



NONSTACIONARY MEASUREMENT OF THE AIRFOIL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Dalibor Rozehnal¹

Summary: *This paper describes nonstationary measurement of the airfoil aerodynamic characteristics at low speed wind tunnel on the University of Defence Brno. First part introduces the results for the airfoil in range of the angle of attack 0-360° with variable angle velocity. Further research focuses on experiments with high changes of the angle of attack with oscillations and variable frequencies and amplitudes of motion.*

1. Úvod

Předložený článek s názvem „Nestacionární měření aerodynamických charakteristik profilů“ navazuje na tuto problematiku prezentovanou autorem na konferenci IM 2005. Uvedená problematika je doplněná o další výsledky měření v aerodynamickém tunelu, které byly autorem provedeny na pracovišti katedry Letecké a raketové techniky Univerzity Obrany v Brně v období od roku 2005 do současné doby.

Problematikou dynamického zatížení letecké konstrukce od aerodynamických účinků, při nichž dochází k velkým a rychlým změnám úhlu náběhu proudu vzduchu, se zabývají světová pracoviště v oboru již velmi intenzivně od konce šedesátých let minulého století [2]. Vzhledem k značné složitosti postihnout dané aerodynamické jevy přesně vystihujícím matematickým modelem byly pro stanovení aerodynamických charakteristik od začátku používány výhradně experimentální metody, které teprve v nedávné minulosti začaly doplňovat i metody numerické.

Intenzivní vývoj a testování v oblasti dynamického odtržení proudu na profilu je patrný u všech výrobců při výpočtech zatížení listů na nosném rotoru vrtulníku, větrných turbínách, křídlech rychle manévrujících letounů a při šikmém obtékání listů leteckých vrtulí. Při numerických výpočtech lze za jeden z hlavních problémů považovat absenci vstupních, okrajových podmínek, které by správně postihovaly skutečné aerodynamické jevy. V prvních přiblíženích jsou běžně za vstupní aerodynamické údaje dosazovány hodnoty získané ze stacionárních měření. Odlišnosti v průbězích stacionárních aerodynamických součinitelů od jejich nestacionárních je ale tak značně rozdílné, že je z těchto důvodů nelze doporučit.

Skutečné aerodynamické namáhání dynamicky obtékaných leteckých konstrukcí tak může dosáhnout mnohem větších zatížení, než se původně předpokládalo. Pokud je konstrukce navržena bez uvážení těchto skutečností, je pravděpodobné, že se při provozu projeví zvýšený výskyt poruch a dojde ke snížení životnosti takto obtékaných částí letecké konstrukce. V mezních případech může dojít i k vážné poruše resp. havárii celého zařízení.

¹ **Dalibor Rozehnal**, Engineer, Ph.D.:University of Defence Brno, Department of Aircraft and Rocket Techniques, Kounicova 65, 612 00 Brno, Czech Republic, E-mail:dalibor.rozehnal@unob.cz, tel. 973 44 5161.

2. Zkušební zařízení

Detailní konstrukční provedení jednotlivých experimentálních stendů nejsou v literatuře běžně publikovány. Zkušební zařízení jsou většinou reprezentována pouze celkovým pohledem na zařízení s blokovým schématem uspořádání hlavních funkčních prvků. Měření a vyhodnocování aerodynamických charakteristik zkoumaného objektu, která byla prováděna v minulosti v zahraničí, jsou většinou založené na měření tlakového rozložení na povrchu profilu prostřednictvím miniaturních tlakových snímačů.

Na Universitě obrany dále UO v Brně na katedře Letecké a raketové techniky byly v poslední době vybudovány speciální experimentální stendy, na kterých lze v aerodynamickém tunelu simulovat nejrůznější subsonické způsoby obtékání profilů, leteckých vrtulí, rotorů větrných turbín, rotorů vrtulníku atd. Výsledná podoba experimentálního zařízení byla rozhodujícím způsobem determinována materiálovými a technickými možnostmi laboratoře aerodynamiky na UO. Nově vybudované zkušební zařízení navíc umožňuje měření aerodynamických charakteristik profilu v rozsahu $0-360^\circ$ s libovolně zvolenou hodnotou středního úhlu náběhu a amplitudy kmitavého pohybu. Omezení rozsahu úhlových rychlostí je dané pouze maximálním výkonem a přídržným momentem pohonného zařízení, které je realizováno krokovým motorem. Velikost měřeného objektu je dána zástavbovými rozměry v měřicím prostoru zkušebního zařízení. Doporučená velikost zkoušeného obdélníkového modelu křídla je 400×60 až 100mm . Rozsah Reynoldsových čísel při kterých lze jevy dynamického odtržení zkoumat je dán hloubkou tělivity modelu a maximální rychlostí proudu v tunelu, kterou lze plynule nastavovat v rozsahu od 2 do 42 m/s. Doporučená rychlost proudu je s ohledem na výkonová omezení zkušebního zařízení doporučeno volit od 15 do 25 m/s.

Místo v zahraničí používaných tlakových metod pro tento typ měření, byla na UO použita silová metoda. Pro potřeby tohoto nově vyvinutého zkušebního zařízení byly na pracovišti navrženy a vyrobeny dvousóse silové tenzometrické snímače, které jsou spolu s pohonným krokovým motorem integrovány v bočních stěnách zkušebního zařízení.

3. Typy měřených úloh

Konstrukční uspořádání zkušebního stendu umožnilo realizovat následující typy úloh:

- 1) Měření aerodynamických charakteristik profilu dále ACHP při úhlu náběhu $0 - 360^\circ$ a proměnných úhlových rychlostech klopení ω .

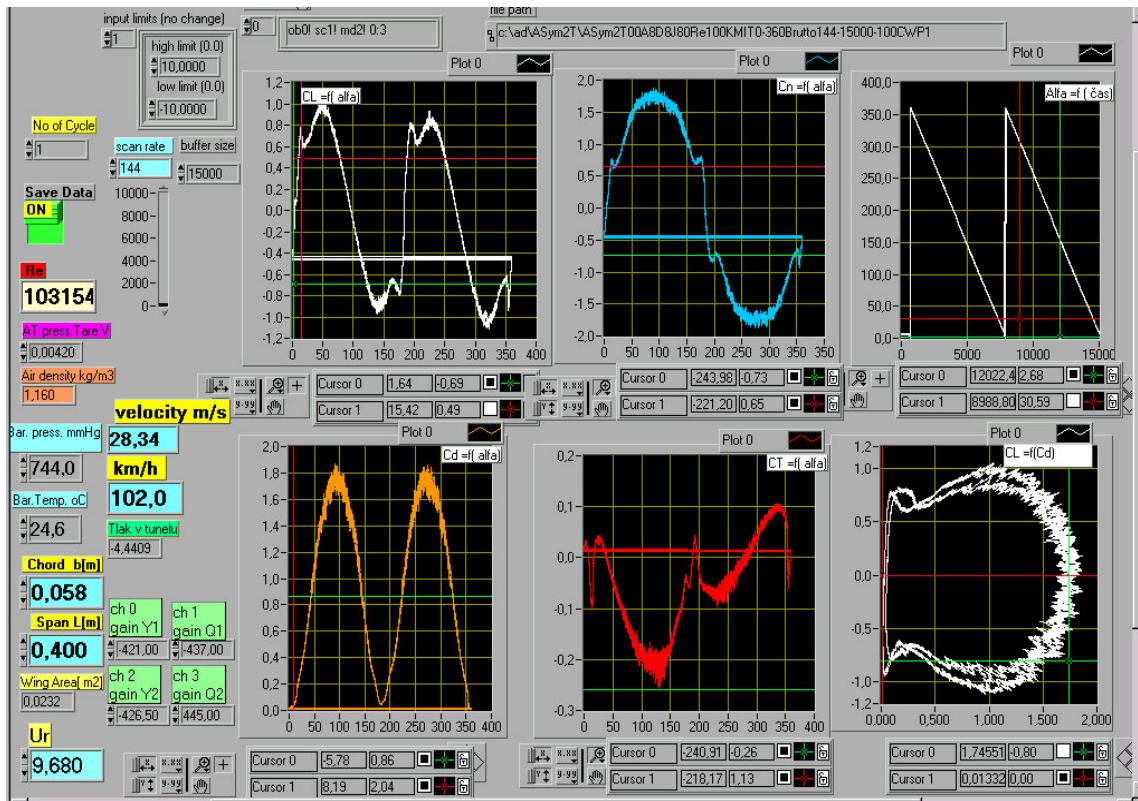
$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 7,2^\circ / s \div 360^\circ / s$$

- 2) Měření aerod. charakteristik profilu při rychlých změnách úhlu náběhu.

$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 225^\circ / s, \quad (\alpha \in [0^\circ \div 90^\circ]) \text{ a } \omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 18^\circ / s \quad (\alpha \in [90^\circ \div 0^\circ])$$

- 3) Měření aerodynamických charakteristik profilu při oscilacích úhlu náběhu v oblasti maximálního součinitele vztlaku.

$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta\tau} = 300^\circ / s, \quad (\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot \sin \omega t, \alpha_0 = 10^\circ, \alpha_1 = 15^\circ)$$



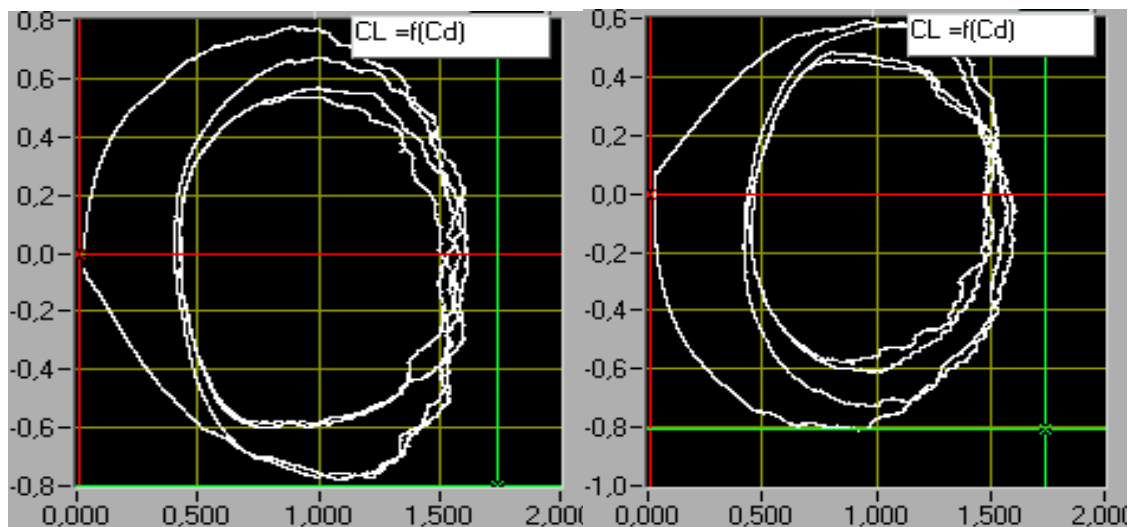
Obr 1 Ukázka záznamu měření, které byly provedeny v aerodynamickém tunelu na UO.

Komentář k orientaci v záznamu z měření – úhlová rychl. klopení ve směru CCW-7,2°/s.

Barometrické podmínky v laboratoři	Průběh součinitele vztaku v rozsahu 0-720 stupňů	Součinitel normální síly – letadlová souř. soustava v rozsahu 0-720 stupňů	Průběh změny úhlu náběhu modelu křídla na čase-pozice vzorku / scan rate.
Parametry měření	- 2 otáčky		
Rozměry modelu křídla	Průběh součinitele odporu v rozsahu 0-720 stupňů	Součinitel tečné síly – letadlová souř. soustava v rozsahu 0-720 stupňů	Polára křídla v rozsahu 0-720 stupňů
Zesílení na jednotlivých kanálech,	- 2 otáčky		- 2 otáčky

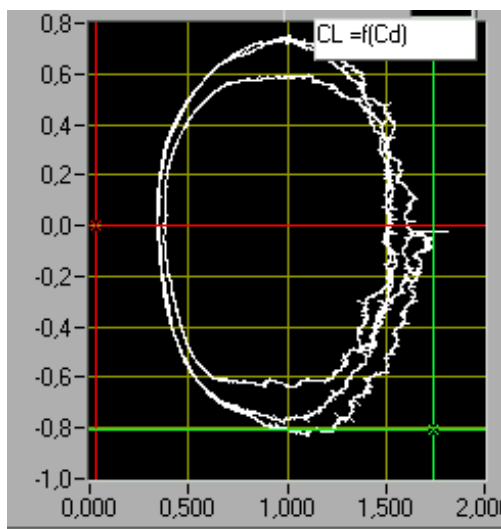
Při vyšších klopivých rychlostech modelu křídla dochází k degradaci aerodynamických charakteristik obtékaného profilu. Tyto se projevují poklesem maximálních dosažitelných hodnot součinitele vztaku při současném nárůstu minimální hodnoty součinitele odporu. Výsledným efektem těchto zjištění je výrazný pokles aerodynamické jemnosti obtékaného profilu k. Při velmi vysokých klopivých rychlostech 60 rad/s a vyšších klesá hodnota $k < 1$.

Dalším zajímavým zjištěním byl průběh tvaru poláry a dalších součinitelů při změně úhlu náběhu v rozsahu $0-720^\circ$ – tedy dvou otáček při konstantní úhlové rychlosti klopení .



Obr. 2 Polára profilu při klop. rychlosti $324^\circ/\text{s}$, -směr rotace CCW (L) a CW(P).

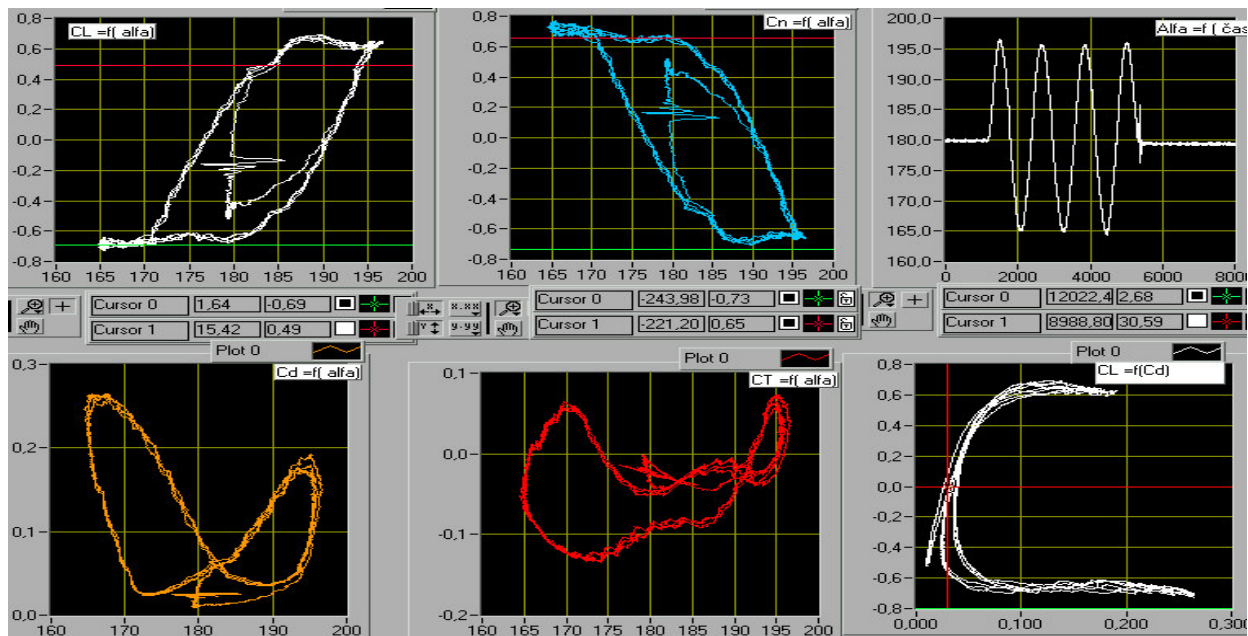
Z obou průběhů je jednoznačně zřejmé, že pokud je počáteční stav obtékání profilu před začátkem rotace v oblasti plynulého obtékání – v tomto případě kolem $\alpha = 0$ stupňů, dochází na profilu při změně úhlu náběhu a vysoké klopivé rychlosti nejprve k stavu, kdy je po určitou dobu zajištěno plynulé obtékání profilu – potvrzením je nízká hodnota součinitele odporu, ale pokud dojde na profilu při vyšších úhlech náběhu k odtržení proudu, nestačí krátký časový okamžik kdy je opět profil obtékán při nízkých hodnotách α k tomu, aby se proud dostatečně přimknul k profilu. Výsledkem je značně vysoká hodnota součinitele odporu $c_d = 0,5$ při $\alpha = 0$ stupňů. Nárůst hodnoty součinitele odporu je v tomto režimu přibližně 50-ti násobný!



Na obrázku 3 je výsledek měření poláry při stejných podmínkách klopivé rychlosti jako v na obr.2, $\omega = 324^\circ/\text{s}$ s tím rozdílem, že počáteční poloha úhlu náběhu profilu před rotací je $\alpha = 90^\circ$. Při prvním i druhém průchodu úhlem náběhu 0° opět nedochází, v důsledku vysoké klopivé rychlosti, k přimknutí proudu vzduchu k profilu a výsledným efektem této situace obtékání je opět vysoká hodnota součinitele odporu kolem $c_d = 0,4$. Maximální a minimální hodnoty součinitele vztaku jsou přibližně stejné jako na obr.2.

Obr. 3 Polára profilu při úhlové rychlosti klopení $324^\circ/\text{s}$, směr rotace CCW, $\alpha_{\text{start}} = 90^\circ$

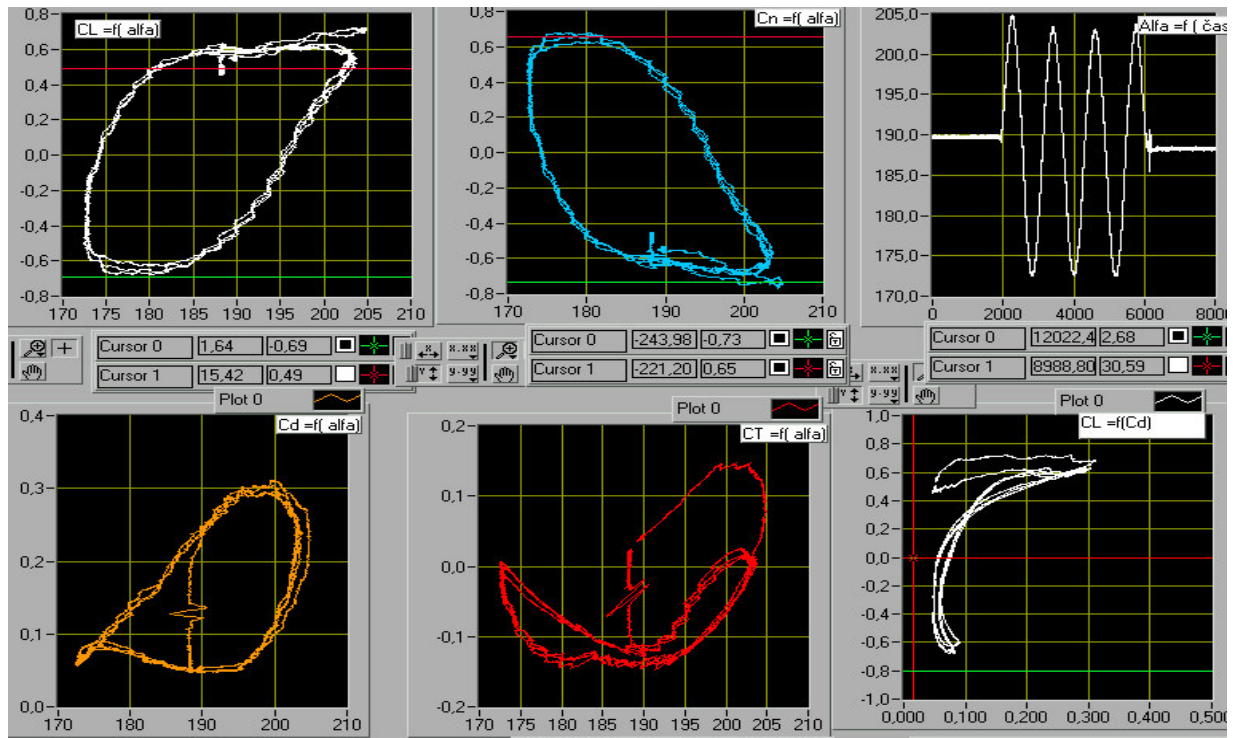
Z uvedených průběhů uvedených na obr. 2 je možné také vypožorovat vliv směru rotace profilu klopením na poláru. Průběhy křivek jsou téměř symetrické vůči podélné ose na kterou vynášíme hodnotu součinitele odporu. Po návratu profilu do výchozí pozice obtékání tj. kolem hodnoty $\alpha = 0^\circ$, nastává obnovení původního stavu obtékání profilu a měřené hodnoty aerodynamických součinitelů na poláře splývají do totožného bodu. Tento stav je také verifikací mechanické citlivosti a přesnosti zkušebního zařízení a možností návratu do původní polohy. Je zde nutné upozornit, že při oscilačních režimech měření obtékání bod 3 výše, není návrat do absolutně stejné výchozí polohy zaručený z principu řízení polohování modelu v měřicím prostoru zkušebního stendu.



Obr 4 Aerod. charakteristiky profilu při oscilaci kolem hodnoty $\alpha = 0^\circ \pm 15^\circ$, $\omega = 36^\circ/\text{s}$

Na obrázku 4 je situace, kdy profil koná harmonický kmitavý pohyb kolem hodnoty úhlu náběhu 0° s amplitudou 15° . Na poláře nejsou patrné žádné významnější odchylky v průběhu. Je patrné, že sice dochází k mírnému nárůstu minimální hodnoty součinitele odporu při $\alpha = 0^\circ$, ale nijak výrazně. Na ostatních křivkách je patrný výrazný vliv oscilace profilu na vznik hysterézních smyček v průbězích jednotlivých součinitelů. Po odeznění oscilace a návratu profilu do výchozí polohy se měřené parametry navracejí do výchozího stavu před oscilací.

Na obr. 5 je situace velmi podobná té z obr. 4. Rozdíl je pouze v tom, že počáteční hodnota oscilace začíná na hodnotě úhlu náběhu 10° s prvním kmitem do hodnot zvyšujících úhel náběhu. Amplituda je opět 15° a hodnota úhlové rychlosti klopení, $\omega = 36^\circ/\text{s}$. Ve všech průbězích sledovaných součinitelů je výrazný rozdíl od situace na obr. 4. Na poláře došlo při první oscilaci směrem k vyšším hodnotám úhlu náběhu k odtržení proudu a i při následném snížení úhlu náběhu profilu až do záporných hodnot na -5° nedošlo k dostatečnému přimknutí obtékání proudu kolem profilu, čehož je důkazem nárůst hodnoty minimálního součinitele odporu na $c_d = 0,045$.



Obr 5 Aerod. charakteristiky profilu při oscilaci kolem hodnoty $\alpha = 10^\circ \pm 15^\circ$, $\omega = 36^\circ/\text{s}$.

4. Závěr

Předložené výsledky měření nestacionárního obtékání profilu jsou zlomkem skutečně provedených měření, které autor v rámci budování nového experimentálního pracoviště uskutečnil. Celý komplet všech dosud uskutečněných testů představuje soubor asi 140 různých variant měření. Cílem bylo prokázat a ověřit rozsah použitelnosti tohoto nového měřicího stanoviště, které bylo vybudováno na katedře Letecké a raketové techniky na Univerzitě obrany v Brně. Výsledky měření jsou aplikovány jak ve výuce vojenských specialistů pilotních směrů, tak i při odborném růstu pracovníků katedry jakož i při spolupráci s dalšími odbornými pracovišti.

Z uvedených výsledků experimentu je zřejmé, že při zvyšující se rychlosti klopení a úhlu náběhu v rozsahu 0-360st. dochází k fázovému posuvu hodnoty úhlu náběhu při nulovém vztlaku α_0 . Zvyšuje se přitom hodnota minimálního součinitele odporu a klesá max. hodnota souč. vztlaku a to tak, že aerodynamická jemnost „k“ klesá z hodnoty kolem 55 při stacionárním režimu obtékání až k hodnotě $k < 1$, pro max. dosaženou klopivou rychlost $\omega = 3600 \text{st./s}$. Lze konstatovat, že dochází k degradaci profilu coby vztlakového prvku. Při výpočtech ohybového zatížení nosné plochy od aerod. sil nelze uvažovat pouze vztlakovou složku výsledné aerod. síly, neboť odporová složka nyní nabývá dokonce vyšších hodnot. Normální složka souč. výsl. aerod. síly c_n dosahuje v těchto režimech hodnoty více než 200% c_L viz. obr 1.

V reálném provozu letecké techniky dochází k těmto režimům u rychle manévrujících letounů, u rotorů větrných turbín při náhlých změnách směru větru, na nosných rotorech vrtulníků atd. Ukazuje se, že při použití klasického výpočtu vycházejícího ze statických charakteristik dochází ke značné chybě při určení maximálního zatížení. Ačkoliv výsledná zatížení za celou periodu se v důsledku relativní symetrie hysterezi vůči statickému průběhu nebudou příliš odlišovat, pulsační charakter dynamického silového působení má za následek zhoršení ergonomie provozu této techniky. Dynamické odtržení, ke kterému při těchto režimech dochází, nebezpečně zatěžuje listy rotoru a snižuje životnost této techniky.

Použité uspořádání zkušebního stendu je cenově mnohonásobně levnější než v zahraničí používaná tlaková měření. Lze jej aplikovat jak pro statická tak i stále žádanější dynamická měření, která umožňují postihnout skutečné průběhy zatěžování konstrukce. Problematika jevu „Dynamického odtržení – Dynamic stall“, je natolik významná, že je nutné se jí i nadále věnovat a znalosti operativně aplikovat jak při provozu, tak i při vývoji nové letecké techniky.

Literatura

- [1] CARR L. W. : Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall.
Journal of Aircraft, Vol.25, January 1988.
- [2] HAM N. D., GARELICK M. S. : Dynamic Stall Considerations in Helicopter Rotors.
Journal of the American Helicopter Society, Vol.13, April 1968.
- [3] ROZEHNAL D. : Aerodynamické charakteristiky větrného motoru v mezních pracovních režimech. Doktorandská disertační práce, VA Brno 1998.