

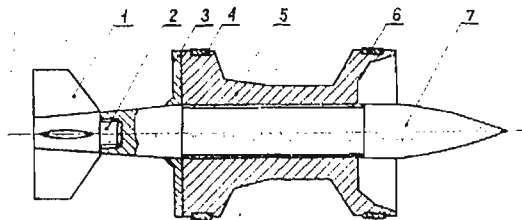
MODEL AERODYNAMICZNY I OPIS MATEMATYCZNY RUCHU WYDŁUŻONEGO POCISKU CIĘŻKIEGO*

JÓZEF GACEK (WARSZAWA)

Wojskowa Akademia Techniczna

1. Wprowadzenie

Przedmiotem pracy jest analiza warunków i specyfiki lotu nie kierowanych wydłużonych pocisków ciężkich na odcinku toru, odpowiadającym odległości strzału bezwzględne, charakterystycznego dla strzelania lufowej artylerii przeciwpancernej. Pod pojęciem pocisku wydłużonego rozumie się tu taki rodzaj pocisku, którego długość jest wielokrotnie większa od jego średnicy (kalibru), co automatycznie wyklucza możliwość zastosowania stabilizacji obrotowej. Jest to zatem pocisk stabilizowany brzechwowo, pod względem kształtu zewnętrznego przypominający typowy pocisk raketowy (rys. 1). Równocześnie



Rys. 1. Wydłużony pocisk ciężki. 1 — brzechwa, 2 — smugacz, 3 — element łączący, 4 — pierścień wiodący
5 — płaszcz, 6 — pierścień prowadzący, 7 — rdzeń

jest to pocisk ciężki, co oznacza praktycznie, że charakteryzuje się on dużym stosunkiem masy do objętości. Pod tym względem jest on bardziej zbliżony do niektórych pocisków wyrzeliwanych z broni lufowej, natomiast różni się zasadniczo od stosunkowo lekkich (w podanym sensie) pocisków raketowych, których znaczną część objętości zajmuje paliwo o niezbyt dużej gęstości oraz wolna przestrzeń wypełniona powietrzem. Te i inne jeszcze czynniki wskazują, że rozpatrywany rodzaj pocisków z punktu widzenia balistyki zewnętrznej zajmuje miejsce pośrednie pomiędzy typowymi pociskami lufowymi (artyleryjskimi czy strzeleckimi) i raketowymi.

W dostępnej literaturze brak jest jakichkolwiek informacji na temat specyfiki lotu na torze, charakterystyk aerodynamicznych, wrażliwości na różnego rodzaju zakłócenia

* Praca przedstawiona na I Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” — Warszawa 19.I.1984 r.

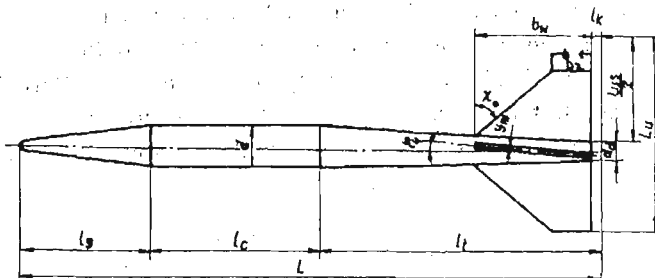
itp., czyli ogólnie problemów balistyki zewnętrznej tego rodzaju pocisków, bezpośrednio związanych z celnością strzelania, prędkością uderzenia, czyli czynnikami warunkującymi szeroko rozumianą skuteczność działania.

Biorąc powyższe pod uwagę, podjęto próbę kompleksowego rozwiązania tzw. problemu głównego balistyki zewnętrznej nowego rodzaju pocisków przeciwpancernych i przeprowadzenia na tej podstawie analizy specyfiki ich lotu pod kątem potrzeb aplikacyjnych.

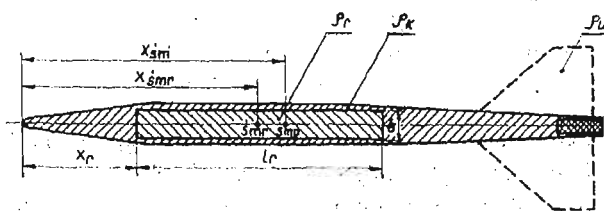
2. Model aerodynamiczny pocisku

Pod pojęciem modelu aerodynamicznego rozumie się tu myślowo zbudowany układ materialny, który w określonym stopniu pod względem własności odpowiada układowi rzeczywistemu. Wykorzystuje się następujące charakterystyki modelu aerodynamicznego pocisku:

- Charakterystyki geometryczne, czyli wielkości fizyczne charakteryzujące kształt i wymiary zewnętrzne pocisku (rys. 2).
- Charakterystyki masowe — wielkości charakteryzujące rozkład masy pocisku (rys. 3).



Rys. 2. Wybrane charakterystyki geometryczne pocisku



Rys. 3. Wielkości charakteryzujące rozkład masy pocisku

- Charakterystyki ośrodka ruchu — wielkości fizyczne charakteryzujące ośrodek ruchu pocisku.
- Parametry ruchu pocisku definiowane jako wielkości charakteryzujące ruch pocisku względem układów odniesienia.
- Parametry ruchu celu — charakteryzują ruch celu względem układów odniesienia.
- Charakterystyki sił (siły i momenty działające na pocisk), czyli wielkości fizyczne charakteryzujące wzajemne oddziaływanie pocisku i ośrodka.

Jako wielkości charakteryzujące wzajemne oddziaływanie pocisku i opływającego go

powietrza przyjmuje się siły i momenty aerodynamiczne, mające istotny wpływ na własności dynamiczne pocisku czyli:

— całkowita siła aerodynamiczna R_a będąca wypadkową sił ciśnienia i tarcia powstałych podczas ruchu pocisku względem ośrodka; punktem przyłożenia tej siły jest środek parcia pocisku,

— wektor główny sił aerodynamicznych \vec{R} , przyłożony do środka masy pocisku, kolinearny do wektora całkowitej siły aerodynamicznej i równy z nim co do modułu,

— główny moment sił aerodynamicznych M_a .

Zależności na całkowitą siłę aerodynamiczną R_a i główny moment sił aerodynamicznych M_a przedstawia się zwykle w postaci:

$$R_a = C_R \frac{\rho V^2}{2} S; \quad M_a = C_M \frac{\rho V^2}{2} SL, \quad (2.1)$$

gdzie: S, L — charakterystyczna powierzchnia oraz wymiar liniowy pocisku,

C_R — współczynnik całkowitej siły aerodynamicznej,

C_M — współczynnik głównego momentu sił aerodynamicznych,

M — liczba Macha,

Re — liczba Reynoldsa

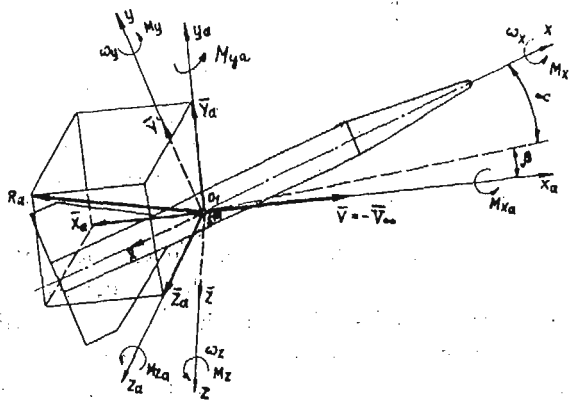
oraz

$C_R = C_R$ (charakterystyki geometryczne, M, Re)

$C_M = C_M$ (charakterystyki geometryczne, charakterystyki masowe, M, Re). (2.2)

Rozkładając wektor główny sił aerodynamicznych wg prędkościowego układu osi współrzędnych, a główny moment sił aerodynamicznych wg układu osi współrzędnych związanych (rys. 4) otrzymuje się:

$$\left. \begin{aligned} X_a &= X_{ap} = c_x \frac{\rho V^2}{2} S \text{ — siła oporu czołowego,} \\ Y_a &= Y_{ap} = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \text{ — siła nośna,} \\ Z_a &= Z_{ap} = c_z \frac{\rho V^2}{2} S \text{ — siła boczna,} \end{aligned} \right\} \quad (2.3)$$



Rys. 4. Schemat działania na pocisk sił aerodynamicznych w prędkościowym $O_1 x_a y_a z_a$ i związanym układach osi współrzędnych

$$\left. \begin{aligned} M_x &= M_{xp} = m_x \frac{\rho V^2}{2} SL \text{ — moment przechylający,} \\ M_y &= M_{yp} = m_y \frac{\rho V^2}{2} S b_A \text{ — moment odchylający,} \\ M_z &= M_{zp} = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A \text{ — moment pochylający,} \end{aligned} \right\} \quad (2.4)$$

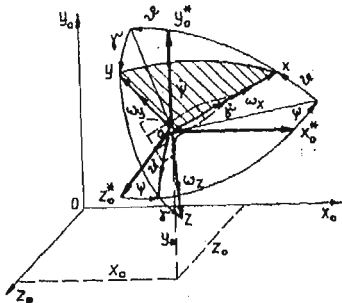
Współczynniki c_x , c_y , c_z , m_x , m_y , m_z są charakterystykami aerodynamicznymi pocisku lub współczynnikami sił i momentów aerodynamicznych.

3. Układy osi współrzędnych i równania ruchu pocisku

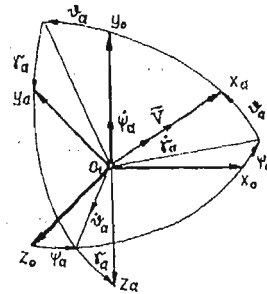
Ruch przestrzenny pocisku opisuje się za pomocą równań różniczkowych odzwierciedlających istotę fizycznego procesu lotu. Formułując w odpowiedni sposób założenia upraszczające, w równaniach ruchu uwzględniono czynniki w istotny sposób wpływające na tor lotu pocisku.

3.1. Stosowane układy osi współrzędnych. Ze względu na złożoność problemu już od początku jego postawienia pojawia się zagadnienie wyboru układu współrzędnych. Do opisu ruchu pocisku wykorzystuje się (jako podstawowe) prawoskrętne układy współrzędnych prostokątnych [1, 2, 3], mianowicie:

a) Ziemski układ osi współrzędnych ($Ox_0y_0z_0$), którego początek pokrywa się z punktem startu pocisku; płaszczyzna Ox_0y_0 jest pionową płaszczyzną strzelania w chwili wylotu (rys. 5).



Rys. 5. Wzajemne położenie związanego O_1xyz i ziemskiego $Ox_0y_0z_0$ układów osi współrzędnych



Rys. 6. Wzajemne położenie ziemskiego $Ox_0y_0z_0$ i prędkościowego $O_1x_a y_a z_a$ układów osi współrzędnych

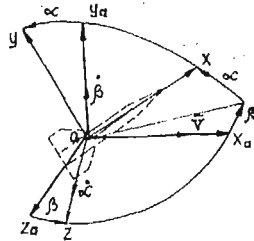
b) Związany układ osi współrzędnych (O_1xyz), z początkiem pokrywającym się ze środkiem masy pocisku. Oś O_1x jest zgodna z osią wzdłużną pocisku i skierowana w stronę jego wierzchołka. Płaszczyzna O_1xy jest pionową płaszczyzną symetrii pocisku (rys. 7).

c) Prędkościowy układ osi współrzędnych ($O_1x_a y_a z_a$), którego początek pokrywa się ze środkiem masy pocisku. Oś O_1x_a jest zgodna z kierunkiem wektora prędkości V środka masy pocisku. Oś O_1y_a leży w pionowej płaszczyźnie symetrii pocisku (rys. 6).

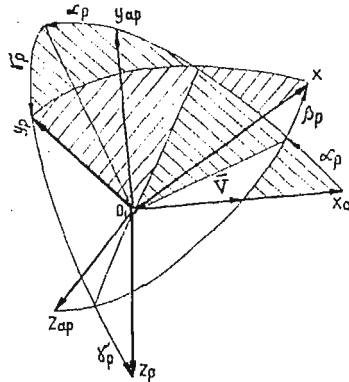
d) Układ osi współrzędnych $O_1x_p y_p z_p$. Początek układu pokrywa się ze środkiem masy

pocisku. Oś O_1x pokrywa się z osią wzdłużną pocisku. Płaszczyzna O_1xy_p jest płaszczyzną pionową przechodzącą przez oś wzdłużną pocisku (rys. 8).

e) Układ osi współrzędnych $O_1x_a y_a z_a$, którego początek pokrywa się ze środkiem masy pocisku. Oś O_1x_a jest zgodna z kierunkiem wektora prędkości środka masy. Płaszczyzna



Rys. 7. Wzajemne położenie związanego O_1xyz i prędkościowego $O_1x_a y_a z_a$ układów osi współrzędnych



Rys. 8. Układy osi współrzędnych $O_1x_p y_p z_p$ i $O_1x_a y_a z_a$

$O_1x_a y_a z_a$ jest płaszczyzną pionową przechodzącą przez wektor prędkości środka masy (rys. 8).

Stosowane w literaturze przedmiotu (np. [1]) opisy matematyczne ruchu obiektów latających stwarzają dużo trudności w przypadku analizy przestrzennego ruchu pocisków obracających się w czasie lotu wokół osi podłużnej. Występujące bowiem w równaniach ruchu zmienne $\gamma, \gamma_a, \alpha, \beta$ (szczególnie dwie pierwsze) powodują silną nieliniowość równań, wymagającą stosowania małego kroku całkowania w przypadku stosowania metod numerycznych. Ponadto podczas analizy ruchu pocisku często zakłada się, że czynniki ruchu bocznego $\beta, \psi, \psi_a, \gamma, \gamma_a, \omega_x, \omega_y, z_0$ są zerowe, co jest jednoznaczne z założeniem, że nie występują istotne sprzężenia między czynnikami ruchu podłużnego i bocznego. Może to być przyczyną znacznych błędów podczas analizy ruchu pocisków wirujących. Aby uniknąć powyższych niedogodności, dynamiczne równania ruchu dookoła środka masy zapisano w układzie współrzędnych $O_1x y_p z_p$, co doprowadziło do wyeliminowania z opisu matematycznego zmiennych γ, γ_a, α i β .

3.2. Podstawowe równania ruchu pocisku. Zapisując dynamiczne równania ruchu środka masy w układzie współrzędnych $Ox_a y_a z_a$, a dynamiczne równania ruchu dookoła środka masy w układzie $Ox y_p z_p$ oraz określając związki kinematyczne i geometryczne między tymi układami, formułując się następujący układ równań, stanowiący model matematyczny przestrzennego ruchu pocisku:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \sum P_{x_a} = -(X_a + G \sin \vartheta_a) \frac{1}{m} \\ \frac{d\vartheta_a}{dt} &= \sum P_{y_a p} = (Y_{a_p} - G \cos \vartheta_a) \frac{1}{mV} \\ \frac{d\psi_a}{dt} &= \sum P_{z_a p} = \frac{Z_{a_p}}{mV \cos \vartheta_a} \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\omega_x}{dt} &= \sum M_{xp} = \frac{1}{I_{xp}} (M_x^q \varphi_u + M_y^{\omega_x} \bar{\omega}_x + M_x^{\alpha_y \omega_p} \alpha_p \bar{\omega}_{yp} + M_x^{\beta_p \omega_{zp}} \beta_p \omega_{zp}), \\ \frac{d\omega_{yp}}{dt} &= \sum M_{yp} = \frac{1}{I_{yp}} [(M_{yp}^{\alpha_p} \alpha_p + M_{yp}^{\beta_p} \beta_p + M_{yp}^{\alpha_x \omega_x} \alpha_p \bar{\omega}_x) \cos \gamma_p + \\ &\quad + (M_{yp}^{\beta_p} \beta_p + M_{yp}^{\alpha_p} \alpha_p + M_{yp}^{\beta_x \omega_x} \beta_p \bar{\omega}_x) \sin \gamma_p + \\ &\quad + I_{xp} \omega_{xp} \omega_{xp} - I_{xp} \omega_x \omega_{zp}], \end{aligned} \right\} (3.2)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{1}{I_{zp}} \sum M_{zp} = \frac{1}{I_{zp}} [I_{xp} \omega_x \omega_{yp} - I_{yp} \omega_x \omega_{yp} - (M_{yp}^{\alpha_p} \alpha_p - M_{yp}^{\beta_p} \beta_p + \\ &\quad + M_{yp}^{\alpha_x \omega_x} \alpha_p \bar{\omega}_x) \sin \gamma_p + (M_{yp}^{\beta_p} \beta_p + M_{yp}^{\alpha_p} \alpha_p + \\ &\quad + M_{yp}^{\beta_x \omega_x} \beta_p \bar{\omega}_x) \cos \gamma_p], \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{\omega_{yp}}{\cos \vartheta}, \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_{zp}, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \omega_{xp}, \end{aligned} \right\} (3.3)$$

$$\left. \begin{aligned} \omega_{xp} &= \omega_{yp} \cdot \operatorname{tg} \vartheta, \\ \frac{dx_0}{dt} &= V \cos \vartheta_a \cos \psi_a, \\ \frac{dy_0}{dt} &= V \sin \vartheta_a, \\ \frac{dz_0}{dt} &= -V \cos \vartheta_a \sin \psi_a, \end{aligned} \right\} (3.4)$$

$$\left. \begin{aligned} \sin \alpha_p \cos \beta_p &= \sin \vartheta \cos \vartheta_a - \cos \vartheta \sin \vartheta_a \cos(\psi - \psi_a), \\ \sin \beta_p &= \cos \vartheta \sin(\psi - \psi_a), \\ \sin \gamma_p \cos \beta_p &= \sin \vartheta \sin(\psi - \psi_a). \end{aligned} \right\} (3.5)$$

Układ równań (3.1 ÷ 3.5) można stosować do określenia parametrów lotu pocisku, w przypadku gdy nie zachodzi konieczność uwzględnienia wpływu wiatru na ruch badanego obiektu.

3.3. Równania ruchu pocisku z uwzględnieniem wiatru. Oddziaływanie wiatru na poruszający się w ośrodku pocisk uzewnętrznia się w postaci zmiany kierunku oraz modułu składowych sił i momentów aerodynamicznych. Aby uwzględnić w układzie równań (3.1 ÷ 3.5), wpływ wiatru należy wyznaczyć położenie wektora prędkości pocisku względem osi ziemskiego układu współrzędnych. W tym celu wprowadza się kąty ψ_{aw} i ϑ_{aw} , będące odpowiednio kątami odchylenia i pochylenia wektora prędkości względnej V_w , wyznaczając je za pomocą następujących zależności:

$$\left. \begin{aligned} \sin \psi_{aw} &= \frac{W_{z_0} - \dot{z}_0}{V_w \cos \vartheta_{aw}}; & \sin \vartheta_{aw} &= \frac{\dot{y}_0}{V_w}, \\ V_w &= \sqrt{V^2 + V_{x_0}^2 + V_{z_0}^2 - 2(\dot{x}_0 V_{x_0} + \dot{z}_0 V_{z_0})}. \end{aligned} \right\} (3.6)$$

gdzie V — prędkość pocisku,
 $V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0}$ — odpowiednio składowe prędkości wiatru na oś ziemskiego układu współrzędnych,

$$\dot{x}_0 = \frac{dx_0}{dt}; \text{ itd.}$$

Uwzględniając powyższe, prawe strony równań dynamicznych ruchu środka masy pocisku (3.1) oraz ruchu dookoła środka masy (3.2) przyjmą postać:

$$\begin{aligned} \sum P_{xaw} &= -X_{aw}[\cos\vartheta_a \cos\vartheta_{aw} \cos(\psi_a - \psi_{aw}) + \sin\vartheta_a \sin\vartheta_{aw}] + \\ &\quad + Y_{aw}[\sin\vartheta_a \cos\vartheta_{aw} - \cos\vartheta_a \sin\vartheta_{aw} \cos(\psi_a - \psi_{aw})] + \\ &\quad - Z_{aw} \cos\vartheta_a \sin(\psi_a - \psi_{aw}) - G \sin\vartheta_a, \\ \sum P_{yav} &= X_{aw}[\sin\vartheta_a \cos\vartheta_{aw} \cos(\psi_a - \psi_{aw}) - \sin\vartheta_{aw} \cos\vartheta_a] + \\ &\quad + Y_{aw}[\cos\vartheta_a \cos\vartheta_{aw} + \sin\vartheta_a \sin\vartheta_{aw} \cos(\psi_a - \psi_{aw})] + \\ &\quad + Z_{aw} \sin\vartheta_a \sin(\psi_a - \psi_{aw}) - G \cos\vartheta_a, \\ \sum P_{zav} &= -X_{aw} \cos\vartheta_{aw} \sin(\psi_a - \psi_{aw}) - Y_{aw} \sin\vartheta_{aw} \sin(\psi_a - \psi_{aw}) + \\ &\quad + Z_{aw} \cos(\psi_a - \psi_{aw}), \\ \sum M_{xw} &= M_{xw}^{\sigma} \cdot \varphi_u + M_{xw}^{\bar{\omega}_x} \cdot \bar{\omega}_x + M_{xw}^{\beta_{pw}} \cdot \beta_{pw} \cdot \bar{\omega}_{zp} + M_{xw}^{\alpha_{pw}} \cdot \alpha_{pw} \cdot \bar{\omega}_{yp}, \\ \sum M_{yw} &= (M_{yw}^{\beta_{pw}} \cdot \beta_{pw} + M_{yw}^{\alpha_{pw}} \cdot \alpha_{pw} \cdot \varphi_u + M_{yw}^{\bar{\omega}_x} \cdot \alpha_{pw} \cdot \bar{\omega}_x) \cos\gamma_{pw} + \\ &\quad + (M_{yw}^{\alpha_{pw}} \cdot \alpha_{pw} + M_{yw}^{\beta_{pw}} \cdot \varphi_u \beta_{pw} + M_{yw}^{\bar{\omega}_x} \cdot \beta_{pw} \cdot \bar{\omega}_x) \sin\gamma_{pw} + \\ &\quad + M_{yw}^{\bar{\omega}_{yp}} \bar{\omega}_{yp} + T_{zp} \omega_x \omega_{zp} - I_{xp} \omega_x \omega_{zp}, \\ \sum M_{zw} &= (M_{zw}^{\alpha_{pw}} \cdot \alpha_{pw} + M_{zw}^{\beta_{pw}} \cdot \varphi_u \beta_{pw} + M_{zw}^{\bar{\omega}_x} \cdot \beta_{pw} \cdot \bar{\omega}_x) \cos\gamma_{pw} + \\ &\quad - (M_{zw}^{\beta_{pw}} \cdot \beta_{pw} + M_{zw}^{\alpha_{pw}} \cdot \varphi_u \alpha_{pw} + M_{zw}^{\bar{\omega}_x} \cdot \alpha_{pw} \cdot \bar{\omega}_x) \sin\gamma_{pw} + \\ &\quad + M_{zw}^{\bar{\omega}_{zp}} \bar{\omega}_{zp} + I_{xp} \omega_x \omega_{yp} - I_{yp} \omega_y \omega_{xp}. \end{aligned} \tag{3.8}$$

W celu wyznaczenia kątów $\alpha_{pw}, \beta_{pw}, \gamma_{pw}$ określających wzajemne położenie przepływowego układu osi współrzędnych względem układu $O_1 x y_p z_p$ należy w równaniach (3.5) opisujących wzajemne położenie układów $Ox_0 y_0 z_0$ i $O_1 x_a y_a z_a$ przyjąć:

$$(3.9) \quad \vartheta_a = \vartheta_{aw}; \quad \psi_a = \psi_{aw}$$

Otrzymany w ten sposób opis matematyczny ruchu zawiera m.in. zależności zawierające związki między składnikami kryterium jakości a wielkościami charakteryzującymi bezpośrednio konstrukcję pocisku i ośrodek jego ruchu. Powyższe układy równań dla odpowiednich warunków początkowych wykorzystano do przeprowadzenia analizy numerycznej wpływu różnorodnych zakłóceń na parametry lotu badanego rodzaju pocisku w zakresie odległości strzału bezwzględnej X_b i prędkości lotu $1,5 \leq M \leq 6$, uwzględniając przy tym ograniczenia wynikające z balistyki wewnętrznej, zewnętrznej i końcowej.

Zakłócenia traktowano jako losowe lub zdeterminowane odchylenia od wartości nominalnych wielkości fizycznych charakteryzujących konstrukcję pocisku i ośrodek ruchu w istotny sposób wpływających na ruch obiektu latającego.

Otrzymane w wyniku analizy wnioski potwierdzają specyficzne własności dynamiczne wydłużonych pocisków ciężkich, odróżniając je od innych rodzajów obiektów latających.

4. Wnioski końcowe

W wyniku przeprowadzonych badań symulacyjnych na EMC uzyskano szereg wniosków jakościowych i ilościowych w odniesieniu do zależności parametrów ruchu pocisku od zakłóceń charakteryzujących specyfikę jego konstrukcji i ośrodek ruchu. Do wniosków tych można m.in. zaliczyć następujące spostrzeżenia:

1) Wielkościami wpływającymi w istotny sposób na lot badanego pocisku są: temperatura ośrodka, masa pocisku, parametry charakteryzujące kształt i ustawienie stabilizatorów, kaliber oraz prędkość i kierunek wiatru.

2) Wydłużone pociski ciężkie mają wiele zalet w porównaniu z raketami czy klasycznymi artyleryjskimi pociskami przeciwpancernymi.

Potwierdza to przykładowe (dla $X_b = 2400$ m) zestawienie charakterystycznych własności balistycznych ww pocisków:

Charakterystyczna własność balistyczna	Wydłużony pocisk ciężki	Pocisk raketowy nie kierowany	Klasyczny przeciwpancerny pocisk uderzeniowy
Spadek prędkości na torze w %	20	40	25 - 60
Przebijalność (mm) przy kącie uderzenia 90°	420	85	70 - 125
Czas lotu (s)	1,5	3,3	3,7 - 5
Odległość strzału bezwzględny (m) dla $y_c = 3$ m	2500	1300	1100 - 1150
Parametr $\frac{mV_c^2}{2S_k}$ (S_k w (mm))	2700	250	60 - 200
Kąt upadku (rad)	0,005	0,1	0,03 - 0,05
Uchylenie U_s (m)	0,8	40	5 - 30
Wierzchołkowa toru Y (m)	3	10	do 25

3) Opracowany model pocisku może być wykorzystany w pracach konstrukcyjnych i modernizacyjnych, w tym również z zastosowaniem zautomatyzowanych metod optymalizacyjnych.

4) Szczególnym zastosowaniem modelu może być jego wykorzystanie w opracowaniu tabel strzelniczych nowych konstrukcji pocisków oraz w modernizacji metod przygotowania danych do strzelania.

Literatura

1. A. A. LEBEDEV, Ł. S. CZERNOBROWKIN, *Dynamika poleta*. Izd. Maszynostrojenije. Moskwa 1973.
2. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*. Prace naukowe, Mechanika PW, Warszawa 1972.
3. St. WIŚNIEWSKI, *Model matematyczny ruchu rakiety wirującej o krzyżowym układzie aerodynamicznym*. Biuletyn WAT Nr 2, 1979.

Резюме

СПЕЦИФИКА ПОЛЕТА СО СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ УДЛИНЕННОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО ОБЪЕКТА

В работе формулируется физическая модель и математическое описание вращающегося летательного объекта, характеризующегося большим относительным удлинением и большим нагружением поперечного сечения, движущегося со скоростью отвечающей $1,5 \leq M \leq 6$. Соответствующий подбор систем отсчета дает возможность уменьшения степени нелинейности уравнений, описывающих пространственное движение в атмосфере специфического, в многих отношениях, объекта, каким является удлиненный подкалиберный бронебойный снаряд. Применение разработанного математического описания движения дает возможность получить результаты дающие непосредственно информации об основных факторах траектории нового типа снарядов с характеристиками рассеивания (меткости) включительно.

Summary

CHARACTERISTIC FEATURES OF HIGH SUPERSONIC VELOCITY FLIGHT
OF AN ELONGATED HEAVY MISSILE

A physical model and mathematical description of whirling elongated flying object with a high relative elongation and a high cross-section load, moving with supersonic velocity ($1,5 \leq M \leq 6$) has been formulated. A mathematical model of the spatial motion in atmosphere of this, in many respects specific, object — (elongated sabot armour — pierced shell), has been derived.

As a result of suitable choice of the reference system we were able to reduce the degree of non-linearity.

The applications of the mathematical model of the motion enable us to obtain the direct information on the main features of the trajectory and its characteristics.

Praca została złożona w Redakcji dnia 20 kwietnia 1985 roku