvukovým a supersonickým prouděním, t.j. změnou popisu z eliptického na hyperbolický. Totiž diferenciální rovnice pro potenciál rychlosti Φ pro dvourozměrné isentropické proudění má tvar

$$\left(1 - \frac{\Phi_x^2}{a^2}\right)\Phi_{xx} + \left(1 - \frac{\Phi_y^2}{a^2}\right)\Phi_{yy} - 2\frac{\Phi_x\Phi_y}{a^2}\Phi_{xy} = 0 \quad , \tag{1}$$

kde a je místní rychlost zvuku

$$a^{2} = a_{o}^{2} - \frac{\kappa - 1}{2} \left(\Phi_{x}^{2} + \Phi_{y}^{2} \right) , \qquad (2)$$

když a_o je klidová rychlost zvuku a κ je poměr měrných tepelných kapacit.

Po zavedení matematické operace - linearizace - dostaneme po úpravách tvar

$$\left(1 - M_{\infty}^{2}\right)\frac{\partial^{2}}{\partial x^{2}} + \frac{\partial^{2}}{\partial y^{2}} = 0 \quad , \tag{3}$$

kde M_{∞} je Machovo číslo nerozrušeného proudu

$$M_{\infty} = \frac{v_{\infty}}{a_{\infty}} \quad . \tag{4}$$

a φ je poruchový potenciál, v_∞ rychlost nerozrušeného proudu a a_∞ je rychlost zvuku v nerozrušeném proudu. Pro čistě podzvukové proudění (M_∞ < 1) je parciální diferenciální rovnice druhého řádu, rov.(3), eliptického typu a může být transformována na Laplaceovu rovnici. Pro supersonické proudění (M_∞ > 1) je rov.(3) hyperbolického typu a může být transformována na klasickou vlnovou rovnici. Takto nám matematická teorie dává argumenty k vysvětlení podstatných změn ve struktuře proudového pole v průtočných částech strojů a v jejich modelech mezi prouděním podzvukovým a prouděním supersonickým.



Obr.2 Střední rozložení přírůstu entropie v posledním stupni parní turbíny velkého výkonu



a. $M_{2is} = 0,716$, $i = 0^{\circ}$, $M_1 = 0,354$



b. $M_{2is} = 0,793$, $i = 0^{\circ}$, $M_1 = 0,364$



c. $M_{2is} = 0,906$, $i = 0^{\circ}$, $M_1 = 0,365$



d. $M_{2is} = 1,007, i = 0^{\circ}, M_1 = 0,371$



e. $M_{2is} = 1,099$, $i = 0^\circ$, $M_1 = 0,376$



f. $M_{2is} = 1,198$, $i = 0^{\circ}$, $M_1 = 0,375$

Obr.3 Interferogramy proudových polí v lopatkové mříži v oboru od vysokých podzvukových přes transsonického nízkých supersonických výstupních rychlostí

2. Aerodynamické ucpání

Významným jevem, kterého si musíme být vědomi při studiu stlačitelné tekutiny pohybující se při vysokých rychlostech, je aerodynamické ucpání. Tento jev je úzce spojen s existencí maximální hustoty toku hmotnosti při proudění stlačitelné tekutiny v kanále. Podmínku vzniku aerodynamického ucpání definujeme matematicky pomocí vztahu

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial\left(\frac{p}{p_o}\right)} = 0 \quad , \tag{5}$$

kde ρ je místní hustota stlačitelné tekutiny, v je místní rychlost a $\frac{p}{p_o}$ je poměr statického a klidového tlaku v tekutině. Pro isentropické proudění ideálního plynu v jednorozměrné aproximaci [1] se odvozuje ze St.Venantovy-Wantzelovy rovnice známá podmínka aerodynamického ucpání - kritický poměr tlaků -

$$\left(\frac{p}{p_{o}}\right)_{*} = \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} , \qquad (6)$$

po jejíž aplikaci se prokazuje, že rychlost ideálního plynu při maximální hustotě toku hmotnosti je rovna rychlosti zvuku. V rámci řešení úkolů ve Výzkumném centru spalovacích motorů a automobilů Josefa Božka [2] jsme ukázali, jak se změní podmínka rov.(6) pro aerodynamické ucpání, když proudění není isentropické, když termodynamický proces je uvažován jako nevratný - s přírůstem entropie. V technické praxi charakterizujeme výsledný poměr technické práce procesu ku technické práci procesu isentropického jako termodynamickou účinnost η . Za předpokladu η = konst. jsme z podmínky aerodynamického ucpání, rov.(5), odvodili vztah pro kritický poměr tlaků

$$\left(\frac{p}{p_{o}}\right)_{*} = \left(z + \sqrt{z^{2} + \frac{1 - \eta}{\eta} \frac{2\kappa}{\kappa + 1}}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}, \qquad (7)$$

kde

$$z = \frac{1}{2(\kappa+1)\eta} [(3\kappa+1)\eta - 3\kappa + 1] \quad . \tag{8}$$

Z definice rychlosti zvuku jsme odvodili zvukové podmínky ve tvaru

$$\left(\frac{p}{p_{o}}\right)_{son} = \left[1 - \frac{\kappa - 1}{\eta(\kappa + 1)}\right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} .$$
(9)

Diagram na obr.4 ukazuje závislost poměru tlaků $(p/p_o)_*$ při aerodynamickém ucpání na hodnotě termodynamické účinnosti η pro proudění ideálního dvouatomového plynu ($\kappa = 1,4$). Diagram na obr.5 tyto podmínky vyjadřuje jako extremálu hustoty toku hmotnosti. Zvuková podmínka se s podmínkou aerodynamického ucpání shoduje jen při termodynamické účinnosti $\eta = 1$.



Obr.4 Diagram závislosti poměru tlaku (p/p_o)_{*} na termodynamické účinnosti η při aerodynamickém ucpání



Obr.5 Diagram závislosti bezrozměrové hustoty toku hmotnosti q na poměru tlaků (p/p_o)

Naším novým příspěvkem k teorii aerodynamického ucpání je návrh řešení pro isentropické proudění reálného plynu nebo páry. Využili jsme naší definici aerodynamického ucpání, t.j. rov.(5), a řešení jsme směrovali obráceně, že hledáme klidové parametry, když volíme lokální stavové parametry (entalpii h_{*}, hustotu ρ_*) při maximální hustotě toku hmotnosti. Po několika matematických úkonech dospíváme ke vztahu pro klidovou entalpii

$$\mathbf{h}_{o} = \mathbf{h}_{*} + \frac{\rho_{*}}{2} \left(\frac{\partial \mathbf{h}_{*}}{\partial \rho_{*}} \right)_{s} \quad . \tag{10}$$

Vztah (10) jsme ověřili pro ideální plyn a samozřejmě se podmínky aerodynamického ucpání shodují s podmínkou rovnosti rychlosti ideálního plynu a rychlosti zvuku. Další ověření vztahu (10) jsme provedli pro sytou vodní páru (p_{*} z intervalu 1 kPa až 10 MPa) a odchylka proti stávajícímu postupu z kritického poměru tlaků (vztah (6)) byla v rozsahu -1% až +3,8%. Lze očekávat, že v oblasti mokré páry budou odchylky podstatně větší. Této skutečnosti by si měli být vědomi výzkumníci a konstruktéři při stavbě strojů pracujících v oboru mokré páry při vysokých rychlostech.

3. Supersonická komprese při transsonické expanzi

Vlastnost transsonického proudění, kterou je nutno zdůrazňovat, je mimořádná citlivost tohoto proudění na okrajové podmínky. Budeme to dokumentovat na účinku, který jsme nazvali supersonická komprese při transsonické expanzi. Jedná se o nárůst tlaku při expanzi plynu v kanále přes hodnotu rychlosti zvuku, když při náhlé změně křivosti povrchu nedojde k eliminaci kompresních vln, které vznikají odrazem vln expanzních na zvukové čáře. Účinek jsme dopodrobna popsali v [3], [4] a je schematicky uveden na obr.6. Důsledek na vývoj proudového pole je zřejmý v obr.3 a z obr.7, kde je uvedeno rozložení bezrozměrové rychlosti vně mezní vrstvy podél hloubky profilu lopatkové mříže. Podle teoretické studie [5] jsme určili rovnice

zvukové čáry

$$x = -\frac{1}{2}\sqrt{\kappa + 1}\frac{1}{\sqrt{y_{H}R_{H}}}\left(y^{2} - \frac{1}{3}y_{H}^{2}\right),$$
(11)

1. neutrální charakteristiky

$$x = -\frac{1}{2}\sqrt{\kappa + 1}\frac{1}{\sqrt{y_{H}R_{H}}}\left(\frac{1}{2}y^{2} - \frac{1}{3}y_{H}^{2}\right),$$
(12)

2. neutrální charakteristiky

$$x = \frac{1}{2}\sqrt{\kappa + 1} \frac{1}{\sqrt{y_{H}R_{H}}} \left(y^{2} + \frac{1}{3}y_{H}^{2} \right) , \qquad (13)$$

kde y_H je rozměr hrdla kanálu od osy kanálu, R_H je poloměr křivosti stěny kanálu. Schematicky jsou tyto významné struktury zakresleny na obr.6.



Obr.6 Schéma fyzikální podstaty supersonické komprese při transsonické expanzi



Obr.7 Rozložení bezrozměrové rychlosti λ podél hloubky profilu lopatkové mříže x/b (M_{2is} = 1,198, i = 0°, M₁ = 0,375)

Naše studie prokázaly, že pokud provedeme zásah do tvaru stěny mezi zvukovým bodem a bodem 1.neutrální charakteristiky, dojde k podstatnému ovlivnění zvukové čáry a původní řešení transsonického proudění v hrdle dvourozměrného kanálu je nepoužitelné. Zásah do tvaru stěny mezi bodem 1. neutrální charakteristiky a 2. neutrální charakteristiky již dovedeme interpretovat pro důsledky na transsonické proudové pole [3]. Příkladem může být místní supersonická komprese při transsonické expanzi, která je důsledkem odražených kompresních poruch na useku mezi zvoleným bodem deformace tvaru stěny a bodem 2. neutrální charakteristiky [4]. Na obr.7 je uvedeno vyhodnocené rozložení bezrozměrové rychlosti vně mezní vrstvy na povrchu profilu lopatkové mříže a supersonická komprese při transsonické expanzi na podtlakové straně profilu je zřejmá.

Teoretická studie nás dovedla k formulaci a řešení optimalizační úlohy [6] pro určení rozložení rychlosti vně mezní vrstvy na povrchu profilu, aby produkce entropie v mezní vrstvě byla minimální. Výsledkem řešení pomocí variačního počtu je závislost rychlosti na podélné souřadnici

$$\mathbf{v}(\mathbf{x}) = \left(\mathbf{K}_{1}\mathbf{x} + \mathbf{K}_{2}\right)^{0,2} , \qquad (14)$$

kde konstanty K_1 a K_2 určujeme z okrajových podmínek podle formulace úlohy v bodech x_1 a x_2 . Rovnice (14) tedy určuje jako nejvýhodnější monotónní nárůst rychlosti, ale v transsonickém proudovém poli jsou procesy mnohem složitější - mezní vrstva v něm není jediným producentem entropie. V proudovém poli jsou ještě rázové vlny, jejich interakce s mezní vrstvou, úplavy, vírové struktury, směšovací procesy, odtržení proudu.

V jiné naší studii jsme se zaměřili na schopnost supersonické komprese při transsonické expanzi zturbulizovat mezní vrstvu na podtlakové straně a takto mezní vrstvu připravit na interakci s vnitřní větví výstupních rázových vln. Na základě teorie mezních vrstev jsme řešili vývoj mezní vrstvy v podmínkách supersonické komprese a stanovili podmínky náhlého přechodu vztahem

$$g\left(Re_{krit}, \frac{\delta_{1}}{y_{H}}, \frac{y_{H}}{R_{H}}\right) = 0 \quad , \tag{15}$$

kde kritické Reynoldsovo číslo Re_{krit} je definováno charakteristickým rozměrem pošinovací tloušťky mezní vrstvy δ_1 [8]. Funkci g v rov.(15) jsme odvodili z nespojitosti poměru gradientu bezrozměrové rychlosti k bezrozměrové rychlosti v hrdle, kde byl zásah do tvaru stěny kanálu, z rov.(16) na rov.(17) [8]

$$\frac{1}{\lambda} \frac{d\lambda}{d\left(\frac{x}{R_{\rm H}}\right)} = \frac{1}{1 + \frac{1}{3} \frac{y_{\rm H}}{R_{\rm H}}} \frac{1}{\sqrt{\kappa + 1}} \sqrt{\frac{R_{\rm H}}{y_{\rm H}}}$$
(16)

$$\frac{1}{\lambda} \frac{d\lambda}{d\left(\frac{x}{R_{\rm H}}\right)} = -\frac{\sqrt{3}-1}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{\kappa-1}{\kappa+1}} \sqrt{\frac{6}{\left(\kappa-1\right)\frac{y_{\rm H}}{R_{\rm H}}\left(2+\frac{1}{3}\frac{y_{\rm H}}{R_{\rm H}}\right)} - 1} , \qquad (17)$$

z Polhausenovy metody řešení parametrů meazní vrstvy vystavené účinku nespojitosti gradientu rychlosti a z výsledku řešení kritického Reynoldsova čísla Re_{krit} z Orrovy-Sommerfeldovy rovnice pro rychlostní profily dle Polhausenovy metody. Odvozená funkce g v rov.(15) nám umožnila vytvořit pomocný diagram na obr.8 jako závislost bezrozměrných veličin pro určení podmínek náhlého přechodu laminární mezní vrstvy do turbulentní nebo dokonce pro určení podmínek pro odtržení mezní vrstvy pod vlivem supersonické komprese při transsonické expanzi.



Obr.8 Závislost mezi bezrozměrnými veličinami pro přechod mezní vrstvy pod vlivem supersonické komprese při transsonické expanzi

4. Optimalizace parametrů rázových vln

Jiné rozbory byly zaměřeny na supersonická proudová pole a přivedly nás k formulacím optimalizačních úloh. Jejich řešením jsme dokázali určit optimální parametry generované rázové vlny na klínu o úhlu δ pro minimální přírůst entropie, např. nabíhající Machovo číslo

$$M_{lopt} = \sqrt{\frac{2}{1 - \kappa \sin \delta}} \quad , \tag{18}$$

když přírůst entropie je

$$\Delta s_{\min} = r \ln \left[\left(\frac{1 + \kappa \sin \delta}{1 - \kappa \sin \delta} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \left(\frac{1 - \sin \delta}{1 + \sin \delta} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \right] .$$
(19)

Toto řešení bylo východiskem pro další řešení optimálních parametrů pro soustavu rázových vln v supersonických vstupech a záběrnících [9]. Tyto teorie však předpokládají rázové vlny jako jediné dissipativní jevy, což je velmi zjednodušující z hlediska řešení průtočných částí. ale řešení dávají možnosti porozumět proudovým procesům a tyto procesy řídit.

5. Úplavy za odtokovými hranami profilů

Naše experimentální výsledky [10] potvrdily složitou proudovou strukturu zvláště ve výstupní části lopatkové mříže. Interferogram na obr.9a představuje proudění statorovou turbínovou mříží sestavenou z profilů majících tlustou odtokovou hranu (tloušťka odtokové hrany/hloubka profilu = 0,03). Ve výstupní části je proudění podzvukové (výstupní isentropické Machovo číslo M_{2is} = 0,799). Proud je v mezilopatkovém kanálu urychlován z nízkých subsonických rychlostí (vstupní Machovo číslo $M_1 = 0,203$). Ve výstupní části mříže se v úplavu za odtokovou hranou objevují vírové řady, které souvisejí s nestacionárním odtržením proudu na tlusté odtokové hraně. Zobrazuje to i šlírový obrázek na obr.9b, kde akustické poruchy vznikající v blízkém úplavu vytvářejí systém válcových vln, který se šíří v proudovém poli. Šlírová metoda se zdá být citlivější na pozorování těchto jevů. Obrázek byl pořízen při stejném proudovém režimu jako je na obr.9a. Při vyšších transsonických rychlostech vírová řada zmizela, ale objevil se systém rázových vln. Nové proudové struktury jsou ukázány na interferogramech na obr.10 a 11. Interferogram na obr.10 byl pořízen při výstupním isentropickém Machově čísle $M_{2is} = 0,980$ a vstupním Machově čísle $M_1 = 0,215$. Interferogram na obr.11 byl pořízen při výstupním isentropickém Machově čísle $M_{2is} = 1,108$ vstupním Machově čísle $M_1 = 0,217$. Přestože jsme dali doporučení k úpravám odtokových hran s cílem snížit dissipaci kinetické energie ve výstupní části mříže [11], stále je obtékání odtokových hran při vysokých rychlostech do dalších detailů a struktur neprobádaná oblast.



a. interferogram



b. šlírový obrázek

Obr.9 Podzvukové proudění statorovou turbínovou mříží $(M_{2is} = 0,799, i = 0^{\circ}, M_1 = 0,203)$



Obr.10 Interferogram transsonického proudění statorovou turbínovou mříží $(M_{2is} = 0,980, i = 0^{\circ}, M_1 = 0,215)$



Obr.11 Interferogram supersonického proudu na výstupu ze statorové turbínové mříže ($M_{2is} = 1,108$, $i = 0^{\circ}$, $M_1 = 0,217$)

6. Odtržení proudu při nenávrhovém provozu lopatkových mříží

Jedním z významných aerodynamických jevů je odtržení proudu. Více než sto let je na něj zaměřena pozornost výzkumníků a nelze říci, že už máme naprosto spolehlivý nástroj na předvídání nebo řízení odtržení proudu. V lopatkových strojích se s odtržením nutně setkáváme na odtokových hranách. Pokud se s ním setkáme na podtlakové straně, svědčí to o neúspěšném návrhu nebo o nenávrhovém provozu lopatkování. V našem rozsáhlém výzkumu jsme se též zaměřili na nenávrhový provoz strojů a modelovali jsme tyto podmínky v aerodynamickém tunelu při obtékání profilových mříží.

Interferogram na obr.12 ukazuje proudové pole ve vzorové mříži při odlehčení stroje. Výstupní isentropické Machovo číslo $M_{2is} = 0,905$, úhel náběhu i = - 67° a vstupní Machovo číslo $M_1 = 0,545$. Bod zbrždění vstupního proudu je posunut za náběžnou hranu na podtlakovou stranu. Na náběžné hraně na přetlakové straně dojde k odtržení proudu, které je rozsáhlé a způsobuje značnou dissipaci kinetické energie proudu v mezilopatkovém kanálu. K přimknutí proudu na přetlakové straně dochází v místě 65% hloubky profilu. Proud, který se v mezilopatkovém kanále urychluje do nadzvukových rychlostí je v silné rázové vlně zpomalen do rychlostí vysokých podzvukových.

Interferogram na obr.13 ukazuje proudové pole ve vzorové profilové mříži při přetížení stroje. Výstupní isentropické Machovo číslo $M_{2is} = 1,012$, úhel náběhu $i = +30^{\circ}$ a vstupní Machovo číslo $M_1 = 0,660$. Bod zbrždění vstupního proudu je posunut za náběžnou hranu za přetlakovou stranu. Na náběžné hraně na podtlakové straně dojde k odtržení proudu, které je rozsáhlé. K přimknutí proudu na podtlakové straně dochází, ale bod přimknutí je nestabilní a proudové pole osciluje. Zcela zvláštní je úplav, který je nesymetrický v důsledku dissipace kinetické energie v rozsáhlé oblasti kolem odtržení na podtlakové straně profilu. Pro stavbu a provoz strojů doporučujeme režimy a řešení tvarů průtočných částí bez odtržení proudu.



Obr.12 Interferogram proudového pole v lopatkové mříži při odlehčení stroje $(M_{2is} = 0.905, i = 0^{\circ}, M_1 = 0.545)$



Obr.13 Interferogram proudového pole v lopatkové mříži při přetížení stroje $(M_{2is} = 1,012, i = 0^{\circ}, M_1 = 0,660)$

7. Metoda redukce dat

Pro zjednodušení vyjádření parametrů proudových polí tekutin ve strojích byla vypracována metoda redukce dat. Touto metodou jsou vybaveny aerodynamické laboratoře. Je založena na důsledných fyzikálních bilancích. Proudové pole za obtékaným modelem je měřeno traverzováním. Místní hodnoty měřených parametrů tvoří soubor dat, vyjádřený jako závislosti na souřadnici v rovině měření. Pro stavbu a provoz strojů je z tohoto souboru dat požadováno vyjádření referenčních hodnot významných parametrů. Lze sledovat vývoj metody redukce dat v předních evropských aerodynamických laboratořích. Měli jsme možnost ke zdokonalení metody redukce dat [12], která byla určena pro měření proudu stlačitelné tekutiny za lopatkovou mříží, když jsme tuto metodu zobecnili pro proudová pole se vstřikem jiných plynů [13]. Nejnovější zobecnění této metody je pro měření trojrozměrných transsonických proudových polí [14]. V měřící rovině (y,z) dle schématu na obr.14 změříme rozložení statického tlaku p_{vz}, celkového tlaku p_{ovz}, úhlu mezi směrem osy x a složkou vektoru rychlosti promítnutého do roviny (x,y) γ_{vz} a úhlu mezi vektorem rychlosti a složkou vektoru rychlosti promítnutého do roviny (x,y) α_{vz} .



Obr.14 Schéma měření rozložení aerodynamických veličin v měřící rovině (y,z)

Metoda redukce dat je založena na důsledných bilancích hmotnosti, hybnosti a energie proudícího plynu vyšetřovanou oblastí A v rovině (y,z), Z údajů experimentálních aerodynamických měření řešíme integrály

středního toku hmotnosti

$$I_{M} = \frac{1}{A} \iint \rho_{yz} (w_{x})_{yz} dy dz , \qquad (20)$$

středního toku hybnosti kolmo k rovině měření (y,z)

$$I_{A} = \frac{1}{A} \iint \left[\rho_{yz} (w_{x})_{yz}^{2} + p_{yz} \right] dydz , \qquad (21)$$

středního toku hybnosti ve směru osy y v rovině měření (y,z)

$$I_{\rm C} = \frac{1}{A} \iint \rho_{\rm yz} (w_{\rm x})_{\rm yz} (w_{\rm y})_{\rm yz} dydz \quad , \qquad (22)$$

a středního toku hybnosti ve směru osy z v rovině měření (y,z)

$$I_{R} = \frac{1}{A} \iint \rho_{yz} (w_{x})_{yz} (w_{z})_{yz} dydz , \qquad (23)$$

kde ρ_{yz} je rozložení hustoty proudícího plynu v rovině měření (y,z) a $(w_x)_{yz}$, $(w_y)_{yz}$, $(w_z)_{yz}$ jsou složky místního vektoru rychlosti \mathbf{w}_{yz} . Hustotu plynu a složky vektoru rychlosti určujeme z naměřených rozložení parametrů. Potom soustava šesti rovnic (jedna pro bilanci toku hybnosti, tři pro bilanci toku hybnosti, jedna pro bilanci toku energie a jedna stavová rovnice) tvoří základ navržené metody redukce dat :

$$\rho w_x = I_M \quad , \tag{24}$$

$$\rho w_x^2 + p = I_A \quad , \tag{25}$$

$$\rho \mathbf{w}_{\mathbf{x}} \mathbf{w}_{\mathbf{y}} = \mathbf{I}_{\mathbf{C}} \quad , \tag{26}$$

$$\rho w_x w_z = I_R \quad , \tag{27}$$

$$w_x^2 + w_y^2 + w_z^2 = 2c_p(T_o - T))$$
, (28)

$$p = \rho r T \quad , \tag{29}$$

kde $c_{\rm p}$ je měrná tepelná kapacita plynu při konstantním tlaku, r je plynová konstanta, $T_o =$ konst. je klidová teplota, další veličiny (kromě I_M , I_A , I_C , I_R) jsou referenční aerodynamické údaje. Můžeme je řešit, protože soustava šesti rovnic, rov.(24)-(29), obsahuje šest neznámých. Po substitucích může být soustava redukována na 5 rovnic, které mohou být řešeny známou procedurou [12] a analýza ze [14] může být aplikována. Referenční parametry jsou tyto : statický tlak $p|_{1,2}$, statická hustota $\rho|_{1,2}$ statická teplota $T|_{1,2}$, složky rychlosti $w_x|_{1,2}$, $|\mathbf{w}_{y}|_{1,2}$, $|\mathbf{w}_{y}|_{1,2}$, absolutní hodnota vektoru rychlosti $|\mathbf{w}|_{1,2}$, orientační úhly vektoru rychlosti $\alpha|_{1,2}$, $\gamma|_{1,2}$, Machovo číslo $M|_{1,2}$, celkový tlak $p_o|_{1,2}$, isentropické Machovo číslo $M_{is}|_{1,2}$, isentropická teplota $T_{is}|_{1,2}$, součinitel ztráty kinetické energie $\zeta|_{1,2}$, přírůst entropie s $|_{1,2} - s_{ref}$. Indexy $|_{1,2}$ označují 1. nebo 2. řešení z dvojznačného výsledku řešení soustavy rovnic, rov.(24)-(29). Analýza v [15] odvozuje, jak určit, které z řešení je pro aplikaci aktuální. Metoda redukce dat je trvale v aerodynamických laboratořích využívána. Jako příklad lze uvést na obr.15 závislost součinitele ztráty kinetické energie na úhlu náběhu, když parametrem je výstupní isentropické Machovo číslo pro vzorovou profilovou mříž [4]. Podstatný nárůst součinitele ztráty kinetické energie pro úhly náběhu $i > +10^{\circ}$ a $i < -40^{\circ}$ je spojen s odtržením proudu na náběžné hraně.



Obr.15 Závislost součinitele ztráty kinetické energie ζ na úhlu náběhu i

8. Proudění v supersonickém ejektoru

Dalším tématem vysokorychlostní aerodynamiky, který jsme řešili se zaměřením na energetické strojírenství je proudění v supersonickém ejektoru. V tomto výzkumu jsme aplikovali teoretické, numerické a experimentální postupy k určení parametrů proudu ve směšovací komoře. Byly získány poznatky o směšovacím procesu, o vlivu úplavu hnací trysky, o struktuře supersonického proudu a rozložení tlaku ve směšovací komoře, a další [16]. Jeden z významných poznatků bylo zjištění výskytu transsonické nestability v úzkém režimu provozu ejektoru. Jedná se o rozkmitání transsonického proudového pole ve spojitosti s pohybem bodů odtržení a přimknutí proudu. Důsledkem jsou silné

akustické efekty, neustálené silové účinky a vibrace. Na obr.16 vidíme obrazy proudového pole v režimu, kdy transsonická nestabilita nastala. Ve struktuře proudu jsou jak na šlírových obrázcích z experimentů tak na výsledcích numerických řešení zřejmá rozsáhlá odtržení hnaného plynu od stěny směšovací komory při interakci silné rázové vlny s mezní vrstvou. Teoretická studie proudové struktury nestabilních chování transsonického proudu znázorňuje. Transsonickou nestabilitu musíme považovat za nebezpečný aerodynamický jev zvláště při velkých průtocích pracovního média, její fyzikální podstata není zatím zcela popsána a budoucí aerodynamický výzkum by měl ve svém programu transsonickou nestabilitu obsahovat.



Obr.16 Transsonická proudová pole v podmínkách transsonické nestability ve směšovací komoře supersonického ejektoru

a), b) - šlírové obrázky, c), d) - numerická řešení, e), f) - teoretické studie struktury proudu

9. Transsonické proudění v radiální turbínové rozváděcí mříži

Proudění v radiální turbínové rozváděcí mříži při vysokých rychlostech je našeho výzkumu. Na základě teoretických aktuálním tématem а experimentálních přístupů byly v rozborech získány původní poznatky o vzájemném působení výstupní části radiální turbínové mříže a následného Na šlírových obrázcích na [17]. obr.17 vidíme konfuzoru strukturu transsonického proudového pole v mezilopatkovém kanále a ve výstupní části mříže. Z obrázků je možné pozorovat, že rázové vlny a úplav, v němž je vírová řada, jsou nestabilní. Tento poznatek potvrzuje značnou citlivost transsonického proudění v podmínkách složité geometrie v definovaných stabilních stacionárních podmínkách na okrajích proudových oblastí.



Obr.17 Šlírové obrázky transsonických proudových polí v radiální turbínové rozváděcí mříži

Závěr

Vvsokorvchlostní aerodynamický výzkum prokazuje, že pro stavbu energetických strojů připravuje nové poznatky o proudění stlačitelné tekutiny v modelech průtočných částí. Otevírá možnosti, jak porozumět komplexním strukturám a jevům v transsonickém a supersonickém proudění v průtočných částech strojů. Ukázali jsme výsledky a poznatky o aerodynamickém ucpání, o supersonické kompresi při transsonické expanzi a jejích účincích na mezní vrstvu, o rázových vlnách, o vírových strukturách v úplavech profilů, o odtržení proudu na obtékaném profilu, o transsonické nestabilitě, o metodě redukce dat, která umožňuje získat na základě důsledných fyzikálních bilancí hodnoty referenčních parametrů. Znalosti vysokorychlostních proudových polí a proudových parametrů pracovního média v průtočných částech strojů je rozhodující pro zdokonalování konstrukce, pro spolehlivý provoz strojů a pro vysoce účinné přeměny energie.

Poděkování

Experimenty byly provedeny v Aerodynamické laboratoři Ústavu termomechaniky AVČR. Všem členům výzkumného týmu patří poděkování. Autor vyjadřuje poděkování doktorandům a kolegům, kteří pomohli k překonání větších i menších problémů, které výzkumná práce a život přinášejí.

Literatura

- [1] A.H.Shapiro : *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, The Ronald Press Company, New York, 1954
- [2] T.Hyhlík, J.Macek, P.Šafařík : Příspěvek k řešení aerodynamického ucpání v průtočných částech strojů s uvažováním termodynamické účinnosti, str.23-26, In : Colloquium FLUID DYNAMICS 2001, Proceedings, Praha, 2001
- [3] P.Šafařík : *Teoretický rozbor transonické expanse v lopatkové mř*íži, Zpráva ÚT AVČR č.Z-856/83, Praha, 1983
- [4] M.Šťastný, P.Šafařík : *Experimental Analysis Data in the Transonic Flow Past a Plane Turbine Cascade*, ASME Paper No.90-GT-313, New York, 1990
- [5] I.M.Hall, E.P.Sutton : *Transonic Flow in Ducts and Nozzles, a Survey*, In : *IUTAM Symposium Transsonicum*, Aachen, 1962
- [6] P.Šafařík : On an Optimal External Velocity Distribution of Boundary Layers, Acta Technica CSAV, 38, 1993, str.595-600
- [7] H.Schlichting : Grenzschicht-Theorie, Verlag G.Braun, Karlsruhe, 1964
- [8] P.Šafařík : Přechod mezní vrstvy pod vlivem supersonické komprese při transonické expanzi, str.45-46
 - In : Kolokvium DYNAMIKA TEKUTIN 94, sborník příspěvků, Praha, 1994
- [9] P.Safarik, A.Polak : *Optimal Shock Wave Parameters for Supersonic Inlets*, Journal of Propulsion and Power, Vol.12, No.1, January-February 1996, str.202-205
- [10] P.Šafařík, M.Luxa : Transonic Flow Past Plane Cascades : Experimental Data Analysis, str.139-144
 In : IUTAM Symposium Transsonicum IV, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, 2003
- [11] M.Šťastný, R.Dvořák, P.Šafařík : *Turbinová lopatka pro vysoké rychlosti pracovního média*, CS Patent PV 339-90, 1990
- [12] J.Amecke : Auswertung von Nachlaufmessungen an ebenen Schaufelgittern, AVA-Report 67A49, 1967
- [13] J.Amecke, P.Šafařík : Data Reduction of Wake Flow Measurements with Injection of an Other Gas, DLR-Forschungsbericht 95-32, Göttingen, 1995
- [14] P.Šafařík, M.Luxa, J.Benetka, J.Michálek : Data Reduction Method for Three-Dimensional Transonic Flow Measurements
 In : Measuring Techniques in Turbomachines, Proceedings, 17th Symposium on Measuring Techniques for Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines, At KTH, Stockholm, 2004 (CD-ROM)
- [15] P.Šafařík : *Proudění vícesložkových směsí v průtočných částech strojů*, habilitační práce, ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Praha, 1999
- [16] V.Dvořák : *Proudové procesy v ejektoru*, disertační práce, TU v Liberci, Fakulta strojní, Liberec, 2003

[17] M.Luxa : *Proudění v radiální rozváděcí turbínové mříži při* vysokých rychlostech, disertační práce, ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Praha, 2005

Jméno autora a jeho CV

Jméno : Doc.Ing.Pavel Šafařík,CSc.

Narozen : 13. leden 1944 ve Zdislavicích

Vzdělání :

- 1962 maturita Střední průmyslová škola energetická v Chomutově
- 1969 vysokoškolské (Ing.) Moskevský energetický institut, Fakulta tepelně energetická, obor Tepelná technika (1962-1966 ČVUT v Praze, Fakulta strojní)
- 1977 vědecká příprava (CSc.) Československá akademie věd, Ústav termomechaniky ČSAV
- 2001 pedagogická hodnost (Doc.) České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní

Odborná studia v zahraničí :

1975 Instytut Maszyn Przeplywowych, Polská akademie věd, Gdaňsk 1979 von Kármán Institute for Fluid Dynamics, Brusel, Belgie

1986 Max Planck Institut für Strömungsforschung, Göttingen, Německo

Zaměstnání : 1969-1993 Ústav termomechaniky AVČR (odborný pracovník, vědecký pracovník)

1993-dosud České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní (odborný asistent, docent)

Odborné aktivity :

Obory specializace : mechanika tekutin, aerodynamika vysokých rychlostí, termodynamika, aerodynamika lopatkových mříží, aerodynamická optimalizace, sdílení tepla.

Od roku 1975 spolupracuje s výzkumnými týmy z průmyslových podniků zaměřených na výrobu lopatkových strojů.

Od roku 1975 řešitel osmi výzkumných projektů a vedoucí šestnácti výzkumných týmů v rámci řešení projektů.

Od roku 2001 vedoucí společného výzkumného pracoviště Ústavu termomechaniky AVČR a Fakulty strojní ČVUT – Centrum energetiky.

Pedagogické aktivity :

Předměty výuky : mechanika tekutin, termodynamika, přenos tepla a hmoty.

Ve výuce doktorandského studia založil předmět Vnitřní aerodynamika při vysokých rychlostech.

Od roku 2001 je školitelem studentů doktorandského studia v oboru Aplikovaná mechanika. Od té doby školitel šesti doktorandů - jeden doktorand obhájil disertační práci v roce 2003, jeden doktorand předložil disertační práci v roce 2005.

Školitel specialista tří doktorandů – dva obhájili disertační práci.

Lektor doktorského studia (Technická termodynamika, Vnitřní aerodynamika PSM, Vnitřní aerodynamika při vysokých rychlostech).

Vedoucí diplomových prací čtyř studentů.

Konzultant diplomových prací šesti studentů.

Vedoucí projektů v odborné specializaci studentů.

Vedoucí Individual Project - ERASMUS (pět studentů z University of Exeter, Velká Británie).

Výuka v základním studiu – přednášky, cvičení, semináře.

Spoluautor vysokoškolských skript. Autor a spoluautor skript pro speciální výuku v rámci činnosti Vědecko-technické společnosti.

Publikační aktivity :

Autor a spoluautor 148 publikací, 66 výzkumných a technických zpráv a spoluautor 1 autorského osvědčení.

1979-1985 dopisovatel Journal of Applied Mechanics Review (55 příspěvků).

Člen editorského týmu *Fluid Mechanics and Therodynamics, Proceedings of Students' Work*, každoroční sborník v letech 1999 až 2005.

Aktivity ve vědecké komunitě :

Člen a předseda oponentních rad výzkumných projektů.

Od roku 2002 vědeckým tajemníkem Českého národního komitétu Mezinárodní asociace pro vlastnosti vody a vodní páry.

Člen organizačních výborů mezinárodních konferencí (5th European Conference on TURBOMACHINERY – Fluid Mechanics and Thermodynamics; Seminar / Summer school CFD for Turbomachinery Applications; XXIII. Medzinárodná vedecká konferencia katedier a pracovísk mechaniky tekutín a termomechaniky).

Člen komisí pro obhajobu DrSc. disertačních prací a disertačních prací.

Lektor knih a článků v časopisech.

Oponent habilitační práce a disertačních prací.

Od roku 1994 aktivity ve Studentské tvůrčí činnosti.