Dr Dušan Regodić,
potpukovnik, dipl. inž.
Vojnotehnička akademija VJ,
Beograd

PRORAČUN AKSIJALNOG AERODINAMIČKOG KOEFICIJENTA PRIMENOM METODE AERODR

UDC: 533.665.013.12

Rezime:

U radu je prezentiran uticaj dimenzija i oblika projektila na ukupni aksijalni aerodinamički koeficijent otpora. Proračun je napravljen metodom AERODR, a dobijene vrednosti na dijagramima označene su sa CXDR. Autor je izvršio korekciju koeficijenta B1 i koeficijenta pritiska po Moru čime se otklanjaju nedostaci poluempirijske metode date u literaturi. Aerodinamički koeficijenti CXDR, dobijeni metodom AERODR upoređeni sa poznatim metodama koje su uzete za etalon CXMC, CXAD i CXI.

Ključne reči: aerodinamika, aerodinamički koeficijent, Mahov broj, otpor dna projektila, otpor trenja, otpor vodećeg prstena, talasni otpor.

CALCULATION OF THE AXIAL AERODYNAMIC COEFFICIENT BY THE AERODR METHOD

Summary:

The effects of dimensions and shapes of missiles on the total axial aerodynamic coefficient of resistance are presented in the paper. The calculation is done by the AERODR method and the obtained values on the diagrams are marked by CXDR. The author has corrected the B1 coefficient as well as the More pressure coefficient thus eliminating disadvantages of the semi-empirical method given in the literature. The CXDR aerodynamic coefficients obtained by the AERODR method are then compared with the already known methods taken for CXMC, CXAD and CXI standards.

Key words: aerodynamics, aerodynamic coefficient, Mach number, missile bottom resistance, friction resistance, leading ring resistance, wave resistance.

Uvod

Aksijalni aerodinamički koeficijent predstavlja bezdimenzionalnu veličinu komponente aksijalne aerodinamičke sile. Dobija se kada se stvarna komponenta aksijalne aerodinamičke sile podeli sa referentnom. U literaturi se može naći veliki broj razvijenih teorijskih, empirijskih i poluempirijskih metoda za proračun aerodinamičkih koeficijenata, a jedna od njih je data u literaturi [1]. Autor ove metode iz-

vršio je usklađivanje teorijskih odnosa između parametara atmosfere sa empirijskim vrednostima preko koeficijenata. Vrednost aksijalnog aerodinamičkog koeficijenta $C_x(M)$ nalazi se u intervalu od 0,15 do 0,4. Na osnovu literature [1, 6] vrednost ovog koeficijenta je za 4 do 10% veća od normalnih etalon-vrednosti za podzvučno i nadzvučno kretanje projektila. Cilj ovog rada jeste da se ovaj nedostatak otkloni i time dobiju realne vrednosti dometa projektila pri numeričkim pro-

računima. Izborom najpovoljnijih aerodinamičkih karakteristika projektila i njihovom kombinacijom sa početnim uslovima može se uticati na žiroskopsku stabilnost.

Metoda AERODR je poluempirijska [1, 4, 5, 6]. Ona osnovni sistem jednačina rešava odgovarajućim matematičkim aparatom i u svom konačnom obliku daje međusobni odnos komponenti aksijalnog aerodinamičkog koeficijenta za osnosimetrično opstrujavanje.

Programsko rešenje metode AERODR za aerodinamički proračun urađeno je u programskim jezicima FORTRAN i PASCAL na personalnom računaru. Sastoji se od tri celine — datoteke (file):

- programa AERODR — glavni program,
- datoteke ULAZ — ulazni podaci,
- datoteke IZLAZ — rezultati proračuna sa komentarom.

Program AERODR organizovan je tako da se proračun izvodi po celinama aerodinamičkog koeficijenta aksijalnog otpora. Naredbom READ učitavaju se polazni podaci sa datoteke ULAZ. Potom se računaju aerodinamički koeficijenti otpora za različite vrednosti Mahovih brojeva. Na osnovu intervala nezavisne promenljive i broja tačaka definiše se korak proračuna. Pomoću FOR-petlje, redosledom za svaki korak računaju se komponente ukupnog aerodinamičkog koeficijenta $C_X(M)$: $C_{X1}(M)$, $C_{XSF}(M)$, $C_{XVP}(M)$, $C_{X3}(M)$, $C_{XB}(M)$, i $P_B/P_1(M)$. Na kraju proračuna komponenti one se sabiraju i proračunava ukupni aerodinamički koeficijent za različite Mahove brojeve.

Datoteka ULAZ sadrži polazne podatke odvojene zarezom i grupisane u tri retka:

- prvi redak sadrži broj projektila za koji se vrši proračun,

— drugi redak sadrži karakteristike projektila,

— treći redak sadrži vrstu graničnog sloja oko projektila.

Datoteka IZLAZ kreira se u toku izvršenja programa. U nju se smeštaju informacije dobijene izvršenjem WRITE naredbi programa. To su rezultati aerodinamičkog proračuna. Strukturirani su tako da se na početku daju polazni podaci za koje se kasnije daju tabelarni rezultati za ukupni aerodinamički koeficijent aksijalne sile i njene komponente u funkciji zadatih Mahovih brojeva.

Ovako koncipirano programsko rešenje je univerzalno i može da se upotrebi za sve vrste klasičnih žiroskopski stabilisanih projektila pri osnosimetričnom opstrujavanju. Za aerodinamički proračun novog, željenog žirostabilisanog projektila neophodno je datoteku ULAZ modifikovati ili kreirati novu sa polaznim podacima odabranog projektila.

Sistem jednačina i analitičko rešenje

Ukupni aerodinamički koeficijent otpora aksijalne sile po metodi AERODR iznosi:

$$C_X = C_{X1} + C_{XSF} + C_{XVP} + C_{X3} + C_{XD} \quad (1)$$

gde je:

- C_{X1} — koeficijent talasnog otpora vrha projektila,
- C_{XSF} — koeficijent otpora trenja,
- C_{XVP} — koeficijent otpora vodećeg prstena,
- C_{X3} — koeficijent talasnog otpora zadnjeg konusa,
- C_{XD} — koeficijent otpora dna projektila.

Koeficijent talasnog otpora vrha projektila

Vrh projektila može biti izveden u obliku tangentnog ili sekantnog oživala, konusa ili kombinovano. Koeficijent talasnog otpora vrha projektila iznosi [1, 4, 5, 6, 7]:

$$C_{XI} = \frac{f(\beta \sqrt{M_\infty^2 - 1}, \beta)}{(M_\infty^2 - 1)}$$

odnosno

$$C_{XI} = \frac{(B_1 - B_2 \beta^2) \cdot (\beta \sqrt{M_\infty^2 - 1})^{(B_3 + B_4 \beta)}}{(M_\infty^2 - 1)} \quad (2)$$

$$C_{XI} = C_{XIV} + C_{XZ} \quad (3)$$

gde je:

$$C_{XIV} = (B_1 - B_2 \beta^2) \cdot (\beta \sqrt{M_\infty^2 - 1})^{(B_3 + B_4 \beta)} \quad (4)$$

$$\beta = \frac{d - d_M}{L_N}$$

— nagib koničnog vrha,

$$B_1 = 0,6256 - 0,5313(R_T/R) + 0,595(R_T/R)^2$$

— konstanta,

$$B_2 = 0,0796 + 0,0779(R_T/R)$$

— konstanta,

$$B_3 = 1,587 + 0,049(R_T/R)$$

— konstanta,

$$B_4 = 0,1122 + 0,1658(R_T/R)$$

— konstanta,

$$RF = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$$

— konstanta,

$$Z = \frac{1}{M_\infty^2 - 1}$$

— konstanta,

$$M_c = 1 + 0,9567\beta^{1,85}$$

— kritični Mahov broj.

Za $M_\infty < M_c$ uvodi se oznaka $ZE = RF = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$ i sledi da je

$$C_{XI} = \frac{M_\infty^2 - 1}{2,4M_\infty^2}$$

Za $M_\infty < 1$ uvodi se oznaka

$$P_{TP} = (1 + 2M_\infty^2)^{3,5} \quad (5)$$

Za nadzvučno strujanje $M_\infty > 1$, pa je

$$P_{TP} = (1 + 2M_\infty^2)^{3,5} \left(\frac{6}{7M_\infty^2 - 1} \right)^{2,5} \quad (6)$$

$$C_{XIP} = \frac{1,22 \cdot (P_{TP} - 1) \cdot d_M^2}{M_\infty^2} \quad (7)$$

Za podzvučno strujanje $M < 0,91$ vrednost koeficijenta $C_{XZ} = 0$, a za nadzvučno strujanje pri $M > 1,41$ vrednost koeficijenta $C_{XZ} = 0,85C_{XIP}$. U intervalu $0,91 < M < 1,4$

$$C_{XZ} = (0,245 + 2,88C_{XI})C_{XIP} \quad (8)$$

Radijus tangentnog oživala iznosi

$$R_T = \sqrt{c^2 + \frac{c^2 \cdot n^2}{(b-a)^2}},$$

$$c = \sqrt{-\frac{1}{4} (b-a)^2 + n^2}$$

gde je:

n — dužina oživala,

a i b — poluprečnici baze oživala, i

R — stvarni radijus, za konus $R = \infty$.

Na osnovu dimenzija radijusa tangentnog oživala i stvarnog oživala dobija se da je:

$RT/R = 0$ — za konus,

$RT/R = 1$ — za tangentni ožival,

$RT/R = 0$ do 1 — za varijacije sekantnog oživala.

Jednačina koeficijenta otpora za konični vrh C_{X1} koriguje se sa koeficijentom promene pritiska C_{PS} i iznosi:

$$C_{X1} = \frac{(C_1 - C_2 \beta^2)}{M_\infty^2 - 1} [\beta \sqrt{M_\infty^2 - 1}]^{(C_3 + C_4 \beta)} + \frac{\pi}{4} d_M^2 C_{PS}, \quad (9)$$

gde je po Mooru:

$$C_{PS} = \frac{2}{\chi M_\infty^2} \left[0,9 \left(\frac{(\chi + 1)M}{2} \right)^{\frac{\chi}{\chi-1}} \left(\frac{\chi + 1}{2\chi M_\infty^2 - (\chi - 1)} \right)^{\frac{\chi}{\chi-1} - 1} - 1 \right], \quad (10)$$

$$C_{X1} = \frac{\pi}{4} C_{PS} = 1,122 \left[(1,2 M_\infty^2)^{3,5} \left(\frac{6}{7 M_\infty^2 - 1} \right)^{2,5} \right], \quad (11)$$

Koeficijent korekcije K , zbog promene pritiska na površini projektila, Chartes i Stein su predložili da bude $K=0,9$ [1, 7]. Dickinson je dao eksperimentalne rezultate, za konični oživalni vrh pri supersoničnim brzinama $K=0,75$. Za vitke oživale Cole, Solomon i Wilmarth su predložili da je:

$$\frac{C_{X1}}{\beta^3} + \ln \beta = f \left[\frac{M_\infty^2 - 1}{(\chi + 1) M_\infty^2 \beta^2} \right]$$

Proračunate vrednosti su približno jednake eksperimentalnim. Von Karman je za dvodimenzionalnu transoniku vitkih tela dao pojednostavljenu formulu:

$$C_{X1} \sqrt[3]{(\chi + 1) M_\infty^2} = f \left\{ \frac{M_\infty^2 - 1}{[(\chi + 1) M_\infty^2 \beta]^{\frac{2}{3}}} \right\}$$

Za osnosimetrični trodimenzionalni oblik za transoniku je:

$$C_{X1} = F(\beta) + f \left[\frac{\beta(M_\infty^2 - 1)}{(\chi + 1) M_\infty^2} \right]$$

za $M_\infty > M_c$ gde je:

$$M_c = \frac{1}{\sqrt{1 + 0,552 \sqrt[5]{\beta^4}}}$$

Koeficijent talasnog otpora zadnjeg konusa

Pri supersoničnom opstrujavanju koničnog dna projektila, za male vrednosti ugla zadnjeg konusa Θ_d predlaže se jednačina otpora zadnjeg konusa [1, 4, 5]:

$$C_{X3}^* = \frac{4Z_1 \tan \Theta_d}{\lambda} \left[(1 - e^{-\lambda L_{BT}}) + 2 \tan \Theta_d \left(e^{-\lambda L_{BT}} \left(L_{BT} + \frac{1}{\lambda} \right) - \frac{1}{\lambda} \right) \right] \quad (12)$$

gde je:

C_{X3}^* — proračunata vrednost talasnog otpora zadnjeg konusa,

Θ_d — ugao zadnjeg konusa (negativna vrednost za konični deo),

L_{BT} — dužina zadnjeg konusa u kalibrima,

Z_1 — odgovarajući koeficijent promene pritiska za Prandl-Majerovu ekspanziju,

λ — koeficijent popravke pritiska zadnjeg konusa.

Koeficijenti Z_1 i λ dobijeni su metodom karakteristika za projektil čiji je zadnji deo oblika konusa:

$$Z_1 = Z_2 e^{-\sqrt{\frac{2}{M_\infty^2}} L_{CIL}} + \frac{2 \tan \Theta_d}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} - \frac{[(\chi + 1) M_\infty^4 - 4(M_\infty^2 - 1)] \tan^2 \Theta_d}{2(M_\infty^2 - 1)} \quad (13)$$

Prednji korekcionni faktor otpora zadnjeg konusa za supersonične brzine je:

$$Z_2 = \left[1 - \frac{3 \left(\frac{R_T}{R} \right)}{5M_\infty} \right] \cdot \left[\frac{5\beta}{6\sqrt{M_\infty^2 - 1}} + \left(\frac{\beta}{2} \right)^2 - \frac{0,7435}{M_\infty^2} (\beta \cdot M_\infty)^{1,6} \right], \quad (14)$$

$$k = \frac{0,85}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

Sykes [1, 4, 5, 7] je dao distribuciju $C_{X3} = f(C_{X3}^*)$ za transoničnu oblast:

$$C_{X3} = 4 \tan^2 \Theta_d \left(1 + \frac{1}{2} \tan \Theta_d \right) \left\{ 1 - e^{-2L_{BT}} + 2 \tan \Theta_d \left[e^{-2L_{BT}} \left(L_{BT} + \frac{1}{2} \right) - \frac{1}{2} \right] \right\} \quad (15)$$

Aerodinamički koeficijent otpora trenja

Koeficijent otpora trenja C_{XSF} može se izračunati na osnovu izraza [1, 7]:

$$C_{XSF} = \frac{C_{XSFL} \cdot S_{VV} + C_{XSFT} \cdot S_{VCIL}}{S_V} \quad (16)$$

gde je za turbulentni granični sloj (IBLC=2) vrednost $C_{FLT} = C_{FT}$

$$C_{XSFT} = \frac{4}{\pi} C_{FLT} S_V$$

Za laminarni granični sloj po Blasiusu (IBLC=1) vrednost

$$C_{FLT} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} (1 + 0,12M_\infty^2)^{-0,12} \quad (17)$$

Ukupna opstrujavana površina je:

$$S_V = S_{VV} + S_{VCIL}$$

gde je površina cilindričnog dela

$$S_{VCIL} = \pi(L_T - L_N)$$

Površina vrha projektila je:

$$S_{VV} = \frac{\pi}{2} L_N \left[1 + \frac{1}{8L_N^2} \right] \left[1 + \left(\frac{1}{3} + \frac{1}{50L_N^2} \right) \left(\frac{R_T}{R} \right) \right],$$

gde je:

$$D_{UM} = 1 + \left(\frac{1}{3} + \frac{1}{50L_N^2} \right) \left(\frac{R_T}{R} \right).$$

Prandl je empirijsku formulu za turbulentni granični sloj korigovao zbog promene pritiska:

$$C_{FT} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} (1 + 0,21M_\infty^2) \quad (18)$$

gde je:

$$Re = \frac{V_\infty \cdot l}{\nu_\infty} \text{ — Reynoldsov broj,}$$

$V_\infty = a_\infty M_\infty$ — brzina opstrujavanja,

$l = L_T \cdot d_{REF}$ — opstrujavana dužina,

d_{REF} — kalibar projektila.

Schlichting je pokazao veliku podudarnost Prandlove empirijske formule i rezultata Van Driesta. Za $t = 15^\circ\text{C}$, $\mu_\infty = 1,7894 \cdot 10^{-5} \text{ kg/ms}$ i $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ vrednost Reynoldsovog broja iznosi $Re = 23296,3 \cdot M_\infty \cdot L_T \cdot d_{REF}$.

Aerodinamički koeficijent otpora dna projektila

Tačno određenje koeficijenta otpora dna projektila bio je predmet izučavanja mnogih analitičara. Champan je posmatrao ravno dno na koje deluje bazni pritisak pri supersoničnim br-

zinama [1, 4, 7]. Mahov broj određuje karakter graničnog sloja vazduha u okolini dna. Većina artiljerijskih projektila ima turbulentni granični sloj u okolini dna. Odnos baznog pritiska p_B i pritiska neporemećene struje p_∞ , na osnovu teorijskih i empirijskih istraživanja, iznosi:

$$\frac{p_B}{p_\infty} = [1 + 0,096 M_\infty^2 (1 - e^{-L_{CIL}})] \left[1 + \frac{1}{4} M_\infty^2 (1 - d_B) \right], \quad (19)$$

gde je:

$$L_{CIL} = L_T - L_N.$$

Zbog uticaja Reynoldsovog broja na karakter strujanja ne postoji mogućnost potpunog poklapanja podataka efektivnog baznog pritiska dobijenog teorijskim i eksperimentalnim putem. Dobra korelacija postiže se za zadnji konus dužine do $L_{BT} = 1,5d$ i prečnik baze do $d_B = 0,065d$. Aerodinamički koeficijent otpora dna projektila dat je relacijom:

$$C_{XD} = \frac{2d_B^2}{\chi M_\infty^2} \left(1 - \frac{p_B}{p_\infty} \right) = 1,4286 \cdot \left(1 - \frac{p_B}{p_\infty} \right) \frac{d_B^2}{M_\infty^2} \quad (20)$$

Prethodna analiza odnosi se na projekte sa koničnim dnom, najveće debljine $d_B = 1$, i pokazuju veliku sličnost sa eksperimentalnim rezultatima.

Aerodinamički koeficijent otpora vodećeg prstena

Vodeći prsten kod klasičnih projektila uglavnom je lociran na zadnjem delu cilindričnog dela projektila, uz krivinu zadnjeg konusa. Za takav položaj vodećeg prstena otpor ima manju vrednost nego kod vodećih prste-

nova udaljenih od zadnjeg konusa. Promenom konfiguracije projektila uz veći broj eksperimenata mogao bi se smanjiti otpor vodećeg prstena. Na osnovu eksperimentalnih i teorijskih rezultata dobijena je poluempirijska analitička zavisnost promene aerodinamičkog koeficijenta otpora vodećeg prstena u funkciji Mahovog broja [1, 4, 7]:

$$\text{a)} \quad C_{XVP} = M_\infty^{12,5} (d_{BND} - 1) \quad \text{za } M < 0,85, \quad (21)$$

$$\text{b)} \quad C_{XVP} = 0,76175 M_\infty^{12,62529} (d_{BND} - 1) \quad \text{za } 0,85 < M < 0,95, \quad (22)$$

$$\text{c)} \quad C_{XVP} = \left(0,21 + \frac{0,28}{M_\infty^2} \right) (d_{BND} - 1) \quad \text{za } M > 0,95. \quad (23)$$

Upotrebljene oznake i algoritam programskog rešenja

Na slici 1 prikazani su konstrukcioni parametri koji utiču na vrednost aerodinamičkog koeficijenta a upotrebljeni su kao ulazne veličine u programskom rešenju AERODR. Program za personalni računar napravljen je prema prikazanim jednačinama.

Algoritam programskog rešenja metode AERODR prikazan je na slici 2. SLIKA 2

Rezultati aerodinamičkog proračuna

Uporedni prikaz aksijalnog aerodinamičkog koeficijenta i njegovih komponenti, za kalibar $d = 122$ mm, dužine $L = 596$ mm i za interval $M = 0,5$ do 4, dat je na slici 3.

Uporedni prikaz aksijalnog aerodinamičkog koeficijenta i njegovih kom-

Sl. 1 — Konstrukcioni parametri projektila

Sl. 2 — Algoritam metode AERODR

ponenti, za kalibar $d=122$ mm, dužine $L=616$ mm i za interval $M=0,5$ do 4, dat je na slici 4.

Prikaz aksijalnog aerodinamičkog koeficijenta C_x za projektil 122 mm ra-

zličitih dužina: $L_T=559$ mm, $L_T=560$ mm, $L_T=593$ mm, $L_T=598$ mm, dat je na slici 5.

Uporedni prikaz aerodinamičkog koeficijenta C_x i njegovih komponenti za hipotetički projektil 152 mm u funkciji promene Mahovog broja $M=0,5$ do 4, dat je na slici 6.

Uporedni prikaz ukupnog aerodinamičkog koeficijenta C_x za hipotetički projektil 152 mm u funkciji promene Mahovog broja $M=0,5$ do 4, dat je na slici 7.

Uticaj dimenzija zadnjeg konusa na aksijalni aerodinamički koeficijent pri $M=1,7$ i prečniku dna projektila $d_b=0,7d$ prikazan je u tabeli 1.

Tabela 1

$l_{BT}(d)$	$C_{XMC} = f(l_{BT})$	$C_{XAD} = f(l_{BT})$	$C_{XDR} = f(l_{BT})$
0,25	0,385	0,38	0,35
0,5	0,395	0,39	0,355
0,7	0,35	0,34	0,32
1	0,325	0,319	0,29
1,25	0,310	0,303	0,26
1,5	0,305	0,305	0,26
1,75	—	0,307	0,255
2	—	0,3	0,252
2,5	—	0,299	0,25
3	—	0,297	0,246
3,5	—	0,296	0,244
4	—	0,295	0,242

Sl. 3 — Aksijalni aerodinamički koeficijent C_x i njegove komponente u zavisnosti od Mahovog broja

Sl. 4 — Prikaz aksijalnog aerodinamičkog koeficijenta C_x i njegovih komponenti za projektil $d=122$ mm i $L=616$ mm u zavisnosti od Mahovog broja

Grafički prikaz uticaja zadnjeg konusa na aksijalni aerodinamički koeficijent pri $M=1,7$ i prečniku dna projektila $d_b=0,7d$ dat je na slici 8.

Uticaj ugla zadnjeg konusa Θ_d na aksijalni aerodinamički koeficijent, dat je u tabeli 2.

Sl. 5 — Uporedni prikaz aksijalnih aerodinamičkih koeficijenata C_x za projekte 122 mm različitih dužina i $M=0,5-4$

Sl. 6 — Prikaz promene aksijalnog aerodinamičkog koeficijenta C_x i njegovih komponenti u zavisnosti od Mahovog broja

Grafički prikaz uticaja ugla zadnjeg konusa $\Theta d = (0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ)$ na aksijalni aerodinamički koeficijent pri dužini zadnjeg konusa $L_{BT} = 0,6d$ i $M = 1,7$ dat je na slici 9.

Uporedni prikaz uticaja dužine zadnjeg konusa $L_{BT} = (0; 0,5d; 1d; 1,5d)$ i Mahovog broja pri $M = (2,3; 3,0; 4,0)$ dat je u tabeli 3.

Sl. 7 — Uporedni prikaz aksijalnih aerodinamičkih koeficijenata C_x

Sl. 8 — Uporedni prikaz uticaja dužine dna projektila na ukupni aerodinamički koeficijent pri prečniku baze $d_b = 0,7d$ i $M = 1,7$

Tabela 2

$\Theta d(^{\circ})$	CXMC	CXAD	CXDR
0	0,38	0,376	0,34
2	0,36	0,362	0,32
4	0,35	0,354	0,315
6	0,342	0,344	0,31
8	0,343	0,343	0,312
10	0,349	0,344	0,314
12	0,355	0,35	0,319

Na slici 10 dat je uporedni prikaz uticaja dužine zadnjeg konusa $L_{BT} = (0; 0,5d; 1d; 1,5d)$ i Mahovog broja pri $M = (2,3; 3,0; 4,0)$ pri $\Theta d = 7^{\circ}$.

U tabeli 4 dat je uporedni prikaz uticaja dužine prednjeg dela projektila $L_H = (1,5d; 1,75d; 2d; 2,25d; 2,5d; 2,75d; 3,0d; 3,25d; 3,5d; 3,75d)$ na aksijalni aerodinamički koeficijent pri $M = 1,8$.

Na slici 11 dat je grafički prikaz uticaja dužine prednjeg dela projektila $L_H = (1,5d; 1,75d; 2d; 2,25d; 2,5d; 2,75d; 3,0d; 3,25d; 3,5d; 3,75d)$ na aksi-

Sl. 9 — Uticaj ugla zadnjeg konusa na vrednosti Cx pri $L_{BT} = 0,6d$ i $M = 1,7$ Sl. 10 — Uticaj dužine zadnjeg konusa na aerodinamički koeficijent Cx pri uglu zadnjeg konusa od 7°

Tabela 3

L_{BT} (d)	CXMC (M=2,3)	CXAD (M=2,3)	CXDR (M=2,3)	CXMC (M=3,0)	CXAD (M=3,0)	CXDR (M=3,0)	CXMC (M=4)	CXAD (M=4)	CXDR (M=4)
0	0,26	0,255	0,25	0,22	0,21	0,21	0,134	0,157	0,123
0,5	0,25	0,23	0,24	0,215	0,2	0,205	0,113	0,123	0,103
1	0,23	0,225	0,22	0,18	0,17	0,17	0,099	0,099	0,089
1,5	0,225	0,22	0,215	0,17	0,155	0,16	0,0924	0,086	0,0824

Tabela 4

L_H (d)	CXAD (KON)	CXMC (KON)	CXDR (KON)	CXAD (SO)	CXMC (SO)	CXDR (SO)
1,5	—	—	—	0,44	0,45	0,39
1,75	—	—	—	0,4	0,42	0,36
2	—	—	—	0,37	0,38	0,33
2,25	—	—	—	0,345	0,35	0,311
2,5	0,348	0,328	0,306	0,328	0,328	0,295
2,75	0,328	0,32	0,29	0,29	0,29	0,28
3	0,3	0,298	0,28	0,278	0,278	0,27
3,25	0,29	0,29	0,27	0,265	0,27	0,26
3,5	0,275	0,28	0,26	0,255	0,26	0,25
3,75	0,26	0,265	0,246	0,245	0,252	0,24
4	0,25	0,26	0,24	—	—	—

Tabela 5

L_T (d)	CXAD (2d)so	CXMC (2d)so	CXDR (2d)so	CXAD (3d)ko	CXMC (3d)ko	CXDR (3d)ko	CXAD (3d)so	CXMC (3d)so	CXDR (3d)so
1	0,36	0,38	0,35	0,315	0,321	0,31	0,287	0,298	0,27
1,5	0,348	0,37	0,34	0,312	0,318	0,3	0,279	0,292	0,264
2	0,348	0,37	0,34	0,315	0,318	0,31	0,281	0,292	0,264
2,5	0,359	0,36	0,335	0,321	0,33	0,31	0,284	0,295	0,268
3	0,364	0,365	0,341	—	—	—	0,291	0,301	0,274
3,5	0,369	0,372	0,343	—	—	—	0,294	0,305	0,28
4	0,375	0,384	0,353	—	—	—	0,30	0,31	0,283
4,5	0,379	0,389	0,357	—	—	—	—	—	—
5	0,382	0,391	0,362	—	—	—	—	—	—
5,5	0,389	0,399	0,366	—	—	—	—	—	—
6	0,392	0,399	0,366	—	—	—	—	—	—
6,5	0,399	0,41	0,38	—	—	—	—	—	—
7	0,4	0,42	0,39	—	—	—	—	—	—

jalni aerodinamički koeficijent pri $M=1,6$.

U tabeli 5 dat je uporedni prikaz uticaja dužine projektila $L_T=(d; 1,5d;$

Tabela 6

RT/R	CXAD (M=2,4)	CXMC (M=2,4)	CXDR (M=2,4)
0	0,217	0,222	0,21
0,2	0,209	0,212	0,2
0,4	0,205	0,207	0,195
0,6	0,207	0,21	0,2
0,8	0,217	0,215	0,205
1	0,235	0,226	0,216

2d; 2,5d; 3d; 3,5d; 4d; 4,5d; 5d; 5,5d; 6d; 6,5d; 7d) na aksijalni aerodinamički koeficijent pri $M=1,8$.

U tabeli 6 dat je uporedni prikaz uticaja radijusa prednjeg dela projektila $RT/R=(0; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1)$ na aksijalni aerodinamički koeficijent pri $M=2,4$.

U tabeli 7 dat je uporedni prikaz vrednosti aksijalnih aerodinamičkih koeficijenata C_x projektila 122 mm različitih dužina i projektila 152 mm dobijenih poluempirijskim metodama AERODR i MCD [1] i procentualno smanjenje ovog koeficijenta.

Sl. 11 — Uticaj dužine vrha projektila $L_h(d)$ na ukupni aerodinamički koeficijent C_x

Zaključak

Poluempirijska metoda AERODR vrlo je praktična za analizu uticaja pojedinih delova projektila na aksijalni aerodinamički koeficijent.

Na osnovu numeričkog eksperimenta predloženo je povećanje vitkosti zadnjeg dela projektila na $L_{BT}=0,25$ do $4d$, a optimalna vrednost ugla zad-

njeg konusa iznosi $\Theta d=7^\circ$. Povećanjem vitkosti sekantnog oživala na $\lambda=2,5$ do 4 aksijalni aerodinamički koeficijent se smanjio za 22%. Najmanja vrednost talasnog otpora je za odnos $RT/R=0,4$ dok je za tangentni ožival $RT/R=1$ ovaj otpor najveći. Navedena metoda može se vrlo efikasno koristiti pri optimizaciji dimenzija i oblika projektila pri aerodinamičkom projektovanju.

Tabela 7

Projektili kalibra 122 mm različitih dužina i projektil 152 mm														
M	l=559 mm		l=560 mm		l=593 mm		l=596 mm		l=598 mm		l=621 mm		d=152 mm	
	C _{AERODR}	%	C _{AERODR}	%	C _{AERODR}	%	C _{AERODR}	%	C _{AERODR}	%	C _{AERODR}	%	C _{AERODR}	%
0,975	0,246	-0,1	0,234	-1,3	0,259	-1,6	0,257	-2	0,262	-2	0,241	-2,1	0,25	-1,6
	0,25		0,237		0,263		0,262		0,267		0,246		0,254	
1,1	0,371	-7,1	0,35	-5,6	0,375	-6	0,354	-9,5	0,388	-5	0,327	-10	0,349	-9,1
	0,399		0,371		0,399		0,391		0,407		0,366		0,384	
1,5	0,34	-5,8	0,316	-5	0,326	-5,5	0,313	-8	0,344	-4,5	0,3	-9	0,318	-4,5
	0,361		0,332		0,345		0,341		0,36		0,329		0,333	
2,0	0,292	-5,8	0,267	-5	0,278	-5,4	0,269	-7	0,298	-4,2	0,265	-7,6	0,273	-6,8
	0,31		0,281		0,294		0,29		0,311		0,287		0,293	
3,5	0,205	-6,4	0,18	-5,8	0,187	-6	0,182	-6	0,207	-4,2	0,183	-6,1	0,188	-6
	0,219		0,191		0,199		0,195		0,216		0,195		0,2	
4,0	0,188	-6,5	0,162	-5,8	0,168	-6,2	0,164	-6	0,187	-4,6	0,164	-7	0,17	-6,1
	0,201		0,172		0,179		0,175		0,196		0,176		0,181	

Literatura:

- [1] McGoy, R. L.: MC DRAG -A Computer program for estimating the DRAG coefficients of projectiles, Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD ARBRL-TR-02293, 1981.
- [2] Etkin, B.: Dynamics of flight, Wiley, New York, 1959.
- [3] ***: 15th International symposium on ballistics, Zbornik radova, Jerusalem-Israel, May 21-24, 1995.
- [4] Janković, S.: CAD of the unguided missiles, 11th International Symposium on Ballistics, Brussels, May 09-11, 1989.
- [5] Regodić, D., Perme, B.: Određivanje aerodinamičkih karakteristika projektila pri različitim napadnim uglovima, XXII Jugoslovenski kongres teorijske i primenjene mehanike, Vrnjačka Banja, 1997.
- [6] Regodić, D.: Aerodinamika rotacionog tela, VTA, Beograd, 1994.
- [7] Regodić, D., Vučković, S.: Ispitivanje etalon modela hipotetičkog projektila 122 mm u supersoničnom aerotunelu T-36, Međunarodni naučno-stručni skup Vazduhoplovstva, Aerodinamika i projektovanje, Zbornik radova, Beograd, 1995.
- [8] Regodić, D., Bojanić, Z.: Uticaj dimenzija i oblika projektila na domet, VTG 3-4, 1994.