



INŽENÝRSKÁ MECHANIKA 2005

NÁRODNÍ KONFERENCE

s mezinárodní účastí

Svratka, Česká republika, 9. - 12. května 2005

COMPARASION OF STACIONARY AND NONSTACIONARY AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE AIRFOIL – RESULTS OF THE MEASUREMENT IN THE WIND TUNNEL

D. Rozehnal¹

Summary: *This paper describes stacionary and nonstacionary measurement of aerodynamic characteristics of the airfoil in 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 oscilations and variable frequencies and amplitudes of motion.*

1. Úvod

Problematika dynamického zatížení letecké konstrukce od aerodynamických účinků, při nichž dochází k velkým a rychlým změnám úhlu náběhu proudu vzduchu, je intenzivně zkoumána již dlouhou dobu [1]. Počátky tohoto výzkumu se datují do doby, kdy byl poprvé zjištěn významný vliv dynamického zatížení na profilové charakteristiky [2], [3]. 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.

Za jeden z hlavních problémů při numerických výpočtech lze 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. Odlíšnosti v průbězích stacionárních aerodynamických součinitelů od jejich nestacionárních je ale tak značně rozdílné, že je z těchto důvodů nelze doporučit. viz. diag.č. 1. až 4. 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 obtékáním listů leteckých vrtulí.

Reálné 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

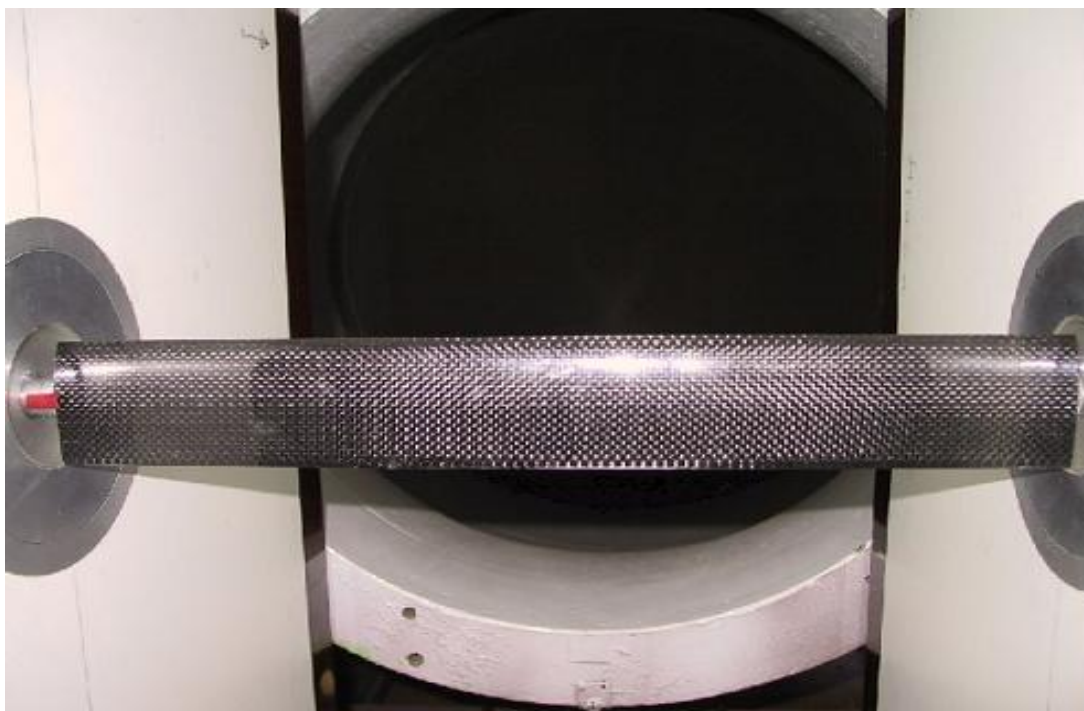
¹ Ing. Dalibor Rozehnal, Ph.D., Katedra letadel a motorů, Universita obrany v Brně, Kounicova 65, 612 00 Brno, Czech Republic, E-mail: dalibor.rozehnal@unob.cz, tel.+420-973 44 2706.

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.

2. Zkušební zařízení

Detailní konstrukční provedení jednotlivých experimentálních stendů nejsou v literatuře běžně publikovány. Zkušební zařízení jsou většinou representována pouze celkovým pohledem na zařízení s blokovým schématem uspořádání hlavních funkčních prvků. Měření a vyhodnocování aerodynamických charakteristik zkoumaného objektu, která byly prováděny 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 letadel a motorů 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. Místo v zahraničí používaných tlakových metod, byla na UO použita metoda silová. 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.



Obr. 1 Uchycení profilu křídla v měřicím prostoru zkušebního stendu.

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 ω . Diag. č. 1,2,3.

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

- 2) Měření aerod. charakteristik profilu při rychlých změnách úhlu náběhu. Diag. č. 4.

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

- 3) Měření aerodynamických charakteristik profilu při oscilacích úhlu náběhu v oblasti plynulého obtékání a na počátku odtržení. Diag. č. 5, 6.

$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 144^\circ / s, \quad (\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot \sin \omega \cdot t, \quad \alpha_0 = 0^\circ, \quad \alpha_1 = 18^\circ, \quad \alpha_{\text{start}} = 0^\circ)$$

$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta \tau} = 300^\circ / s, \quad (\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot \sin \omega t, \quad \alpha_0 = 16^\circ, \quad \alpha_1 = 14^\circ)$$

Ukázka některých výsledků měření, která byla provedena v AT na UO je uvedena v diagramech č. 1 až 6.

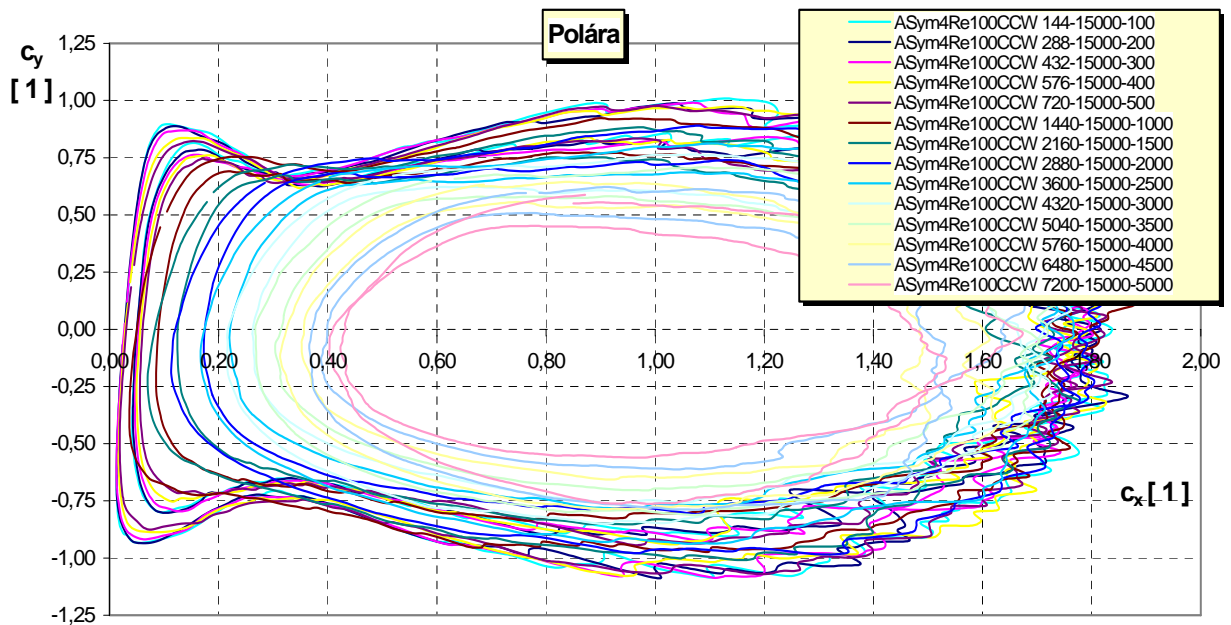


Diagram č.1 Polára profilu při rychlosti klopení $7,2^\circ/s$ až $360^\circ/s$.

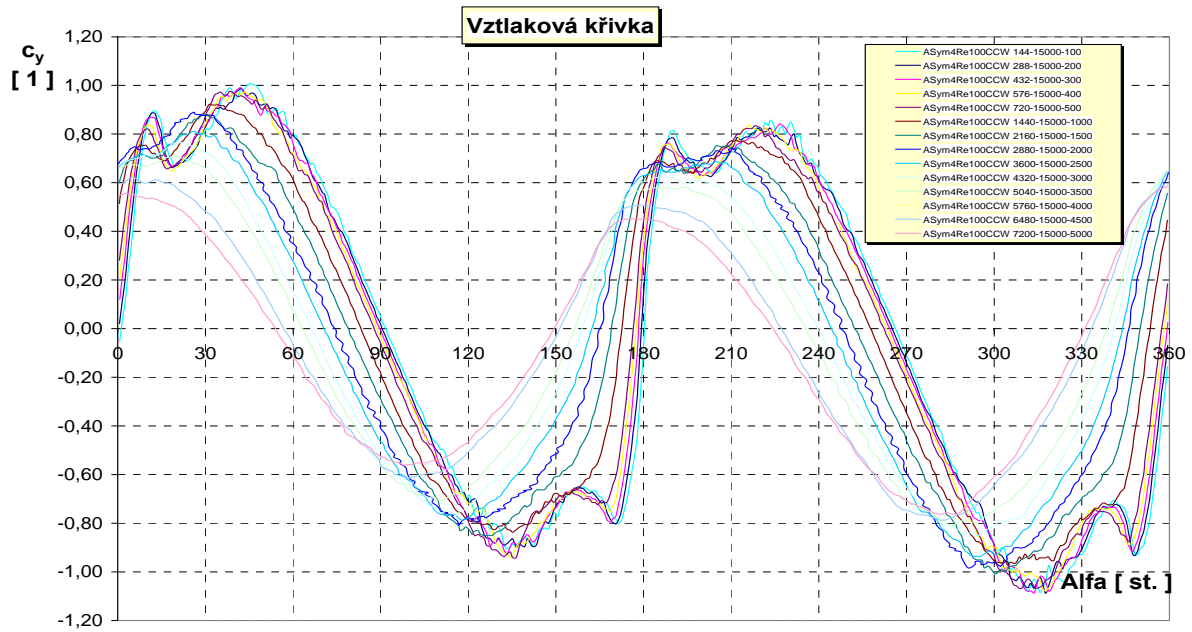


Diagram č.2 Vztlaková křivka profilu při rychlosti klopení $7,2^\circ$ až $360^\circ/s$.

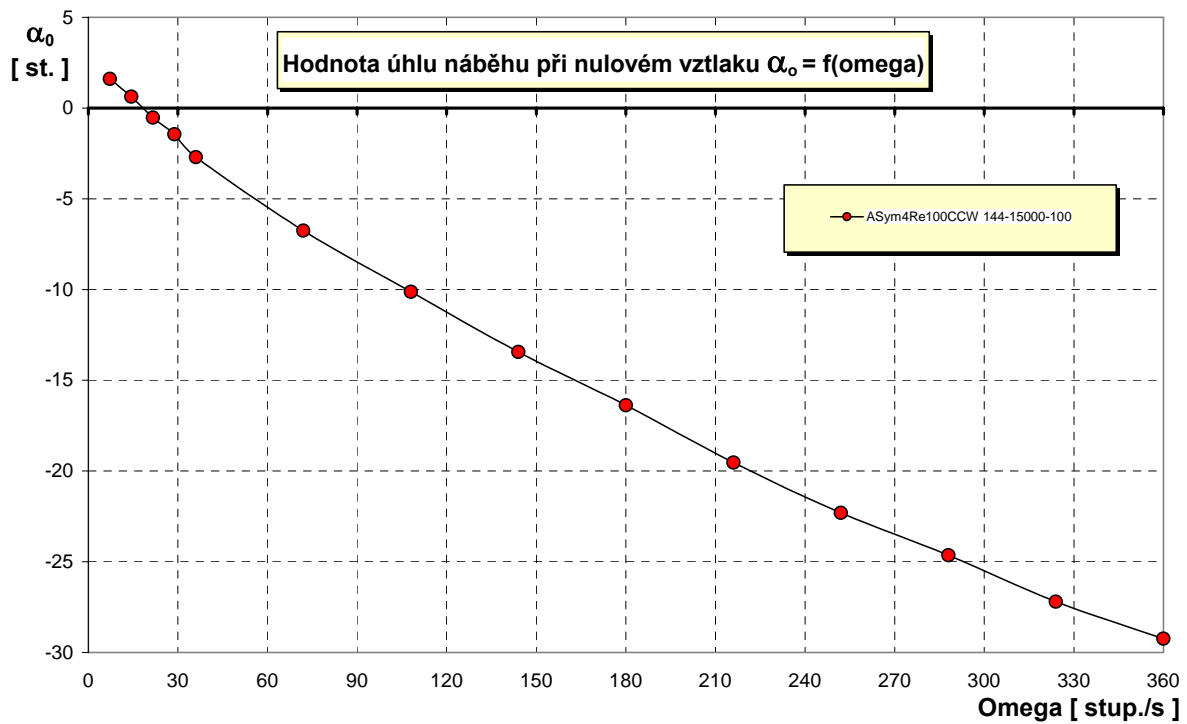
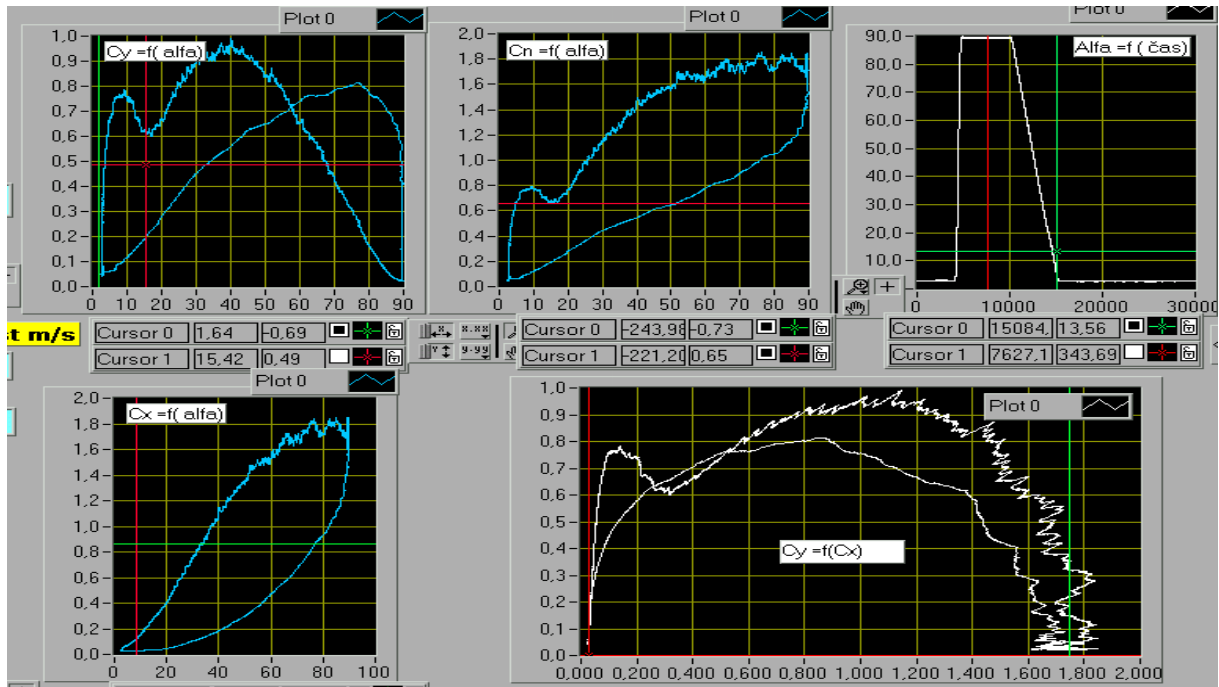
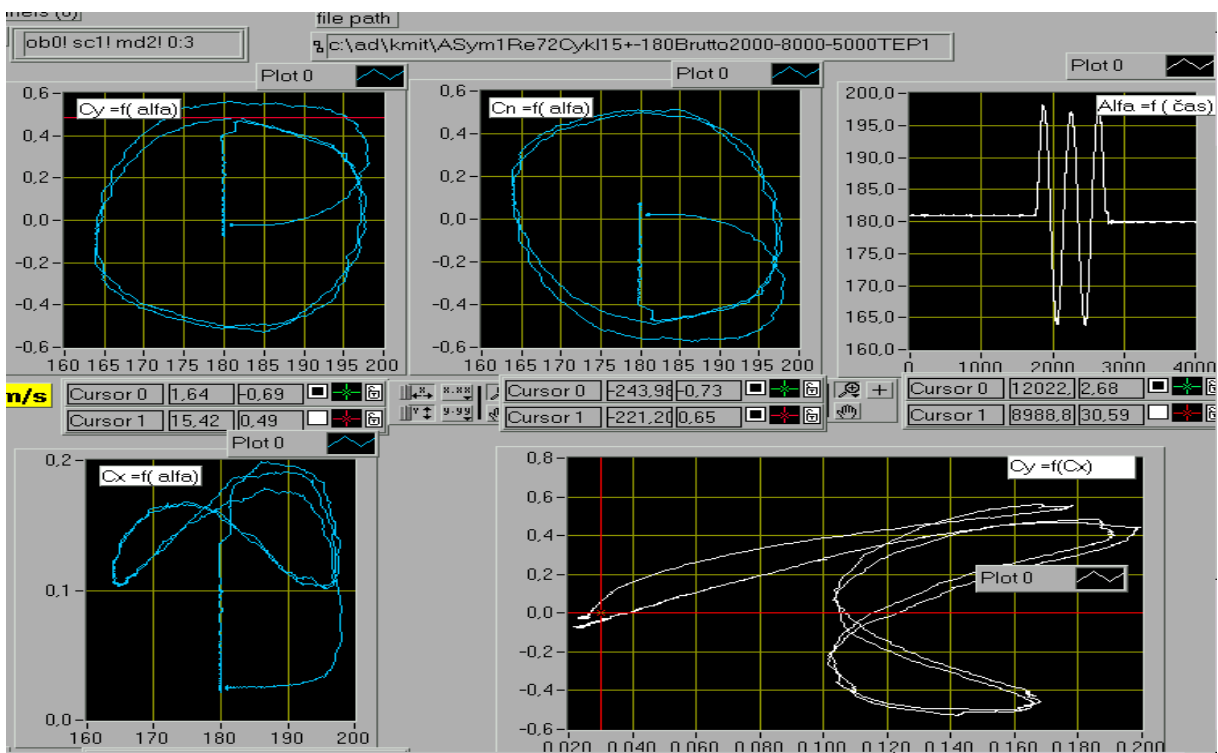


Diagram č.3 Vliv rychlosti klopení na fázový posuv α_0 .



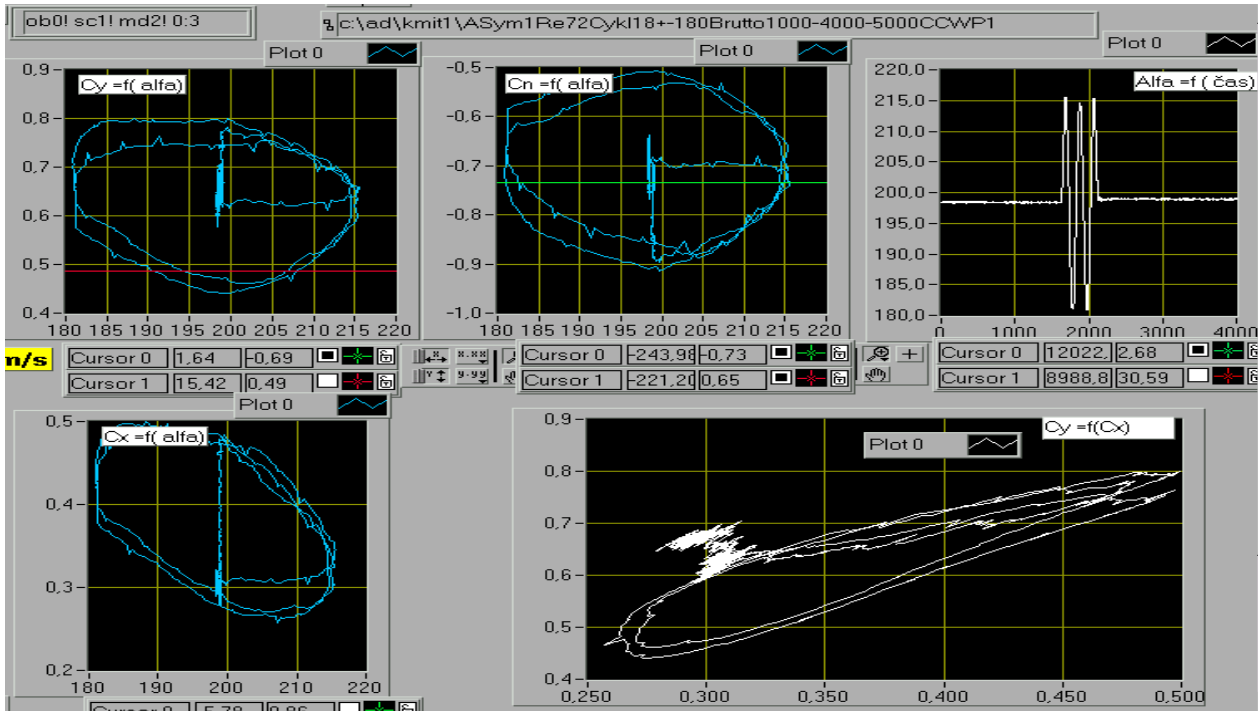
$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 225^\circ/s, \quad (\alpha \in [0^\circ \div 90^\circ]) \text{ a } \omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 18^\circ/s \quad (\alpha \in [90^\circ \div 0^\circ])$$

Diagram č.4 Vliv rychlosti klopení na průběh aerodynamických součinitelů profilu.



$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 144^\circ/s, \quad (\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot \sin \omega \cdot t, \quad \alpha_0 = 0^\circ, \quad \alpha_1 = 18^\circ, \quad \alpha_{\text{start}} = 0^\circ)$$

Diagram č.5 Charakteristiky profilu při jeho oscilaci kolem nulového úhlu náběhu.



$$\omega = \frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = 288^\circ/\text{s}, \quad (\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot \sin \omega \cdot t, \quad \alpha_0 = 18^\circ, \quad \alpha_1 = 18^\circ, \quad \alpha_{\text{start}} = 18^\circ)$$

Diagram č.6 Charakteristiky profilu při jeho oscilaci v oblasti na počátku odtržení.

4. Závěr

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 , diag.č.3. 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 $\omega = 360\text{st./s}$. 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_y viz. diag.č.4. Při kmitání profilu kolem nulové hodnoty úhlu náběhu diag.č.5 je patrný zásadní rozdíl mezi první a následujícími oscilacemi. Pokud oscilace začíná při vyšších úhlech náběhu v diag.č.6 tj. na 18st. rozdíl v průbězích aerodynamických součinitelů mezi první a následujícími oscilacemi se neprojevil.

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 hysterezí 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] HARRIS F. D., PRUYN R. R. : Blade Stall Half Fact, Half Fiction. Journal of the American Helicopter Society, Vol.13, April 1968.
- [4] ROZEHNAL D. : Aerodynamické charakteristiky větrného motoru v mezních pracovních režimech. Doktorandská disertační práce, VA Brno 1998.
- [5] ROZEHNAL D., ONDERLIČKA P : Nestacionární aerodynamické charakteristiky profilu s vlivem dynamického odtržení. Výzkumná zpráva – součást projektu VZLÚ Praha, FD-K/025 úkol č. 389010, VA Brno 2003.