

**České vysoké učení technické v Praze
Fakulta strojní**

**Czech Technical University in Prague
Faculty of Mechanical Engineering**

Ing. Zdeněk Pátek, CSc.

Vývoj experimentu v aerodynamickém tunelu

Development of Wind Tunnel Experiment

Summary

The inaugural publication deals with the development of wind-tunnel experiments. It is focused specifically on current status in aeronautical research and development applications, particularly in the Czech Republic.

The wind tunnel testing is used to verify the computed data, to provide the data that are difficult to compute, as a cheaper replacement of flight tests, as a source of data for research in and validation of computational methods and to get knowledge in fundamental and applied research.

Wind tunnels have been developed in many specific types and sizes to cover different significant features of the problems studied. The atmospheric closed-circuit wind tunnel of medium size remains to be the prevailing type for operational and financial reasons.

Forces and moments are usually measured by the strain-gauge balances of different concepts. Research into possibilities of optical-fibre balances with the prospects of more accurate and simpler measurements is in progress now.

In pressure measurements, in addition to the conventional measurements by pressure taps, the Pressure Sensitive Paint (PSP) method is becoming a suitable technique.

Laser Particle Image Velocimetry (PIV) method is already routinely used for the visualization and investigation of the flowfield.

Many specific techniques to simulate specific problems have been developed. One example of such techniques is simulation of a propeller power-unit that represents the influence of propeller operation on aerodynamic characteristics of aircraft.

Another specific technique features a free-oscillating model mounted on an oscillation balance. Such a technique makes possible to determine certain aerodynamic derivatives necessary for the computation of dynamic stability and dynamic controllability of aircraft.

In a foreseeable future, the trend of combining computations, wind tunnel testing and flight testing will gain momentum. The wind tunnel testing will become adapted to new requirements, it will advance to higher accuracy, to higher flexibility, to routine mastering of difficult experimental tasks, but it also will advance to the shortening of the whole cycle from the testing proposal to the results assessment and to the cost reduction.

Souhrn

Spis se zabývá vývojem experimentu v aerodynamickém tunelu, zaměřuje se především na současný stav experimentu ve výzkumu a vývoji letadel. Hlavní pozornost je věnována stavu v České republice.

Tunelový experiment se využívá k ověření vypočtených údajů, ke zjištění dat, u kterých nejsou výpočetní metody dostatečně přesné, k úspornému nahrazení letového experimentu, k získání údajů pro vývoj a validaci výpočetních metod a jako zdroj poznatků v základním a aplikovaném výzkumu.

Aby měření mohla efektivně postihnout různé podstatné rysy sledované problematiky, byly vyvinuty aerodynamické tunely různých typů, stavěné v různých velikostech. Atmosférický cirkulační tunel střední velikosti stále zůstává z provozních a finančních důvodů nejběžnějším typem.

Síly a momenty se měří obvykle tenzometrickými vahami různých koncepcí, v současnosti probíhá výzkum možností vah s optickými vlákny, perspektivně přesnějších a provozně jednodušších.

U měření tlaků se kromě konvenčních bodových měření pomocí tlakových odběrů začíná uplatňovat metoda PSP využívající nátěru, jehož vlastnosti se mění v závislosti na vnějším tlaku.

Pro vizualizaci a vyšetření rychlostí v proudovém poli se již rutinně využívá laserová metoda PIV.

Byla vyvinuta řada speciálních metod pro simulaci specifických problémů. Jednou z takových technik je simulace vrtulové pohonné jednotky, která zachytí účinek pracující vrtule na aerodynamické charakteristiky letadla.

Další specifickou měřicí techniku představují měření volně kmitajícího modelu na oscilační váze. Touto metodou lze určit vybrané aerodynamické derivace, nezbytné pro výpočet dynamické stability a dynamické říditelnosti.

V dohledné budoucnosti zesílí trend vzájemné provázanosti výpočtů, experimentů v tunelu a letových experimentů. Tunelový experiment se bude přizpůsobovat novým potřebám, bude se vyvíjet směrem vyšší přesnosti, vyšší pružnosti, rutinního zvládnutí nyní obtížně měřitelných úloh, ale rovněž směrem zkrácení experimentálního cyklu od návrhu experimentu po vyhodnocení výsledků a směrem snížení nákladů.

Klíčová slova:

aerodynamický experiment, aerodynamický tunel, zkoušky v aerodynamickém tunelu, tenzometrická váha, PIV, PSP, oscilační váha, simulace pohonné jednotky

Keywords:

aerodynamic experiment, wind tunnel, wind tunnel testing, strain gauge balance, PIV, PSP, power unit simulation, oscillation balance

Obsah

1	Úvod	6
2	Experiment v aerodynamickém tunelu v současnosti	6
2.1	Proč měření v aerodynamickém tunelu ?	6
2.2	Aerodynamický tunel a CFD	7
3	Aerodynamické tunely	7
3.1	Atmosférický tunel střední velikosti	7
3.2	Velký atmosférický tunel	9
3.3	Přetlakový tunel	9
3.4	Kryogenní přetlakový tunel	9
4	Experimentální techniky	11
4.1	Měření sil	11
4.2	Měření tlaků	12
4.3	PSP	13
4.4	Vizualizace proudění	14
4.5	PIV	14
4.6	Modelování pohonných jednotek	15
4.7	Volně oscilující model	16
5	Závěr	17
	Literatura	18
	Autor	20

1 ÚVOD

Aerodynamický experiment se vyvíjí několik set let. Nejsou vyloučeny Leonardovy experimenty v mechanice tekutin, doloženy jsou Galileovy pokusy s volným pádem těles, při kterých byl postřehnout vliv odporu vzduchu.

Moderní vývoj aerodynamického experimentu je spjat s aerodynamickým tunelem. První aerodynamický tunel postavil Francis Wenham v roce 1871. V letectví se tunel významně uplatnil již na začátku 20. století při systematických experimentech Orvilla a Wilbura Wrightových [1][2][3].

Postupně se aerodynamický tunel stal běžně využívaným základním experimentálním zařízením v aerodynamice a v souvisejících aplikovaných technických oborech.

Přednáška se věnuje vývoji a zejména současnosti tunelového experimentu, především problematice experimentu podporujícího vývoj letadel. Důraz je položen na zařízení a techniky, které se používají v České republice.

2 EXPERIMENT V AERODYNAMICKÉM TUNELU V SOUČASNOSTI

2.1 Proč měření v aerodynamickém tunelu ?

Experiment v aerodynamickém tunelu stále patří k běžným prostředkům základního i aplikovaného výzkumu a průmyslového vývoje.

Důvody lze shrnout následovně:

1) Snížení rizika použití nepřesných aerodynamických dat, včasné ověření vypočtených aerodynamických výsledků. Význam se stane zřejmý, když uvážíme, že náklady např. na vývoj malého letounu s pístovým motorem dosahují několik set milionů Kč a zavedení sériové výroby na lince by se blížilo téměř miliardě Kč. Náklady na podrobný tunelový experiment se typicky pohybují pod jedním procentem vývojových nákladů letadla nebo automobilu nebo nákladů na realizaci unikátní stavební konstrukce. Proto se při průmyslovém technicky náročném a finančně nákladném vývoji

experimentální ověření považuje mnohdy za důležité i v případě, kdy lze použít osvědčené výpočetní metody považované za spolehlivé.

2) Včasné získání dat, které výpočetní metody neposkytují dostatečně spolehlivě a přitom je třeba je znát s vysokou přesností. Jedná se zejména o data související s bezpečností letu, především v nenávrhových režimech letu – letu při vysokých úhlech náběhu a vybočení, odtrhávání proudění a letu s odtrženým prouděním, letu za tvořící se námrazy (např. [4]).

3) Náhrada letového experimentu. Letové zkoušky patří k mimořádně časově a finančně náročným experimentům, navíc mohou být částečně riskantní. Lze je provést až po realizaci létajícího prototypu, kdy však jsou možnosti rozsáhlejších modifikací letadla již velmi omezené [5][6].

4) Poskytnutí dat pro vývoj a validaci výpočetních metod. Úloha s neustále rostoucím významem.

5) U výzkumných prací experiment zůstává prvotním základním zdrojem hlubších informací o určité problematice.

2.2 Aerodynamický tunel a CFD

Výpočetním metodám připadá neustále rozsáhlejší a významnější pole působnosti. Metody CFD se zpřesňují a stávají se snáze využitelnými i pro tělesa mimořádně složitých geometrických tvarů. Přesto se z důvodů uvedených v 2.1 předpokládá ještě dlouhodobá perspektiva měření v tunelech, která se rovněž neustále vyvíjejí a nabízejí nové možnosti [7].

3 AERODYNAMICKÉ TUNELY

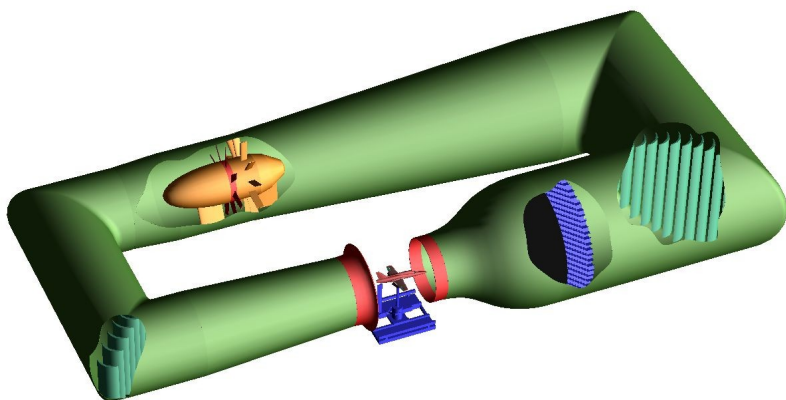
Více než sto let vývoje změnilo mnohé prvky aerodynamického tunelového experimentu. Spektrum aerodynamických tunelů se rozšířilo do rozsáhlé škály typů a velikostí podle specifických požadavků kladených na vystižení podstatných rysů různých studovaných jevů [2][3][8][9].

3.1 Atmosférický tunel střední velikosti

Pro úlohy spojené s vývojem letadel se nejrozšířenějším tunelem stal nízkorychlostní atmosférický cirkulační tunel s typickým příčným rozměrem měřicího prostoru 2 až 4 metry a rychlostí proudu

v měřicím prostoru okolo $70 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Tunel poskytne dostatečné údaje v koncepční fázi vývoje letadla a pro malá letadla je vyhovující i pro detailní ověřování. Plně vyhovuje též pro řadu výzkumných úloh, validaci nových experimentálních technik i pro podporu vývoje vybraných výpočetních metod. Umožňuje práci s geometricky dostatečně propracovaným modelem, přístup do měřicího prostoru a manipulace s modelem a s měřicí technikou jsou jednoduché. Náklady na modely a měřicí techniku i provozní náklady tunelu zůstávají přijatelné pro menší konstrukční kanceláře.

Tunelem tohoto typu disponuje v České republice Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s. v Praze (obr. 1) [10]. Vyznačuje se měřicím prostorem průměru 3 metry, maximální rychlosti zkušebního proudu vzduchu $70 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ se dosáhne při příkonu motoru 1000 kW.



Obr. 1 Nízkorýchlostní tunel VZLÚ průměru 3 m

Tunely se udržují na potřebné technické úrovni rozsáhlými modernizacemi [11][12]. Experimenty v tunelu VZLÚ se proto mohou využívat i v současných výzkumných projektech Evropské unie.

Česká republika též patří k výrobcům tunelů menších a středních velikostí, na vývoji, konstrukci a stavbě se podílí VZLÚ.

3.2 Velký atmosférický tunel

Konvenční tunely střední velikosti nestačí na všechny úlohy, které jsou kladeny před týmy vyvíjející letadla. Pro větší letadla nelze dosáhnout Reynoldsových čísel skutečného letu a rozdíl může být tak velký, že korekce jsou příliš nejisté.

Potřeba zjištění aerodynamických charakteristik velkých letadel při nižších subsonických rychlostech vedla nejdříve ke stavbě atmosférických tunelů s mimořádně rozměrnými měřicími prostory, např. tunelu NACA s průřezem měřicího prostoru 24 x 12 m [3]. Umožňovaly měřit modely ve velkém měřítku nebo dokonce letadla ve skutečné velikosti. Extrémně rozměrné tunely vyžadovaly mohutné váhy a další přístrojové vybavení, vyznačovaly se i horší kvalitou proudu, náročnou manipulací se studovanými objekty, vysokými náklady na výrobu modelů i na provoz tunelů.

3.3 Přetlakový tunel

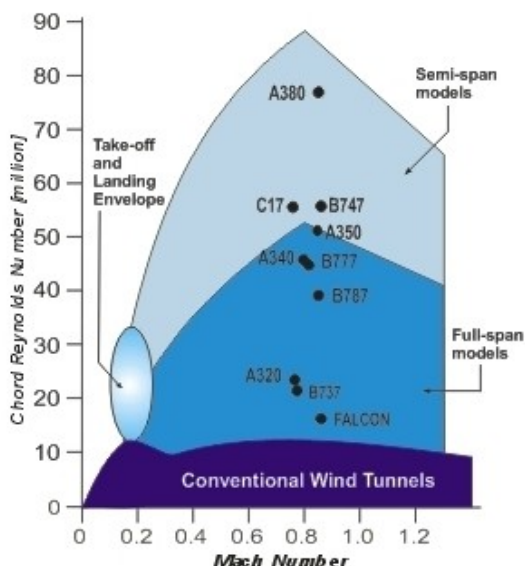
Pro nevýhody mimořádně rozměrných tunelů se přistoupilo ke stavbě přetlakových tunelů, které využívají změny vlastností vzduchu se zvýšením tlaku, tedy růstu hustoty a poklesu kinematické viskozity. Tunely dosáhly vyšších Reynoldsových čísel při kompaktnějších rozměrech, důsledkem se stala snazší manipulace s modelem a snazší instalace měřicích přístrojů a zařízení a celkově nižší provozní náklady. Významnou výhodou z aerodynamického hlediska představuje skutečnost, že lze Reynoldsovo a Machovo číslo měnit vzájemně nezávisle. Získaly se tak např. nové poznatky o šterbinových systémech pro zvyšování součinitele vzlaku, které vedly k novým, v praxi využívaným, geometrickým tvarům.

3.4 Kryogenní přetlakový tunel

Nejnovější technicky mimořádně složité řešení představuje přetlakový kryogenní tunel. Ve větším průmyslově využitelném provedení existuje v Evropě jediný – European Transonic Windtunnel s měřicím prostorem průřezu 2,4 x 2,0 m v Kolíně nad Rýnem [13]. Teplota vzduchu se vstřikováním kapalného dusíku může měnit v rozsahu 110 K až 313 K, tlak se může měnit od 125 do 450 kPa. Tunel je zcela unikátní tím, že u modelu o rozpětí necelé dva metry může dosáhnout Reynoldsových a Machových čísel cestovního letu největších současných dopravních letadel (obr. 2).

ETW Performance Envelope

Dots Indicate Cruising Flight Conditions



Obr. 2 Provozní obálka tunelu ETW s provozními body velkých dopravních letadel (ETW)

Přes vysoké náklady – 8 až 10 tisíc eur za hodinu pobytu modelu v měřicím prostoru – se tunel považuje pro vývoj velkých letadel za zcela nepostradatelný. Vývoj letounu této kategorie stojí okolo deseti miliard eur a „nesmí“ skončit technickým nezdarem. Důležitá je možnost nezávislých změn Reynoldsova čísla, Machova čísla a dynamického tlaku, která umožňuje vyhodnotit i vliv deformace vysoce zatíženého modelu v tunelu na výsledky měření. Doprovodným jevem vynikajících experimentálních možností je technická náročnost. Modely, váhy a další části měřicích řetězců se musí zhotovovat ze speciálních materiálů, omezené možnosti vstupu do měřicího prostoru vyžadují dálkové ovládání nastavitelných částí modelů. Nutnost kalibrací za velmi nízkých teplot vytváří další specifické problémy. Měření prodražuje i vysoká energetická náročnost, maximální příkon tunelu dosahuje 50 MW.

4 EXPERIMENTÁLNÍ TECHNIKY

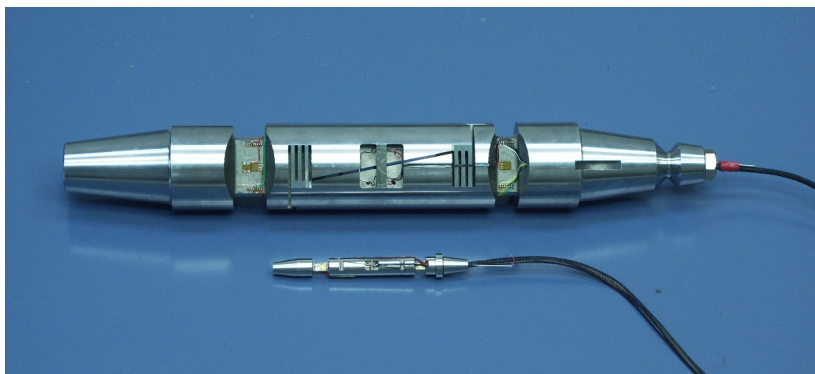
Vývoj experimentálních technik představuje zásadní složku vývoje experimentů. Typickými procesy zůstávají měření sil, měření tlaků, vizualizace proudového pole, přibývají požadavky na modelování různých specifických problémů. Trvalými obecnými požadavky zůstávají zvyšování přesnosti, zkracování času na provedení experimentu a snižování nákladů.

4.1 Měření sil

Zjišťování integrálních sil působících na těleso se stalo vůbec prvním experimentálním úkolem aerodynamiky a integrální síly stále zůstávají základní částí většiny tunelových měření.

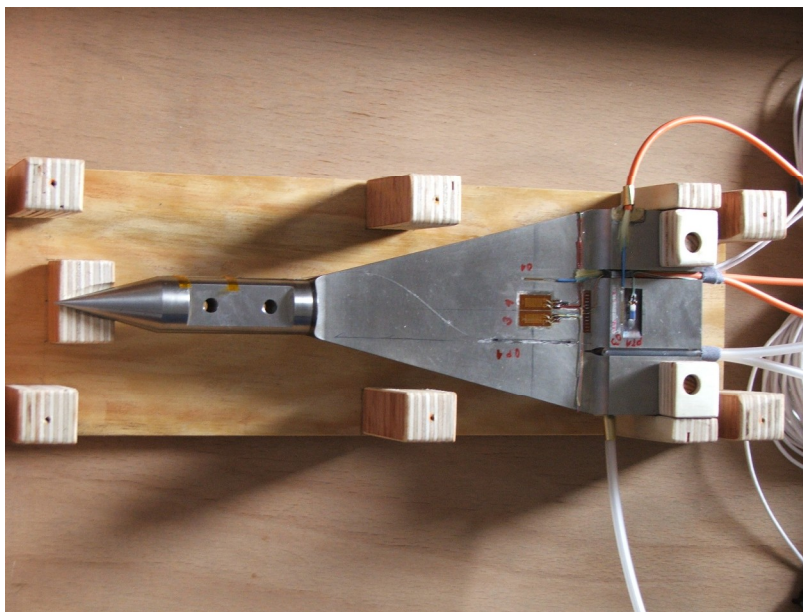
Od měření gravitačními vahami se přešlo k tenzometrickým vahám [14][15], vestavěným v modelu (interní váhy) nebo mimo model (externí váhy). Jejich hlavní přednost představuje rychlost měření a tedy vysoká produktivita, neboť váhy umožňují měřit při plynulé změně úhlu náběhu a vybočení. K dalším přednostem patří možnost adaptace měřicího zařízení na vhodný rozsah sil. Za standardní se v současnosti považují teplotně kompenzované šestikomponentní tenzometrické váhy s přesností 0,1 % rozsahu u všech komponent.

V České republice vyvíjí tunelové tenzometrické váhy nejrozličnějších typů a rozsahů VZLÚ v Praze (obr. 3).



Obr. 3 Interní tenzometrické váhy VZLÚ

V současnosti výzkum pokračuje směrem k vahám s optickým vláknem, které využívají změny optických vlastností skleněného vlákna způsobených deformací vyvolanou vnějšími silami. Přednost ve srovnání s tenzomerickými vahami by měla představovat až o řád vyšší přesnost, vyšší spolehlivost a nižší citlivost na změny teploty. Váhy ale budou pravděpodobně vyžadovat zcela jiné konstrukční a prostorové pojetí, neboť optická vlákna se vyznačují mechanickými vlastnostmi výrazně odlišnými od elektrických vodičů. Pokusnou jednokomponentní váhu vyrobenou ve VZLÚ v rámci evropského projektu EWA ukazuje obr. 4.



Obr. 4 Experimentální váha s optickým vláknem

4.2 Měření tlaků

Měření tlaků jak na tělese, tak v proudovém poli patří mezi standardní úlohy tunelového experimentu.

Efektivita měření obvykle vyžaduje měření na více místech současně. Vývoj dospěl od mnohonásobných kapalinových tlakoměrů přes tlakové přepínače (které přepínají jednotlivé tlakové

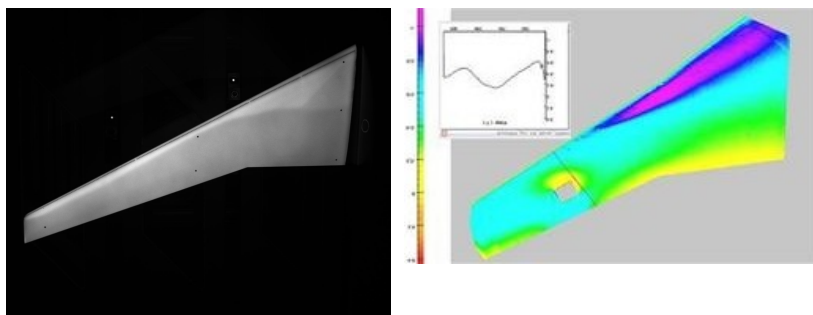
odběry na jeden tlakoměrný senzor) až k mnohonásobným tlakovým snímačům (pressure block). Jedná se o miniaturizované soustavy desítek piezoelektrických měřicích prvků, které snímají tlaky současně. Přesnost dosahuje 0,05 % z rozsahu. Výhodou představuje též možnost snímání údajů s frekvencí až 20 kHz, která dovoluje zachytit průběh mnohých dynamických jevů.

4.3 PSP

Principiální průlom do měření tlaků na povrchu těles přináší metoda Pressure Sensitive Paint (PSP) [16]. Jedná se o optickou metodu, která umožňuje měření tlaků na povrchu tělesa bez sond. Povrch studovaného objektu je pokryt nátěrem, který obsahuje luminiscenční molekuly. Při osvětlení objektu (často se používá ultrafialový zdroj) je intenzita vyvolaného luminiscenčního záření závislá na lokálním parciálním tlaku kyslíku, různý jas povrchu odpovídá různému tlaku. Metoda má zatím citlivost asi 50 Pa, je tedy využitelná především při transsonickém a supersonickém proudění, pokračující vývoj slibuje i průnik do měření při subsonických rychlostech.

Metoda je při praktické aplikaci velmi komplikovaná, dostala se teprve na práh rutinního zvládnutí. Potenciálně poměrně snadné a rychlé zjištění úplného rozložení tlaku na celém tělese včetně detekce poruch v proudění představuje mimořádně výhodnou možnost. Eliminuje největší nedostatek klasického měření tlakovými odběry, kterým je omezení na diskrétní body. Zástavba tlakových odběrů je přitom nákladná, časově náročná a někdy prostorově nemožná, navíc rozložení odběrů se musí určit předem bez detailní znalosti proudového pole a nemusí zachytit důležitá místa. Nevýhody PSP představují obtížná kalibrace, nutnost korekce na vliv teploty a na vliv tloušťky nátěru a nutnost korekce světél a stínů na snímku.

Snímek a zpracované tlakového rozložení představuje obr. 5.



Obr. 5 PSP, vlevo snímek, vpravo výřez tlakového rozložení (ETW)

4.4 Vizualizace proudění

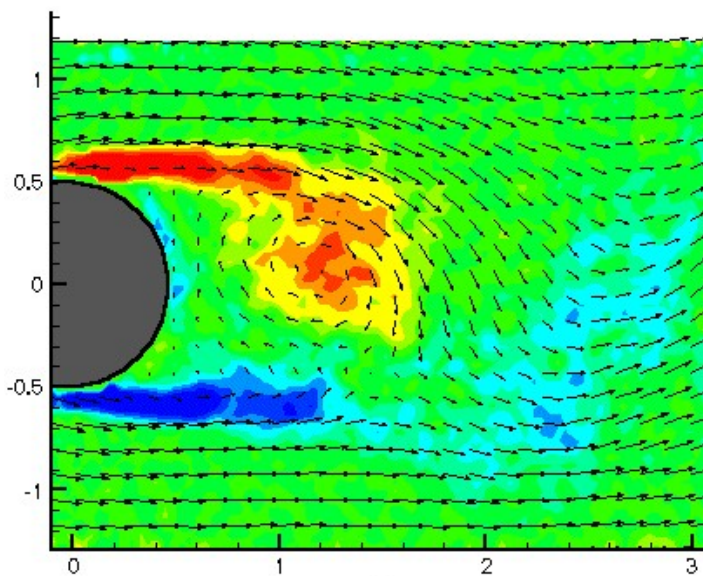
Při vizualizaci se běžně uplatňují klasické metody zviditelnění pomocí vláken, nanesení olejové vrstvy na povrch tělesa nebo vypouštění paprsku kouře.

Metoda PIV představuje moderní techniku, která se neomezuje pouze na vizualizaci, ale přináší i kvantitativní údaje o rychlostech v proudovém poli.

4.5 PIV

Particle Image Velocimetry (PIV) je téměř neinvazivní technika [17]. Stopovací částice unášené proudem jsou dvakrát osvětleny v intervalu několika milisekund krátkým pulsem (několik ns) laserového světla tvořícího měřicí rovinu. Optický senzor zachytí světlo odražené částicemi, pomocí technik analýzy obrazu se získá okamžité pole vektorů rychlosti ve vysokém prostorovém (až okolo 10 000 vektorů ve sledované rovině) a časovém rozlišení. Metoda dokáže sledovat rovinu o plošné velikosti až 3 m² a rychlosti proudění od mm·s⁻¹ po km·s⁻¹.

Ukázka na obr. 6 zachycuje proudové pole za válcem, kromě vektorů rychlosti je pomocí barevných polí znázorněna vířivost.

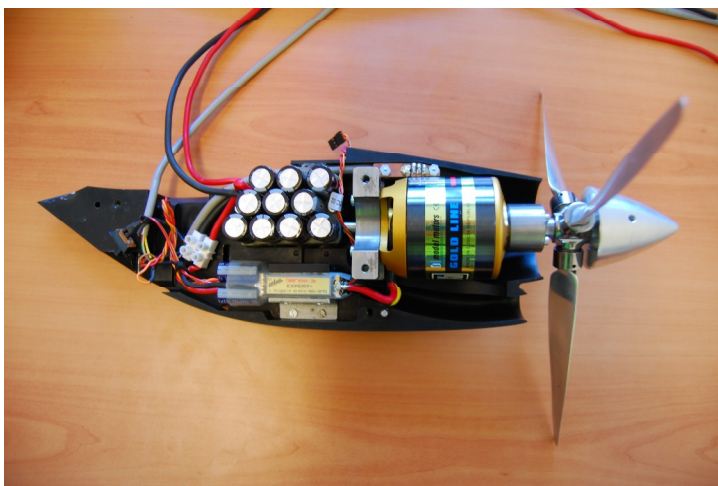


Obr. 6 Obtékání válce zobrazené metodou PIV

4.6 Modelování pohonných jednotek

Příklad specifické problematiky představuje simulace pohonných jednotek letadel. Jedná se o úlohu s velkým praktickým dopadem, neboť vliv pohonných jednotek na obtékání křídla a ocasních ploch je mimořádně významný ve všech režimech letu. Problematika je důležitá i z hlediska bezpečnosti, např. musí být ověřena řiditelnost dvoumotorového letounu v případě vysazení jedné pohonné jednotky v kritické fázi letu.

V České republice se ve VZLÚ vzhledem k zaměření průmyslu věnuje pozornost simulaci vrtulových pohonných jednotek. Modelová vrtule je speciálně navržena pro použití na modelu v tunelu, zachovává průměr a počet listů skutečné vrtule, ale profily listů jsou použity odlišné s ohledem na otáčky, Reynoldsovo a Machovo číslo [18]. Úhel listů vrtule lze za klidu nastavovat. K pohonu se používá elektromotor řízený frekvenčním měničem. Podle potřebného výkonu se používá buď motor přímo v modelu motorové gondoly (do 6 kW, obr. 7), nebo výkonnější motor v trupu modelu s reduktorem na hřídeli (až 30 kW).



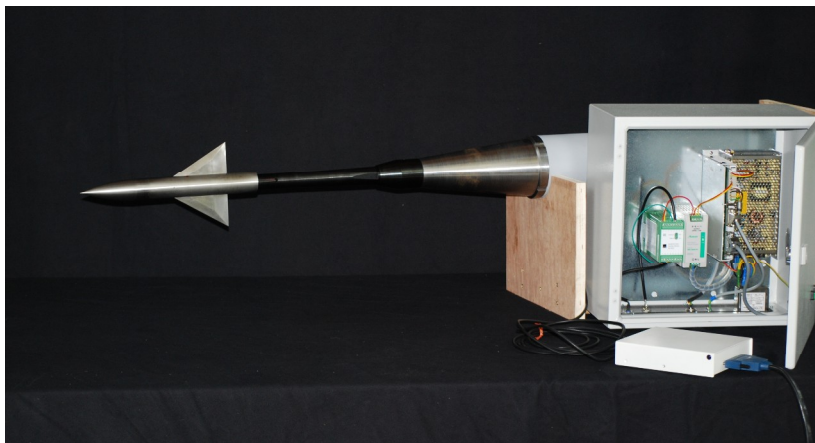
Obr. 7 Modelová pohonná jednotka VZLÚ

Hlavním kritériem podobnosti obvykle bývá podobnost součinitele tahu pohonné jednotky, někdy k ní přistupuje i podobnost součinitele krouticího momentu.

Pro potřeby vývoje velkých dopravních letadel se modelují účinky velkých dvouproudových motorů. Modelové pohonné jednotky jsou tvořeny turbínkou na stlačený vzduch, která pohání ventilátor. Vhodnou konstrukcí a volbou aerodynamických parametrů je možné velmi dobře napodobit vnitřní i vnější proud motoru s vysokým obtokovým poměrem, jeho účinky na letadlo a ovlivnění celého proudového pole [19].

4.7 Volně oscilující model

Jedná se o měřicí techniku, jejímž cílem je určit aerodynamické charakteristiky nezbytné pro výpočty dynamické stability a dynamické říditelnosti letadla. Model je instalován na oscilační váze, po udělení počátečního impulsu volně kmitá. Z časového průběhu sil, momentů a úhlových poloh lze vyhodnotit požadované aerodynamické derivace. Konstrukce modelu patří k neobyčejně náročným úlohám – model musí být podobný skutečnému dílu nejen geometricky, ale i rozložením hmotnosti.



Obr. 8 Model na oscilační váze VZLÚ

5 ZÁVĚR

Jak se bude vyvíjet experiment v aerodynamickém tunelu ?

Při vývoji průmyslového výrobku je nezbytné získat potřebné aerodynamické údaje v potřebném čase s vynaložením co nejnižších nákladů. Proto bude stále zesilovat tendence provázanosti výpočtů, experimentů v aerodynamických tunelech a letových experimentů, která povede k vyšší efektivnosti vývojových prací (např. [20][21][22]).

Experiment se bude nadále rozvíjet, aby dokázal splnit nové požadavky. Vyvíjet se budou jak aerodynamické tunely, tak měřicí techniky a přístrojové vybavení.

Vývoj se bude ubírat následujícími směry:

- přesnější měření,
- zvládnutí měření nyní obtížně proveditelných nebo dokonce neproveditelných,
- zrychlení celého experimentálního cyklu od návrhu experimentu po zpracování a ověření výsledků,
- snižování nákladů,
- vzroste úloha experimentu při výzkumu, vývoji a validaci výpočetních metod,

- zachová se postavení experimentu v základním a aplikovaném výzkumu.

Lze očekávat, že experiment v aerodynamickém tunelu zůstane běžným prostředkem výzkumu i průmyslového vývoje ještě desítky let.

Literatura

- [1] Anderson, Jr., J. D., A History of Aerodynamics, Cambridge University Press 1997, ISBN 978-0521669559
- [2] Nožička st., J., Nožička ml., J., Aerodynamický tunel, Letectví+kosmonautika, 2002, č. 25–26, str. 38–45, 2003, č.1, str. 46–49, ISSN 0024-1156
- [3] Baals, D. D., Corliss, W. R., Wind Tunnels of NASA. NASA SP-440. Washington, DC: Government Printing Office, 1981
- [4] Pátek, Z., Zabloudil, M.: Wind Tunnel and Computational Investigation of Simulated Contamination on Airfoil. ICAS 2008-P2.11, Anchorage, USA 2008, ISBN 0-9533991-9-2
- [5] Bushnell, D. M., Scaling : Wind tunnel to flight. Annual review of fluid mechanics 2006, vol. 38, str. 111–128, ISSN 0066-4189
- [6] Saltzman, E. J., Ayers. T. G., Review of flight-to-windtunnel drag correlation. Journal of Aircraft Vol. 19 (1982), No. 10, str. 801–811, ISSN 0021-8669
- [7] Garrison, P., Model Behavior, Air & Space Magazine/ Smithsonian, March 01, 2007, ISSN 0886-2257
- [8] Barlow, J. B., Rae, W. H., Low-Speed Wind Tunnel Testing, JohnWiley & Sons, 1999, ISBN 978-0471557746
- [9] Rebuffet, P., Aérodynamique expérimentale, Librairie polytechnique Ch. Béranger, Paris 1945
- [10] Žižala, S., Pátek, Z., Nízkorychlostní aerodynamické tunely VZLÚ, Letecký zpravodaj, 1/2002, str. 2–7, ISSN 1211-877X
- [11] Pátek, Z., Modernizace největšího českého aerodynamického tunelu, Letecký zpravodaj, 2/2003, str. 15–17, ISSN 1211-877X
- [12] Wolf, T., Improvement and Modernization of Subsonic Wind Tunnels, Journal of Aircraft, Vol. 30 (1993), No.1, str. 57–63, ISSN 0021-8669.

- [13]Schimanski, D., Quest, J., Tools and Techniques for High Reynolds Number Testing, Status and Recent Improvement at ETW, AIAA Paper 2003–0755
- [14]Mole, P.J. , Strain–gage Applications in Wind Tunnel Balances, Experimental Techniques, Vol. 14 (1990), No. 5, str.39–42, ISSN 0732–8818.
- [15]Ewald, B., Multi–component Force Balances for Conventional and Cryogenic Wind Tunnels, Measurement Science and Technology, June 2000, R81 – R94
- [16]McLachlan, B. G., Bell, J. H., Pressure–Sensitive Paint in Aerodynamic Testing, Experimental Thermal and Fluid Science, Volume 10 (1995), No. 4, str. 470–485, ISSN 0894–1777
- [17]Raffel, M., Willert, C., Kompenhans, J., Particle Image Velocimetry – A Practical Guide, Springer Verlag, Heidelberg 1998, ISBN 3540636838
- [18]Moravec, T., Pátek, Z., The Power Effect Simulation Method and its Application on a Turbo–prop Executive Aircraft Wind Tunnel Testing, Proceedings of 2nd Seminar RRDP AE, Part I, str. 247–252, Warsaw University of Technology, 25–27 November, 1996, ISSN 1425–2104
- [19]Kooi, J., Engine Simulation with Turbofan Powered Simulators in the German–Dutch Wind Tunnels, AIAA Paper 2002–2919
- [20]Melber–Wilkending, S., Heidelbrecht, A., Wichmann, G., A New Approach in CFD Supported Wind Tunnel Testing. ICAS 2006–3.4.2, 2006, ISBN 0–9533991–7–6
- [21]Pettersson, K., Scaling Techniques Using CFD and Wind Tunnel Measurements for Use in Aircraft Design, Universitetsservice US AB, Stockholm 2006
- [22]Bosnyakov, S., Quest, J., et al., Computational Tools for Supporting the Testing of Civil Aircraft Configurations in Wind Tunnel, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 44 (2008), No. 2, str. 67–120, ISSN 0376–0421

Ing. Zdeněk Pátek, CSc.

Narozen 29. března 1957 v Olomouci

KVALIFIKACE

1981 - Ing., Fakulta strojní ČVUT, specializace Stavba letadel

1991 - CSc., Fakulta strojní ČVUT, obor Mechanika tekutin a termomechanika

1992 - Mastère Spécialisé, Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace (ENSAE, Státní vysoká škola pro letectví a vesmír), Toulouse, Francie

PRAXE

08/81 – 01/93 výzkumný, vývojový pracovník útvaru Aerodynamika nízkých rychlostí Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu v Praze

09/91 – 12/92 studium na Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace, včetně stáže v aerodynamické laboratoři

02/93 – 12/05 vedoucí útvaru Aerodynamika nízkých rychlostí Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu

01/06 – 12/07 hlavní aerodynamik Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu, a.s.

01/08 – dosud vedoucí skupiny Aero útvaru Aerodynamika

PEDAGOGICKÁ PRAXE

Výuka na Ústavu letadlové techniky Fakulty strojní ČVUT

Výuka zahraničních stážistů ve Výzkumném a zkušebním leteckém ústavu

Výuka a školení v aeroklubu

PROFESNÍ ZAMĚŘENÍ

Aerodynamika letadel

Vliv nenávrhových podmínek na aerodynamiku letadla

Experimentální aerodynamika