Slobodan Vučković,
dipl. inž.
Vojnotehnički institut VJ,
Beograd

Mr Dušan Regodić,
major, dipl. inž.
Vojnotehnička akademija VJ,
Beograd

ISPITIVANJE ETALON-MODELA HIPOTETIČKOG PROJEKTILA 122 mm U SUPERSONIČNOM AEROTUNELU

UDC: 623.51:533.665.071/.078

Rezime:

Za ostvarenje većeg dometa, sa spoljnobalističkog stanovišta, neophodno je smanjenje ukupnog otpora projektila u toku leta. Ukupni otpor projektila može se smanjiti optimizacijom njegovih dimenzija i oblika. U ovom radu prezentiran je uticaj dimenzija i oblika zadnjeg dela hipotetičkog etalon-modela projektila 122 mm na ukupan aerodinamički koeficijent otpora. Model je ispitan u trisoničnom aerotunelu T-36.

Ključne reči: Mahov broj, aerodinamika, trisonični vazdušni tunel, centar pritiska, komponente aerodinamičke sile i momenti.

EXAMINATION OF A HYPOTHETICAL 122 mm PROJECTILE REDUCED MODEL IN THE SUPERSONIC WIND TUNNEL

Summary:

From the exterior ballistics aspect, it is necessary to reduce projectile overall resistance during the flight in order to attain longer range. Projectile overall resistance can be reduced by optimizing its dimensions and shapes. This paper presents the effects of dimensions and shapes of the rear part of a hypothetical 122 mm projectile reduced model on the total aerodynamic resistance coefficient. The model is examined in the trisonic wind tunnel T-36.

Key words: Mach number, aerodynamics, trisonic wind tunnel, pressure center, components of aerodynamic force and moments.

Uvod

Cilj rada je da prikaže deo eksperimenta obavljenog radi određivanja aerodinamičkih koeficijenata za sile i momente, i raspodele pritisaka na mer-nim mestima duž konfiguracije projektila.

U toku eksperimenta menjana je dužina zadnjeg dela projektila, a raspon Mahovih brojeva od 0,5 do 1,15 realizovan je promenom visine drugog grla i upotrebom mlaznika proračunatog za transoničnu (okozvučnu) oblast. Ostali Mahovi brojevi od 1,15 do 1,86

ostvaruju se upotrebom odgovarajućih mlaznika.

Meren je zaustavni pritisak u komori umirenja, zaustavna temperatura, statički pritisak na zidu radnog dela i barometarski pritisak u prostoriji postrojenja.

Merenje aerodinamičkih koeficijenata

Ispitivanje je obavljeno u aerodinamičkom tunelu T-36, čiji je poprečni presek radnog dela 250 x 250 mm. Ras-

pon Mahovih brojeva bio je od 0,2 do 1,86 (3,24), a napadnih uglova je $\alpha = -4^\circ$ do $+18^\circ$. Aerotunel je vakuumskog tipa sa rafalnim dejstvom. Dužina rafala (u zavisnosti od vrste mere-

Sl. 1 — Merenje aerodinamičkih koeficijenata
1 — model projektila, 2 — aerovaga, 3 — držač modela, 4 — osa radnog dela, 5 — difuzor, 6 — napadni ugao, 7 — vazдушna struja, 8 — komora umirenja

nja) iznosi do 30 sekundi. Merenje sila i momenata izvršeno je unutrašnjom aerovagom tipa FFA od 0,5" (slika 1).

Hipotetički etalon-model projektila kalibra 122 mm prikazan je na slici 2. Kod druge varijante dužina zadnjeg konusa skraćena je na 46 mm, dok su dužine cilindričnog dela pred-

prikupljanje podataka i multipleksera izvedena je kablovima koji prolaze preko aerovage.

Model projektila sastavljen je od sekantnog oživala radijusa $r = 1271,7$ mm, cilindričnog tela $d = 120,8$ mm i koničnog dela kao što je prikazano na slici 2. Kod kraće varijante dužina zadnjeg konusa je skraćena na 46 mm, a ugao zadnjeg konusa iznosi $\Theta_d = 9^\circ$. Na modelu postoji pet mernih mesta za merenje raspodele pritiska i to jedno na vrhu projektila, dva na sekantnom oživalu, jedno na cilindričnom telu, i jedno u bazi projektila. Model je izrađen u razmeri $R = 1:4,5$.

Pneumatske veze davača sa otvorima, za kraću varijantu, date su u tabeli 1 a položaji davača na slici 3.

Sl. 3 — Položaji davača pritiska na modelu projektila

Sl. 2 — Geometrijske karakteristike hipotetičkog etalon-modela kalibra 122 mm

njeg sekantnog oživala ostale nepromenjene.

Merenje raspodele pritiska

Za merenje raspodele pritiska korišćeni su diferencijalni i apsolutni davači postavljeni u kućišta i povezani na analogni multiplekser. Veza sistema za

Analiza aerodinamičkih koeficijenata

Dejstvo vazduha na projektil ispoljava se u vidu aerodinamičke sile i aerodinamičkog momenta za izabranu tačku. Aerodinamička sila i moment u opštem slučaju imaju tri komponente u jednom od uvedenih koordinatnih

Tabela 1

Davač	Koordinate (mm)		Oznaka pritiska	Tip davača
	x	y		
1.	0	0	p_z (zaustavni)	apsolutni
2.	17,7	5,75	p_1	diferencijalni
3.	55,9	12,35	p_2	diferencijalni
4.	71,15	13,5	p_3	diferencijalni
5. (b)	132,6	11,0	p_4 (bazni)	diferencijalni

sistema. Projekcije sile obeležavaju se sa:

$[X \ Y \ Z]^T$ — u dinamičkom koordinatnom sistemu,

$[X \ \tilde{Y} \ \tilde{Z}]^T$ — u aerobalističkom koordinatnom sistemu,

$[X \ \bar{Y} \ \bar{Z}]^T$ — u strujnom koordinatnom sistemu.

Bez obzira na primenjeni koordinatni sistem, komponente sile nazivaju se:

X — aksijalna sila,

Y — bočna sila,

Z — normalna sila.

Može se reći da je $\tilde{Y}$ bočna sila u odnosu na vertikalnu ravan koja prolazi kroz osu projektila, $\bar{Y}$ bočna sila u odnosu na ravan strujanja, a Y bočna sila u odnosu na ravan simetrije projektila.

Projekcije aerodinamičkog momenta obeležavaju se sa:

$[L \ M \ N]^T$ — u dinamičkom koordinatnom sistemu,

$[L \ \tilde{M} \ \tilde{N}]^T$ — u aerobalističkom koordinatnom sistemu,

$[L \ \bar{M} \ \bar{N}]^T$ — u strujnom koordinatnom sistemu.

Komponente momenta, bez obzira na koordinatni sistem, nazivaju se:

L — moment valjanja,

M — moment propinjanja,

N — moment skretanja.

Oznake $\approx$ ili — iznad komponenti M i N označavaju u kom se koordinatnom sistemu nalaze komponente momenta. Komponenta L je uvek ista bez obzira na koordinatni sistem, jer je njen položaj duž ose projektila. Pomoću matrica transformacije mogu se izračunati komponente aerodinamičke sile ili momenta u bilo kom koordinatnom sistemu ukoliko su poznate u jednom koordinatnom sistemu.

Referentna sila proizvod je referentnog pritiska i referentne površine, dok je referentni moment proizvod referentne sile i referentne dužine. U tehnici projektila referentni pritisak je dinamička veličina i iznosi:

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2}$$

Referentna površina je krug prečnika jednog nominalnog kalibra projektila, i iznosi:

$$S = \frac{d^2 \pi}{4}$$

Referentna dužina je nominalni kalibar d.

Na osnovu definicije aerodinamički koeficijenti će biti:

$$\begin{aligned} c_x &= \frac{X}{q_\infty S} \text{ — aksijalne sile,} \\ c_y &= \frac{Y}{q_\infty S} \text{ — bočne sile,} \\ c_z &= \frac{Z}{q_\infty S} \text{ — normalne sile,} \end{aligned} \quad (1)$$

$$c_l = \frac{L}{q_\infty S d} \text{ — moment valjanja,}$$

$$c_m = \frac{M}{q_\infty S d} \text{ — moment propinjanja,}$$

$$c_n = \frac{N}{q_\infty S d} \text{ — moment skretanja.}$$

Aerodinamički koeficijenti, kao i komponente aerodinamičke sile i momenta, odgovaraju određenom koordinatnom sistemu, a obeležavaju se kao i komponente sile i momenta, istim znakom iznad indeksa koeficijenta. Svi aerodinamički koeficijenti u opštem slučaju su funkcije sledećih aerodinamičkih parametara:

$$M = \frac{v}{a} \text{ — Mahovog broja,}$$

$$Re = \frac{vd}{\nu} \text{ — Reynoldsovog broja,}$$

α , β , σ i φ — napadnog ugla, ugla klizanja, ukupnog napadnog ugla i ugla valjanja oko x-ose između dinamičkog i strujnog koordinatnog sistema (položaj aerodinamičke brzine u odnosu na projektil).

$\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$, ili $\dot{\sigma}$ i $\dot{\varphi}$ — promena položaja aerodinamičke brzine,

p , q i r — ugaone brzine projektila.

Parcijalni izvodi aerodinamičkih koeficijenata po ovim parametrima na-

zivaju se »derivativi«. U ovom radu predmet analize su klasični neupravljivi projektili bez krilaca. Takvi projektili nemaju jednu određenu ravan simetrije (svaka ravan kroz osu rotacione površine istovremeno je ravan simetrije), pa se zbog toga upotrebljava strujna ravan kao reporna i strujni koordinatni sistem (slika 4).

Sl. 4 — Komponente aerodinamičke sile i momenta u strujnom koordinatnom sistemu

Komponente aerodinamičke sile i momenata proporcionalne su aerodinamičkom pritisku. Najviše zavise od brzine, kalibra, specifične mase vazduha, i aerodinamičkog koeficijenta. Komponente sile i momenata na velikim visinama biće manjeg intenziteta, jer specifična masa opada sa visinom.

Aerodinamički koeficijent aksijalne sile je $c_x = -c_A$ i zavisi od:

M — Mahovog broja,

σ — napadnog ugla,

Re — Reynoldsovog broja,

p^* — bezdimenzionalne ugaone brzine koja iznosi:

$$p^* = p \frac{d}{v} = \frac{pd}{2v}$$

Na vrednost c_x , pri nultom napadnom uglu $\sigma = 0$, najviše utiče Mahov broj. Većina topovskih projektila koji su sličnog oblika imaće i vrlo sličnu zavisnost $c_{x\sigma}(M)$. Zbog toga se često upotrebljava tzv. etalon-funkcija $c_{x0}(M)$.

Za svaku topovsku granatu $c_{x\sigma}(M)$ jednako je umnošku etalon-funkcije $c_{xe}(M)$ i »koeficijenta oblika« — i , koji je karakteristika tog projektila:

$$c_{x\sigma}(M) = i \cdot c_{xe}(M) \quad (2)$$

Vrednost koeficijenta oblika — i približno je jednaka jedinici, ali je njegova primena ograničena, jer on povećava ili smanjuje c_x za sve vrednosti Mahovog broja. Takav pristup može se koristiti samo za geometrijski slične oblike projektila. Vrednost $c_x(-\sigma) = c_x(\sigma)$ parna je funkcija od σ . Razvijanjem u red po σ ona će biti:

$$c_x = c_{x\sigma}(M) + c_{x\sigma^2}(M)\sigma^2 + \dots \quad (3)$$

Pri numeričkim proračunima zadržava se član uz σ^2 , dok član $c_{x0}(M)$ predstavlja vrednost koeficijenta aerodinamičke aksijalne sile kada je aerodinamička brzina u pravcu ose projektila. Pri osnosimetričnom strujanju ukupni aerodinamički koeficijent otpora ima oblik:

$$C_{X0} = C_{XH} + C_{XSF} + C_{XBND} + C_{XBT} + C_{XB}$$

gde je:

- C_{XH} — koeficijent otpora vrha projektila,
- C_{XSF} — koeficijent otpora trenja,
- C_{XBND} — koeficijent otpora vodećeg prstena,
- C_{XBT} — koeficijent otpora zadnjeg konusa,
- C_{XB} — koeficijent otpora dna projektila.

Promenom oblika i dimenzija zadnjeg konusa projektila menjaju se vrednosti C_{XBT} i C_{XB} , a kao posledica javljaju se i promene ostalih aerodinamičkih koeficijenata pri različitim napadnim uglovima.

Vrednost C_{XH} predstavlja deo aerodinamičkog koeficijenta aksijalne sile koji nastaje zbog različitog normal-

nog pritiska na površini projektila. Drugi član, C_{XSF} , nastaje zbog trenja vazduha pri opstrujavanju projektila, a član C_{XB} je posledica potpritiska koji se stvara iza projektila. Oblik spoljne površine utiče na veličinu prvog člana aerodinamičkog koeficijenta. Pravilnost oblika površine (kvalitet izrade) utiče na veličinu drugog člana, a veličina dna projektila bitno utiče na veličinu trećeg člana.

Rejnoldsov broj (Re) najviše utiče na C_{XSF} i donekle na C_{XB} . Eksperimentalna ispitivanja pokazala su da se zavisnost $C_{XSF}(Re)$ može pokazati preko $\ln$ -funkcije. To znači da Re treba promeniti za red veličine da bi bitno uticao na C_x . Zbog toga se zavisnost $C_x(Re)$ ne uzima u obzir u proračunima trajektorija i stabilnosti. Međutim, pri proračunu $C_x(M)$ geometrijski sličnih projektila, Rejnoldsov broj može biti vrlo različit (topovski projektil i puščano zrno istog oblika imaju Re različit za red veličine), pa je nemoguća primena jedne etalon-funkcije za $C_x(M)$ u tako velikom dijapazonu Rejnoldsovih brojeva.

Isticanje gasova na dnu letilice bitno utiče na smanjenje C_x . Raketni projektili imaju mlaznicu (mlaznice) na dnu, i za vreme rada raketnog motora menja se C_{XB} . Ova osobina iskorišćena je za smanjenje C_x projektila, tako što se u njega ugrađuje generator gasova. Generator stvara gasove na dnu projektila, smanjuje potpritisak, a time i C_{XB} . Na taj način moguće je C_{XB} svesti na trećinu vrednosti. Zbog toga će vrednost C_x biti i funkcija vremena rada motora ili generatora gasova.

Uticaj parametra p^* (bezdimenzionalne ugaone brzine valjanja) još nije dovoljno ispitan. Uticaj postoji, ali

su njegove vrednosti verovatno male pa će u ovom radu biti zanemarene. U poslednje vreme obavljaju se ispitivanja koja će dati više podataka o ovom uticaju.

Aerodinamički koeficijenti, izraženi u aerobalističkom koordinatnom sistemu, jesu [4]:

$$C_x = C_{x0} + C_{x\sigma^2} \cdot \sigma^2$$

$$C_{\tilde{y}} = C_{\tilde{y}\sigma} \tilde{\alpha} + C_{\tilde{y}\sigma} \tilde{\beta}$$

$$C_{\tilde{z}} = C_{\tilde{y}\sigma} \tilde{\beta} + C_{\tilde{z}\sigma} \tilde{\alpha}$$

$$C_l = C_{lp} p^* \quad (4)$$

$$C_{\tilde{m}} = C_{\tilde{m}\sigma} \tilde{\alpha} + C_{\tilde{m}\sigma} \tilde{\beta} + C_{\tilde{m}\sigma} \tilde{\alpha} + C_{\tilde{m}q} \tilde{q}$$

$$C_{\tilde{n}} = C_{\tilde{m}\sigma} \tilde{\beta} + C_{\tilde{n}\sigma} \tilde{\alpha} + C_{\tilde{n}\sigma} \tilde{\beta} + C_{\tilde{n}r} \tilde{r}$$

Eksperimentalni rezultati

Eksperimentalni rezultati dobijeni sa kraćom varijantom modela, prikazani su u tabelama 2 i 3.

Tabela 2

Nap. ugao (°)	M	C _x	C _y	C _z	C _l	C _m	C _n
0	0,509	0,24	0	0	0	0	0
0	0,703	0,20	0	0	0	0	0
0	0,911	0,20	0	0	0	0	0
0	1,04	0,45	0	0	0	0	0
0	1,09	0,47	0	0	0	0	0
0	1,18	0,48	0	0	0	0	0
0	1,29	0,44	0	0	0	0	0
0	1,54	0,38	0	0	0	0	0
0	1,86	0,39	0	0	0	0	0

Tabela 3

Nap. ugao (°)	M	C _x	C _y	C _z	C _l	C _m	C _n
1,96	0,509	0,228	—0,014	0,027	0,0008	0,131	0,0061
2,05	0,703	0,187	—0,01	0,037	0,012	0,134	0,0009
2,09	0,911	0,197	—0,01	0,025	0,0009	0,166	0,013
2,08	1,04	0,451	—0,02	0,039	0,0005	0,144	0,0009
2,12	1,09	0,469	—0,02	0,119	0,0007	0,120	0,0099
1,90	1,18	0,487	—0,003	0,12	0,0008	0,112	0,0193
1,93	1,54	0,381	—0,004	0,08	0,0004	0,089	0,0284
1,91	1,86	0,389	0,001	0,082	0,0002	0,125	—0,021

Uporedni prikaz aerodinamičkog koeficijenta sile otpora vazduha u funkciji Mahovog broja, za eksperimentalnu metodu i poluempirijsku metodu MC DRAG pri osnosimetričnom strujanju, prikazani su na slici 5.

Sl. 5 — Zavisnost aerodinamičkog koeficijenta sile otpora vazduha od Mahovog broja
1 — eksperimentalni, 2 — proračunati

Eksperimentalni rezultati dobijeni sa dužom varijantom modela, prikazani su u tabelama 4 i 5.

Tabela 4

Nap. ugao (°)	M	C_x	C_y	C_z	C_l	C_m	C_n
0	0,513	0,268	0	0	0	0	0
0	0,703	0,251	0	0	0	0	0
0	0,903	0,128	0	0	0	0	0
0	1,02	0,310	0	0	0	0	0
0	1,06	0,310	0	0	0	0	0
0	1,16	0,345	0	0	0	0	0
0	1,28	0,394	0	0	0	0	0
0	1,55	0,408	0	0	0	0	0
0	1,85	0,412	0	0	0	0	0

Zavisnost $C_x = f(M)$, za poluempirijsku metodu MC DRAG i eksperiment sa dužim projektilom, pri osno-

simetričnom opstrujavanju, prikazana je na slici 6.

Sl. 6 — Zavisnost aerodinamičkog koeficijenta sile otpora vazduha od Mahovog broja za dužu varijantu modela

1 — eksperimentalni, 2 — proračunati

U tabelama 6 i 7 date su vrednosti raspodele pritiska, koeficijenta pritiska baze i komponente aerodinamičkog otpora baze projektila za vrednosti Mahovih brojeva: $M = 0,503$ i $M = 1,286$. Rezultati se odnose na kraću varijantu modela i dobijeni su istovremeno sa merenjem aerodinamičkih koeficijenata.

Sl. 7 — Zavisnost koeficijenta baznog pritiska od Mahovog broja za kraći model

1 — eksperimentalni, 2 — proračunati

Zavisnost koeficijenta baznog pritiska od Mahovog broja za kraći model prikazana je na slici 7.

Tabela 5

Nap. ugao (°)	M	C _x	C _y	C _z	C _l	C _m	C _n
1,89	0,513	0,254	—0,003	0,056	—0,0022	0,129	—0,0025
1,91	0,704	0,238	—0,004	0,056	0,0000	0,133	0,01
1,94	0,910	0,129	—0,008	0,075	0,0007	0,226	0,0132
1,94	1,021	0,312	—0,020	0,067	0,0005	0,096	0,0046
1,93	1,061	0,314	—0,033	0,120	0,0014	0,105	0,020
1,93	1,165	0,354	—0,006	0,112	0,0004	0,110	0,0144
1,92	1,281	0,398	—0,014	0,118	0,0005	0,079	0,0543
1,88	1,547	0,4023	—0,006	0,076	0,0009	0,133	0,0219
1,93	1,853	0,4030	—0,001	0,089	0,0003	0,123	—0,0559

$M = 0,509$; $P_{osr} = 0,982\text{bar}$; $P_{ssr} = 0,823\text{bar}$; $T_{osr} = 278,9\text{K}$

Tabela 6

$\alpha(^{\circ})$	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P _z	C _{pb}	C _{xb}
—2	0,0162	—0,0173	—0,0297	—0,0077	0,9901	—0,0523	0,039
0	0,0112	—0,0196	—0,0305	—0,0081	0,9902	—0,0556	0,041
2	0,0066	—0,0212	—0,0306	—0,0089	0,9902	—0,06	0,045

$M = 1,286$; $P_{osr} = 0,969\text{bar}$; $P_{ssr} = 0,356\text{bar}$; $T_{osr} = 278,9\text{K}$;

Tabela 7

$\alpha(^{\circ})$	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P _z	C _{pb}	C _{xb}
—2	0,0802	—0,0507	—0,0856	—0,0615	0,9225	—0,15	0,111
0	0,0564	—0,0588	—0,0935	—0,0593	0,913	—0,14	0,107
2	0,0348	—0,0632	—0,1002	—0,0675	0,909	—0,16	0,128

Zaključak

Na osnovu izvršenog eksperimenta i uporedne analize dobijenih rezultata može se zaključiti:

— dobijene vrednosti za aerodinamičke koeficijente identične su ili približne vrednostima dobijenim teorijskim metodama;

— dobijene vrednosti za aerodinamičke koeficijente mogu poslužiti za proračun leta projektila kao krutog tela;

— izmerene vrednosti raspodele pritiska mogu poslužiti za uporedne analize sa teorijskim i kao početne vrednosti za numeričke proračune strujnog polja oko projektila.

Literatura:

[1] Krasnov, N. F.: Aerodinamika, Moskva, 1980.
[2] Vučković, S., Ristić, S., Regodić, D.: Merenje ADK za projektil 122 mm, VTI, Beograd, 1995.

[3] Regodić, D.: Aerodinamika rotacionog tela, VTA, Beograd, 1994.
[4] Janković, S.: Predavanja iz mehanike leta, VTA, Zagreb, 1989.