

**УТИЦАЈ ОСЦИЛОВАЊА НОСАЧА МОДЕЛА НА МЕРЕЊЕ
ДИНАМИЧКИХ ДЕРИВАТИВА СТАБИЛНОСТИ
EFFECTS OF STING OSCILLATION ON THE MEASUREMENTS OF
DYNAMIC STABILITY DERIVATIVES**

Душан Регодић

Универзитет Сингидунум, Београд

Телефон: +381628083731

E-mail dregodic@singidunum.ac.rs

Марија Самарџић

Војнотехнички институт, Београд

Телефон: +381643602835

E-mail majasam@ptt.rs

Љубиша Танчић

Војна Академија, Београд

Телефон: +381641879536

E-mail ljtcancic@ptt.rs

Зоран Анастасијевић

Војнотехнички институт, Београд

Телефон: +381648042025

E-mail anastaz@eunet.rs

Сажетак

У овом раду описано је мерење динамичких дериватива стабилности у трисоничном аеротунелу Т-38 Војнотехничког института у Београду. Приказане су једначине за одређивање утицаја осциловања носача модела на мерење статичког и динамичког дериватива стабилности момента пропињања. Резултати мерења пригушења у пропињању на Маховом броју 0.6 на моделу *Modified Basic Finner Model* добијени коришћењем новог математичког модела су такође приказани. Резултати мерења упоређени су са објављеним резултатима добијеним у аеротунелу AEDC (УСА) и са вредностима добијеним полуемпиријском методом DMAC која је развијена у Војнотехничком институту.

Кључне речи: аеротунел, динамички деривативи стабилности, осцилације

Abstract

Measurements of stability derivatives in the T-38 trisonic blow-down wind tunnel of Military Technical Institute in Belgrade are described. This paper presents the method for determining the effects of sting oscillation on the measurements of dynamic derivatives due to oscillatory pitching. Sample tests results of pitch-damping measurements of the Modified Basic Finner Model made using the new mathematics model of stability derivatives measurements at Mach numbers 0.6 are also presented. Test results are compared with published experimental data from the AEDC wind tunnel (USA) and with calculated pitch-damping coefficient values obtained by the DMAC semi-empirical method developed by Military Technical Institute.

Key words: wind tunnel, dynamic stability derivatives, oscillations

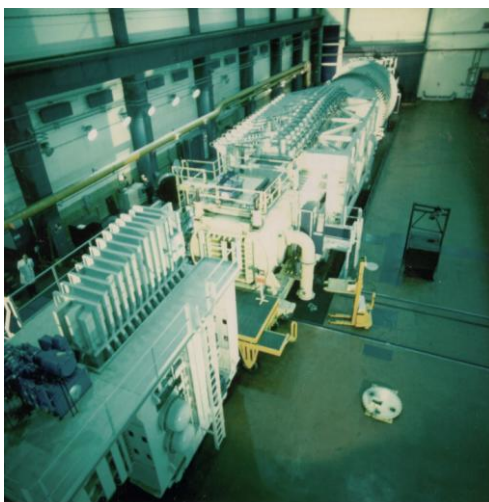
1. УВОД

Искуство у мерењу дериватива стабилности у аеротунелима Војнотехничког института у Београду, посебно у трисоничном аеротунелу Т-38, показало да велика аеродинамичка оптерећења која се јављају на моделима у току испитивања изазивају дефлекције и осцилације носача модела. Оптерећења су изразито велика када се примарно осцилаторно кретање изводи у равни пропињања и на великим Маховим бројевима, знатно су мања у равни скретања а занемарљива у равни ваљања. Ова чињеница указала је на то да утицај осцилација носача модела треба укључити у поступак одређивања дериватива стабилности. У овом раду приказан је један део новог математичког модела помоћу кога је одређен утицај осцилација носача модела на измерене вредности пригушења у пропињању у аеротунелу Т-38.

2. МЕРНА ОПРЕМА И ПРИМЕЊЕНА МЕТОДА МЕРЕЊА

Аеротунел Т-38 Војнотехничког института у Београду, слика 1., је прекидног дејства са надпритиском [1.]. Радни део је квадратног попречног пресека димензија 1.5 m x 1.5 m. У радном делу се могу постићи Махови бројеви у интервалу од 0.2 до 4.0, док Рејнолдсов број може достићи вредности до 110 милиона/m. Дужина трајања рафала је од 6 до 60 секунди, зависно од Маховог броја и зауставног притиска.

За мерење динамичких дериватива стабилности у аеротунелу Т-38 користи се метода “крутих принудних осцилација”. У одређеној тачки на моделу уводи се спољашња сила или момент услед чега модел врши осцилаторно кретање око неке од оса динамичког координатног система. Амплитуда и учестаност спољашње силе или момента може се мењати у оквиру одређених граница. Између ослонца и модела налази се унутрашња петкомпонентна аеровага са мерним тракама. Један од услова испитивања је да учестаност подсистема модел/аеровага буде далеко изнад учестаности при којој се изводи испитивање [2.-5.] .



Слика 1. Аеротунел Т-38

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.

За одређивање дериватива стабилности методом “крутих принудних осцилација” потребно је мерити следеће величине:

- амплитуду побудног момента у примарној равни осциловања модела,
- амплитуду осцилаторног кретања модела у примарној равни осциловања модела,
- фазни став између сигнала са давача положаја модела и сигнала са давача побудног момента,
- учестаност побудног момента и примарног осцилаторног кретања модела.

У Војнотехничком институту пројектована су и израђена два уређаја за мерење динамичких дериватива стабилности: уређај за мерење дериватива стабилности у пропињању/скретању и уређај за мерење дериватива стабилности у ваљању. На слици 2. приказан је уређај за мерење дериватива стабилности у пропињању/скретању.

Основне карактеристике уређаја су:

- амплитуда осциловања модела: 0.25° - 1.5°
- фреквенција осциловања: 1.0 Hz -15.0 Hz
- максимална нормална сила: 1800 daN
- максимални нападни угао: 19°
- максимални Махов број: 2.0



Слика 2. Уређај за мерење дериватива стабилности у пропињању/скретању

Погонски механизам предаје кретање моделу у примарној равни осциловања модела и то је раван пропињања ако је модел постављен у радном делу аеротунела у положају који је приказан на слици 2., или раван скретања ако је уређај заокренут за 90° степени око уздужне осе.

Укупно аеродинамичко оптерећење мери се помоћу унутрашње петокомпонентне аероваге са мерним мостовима формираним од полупроводничких мерних трака. Овом аеровагом мери се пет компоненти аеродинамичког оптерећења (нормална сила, бочна сила, момент пропињања, момент скретања и момент ваљања) као и побудни момент у примарној равни осциловања модела. На уређају је реализован и давач положаја модела на бази фолијских мерних трака. Такође на носачу модела, у циљу елиминисања утицаја осциловања носача, реализован је и давач осциловања носача модела у равни пропињања, скретања и ваљања. Овај давач формиран је као трокомпонентна аеровага

чији су мерни мостови постављени у корену носача модела. Ови мерни мостови формирану су од фолијских мерних трака.

3. ОДРЕЂИВАЊЕ УТИЦАЈА ОСЦИЛАЦИЈА НОСАЧА МОДЕЛА

Ако се у обзир узме осцилаторно кретање носача модела у равни пропињања, модел у том случају изводи два кретања: осцилује око шарнирне осе и врши translацију у правцу z осе, слика 3.

Утицај деформације и осцилација носача модела састоји се из:

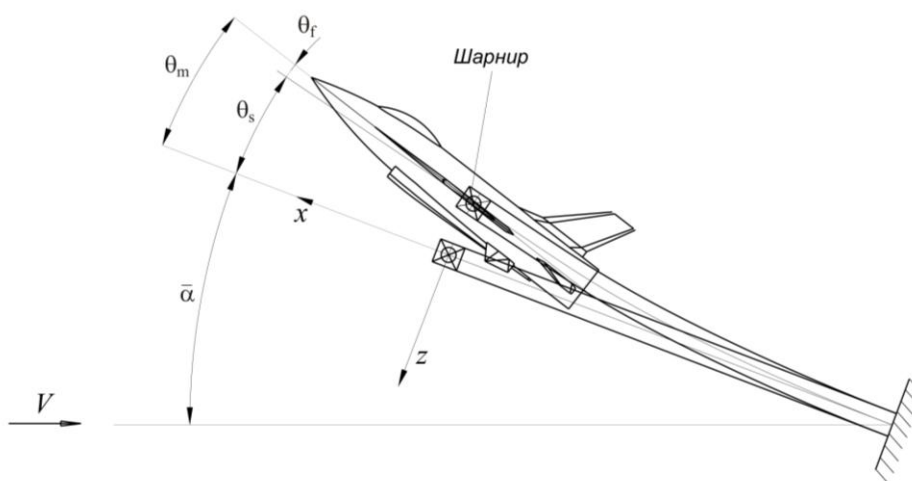
- утицаја на аеродинамичка и инерциона оптерећења услед осцилација носача модела,
- утицаја на стварни положај модела при испитивању.

Шематски приказ деформације носача модела и унакрсног шарнирног елемента (шарнира) дат је на слици 3., где су:

$\bar{\alpha}$ - средњи аеродинамички нападни угао који у себи садржи промену средњег аеродинамичког нападног угла модела услед деформација носача модела, унакрсног шарнирног елемента и аероваге,

θ_m - одступање угла пропињања модела од средње вредности услед побудног осцилаторног кретања модела око шарнирне осе (θ_f) и услед осцилација носача модела (θ_s),

V - брзина ваздуха у радном делу аеротунела [6].



Слика 3. Приказ деформација носача модела и еластичног шарнирног елемента у пропињању

Полазећи од Лагранжове једначине друге врсте

$$\frac{d}{dt} \cdot \frac{\partial E_k}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial E_k}{\partial q_i} - Q_i = 0 \quad (1)$$

где су:

q_i - генерализована координата ($i = 1, 2$ $q_1 = \theta_m$, $q_2 = z$)

E_k - кинетичка енергија система

Q_i - генерализована сила ($i = 1, 2$ $Q_1 = Q_{\theta_m}$, $Q_2 = Q_z$)

добијене су диференцијалне једначине осцилаторног кретања механичког система са два степена слободе:

$$I_y \cdot \ddot{\theta}_m + m \cdot x_{CG} \cdot \ddot{z} + D_\theta \cdot \dot{\theta}_f + K_\theta \cdot \theta_f =$$

$$M_\alpha \cdot \ddot{\theta}_m + (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \cdot \dot{\theta}_m + M_{\dot{\alpha}} \frac{\ddot{z}}{V \cdot \cos \bar{\alpha}} + M_\alpha \frac{\dot{z}}{V \cdot \cos \bar{\alpha}} + M_p \quad (2)$$

$$m \cdot \ddot{z} + m \cdot x_{CG} \cdot \ddot{\theta}_m + D_z \cdot \dot{z} + K_z \cdot z =$$

$$-Z_\alpha \cdot \ddot{\theta}_m - (Z_q + Z_{\dot{\alpha}}) \cdot \dot{\theta}_m - Z_{\dot{\alpha}} \frac{\ddot{z}}{V \cdot \cos \bar{\alpha}} - Z_\alpha \frac{\dot{z}}{V \cdot \cos \bar{\alpha}} \quad (3)$$

Једначина (2) представља осцилаторно кретању модела у пропињању, а једначина (3) представља транслаторно кретање модела у пропињању услед осцилација носача модела где су:

I_y	- момент инерције
m	- маса модела
M_α	- статички дериватив стабилности момента пропињања услед промене нападног угла
x_{CG}	- положај центра масе модела
D_θ, D_z	- механичко пригушење
K_θ, K_z	- механичка крутост
$M_{\dot{\alpha}}$	- парцијални извод момента пропињања по $\dot{\alpha}$
M_p	- побудни момент
$M_q + M_{\dot{\alpha}}$	- динамички пригушни дериватив стабилности момента пропињања
Z_α	- статички дериватив нормалне силе услед промене нападног угла
$Z_{\dot{\alpha}}$	- парцијални извод нормалне силе по $\dot{\alpha}$
$Z_q + Z_{\dot{\alpha}}$	- динамички дериватив нормалне силе услед промене угаоне брзине у пропињању.

Уведене су следеће предпоставке:

1. $x_{CG} = 0$, ова предпоставка је заснована на чињеници да је модел избалансиран, што је уобичајни захтев за динамичка мерења, односно за мерења дериватива стабилности,

2. $\theta_s \ll \theta_f$, која се заснива на чињеници да је носач модела релативно велике крутости па се може написати да је $\theta_m = \theta_f = \theta$.

На основу ових предпоставки добијени су изрази за корекцију измерених вредности пригушног и статичког дериватива стабилности момента пропињања услед осцилација носача модела.

Једначина за израчунавање коригованог статичког димензионог дериватива стабилности има следећи облик:

$$M_\alpha = \frac{I(\omega_o^2 - \omega^2) + \left(\frac{|M_p|}{|\theta|} \cos \phi \right)_o - \frac{|M_p|}{|\theta|} \cos \phi}{1 - \frac{\omega^2}{V^2 \cos \bar{\alpha}} \left(\frac{\Delta z}{\Delta \theta} \right)^2} \quad (4)$$

Једначина за израчунавање коригованог динамичког димензионог дериватива стабилности има следећи облик:

$$M_q + M_{\dot{\alpha}} = \left(\frac{|M_p| \sin \phi}{|\theta| \omega} \right)_o - \frac{|M_p| \sin \phi}{|\theta| \omega} + \frac{\Delta z}{\Delta \theta} \frac{M_{\alpha}}{V \cos \bar{\alpha}} \cos \phi_s \quad (5)$$

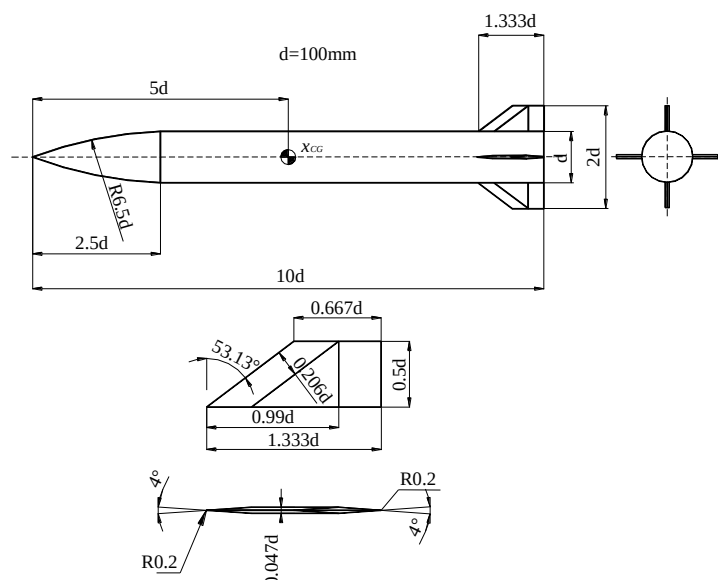
где су:

- $()_o$ - вредности измерене при осцилаторном кретању модела без рада аеротунела
- I - момент инерције модела
- $|M_p|$ - амплитуда побудног момента
- $|\theta|$ - амплитуда осциловања модела у равни пропињања
- ω - угаона брзина осциловања модела
- ϕ - фазни став између сигнала са давача момента побуде и давача положаја модела
- ϕ_s - фазни став између сигнала са давача осциловања носача модела и давача положаја модела
- z - померање дуж z правца шарнирне осе уређаја.

У једначинама (4) и (5) чланови $1 - \frac{\omega^2}{V^2 \cos \bar{\alpha}} \left(\frac{\Delta z}{\Delta \theta} \right)^2$ и $\frac{\Delta z}{\Delta \theta} \frac{M_{\alpha}}{V \cos \bar{\alpha}} \cos \phi_s$ представљају корекцију услед осциловања носача модела. На основи једначина (4) и (5) у потпуности је омогућено кориговање директног статичког и динамичког дериватива стабилности момента пропињања услед осциловања носача модела.

4. МЕРЕЊЕ ДИНАМИЧКОГ ПРИГУШНОГ ДЕРИВАТИВА СТАБИЛНОСТИ МОМЕНТА ПРОПИЊАЊА

У овом раду приказан је само један део мерења пригушног дериватива стабилности момента пропињања на калибрационом моделу *Modified Basic Finner model (MBFM)* у аеротунелу Т-38 [7.]. Приказани су резултати мерења пригушења у пропињању на Маховом броју $M=0.6$ са корекцијом утицаја осциловања носача модела. Измерене вредности у аеротунелу Т-38 за нападни угао модела $\alpha = 0^\circ$ упоређене су са вредностима измереним у *AEDC* аеротунелу (*Arnold Engineering Development Center-von Karman – USA*) [8.], као и са вредностима израчунатим полуемпиријском методом *DMAC* развијеним у Војнотехничком институту [9.,10.].



Слика 4. Основне димензије калибрационог модела MBFM

Основне димензије модела MBFM приказане су на слици 4. На слици 5. калибрациони модел MBFM приказан је у радном делу аеротунела Т-38. Мерење пригушења у пропињању урађено је за опсег нападних углова од -2° до 5° са кораком од 1° .



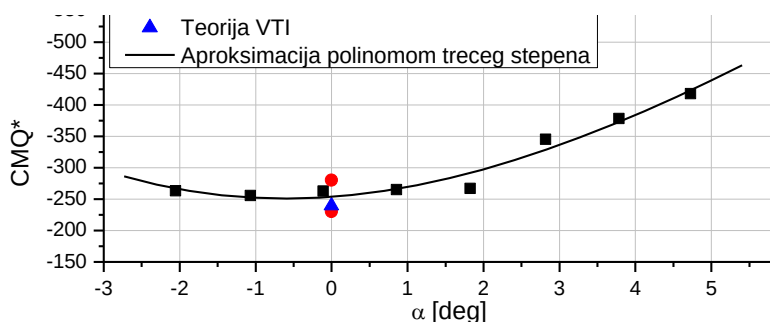
Слика 5. Калибрациони модел MBFM у радном делу аеротунела Т-38

У табели 1. приказане су вредности побудне учестаности осциловања модела f , побудне амплитуде осциловања модела $|\theta|$, амплитуде момента побуде измерене на аероваги $|M_P|$, амплитуде осциловања носача модела измерене на мерном мосту у корену носача модела $|M_S|$, фазног става између сигнала давача положаја модела и сигнала побудног момента ϕ , као и фазног става између сигнала са давача положаја модела и давача осциловања носача модела ϕ_S . На основу ових измерених вредности израчунате су вредности пригушења у пропињању.

Табела 1.

Нападни угао	f [Hz]	$ \theta $ [°]	$ M_p $ [Nm]	$ M_s $ [Nm]	ϕ [°]	ϕ_s [°]
-2.053	10.011	0.504	9.132	50.096	-7.4496	1.5732
-1.069	10.011	0.500	9.010	48.045	-6.8117	1.2246
-0.112	10.011	0.498	8.915	47.877	-6.6475	1.8670
0.857	10.011	0.494	8.831	47.136	-7.9473	1.2188
1.826	10.011	0.504	9.304	47.921	-6.2534	0.5914
2.817	10.011	0.508	9.130	49.843	-7.5849	1.2202
3.783	10.011	0.510	8.962	51.341	-6.0145	0.6713
4.727	10.011	0.512	8.289	54.990	-8.9312	0.4753

На дијаграму на слици 6. приказане су вредности бездимензионог пригушења у пропињању ($CMQ^* = C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$). Измерене вредности у аеротунелу T-38 апроксимирани су полиномом трећег степена. Одступање измерене вредности пригушења на нападном углу модела $\alpha = 0^\circ$ од средње вредности пригушења измереног у AEDC аеротунелу (на дијаграму су приказане вредности за два поновљена мерења у америчком аеротунелу) је 0.45%. Одступање измерене вредности у аеротунелу T-38 и вредности која је добијена полуемпиријском методом DMAC је 5.2%. У оба случаја слагање вредности дериватива стабилности из аеротунела T-38 и референтних вредности се може оценити као веома добро.


 Слика 6. Пригушни дериватив стабилности у пропињању CMQ^* , $M=0.6$, модел MBFM

5. ЗАКЉУЧАК

Приказане једначине помоћу којих се одређује утицај осциловања носача модела део су новог математичког модела који је уведен у мерења динамичких дериватива стабилности у аеротунелу T-38. У раду је приказан само један део резултата мерења пригушења у пропињању на калибрацијском моделу MBFM. Мерење пригушења у пропињању на нападном углу $\alpha = 0^\circ$ показује веома добро слагање како са вредностима добијеним у америчком аеротунелу AEDC тако и са вредношћу која је добијена полуемпиријском методом DMAC.

ЛИТЕРАТУРА

- [1.] Medved B., Elfstrom G.M., (1986): "The Yugoslav 1.5m trisonic blowdown wind tunnel", *AIAA paper 86-0746-CP*, USA
- [2.] Orlik- Rückemann K.J., (1978) "Techiques for dymanic stability testing in wind tunnels", *AGARD cpp* – 235.
- [3.] Анастасијевић З., Маринкиовски Д., Самарџић М., (2001): "Мерење аеродинамичких дериватива стабилности у аеротунелима", *Кумулативна Научнотехничка Информација*, ВТИ, Београд
- [4.] Анастасијевић З., Самарџић М., Маринковски Д., (2008): "Application of semiconductor strain gauges in measurements of dynamic stability derivatives in the T-38 wind tunnel", *26th Congress of International Council of the Aeronautical Scientists*, Anchorage, Alaska, sessions 3.4.5; 14-19 September 2008
- [5.] Samardžić M., Anastasijević Z., Marinkovski D., (2007): "Some experimental results of subsonic derivative obtained in T-38 wind tunnel by forced oscillation" *Scientific Technical Review*, Vol.LVII, No.3-4, Military Technical Institute, Beograd
- [6.] Samardžić M., Anastasijević Z., Marinkovski D., Ćurčić D. (2009): "Pitch-damping measurements on the missile calibration model in the T-38 wind tunnel", *32. Конгрес ХИПНЕФ са међународним учешћем*, Врњачка Бања, Октобар 2009, pp 211-216
- [7.] M.E. Beyers, (1986): "Direct derivative measurements in the presence of sting plunging", *Journal of Aircraft*, Volume 23, Number 3, AIAA, New York
- [8.] Murman S. M., (2005): "A reduced-frequency approach for calculating dynamic derivatives", *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, January 10-13, Reno, NV
- [9.] Ђурчин М., Стојковић С., Милошевић М., (1997): "DMAC – Програм за израчунавање дериватива аеродинамичких коефицијената пројектила", ВТИ интерни извештај, верзија 2, Војнотехнички Институт, Београд.
- [10.] Ђук Д., Мандић С., (1995): "Програм NLMAC – Програм за израчунавање нелинеарних аеродинамичких коефицијената пројектила", ВТИ интерни извештај, Београд.