

METODA WYZNACZENIA WARTOŚCI WSPÓŁCZYNNIKA AERODYNAMICZNEGO POCISKÓW STABILIZOWANYCH OBROTOWO

Streszczenie: W artykule przedstawiono empiryczną metodę wyznaczania wartości współczynników oporu aerodynamicznego pocisków stabilizowanych obrotowo. Przeprowadzono również weryfikację tej metody w oparciu o obliczenia dokonane dla pocisków będących w uzbrojeniu.

METHOD FOR DETERMINATION OF AERO-DYNAMICAL COEFFICIENT OF PROJECTILES WITH ROTATING STABILISATION

Abstract: An experimental method for determination of aerodynamical drag coefficients of projectiles with rotating stabilisation is presented in the paper. This method was verified by calculations carried out for examples of projectiles being in service.

1. Wstęp

W wyniku oddziaływania strumienia powietrza na poruszający się pocisk powstają następujące siły aerodynamiczne:

- siła oporu czołowego, skierowana przeciwnie do wektora prędkości pocisku V ,
- siła nośna, skierowana prostopadle do wektora prędkości pocisku V .

Przy kącie natarcia $\alpha = 0$, siła oporu czołowego jest równa całkowitej sile aerodynamicznej działającej na pocisk.

W artykule przeanalizowany jest tylko wpływ siły oporu czołowego, ponieważ ona ma zasadniczy wpływ na donośność pocisku.

Siła oporu czołowego działająca na poruszający się w powietrzu pocisk jest zależna od następujących zasadniczych czynników:

- lepkości opływającego go strumienia powietrza,
- wirów powstających przy opływie pocisku przez strumień powietrza,
- fali balistycznej, tworzącej się przy prędkości naddźwiękowej pocisku.
-

Działanie lepkości strumienia opływającego pocisk powietrza ma charakter dwojaki:

- 1/ Jest źródłem naprężeń stycznych występujących wzdłuż powierzchni opływającego pocisku. Warstwa w której następuje intensywna zmiana prędkości opływającego pocisk strumienia powietrza i występują duże naprężenia styczne wywołane lepkością, nosi nazwę warstwy

przyściennej. Naprężenia styczne powodują powstanie tzw. oporu tarcia.
2/ Powoduje oderwanie się warstwy przyściennej od opływającego pocisku, co zmienia rozkład ciśnień na jego powierzchni i jest źródłem oporu ciśnieniowego.

Właściwością lotu w powietrzu ciała z płaskim dnem (czyli pocisku) jest pojawienie się tzw. oporu dennego. Powstaje on w wyniku spadku ciśnienia za dnem pocisku, spowodowanego tarciem między strumieniem powietrza opływającym pocisk, a strumieniem powietrza za jego dnem. Efektem tego tarcia jest wysysanie cząstek powietrza zza dna pocisku (efekt eżektorowy). Wielkość spadku ciśnienia dla konkretnego pocisku zależy od rodzaju i grubości warstwy przyściennej strumienia powietrza opływającego denną część pocisku.

W artykule jest przedstawiona metoda określenia wielkości siły oporu aerodynamicznego pocisku i jej wpływu na jego donośność.

2. Siła oporu aerodynamicznego pocisku

Zagadnieniem mającym duże znaczenie przy projektowaniu pocisków jest możliwość określenia siły oporu aerodynamicznego, ponieważ dwa bardzo ważne parametry (prędkość końcowa i donośność) są bezpośrednio z nim związane.

Siłę oporu aerodynamicznego pocisku (przy kącie natarcia $\alpha \sim 0$) można przedstawić jako sumę składowych:

$$R = R_c + R_t + R_d \quad (2.1)$$

gdzie:

- R_c – siła oporu ciśnieniowego, zależna od rozkładu ciśnienia na powierzchni pocisku. W zakresie dużych prędkości ($V > Ma$) R_c przyjmuje nazwę siły oporu falowego R_f ,
- R_t – siła oporu tarcia,
- R_d - siła oporu dennego.

Według (3) dla typowych pocisków (w zakresie prędkości lotu $V \sim 0.9 Ma$) wartości poszczególnych składowych siły oporu aerodynamicznego są następujące:

- 20% siła oporu ciśnieniowego R_c ,
- 30% siła oporu tarcia R_t ,
- 50% siła oporu dennego R_d .

W zakresie prędkości lotu pocisku większych od prędkości dźwięku ($V > Ma$), opór ciśnieniowy przechodzi w opór falowy ($R_c \sim R_f$), natomiast maleje wpływ oporu tarcia - nie przekracza (5 – 10)% całkowitego oporu aerodynamicznego.

Ogólne wyrażenie na całkowitą siłę oporu aerodynamicznego ma postać:

$$R = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_m \quad (2.2)$$

Czyli, podstawowymi parametrami określającymi wielkość siły aerodynamicznych które działają na pocisk są:

- prędkość strumienia powietrza V ,

- gęstość gazu w strumieniu ρ ,
- maksymalna powierzchnia przekroju poprzecznego pocisku S_m .

Ponadto wielkością charakterystyczną dla siły oporu aerodynamicznego R , jest współczynnik oporu aerodynamicznego C_x .

Porównując wyrażenia 2.1 i 2.2 otrzymamy:

$$R = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_m = C_{x_c} \frac{\rho V^2}{2} S_m + C_{x_t} \frac{\rho V^2}{2} S_m + C_{x_d} \frac{\rho V^2}{2} S_m \quad (2.3)$$

Ponieważ przy obliczaniu siły oporu aerodynamicznego i jej składowych działających na pocisk (R_c , R_t , R_d , oraz dla prędkości naddźwiękowych R_f , R_t i R_d), parametry V , ρ i S_m są takie same, natomiast różne są wartości współczynników oporu możemy napisać, że:

$$C_x = C_{x_c} + C_{x_t} + C_{x_d} \quad (2.4)$$

gdzie: C_{x_c} (C_{x_f}), C_{x_t} , C_{x_d} – współczynniki składowych siły całkowitego oporu aerodynamicznego.

Z powyższego wynika, że dla pocisków o określonym kalibrze i wystrzeliwanych z określoną prędkością początkową V_0 , jedyną możliwością zmniejszenia siły oporu aerodynamicznego, jest zmniejszenie wartości współczynnika oporu czołowego C_x .

W artykule zostanie wykazane, że decydujący wpływ na wartość współczynnika siły oporu aerodynamicznego mają parametry konstrukcyjne (kształt) pocisku.

Ogólnie znany jest wpływ jakościowy niektórych parametrów konstrukcyjnych, ale na etapie projektowania pocisku bardzo ważne jest również określenie wpływu ilościowego, ponieważ pozwala to wyznaczyć wartość współczynnika siły oporu, przy określonych wymiarach i masie pocisku.

Znajomość takiego parametru jak masa pocisku, jest niezbędna do rozwiązania problemu głównego balistyki wewnętrznej, w wyniku którego uzyskamy wartość prędkości początkowej V_0 możliwej do uzyskania podczas strzelania z danego rodzaju armaty. Ponieważ dla użytkownika (szczególnie w artylerii) bardzo ważnym parametrem jest donośność pocisków, znajomość na etapie projektowania siły oporu aerodynamicznego, umożliwia określenie donośności pocisku w funkcji prędkości początkowej V_0 .

W dalszym ciągu artykułu zostanie przedstawiona metoda pozwalająca za pomocą wyrażań empirycznych obliczyć wartość współczynnika oporu aerodynamicznego dla pocisków wystrzeliwanych z prędkościami znacznie przewyższającymi prędkość dźwięku. W zakresie prędkości około dźwiękowych ($0.9 \div 1.1$ Ma) następują gwałtowne zmiany współczynników aerodynamicznych, które przypisuje się złożonym zjawiskom falowym jakie oddziałują na pocisk w tym zakresie prędkości. Dlatego wyrażenia empiryczne, które pozwalają wyznaczyć wartość współczynników oporu aerodynamicznego są zwykle oddzielne dla prędkości poddźwiękowych i naddźwiękowych.

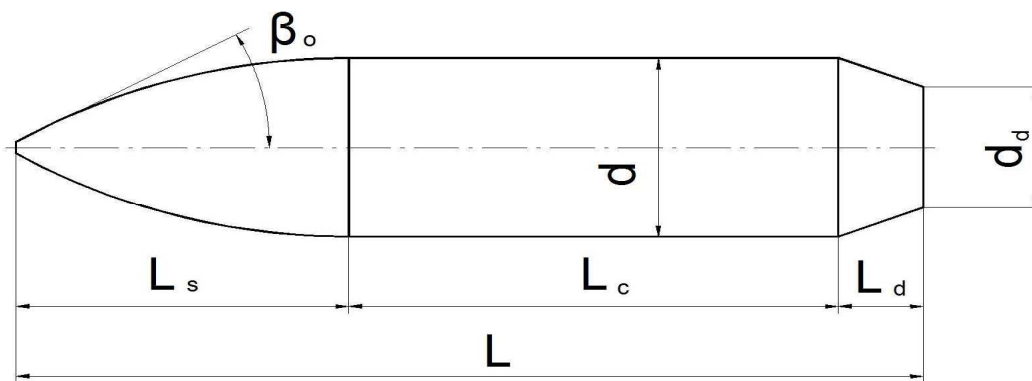
3. Empiryczna metoda obliczenia wartości współczynnika siły oporu aerodynamicznego

W celu wyznaczenia współczynnika siły oporu aerodynamicznego należy przeprowadzić obliczenia rozkładu ciśnień przy osiowo- symetrycznym opływie pocisku przez strumień powietrza. Istnieją metody analityczne względnie półempiryczne przeprowadzenia takich obliczeń (np. metoda charakterystyk, metoda Naviera-Stokesa) ale ze względu na duży stopień skomplikowania nie są one przydatne w praktyce inżynierskiej. Dlatego w artykule przedsta-

wiono w oparciu o (1) empiryczną metodę, pozwalającą za pomocą stosunkowo prostych wzorów wyznaczyć wartość współczynników siły oporu aerodynamicznego.

Pocisk stabilizowany ruchem obrotowym scharakteryzowany jest następującymi parametrami:

- długość pocisku l ,
- kaliber pocisku d ,
- połowa kąta stożka przy wierzchołku pocisku β_0 ,
- średnica dna pocisku d_d ,
- długość części stożkowej pocisku l_s ,
- wydłużenie części stożkowej pocisku l_s/d ,
- długość części cylindrycznej pocisku l_c ,
- długość części cylindrycznej pocisku w kalibrach $\lambda_c = \frac{l_c}{d}$,
- długość części tylnej pocisku l_d ,
- wydłużenie części tylnej pocisku $\lambda_d = \frac{l_d}{d}$,
- wydłużenie pocisku $\lambda_k = \frac{l}{d}$,
- efektywne wydłużenie pocisku $\lambda_e = \left(\frac{\lambda}{S_d} \right)^{0.5}$,
- względna powierzchnia dna pocisku $S_{dw} = d_d^2/d^2$,
- względna boczna powierzchnia pocisku $S_{bw} = S_b/S$.



Rys. 1. Charakterystyczne wymiary pocisku stabilizowanego ruchem obrotowym

Znajomość parametrów geometrycznych pocisku pozwala obliczyć, za pomocą wyrażeń empirycznych wartość współczynników sił składowych oporu aerodynamicznego, które dla prędkości naddźwiękowych mają postać:

3.1. Współczynnik oporu falowego

$$C_{Xf} = 0,332p_k + 0,4p_k[1 - 2,41S_{dw}^{4/3}(1 - 0,49S_{dw}^{0,5} + 0,056S_{dw} - 0,151S_{dw}^{1,5})]; \quad (3.1)$$

gdzie p_k – współczynnik ciśnienia na części stożkowej pocisku:

$$p_k = \left(0,0016 + \frac{0,002}{Ma^2} \right) (\beta_k)^{1,7}$$

gdzie: β_k – kąt rozwarcia stożkowej (przedniej) części pocisku (w stopniach),

$$Ma = \frac{V}{a} \text{ – liczba Macha}$$

gdzie: V – prędkość pocisku,

a – prędkość dźwięku.

3.2. Współczynnik oporu tarcia

$$C_{xt} = \frac{0,0395 R_e^{-0,145}}{\sqrt{1 + 0,12 Ma^2}} S_{bw}; \quad (3.2)$$

gdzie: $R_e = \frac{Vl}{\nu}$ – liczba Reynoldsa,

l – długość pocisku,

ν – lepkość kinematyczna powietrza.

3.3. Współczynnik oporu dennego:

$$C_{xd} = \frac{0,85 K_1 (2 - K_1)}{Ma^2} S_{dw}, \quad (3.3)$$

$K_1 = \frac{Ma}{\lambda_e}$ – parametr podobieństwa,

$\lambda_e = \left(\frac{\lambda_k}{S_{dw}} \right)^{0,5}$ – efektywne wydłużenie pocisku.

Wzory na obliczenie współczynnika oporu dennego zostały opracowane przy założeniu, że kąt rozwarcia stożka dennego pocisku mieści się w granicach $18 \div 23^\circ$.

4. Analiza wyników

W celu weryfikacji proponowanej metody obliczania współczynnika oporu aerodynamicznego przeprowadzono obliczenia dla czterech wybranych rodzajów pocisków i porównano otrzymane wyniki z danymi uzyskanymi z tabel strzelniczych.

W tabeli 1 zestawiono charakterystyczne wymiary wybranych pocisków, natomiast w tabeli 2 wyniki obliczeń wartości współczynników oporu i donośności.

Tabela 1

Rodzaj pocisku	β_0 [stopień]	L [m]	L _s [m]	L _c [m]	L _d [m]	d [m]	d _d [m]
155 mm ERFB	8.7	0.843	0.510	0.253	0.080	0.155	0.127
155mm ERFB- BB	8.7	0.861	0.510	0.253	0.098	0.155	0.127
152 mm OF-540	12	0.710	0.360	0.270	0.080	0.152	0.120
122 mm OF-462	17.3	0.558	.170	0.296	0.092	0.122	0.093

155 mm pociski ERFB (Extended Range Full Bore) i ERFB-BB (Extended Range Full Bore – Base Bleed) są nowoczesnymi konstrukcjami o kształcie dalekonośnym, w celu zmniejszenia oporu dennego - pierwszy ma wydrążone dno, a drugi w miejsce wydrążonego dna ma generator BB. Pozostałe dwa pociski (F-540 i OF-462) mają kształty tradycyjne.

Tabela 2

Rodzaj pocisku	C _{xf}	C _{xt}	C _{xd}	C _x	i ₄₃	D _{tab} [m].	D [m]	Błąd w donośn. [%]
155 mm ERFB	0.04	0.026	0.182	0.248	0.75	30 000	29320	2.3
155mm ERFB- BB	0.04	0.026	0.121	0.187	0.57	38 000	37370	1.7
152 mm OF-540	0.087	0.027	0.243	0.357	0.95	18 566	19380	4.4
122 mm OF-462	0.172	0.03	0.227	0.429	1.1	15 260	15330	0.5

Zamieszczona w tabeli 2 donośność D_{tab} została określona na podstawie tabel strzelniczych i należy ją traktować jako donośność rzeczywistą. Natomiast donośność D została określona poprzez rozwiązanie układu równań (4.1) opisujących ruch pocisku, w postaci zamieszczonej w (2). Niezbędna do rozwiązania równań wartość współczynnika kształtu została określona z wyrażenia:

$$i = \frac{C_x}{C_{xw}} \quad \text{gdzie:}$$

C_x - wartość współczynnika oporu aerodynamicznego obliczona proponowaną metodą empiryczną i zamieszczona w tabeli 2,

C_{xw} - wartość współczynnika oporu aerodynamicznego dla pocisku uznanego za typowy dla danego prawa oporu powietrza, (w tym przypadku prawo 1943 rok).

W układzie równań (4.1) pocisk na torze lotu traktujemy jako punkt materialny o masie równej masie pocisku i skupionej w jego środku ciężkości. Równania ruchu opisujące tor lotu środka ciężkości pocisku mają postać:

$$\begin{aligned}\frac{dV}{dt} &= \frac{F_0}{m} - g * \sin \Theta \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \frac{g * \cos \Theta}{V}\end{aligned}\quad (4.1)$$

$$\begin{aligned}\frac{dy}{dt} &= V * \sin \Theta \\ \frac{dx}{dt} &= V * \cos \Theta\end{aligned}$$

gdzie: F_0 - siła oporu powietrza,
 g - przyspieszenie ziemskie,
 m - masa pocisku,
 Θ - kąt nachylenia stycznej do toru,
 x - współrzędna pozioma,
 y - współrzędna pionowa,
 t - czas.

Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że:

- proponowana metoda pozwala obliczyć (już na etapie projektowania) donośność pocisków stabilizowanych obrotowo z dokładnością około 5%,
- wpływ składowych współczynnika siły oporu aerodynamicznego na jego wartość końcową zależy od rodzaju pocisku, na przykład dla 155 mm pocisku ERFB: $C_{xf} = 16\% C_x$; $C_{xt} = 10\% C_x$; $C_{xd} = 74\% C_x$, natomiast dla 122 mm pocisku OF-462: $C_{xf} = 40\% C_x$; $C_{xt} = 7\% C_x$; $C_{xd} = 53\% C_x$,
- całkowita wartość współczynnika siły oporu powietrza zmienia się w zależności od rodzaju pocisku w szerokich granicach, na przykład dla pocisku o kształcie dalekonośnym (ERFB), jest około 2 razy mniejsza niż pocisków o kształcie „tradycyjnym” – OF-462, OF-540,
- zmieniając kształt pocisku OF-462 można zwiększyć jego donośność (podczas strzelania z haubicy 2S1) o około 31 %, a wyposażając go dodatkowo w gazogenerator BB można uzyskać łączne zwiększenie donośności o około 43%.

6. Podsumowanie

Donośność pocisków jest parametrem, którego wartość jest określona w każdym Założeniu Taktyczno Technicznych na amunicję artyleryjską. W celu wyznaczenia donośności pocisku (rozwiązania problemu głównego balistyki zewnętrznej) konieczne jest określenie wartości współczynnika oporu aerodynamicznego pocisku. Zdaniem Autora proponowana metoda pozwala z wystarczającą (dla potrzeb inżynierskich) dokładnością, wyznaczyć wartość współczynnika na etapie projektowania pocisku.

Literatura

- [1] N. F. Krasnow „Aerodinamika tieł wraszczeniija” Moskwa 1958 r.
- [2] A. A. Dmitriewskii „Wniesznjaja ballistika” Moskwa 1979 r.
- [3] J. Sahu, Ch. J. Nietubicz, J. L. Steger „Navier-Stokes computations of projectile base flow with and without mass injection” AIAA Journal nr 9/85, str.1348.
- [4] „Tabele strzelnicze do 122mm haubicy samobieżnej 2S1” MON 1979r.