

МЕРЕЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ ДЕРИВАТИВА СТАБИЛНОСТИ МЕТОДОМ КРУТИХ ПРИНУДНИХ ОСЦИЛАЦИЈА

Марија Самарџић

Војнотехнички институт, Ратка Ресановића 1, Београд

E-mail majasam@ptt.rs

Душан Регодић

Универзитет Сингидунум, Данијелова 32, Београд

E-mail dregodic@singidunum.ac.rs

Љубиша Танчић

Вртларска 33, Београд

E-mail ljtancic@gmail.com

Зоран Анастасијевић

Војнотехнички институт, Ратка Ресановића 1, Београд

E-mail anastaz@eunet.rs

Сажетак:

Постоје различите методе за мерење аеродинамичких дериватива стабилности у аеротунелима. У овом раду приказани су основни принципи методе крутих принудних осцилација. Укратко, приказана је примена ове методе у трисоничном аеротунелу Т-38 Војнотехничког института у Београду. Такође, приказани су и резултати мерења динамичког пригушног дериватива стабилности момента ваљања на Маховом броју 0.58 на калибрационом моделу *Modified Basic Finner Model*. Резултати мерења упоређени су са објављеним резултатима добијеним у аеротунелу AEDC (USA).

Кључне речи: аеротунел, динамички деривативи стабилности, осцилације

MEASUREMENT OF THE AERODYNAMIC STABILITY DERIVATIVES USING BY RIGIDLY FORCED OSCILLATIONS METHOD

Abstract:

There are several methods for measurements of stability derivatives in the wind tunnels. In this paper basic principles of the rigidly forced oscillations method are presented. Usage of this method in the trisonic T-38 wind tunnel of the Military Technical Institute in Belgrade is described. Tests results of roll-damping measurements of the calibration model *Modified Basic Finner Model* at Mach number 0.58 are also presented. Test results are compared with published experimental data from the AEDC wind tunnel (USA).

Key words: wind tunnel, dynamic stability derivatives, oscillations

1. УВОД

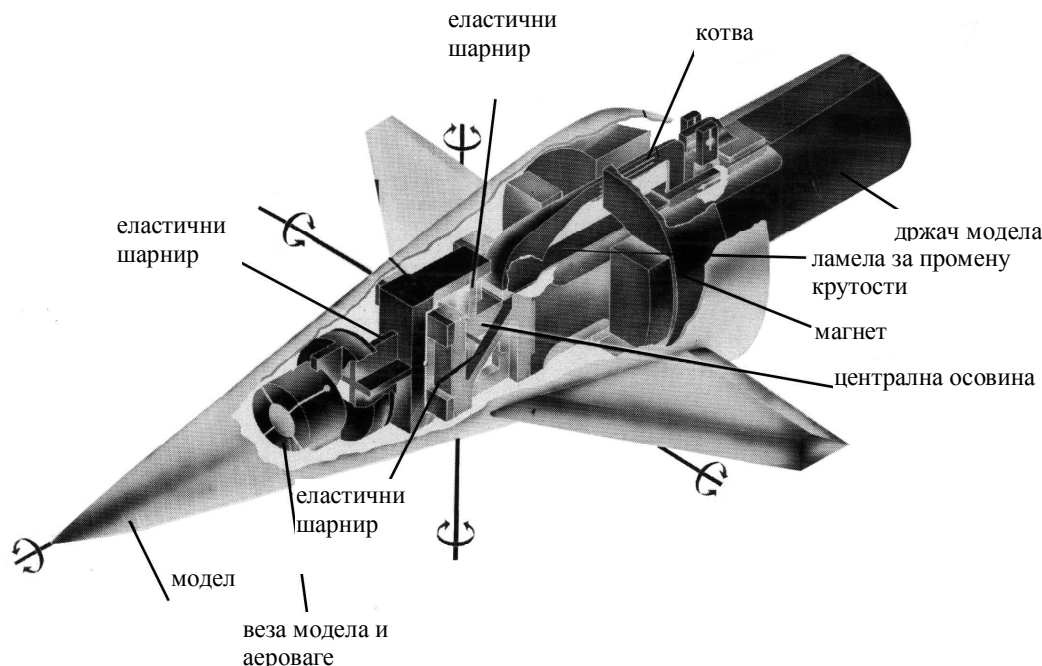
Мерење аеродинамичких дериватива стабилности у аеротунелима је веома важна област експерименталне аеродинамике. Постоје различите поделе метода мерења које укључују и слободан лет и ситуације где је модел летелица ограничен у једном или

више степени слободе. Класификација се може извршити и у зависности од тога да ли се модел креће или је непокретан, затим да ли се мере реакције или померање и слично. Уобичајено је да се разликује око шеснаест метода, мада се може дати и другачија подела. Подела метода које се данас користе у свету дата је у [1.].

За мерење аеродинамичких дериватива стабилности у аеротунелу Т-38 Војнотехничког института у Београду, користи се метода крутих принудних осцилација. Проблеми који се могу јавити код ове методе су везани за конструкцију уређаја за мерење који обезбеђују осцилаторно кретање модела и његово држање у радном делу аеротунела. Мерна опрема са којом се врши прикупљање и обрада података мора бити високог квалитета. Ниво сигнала са појединих компоненти унутрашње аероваге може бити изразито низак и помешан са шумом, што још више усложњава обраду измерених величина.

У водећим светским институцијама у области динамичких мерења, методе са принудним осциловањем модела у једном или више степени слободе нашле су велику примену. Институције које имају уређаје за принудно осциловање моделу су: ONERA (Modane, Француска), AEDC (Von Karman Facility, VKF, USA), NASA Langley (USA), NAE (Ottawa, Канада) и друге.

Први уређај за мерење аеродинамичких дериватива стабилности методом крутих принудних осцилација, којим је било могуће мерити цео комплет пригушних, унакрсних и унакрсно-спрегнутих дериватива стабилности развијен је у аеротунелу NAE, Канада, 1973. године [2.]. На слици 1. приказана је конфигурација уређаја који даје примарно осцилаторно кретање моделу у равни пропињања а секундарно осцилаторно кретање у равни скретања и ваљања. Непходно је извести две групе осцилаторних мерења да би се добили сви аеродинамички деривативи стабилности.



Слика 1. Уређај за принудно осциловање модела, NAE, Канада

На слици 2. приказан је уређај за мерење дериватива стабилности у аеротунелу NASA Langley 30x60-Ft [3.]. Деривативи стабилности сила и момената у пропињању, скретању

и ваљању могу се мерити на нападним угловима до 110° . Амплитуда принудних осцилација може се мењати до $\pm 30^\circ$. Осцилаторно кретање моделу се предаје преко ексцентричног механизма кога погони електромотор снаге 2.2 KW. Фреквенција принудних осцилација може бити од 0.5Hz до 1.5Hz а мења се променом броја оброта електромотора.

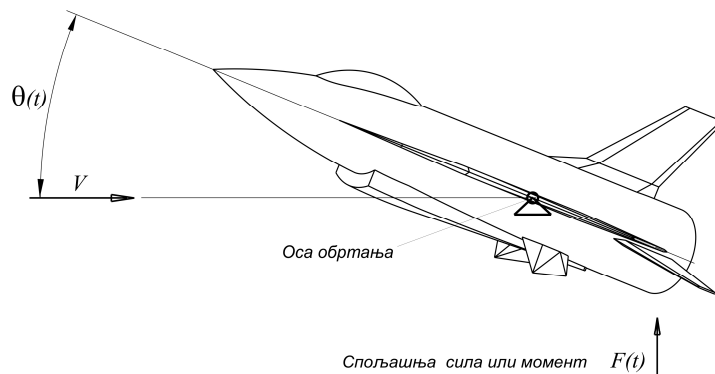


Слика 2. Модел авиона X-31 на уређају за мерење дериватива стабилности са принудним осциловањем у радном делу аеротунела NASA Langley 30x60-Ft (NASA L-94-08995)

У аеротунелима у којима се деривативи стабилности мере са принудни осциловањем модела велика пажња данас се посвећује аквизиционим системима великих могућности као и развоју различитих метода дигиталне обраде сигнала [4, 5].

2. МЕРЕЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ ДЕРИВАТИВА СТАБИЛНОСТИ У АЕРОТУНЕЛУ Т-38

При мерењу дериватива стабилности методом крутих принудних осцилација модел се ослања у непокретној тачки која дозвољава осцилаторно кретање модела око неке осе динамичког координатног система, слика 3.



Слика 3. Мерење аеродинамичких дериватива стабилности методом крутих принудних осцилација

Између ослонца и модела налази се унутрашња петокомпонентна аеровага са мерним тракама. Један од услова испитивања је да учестаност подсистема модел/аеровага буде

далеко изнад учестаности при којој се изводи испитивање. У одређеној тачки на моделу уводи се спољашња сила или момент. Амплитуда и учестаност спољашње силе или момента може се мењати у оквиру одређених граница.

За одређивање дериватива стабилности овом методом потребно је извршити два одвојена мерења. У првом мерењу, модел врши осцилаторно кретање без рада аеротунела. У овом мерењу одређују се механичка крутост и механичко пригушење система. У другом мерењу, модел врши осцилаторно кретање са радом аеротунела. У овом случају измерено оптерећење модела садржи сувишне утицаје (механичку крутост и механичко пригушење система) и променљиво аеродинамичко оптерећење које је последица осцилаторног кретања модела. Одузимањем сувишних утицаја од измереног укупног оптерећења добија се нестационарно аеродинамичко оптерећење, односно одговарајући дериватив стабилности.

Метода крутих принудних осцилација нашла је широку примену у мерењу дериватива стабилности из више разлога:

1. Утицај амплитуде и учестаности осцилаторног кретања на вредност дериватива стабилности се лако одређује. Једини ограничавајући чинилац је могућност принудне силе или момента да савлада статичко аеродинамичко оптерећење.
2. Одговарајућим пројектом уређаја за мерење дериватива стабилности постиже се да уређај може да прихвати велике стационарне силе. Ово омогућава мерење дериватива стабилности на великим нападним угловима и великим брзинама испитивања.
3. Код ове методе поремећаји струјања око модела немају великог утицаја на квалитет мерења. Амплитуда тих нежељених сила је мала у односу на амплитуду принудне силе или момента.
4. Овом методом могуће је вршити мерења дериватива стабилности аеродинамички стабилних и аеродинамички нестабилних модела.

За одређивање директних пригушних дериватива стабилности мере се следеће величине: амплитуда побудног момента, амплитуда осциловања модела, фазни угао између сигнала побудног момента и сигнала осциловања модела и кружна учестаност побудног момента. Статички и динамички директни деривативи стабилности одређују се на основу израза (1). Све вредности означене индексом "o" су вредности измерене без рада аеротунела.

$$J_{st} = I \left(\omega_o^2 - \omega^2 \right) + \left(\frac{|M| \cos \eta}{|\theta|} \right)_o - \left(\frac{|M| \cos \eta}{|\theta|} \right)$$

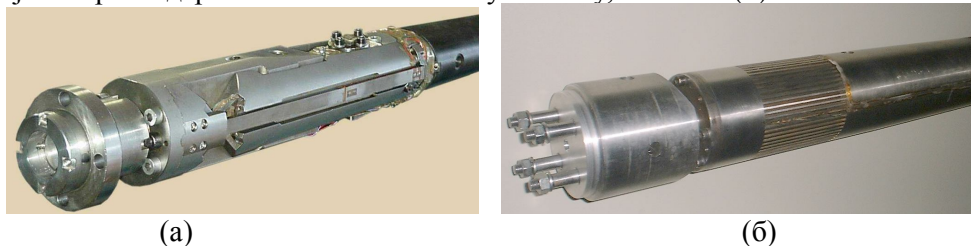
$$J_{damp} = \left(\frac{|M| \sin \eta}{|\theta| \omega} \right)_o - \left(\frac{|M| \sin \eta}{|\theta| \omega} \right) \quad (1)$$

J_{st}	[Nm/rad]	- статички дериватив стабилности
J_{damp}	[Nms/rad]	- динамички дериватив стабилности
I	[kgm ²]	- момент инерције модела
$ M $	[Nm]	- амплитуда побудног момента
$ \theta $	[rad]	- амплитуда осциловања модела

η	[°]	- фазни став између побудног момента и осциловања модела
ω	[rad/s]	- учестаност осциловања модела.

За мерење дериватива стабилности методом крутих принудних осцилација у аеротунелу Т-38 израђена су два уређаја:

- уређај за мерење дериватива стабилности у пропињању/скретању, слика 4. (а),
- уређај за мерење дериватива стабилности у ваљању, слика 4. (б).



Слика 4. Уређаји за мерење дериватива стабилности у пропињању/скретању (а) и ваљању (б)

Основне карактеристике уређаја су следеће:

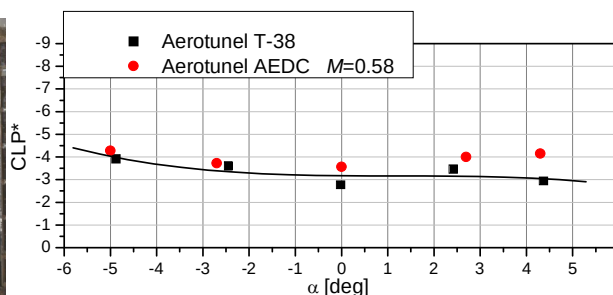
- амплитуда осциловања: 0.25°-1.5°
- фреквенција осциловања: 1.0 Hz -15.0 Hz
- притисак у хидрауличној инсталацији: 210 bar-a
- максимална нормална сила: 1800 daN
- максимални нападни угао: 19°
- максимални Махов број у току испитивања: 2.0.

3. МЕРЕЊЕ ДИНАМИЧКОГ ПРИГУШНОГ ДЕРИВАТИВА СТАБИЛНОСТИ МОМЕНТА ВАЉАЊА

Најбољи начин верификације примењене методе и уређаја за мерење у аеротунелу јесте мерење на калибрационим моделима и упоређивање резултата са резултатима добијеним у водећим аеротунелима у свету. У овом раду приказани су резултати мерења пригушења у ваљању на Маховом броју $M=0.58$ у аеротунелу Т-38. На слици 5. приказан је калибрациони модел *Modified Basic Finner Model (MBFM)* у радном делу аеротунела Т-38. Модел *MBFM* је опште прихваћени калибрациони модела за динамичка аеротунелска мерења. Амплитуда осциловања модела износила је 1°, а учестаност осциловања 10 Hz.



Слика 5. Модел MBFM у радном делу аеротунела Т-38



Слика 6. Пригушни дериватив стабилности момента ваљања CLP^* , модел MBFM

На слици 6. измерене вредности пригушног дериватива стабилности момента ваљања у аеротунелу Т-38 упоређене су са вредностима измереним у аеротунелу *AEDC (Arnold Engineering Development Center-von Karman – USA)* [6-7.]. На целом подручју нападних углова слагање измерених вредности пригушења је веома добро.

5. ЗАКЉУЧАК

Једна од метода за мерење аеродинамичких дериватива стабилности која се користи у аеротунелима је и метода крутих принудних осцилација. За мерење свих величина потребних за одређивање дериватива стабилности овом методом на уређајима који обезбеђују осцилаторно кретање модела у радном делу аеротунела потребно је реализовати даваче побудних и индукованих момената осиловања модела високе тачности. У аеротунелима прекидног дејства, какав је и аеротунел Т-38 у Војнотехничком институту у Београду, мерење дериватива стабилности представља посебно сложен и захтеван процес. У Војнотехничком институту за мерење дериватива стабилности овом методом пројектована су и израђена два уређаја. Верификација ових уређаја урађена је кроз серију мерења на калибрационим моделима. У овом раду приказан је само један део мерења на калибрационом моделу MBFM на Маховом броју 0.58.

ЛИТЕРАТУРА

- [1.] Анастасијевић З., Маринковски Д., Самарџић М. (2001): "Мерење аеродинамичких дериватива стабилности у аеротунелима", *Кумулативна Научнотехничка Информација*, Број 3, Војнотехнички институт, Београд.
- [2.] Orlik-Rückemann K.J. (1978): "Experiments on cross-coupling and translational acceleration derivatives agard fdp", in: *Symphosium on Dynamic Stability Parameters*, Paper 8, 1978.
- [3.] Mark S. Smith. (1999): "Analysis of wind tunnel oscillatory data of the x-31a aircraft", *The George Washington University, Joint Institute for Advancement of Flight Sciences, Langley Research Center, Hampton, Virginia*, NASA/CR-1999-208725, February.
- [4.] Harry Himelblau, Allan G. PierSol, James H. Wise, Max R. Grundving, " *Handbook for dynamic data acquisition and analysis*", IES Recommended Practice 012.1, Institute of Environmental Sciences, Mount Prospect, 1995.
- [5.] Patric C. Murphy, Vladislav Klein (2001): "Estimation of aircraft unsteady aerodynamic parametars from dynamic wind tunnel testing", NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, AIAA -2001-4016
- [6.] Murman S. M. (2005): "A reduced-frequency approach for calculating dynamic derivatives", in: *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV*, January 10-13.
- [7.] Useton B.L. and Jenke L.M. (1977): "Experimental missile pitch – and roll damping characteristics at large angles of attack" *J. Spacecraft*, Vol 14., No. 4, pp. 241-247.