

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA
im. Jarosława Dąbrowskiego
SZKOŁA DOKTORSKA



ROZPRAWA DOKTORSKA

kpt. mgr inż. Mateusz MORAWSKI

(stopień, imię i nazwisko doktoranta)

**OPRACOWANIE I WALIDACJA MODELU DZIAŁANIA UKŁADU
AUTOMATYKI BRONI Z ODRZUTEM ZAMKA PÓŁSWOBODNEGO
OPÓŹNIANEGO GAZODYNAMICZNIE**

(tytuł rozprawy doktorskiej)

nauki inżynieryjno-techniczne, inżynieria mechaniczna

(dziedzina nauki, dyscyplina naukowa)

dr hab. inż. Ryszard WOŹNIAK, prof. WAT

(stopień wojskowy, tytuł/stopień naukowy, imię i nazwisko promotora)

płk dr inż. Mirosław ZAHOR

(stopień wojskowy, tytuł/stopień naukowy, imię i nazwisko promotora pomocniczego)

Warszawa – 2025 r.

Strona celowo zostawiona pusta

SPIS TREŚCI

WYKAZ OZNACZEŃ	7
WYKAZ SKRÓTÓW	15
WSTĘP	17
ROZDZIAŁ I	
ANALIZA STANU WIEDZY W DZIEDZINIE AUTOMATYCZNEJ BRONI	
STRZELECKIEJ DZIAŁAJĄCEJ NA ZASADZIE ODRZUTU ZAMKA	23
1.1. Broń z opóźnieniem gazowym	27
1.2. Broń z opóźnieniem ciernym.....	29
1.3. Broń z mechanizmem rolkowym	30
1.4. Broń z mechanizmem dźwigniowym	33
1.5. Broń z mechanizmem kolankowo-dźwigniowym.....	34
1.6. Broń z zamkiem wahliwym.....	35
1.7. Inne rozwiązania w broni z odrzutem zamka półswobodnego	36
1.8. Analiza wyników badań gabarytowo-masowych wybranych typów broni	40
1.9. Podsumowanie rozdziału I.....	43
ROZDZIAŁ II	
ANALIZA LITERATURY W ZAKRESIE MODELOWANIA DZIAŁANIA	
AUTOMATYCZNEJ BRONI PALNEJ.....	45
ROZDZIAŁ III	
ANALIZA STANU WIEDZY W DZIEDZINIE PLANOWANIA EKSPERYMENTU	51
ROZDZIAŁ IV	
MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY PRACY UKŁADU	
Z ODRZUTEM ZAMKA PÓŁSWOBODNEGO OPÓŹNIANEGO	
GAZODYNAMICZNIE	59
4.1. Model fizyczny pracy układu z OZPOG	60
4.2. Model matematyczny pracy układu z OZPOG	63
4.3. Podsumowanie rozdziału IV.....	71
ROZDZIAŁ V	
BADANIA SYMULACYJNE PRACY UKŁADU Z ODRZUTEM ZAMKA	
PÓŁSWOBODNEGO OPÓŹNIANEGO GAZODYNAMICZNIE	73
5.1. Metodyka aproksymacji funkcji obiektu.....	75
5.2. Analiza wpływu wartości parametrów wejściowych obiektu na maksymalną prędkość zespołu odrzucanego	78
5.3. Podsumowanie rozdziału V.....	89
ROZDZIAŁ VI	
BADANIA PROCHÓW.....	91

6.1. Metodyka badań prochów	92
6.2. Wyniki badań prochu LOVEX D036	96
6.3. Wyniki badań prochu Reload Swiss RS20	97
6.3.1. Dynamiczna żywość według STANAG 4115.....	102
6.3.2. Prawo spalania	103
6.3.3. Teoretyczna i doświadczalna funkcja kształtu.....	105
6.3.4. Wnioski z badań prochu Reload Swiss RS20	107
6.4. Wyniki badań prochu GECO.....	108
6.4.1. Dynamiczna żywość według STANAG 4115.....	112
6.4.2. Prawo spalania	113
6.4.3. Teoretyczna i doświadczalna funkcja kształtu.....	115
6.4.4. Wnioski z badań prochu GECO	116

ROZDZIAŁ VII

WALIDACJA MODELU MATEMATYCZNEGO PRACY UKŁADU Z ODRZUTEM ZAMKA PÓLSWOBODNEGO OPÓŹNIANEGO GAZODYNAMICZNIE..... 117

7.1. Porównanie wyników badań eksperymentalnych z wynikami badań symulacyjnych pracy układu z OZPOG	121
7.1.1. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego	121
7.1.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej	122
7.1.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu	124
7.2. Modyfikacja nr 1 modelu matematycznego pracy układu z OZPOG	125
7.2.1. Identyfikacja parametrów eksperymentalnej funkcji kształtu.....	129
7.2.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego	135
7.2.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej	136
7.2.4. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu	138
7.3. Modyfikacja nr 2 modelu matematycznego pracy układu z OZPOG	139
7.3.1. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego	140
7.3.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej	141
7.3.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu.....	143
7.4. Modyfikacja nr 3 modelu matematycznego pracy układu z OZPOG	144

7.4.1. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego	147
7.4.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej.....	148
7.4.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu	150
7.4.4. Analiza istotności współczynników aproksymacji funkcji obiektu dla współczynnika strat przepływu	151
7.5. Model matematyczny pracy układu z OZPOG po wprowadzonych modyfikacjach.....	154
7.6. Podsumowanie rozdziału VII	163
PODSUMOWANIE.....	165
BIBLIOGRAFIA	175

Strona celowo zostawiona pusta

WYKAZ OZNACZEŃ

a_1, a_2, a_3	– współczynniki zależne od kształtu ziaren (w aproksymacji funkcji kształtu)
A	– pole powierzchni przekroju poprzecznego części prowadzącej przewodu lufy
A_w	– pole powierzchni wymiany ciepła
$b_0, b_1, \dots$	– współczynniki funkcji aproksymującej funkcję obiektu
b_r	– ciśnienie oporów wcinania i tarcia pocisku
b_{z1}, b_{z2}	– współczynniki funkcji opisującej proces zapłonu prochu w komorze manometrycznej
C_0, C_1, C_2, C_3	– współczynniki funkcji φ_d aproksymującej „opadający” fragment krzywej przebiegu ciśnienia
C_a	– prędkość dźwięku w powietrzu
C_p	– ciepło właściwe gazów prochowych przy stałym ciśnieniu
C_{pav}	– średnie ciepło właściwe gazów prochowych
C_{pw}	– ciepło właściwe materiału lufy
C_v	– ciepło właściwe gazów prochowych przy stałej objętości
C	– masa ładunku prochowego
C_T	– całkowita masa prochu i ładunku zapłonowego
C_z	– masa ładunku zapłonowego
D	– wyrażenie we wzorze na współczynnik przejmowania ciepła
D_b	– ekwiwalentna średnica lufy
DG	– średnica lufy mierzona między przeciwległymi bruzdami
DL	– średnica lufy mierzona między przeciwległymi polami
D_w	– grubość ścianki lufy
e	– błąd graniczny obiektu
e_0	– grubość warstwy palnej
E_{br}	– praca przeciw oporowi wcinania pocisku w bruzdy lufy oraz tarcia pocisku o ścianki lufy
E_d	– praca przeciw oporowi powietrza przed pociskiem w lufie
E_g	– praca na sprężanie gazów w komorze gazowej
E_h	– energia strat cieplnych na nagrzewanie ścianek lufy
E_p	– energia kinetyczna mieszaniny gazowo-prochowej
E_{pr}	– energia kinetyczna ruchu obrotowego pocisku
E_{pt}	– energia kinetyczna ruchu postępowego pocisku

E_s	– praca przeciw oporowi sprężyny powrotnej
E_{suma}	– suma energii uwzględnianych w równaniu bilansu energii w lufie
E_x	– praca przeciw oporowi wcinania pocisku w lufie
E_{zo}	– energia kinetyczna ruchu postępowego zespołu odrzucanego
f_{25}	– wartość „siły” prochu określona z wyników z komory o objętości 25 cm ³ (bez uwzględniania korekty na straty cieplne)
f_{200}	– wartość „siły” prochu określona z wyników z komory o objętości 200 cm ³ (bez uwzględniania korekty na straty cieplne)
f_A	– funkcja aproksymująca funkcję obiektu
f_{br}	– funkcja ciśnienia oporu wcinania pocisku w bruzdy lufy
f_p	– „siła” prochu
f_{pav}	– funkcja ciśnienia
f_{ph}	– hipotetyczna „siła” prochu (bez uwzględniania korekty na straty cieplne)
f_R	– współczynnik oporu tarcia pocisku o przewód lufy
f_z	– „siła” materiału ładunku zapłonowego
F_{kg}	– siła od ciśnienia w komorze gazowej działająca na tłok gazowy
F_{tkn}	– siła tarcia łuski z komorą naboju
F_p	– siła od ciśnienia gazów prochowych działająca na dno pocisku
F_{pd}	– siła oddziaływania stanowiska laboratoryjnego na podstawę
F_r	– siła rozczalania pocisku z łuską
F_{rmax}	– maksymalna wartość siły rozczalania pocisku z łuską
F_s	– siła oporu sprężyny powrotnej
F_{s0}	– siła wstępnego napięcia sprężyny powrotnej
F_x	– siła oporu pocisku będąca wynikiem „współpracy” pocisku z przewodem lufy i rozczalania pocisku z łuską
F_{zo}	– siła od ciśnienia gazów prochowych działająca na dno lufy
G	– dynamiczna żywość prochu
GLR	– stosunek szerokości bruzd do szerokości pól
h	– współczynnik przejmowania ciepła
h_w	– współczynnik uwzględniający straty cieplne
I	– kontrast w planach doświadczenia
I_{min}	– funkcja w metodzie najmniejszych kwadratów
I_g	– entalpia gazów prochowych przepływających z/do lufy do/z komory gazowej
I_p	– osiowy moment bezwładności pocisku

l_w	– entalpia gazów prochowych wpływających z lufy do otoczenia
k	– numer parametru wejściowego w planowaniu doświadczenia
k_a	– wykładnik izentropy powietrza
k_p	– wykładnik izentropy gazów prochowych
k_s	– sztywność sprężyny powrotnej
k_z	– wykładnik izentropy gazów ładunku zapłonowego
L	– dynamiczna żywość prochu wg STANAG 4115
m_p	– masa pocisku
m_{zo}	– masa zespołu odrzucanego
M	– błąd średniokwadratowy aproksymacji
Ma	– liczba Macha dla ruchu pocisku względem otaczającego powietrza
M_{ij}	– wartość macierzy M w danym wierszu i i kolumnie j
n	– liczba konfiguracji układu
n_p	– wykładnik funkcji ciśnienia gazów prochowych w prawie spalania
N	– liczba parametrów wejściowych
p	– ciśnienie
p_0	– ciśnienie odniesienia w prawie spalania
p_1	– wartość ciśnienia w szacowaniu strat cieplnych (zwykle równa $0,99 p_{max}$)
p_a	– początkowe ciśnienie powietrza w lufie (ciśnienie atmosferyczne)
p_{av}	– średnie ciśnienie mieszaniny gazowo-prochowej w przestrzeni zapociskowej
p_b	– ciśnienie gazów prochowych działających na dno pocisku
p_g	– ciśnienie powietrza przed pociskiem
p_{kg}	– ciśnienie w komorze gazowej
p_{kgmax}	– maksymalne ciśnienie w komorze gazowej
p_{max}	– ciśnienie maksymalne
p_o	– ciśnienie działające na dno lufy
p_r	– ciśnienie rozczalania pocisku z łuską
p_x	– ciśnienie oporu pocisku (rozczalania pocisku z łuską i wcinania pocisku w bruzdy przewodu lufy)
p_{xm}	– maksymalne ciśnienie oporów wcinania pocisku w bruzdy lufy
p_z	– ciśnienie zapłonu
p_{zo}	– ciśnienie działające na zespół odrzucany (bez działania na tłok)
q_s	– ciepło spalania prochu
Q	– ciepło dostarczone ze spalania ładunku miotającego

r_b	– promień bezwładności pocisku
r_p	– promień pocisku
r_{sp}	– prędkość spalania prochu
R	– współczynnik korelacji wielokrotnej
R_g	– indywidualna stała gazowa mieszaniny gazów
s_{kg}	– robocze pole powierzchni tłoka gazowego
s_{og}	– pole powierzchni przekroju poprzecznego otworu gazowego
S	– odchylenie standardowe obiektu
S^2	– wariancja współczynników stojących przy wyrazach liniowych
S_{0p}	– początkowe pole powierzchni ziarna prochowego
S_b	– odchylenie standardowe współczynników wyrazów liniowych funkcji aproksymującej funkcję obiektu
t	– czas
t_1	– czas osiągnięcia ciśnienia p_1
t_{kr}	– wartość krytyczna (parametr w ocenie wpływu zaburzeń losowych na współczynniki funkcji aproksymującej funkcję obiektu)
t_n	– czas narastania ciśnienia do wartości 0,1 MPa
t_r	– stała czasowa charakteryzująca szybkość oddawania ciepła przez gazy prochowe do ścianek komory
t_w	– chwila wylotu pocisku z lufy
$t_{\alpha,f}$	– wartość krytyczna zmiennej w rozkładzie t-Studenta
T_0	– adiabatyczna temperatura płomienia ładunku prochowego
T_{0z}	– adiabatyczna temperatura płomienia ładunku zapłonowego
T_c	– temperatura ścianki lufy
T_{c0}	– początkowa temperatura ścianki lufy
T_g	– temperatura gazów prochowych w lufie
T_{kg}	– temperatura gazów prochowych w komorze gazowej
u_1	– współczynnik dla liniowego prawa spalania
U	– energia wewnętrzna gazów w lufie
U_{kg}	– energia wewnętrzna gazów w komorze gazowej
v_g	– średnia prędkość mieszaniny gazowo-prochowej w lufie
v_p	– prędkość ruchu postępowego pocisku
v_{zo}	– prędkość ruchu postępowego zespołu odrzucanego
v_{zomax}	– maksymalna prędkość ruchu postępowego zespołu odrzucanego
V_0	– objętość początkowa komory spalania ładunku prochowego (objętość wewnętrzna łuski)

V_{0p}	– początkowa objętość ziarna prochowego
V_{0kg}	– objętość początkowa komory gazowej
V_2	– prędkość pocisku wyznaczana w odległości 2 m od wylotu lufy
V_c	– swobodna objętość zapociskowa
V_{ckg}	– swobodna objętość komory gazowej
V_w	– prędkość wylotowa pocisku
w_p	– funkcja w zmodyfikowanej metodzie szacowania strat cieplnych
X_k	– nieunormowana wartość k -tego parametru
X_{kmin}	– nieunormowana minimalna wartość k -tego parametru
X_{kmax}	– nieunormowana maksymalna wartość k -tego parametru
X_p	– przemieszczenie pocisku
$X_{p1} \div X_{p5}$	– wartości w zależności ciśnienia oporu określane na podstawie geometrii pocisku
X_m	– maksymalne przemieszczenie pocisku w lufie
X_{s0}	– ugięcie wstępne sprężyny powrotnej
X_{zo}	– przemieszczenie zespołu odrzucanego
X_1	– unormowana wartość położenia otworu gazowego mierzonego od płasku wlotowego lufy (wykorzystywana w badaniach doświadczalnych)
X_{1s}	– unormowana wartość położenia otworu gazowego mierzonego od płasku wlotowego lufy (wykorzystywana we wstępnych badaniach symulacyjnych)
X_2	– unormowana wartość średnicy otworu gazowego (wykorzystywana w badaniach doświadczalnych)
X_{2s}	– unormowana wartość średnicy otworu gazowego (wykorzystywana we wstępnych badaniach symulacyjnych)
X_3	– unormowana wartość masy zespołu odrzucanego (wykorzystywana w badaniach doświadczalnych)
X_{3s}	– unormowana wartość masy zespołu odrzucanego (wykorzystywana we wstępnych badaniach symulacyjnych)
X_4	– unormowana wartość średnicy tłoczyska (wykorzystywana w badaniach doświadczalnych)
X_{4s}	– unormowana wartość objętości początkowej komory gazowej (wykorzystywana we wstępnych badaniach symulacyjnych)
X_5	– unormowana wartość długości tłoczyska (wykorzystywana w badaniach doświadczalnych)
X_{5s}	– unormowana wartość sztywności sprężyny powrotnej (wykorzystywana we wstępnych badaniach symulacyjnych)
X_k	– unormowana wartość k -tego parametru

X_{ks}	– unormowana wartość k -tego parametru (wykorzystywana we wstępnych badaniach symulacyjnych)
z	– wartość uzyskana doświadczalnie (pojedyncza próbka)
z_0	– wartość z_p w chwili zakończenia spalania ładunku zapłonowego
z_{ifun}	– wartość obliczona przy użyciu funkcji aproksymującej funkcję obiektu dla danej konfiguracji układu
z_{isym}	– wartość uzyskana z symulacji dla danej konfiguracji układu
z_m	– wartość z_p w chwili, gdy φ_a osiąga wartość maksymalną
z_p	– względna część spalonego ładunku prochowego
z_{pmax}	– wartość z_p dla maksymalnej wartości dp/dt
α	– poziom istotności
α_d	– ramię gwiazdne planu doświadczenia
α_l	– kąt nachylenia bruzd lufy
β	– stała (współczynnik) w fizycznym prawie spalania
β_p	– współczynnik rozwinięcia wiralnego
γ_g	– względna część gazów prochowych, które wypłynęły przez wylot lufy do otoczenia
Δ	– gęstość ładowania
ΔV_{zomax}	– bezwzględna różnica maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego (np. między wynikami z symulacji, a uzyskanymi z funkcji aproksymującej z planu doświadczenia)
Δx_k	– nieunormowana średnia wartość k -tego parametru
Δz_{max}	– maksymalny błąd bezwzględny aproksymacji
ε_{max}	– maksymalny błąd względny aproksymacji
η	– kowolumen gazów prochowych
η_{br}	– skok bruzd lufy
η_g	– względna część gazów prochowych, które przepłynęły z/do lufy do/z komory gazowej
η_z	– kowolumen gazów prochowych powstałych ze spalania ładunku zapłonowego
θ	– współczynnik w zależności opisującej eksperymentalną funkcję kształtu
θ_p	– stosunek ciepła właściwego gazów prochowych przy stałym ciśnieniu do ciepła właściwego przy stałej objętości pomniejszony o 1
ξ_g	– współczynnik strat przepływu gazów z/do lufy do/z komory gazowej (wartość lub funkcja)
ξ_w	– współczynnik wypływu gazów przez wylot lufy do otoczenia

ρ	– gęstość prochu
ρ_g	– średnia gęstość gazów prochowych w lufie
ρ_{kg}	– średnia gęstość gazów prochowych w komorze gazowej
ρ_w	– gęstość materiału lufy
ϕ	– funkcja kształtu
ϕ_a	– funkcja aproksymująca efektywną funkcję kształtu
ϕ_d	– funkcja aproksymująca opadającą część krzywej przebiegu ciśnienia
ϕ_t	– teoretyczna funkcja kształtu
χ, λ, μ	– współczynniki kształtu ziarna prochowego
ψ	– funkcja charakteryzująca przebieg zapłonu
ψ_0	– wartość funkcji ψ w chwili zakończenia palenia ładunku zapłonowego

Strona celowo zostawiona pusta

WYKAZ SKRÓTÓW

CIP	– Międzynarodowa organizacja <i>The Commission internationale permanente pour l'épreuve des armes à feu portatives</i> (z ang. <i>Permanent International Commission for the Proof of Small Arms</i>)
DoE	– Design of Experiments
HK	– Heckler & Koch
ITU	– Instytut Techniki Uzbrojenia
kbk	– Karabinek
kbw	– Karabin wyborowy
kb	– Karabin
km	– Karabin maszynowy
MES	– Metoda elementów skończonych
MON	– Ministerstwo Obrony Narodowej
MSBS	– Modułowy System Broni Strzeleckiej
MUW	– Metoda Układów Wieloczłonowych
NATO	– North Atlantic Treaty Organization
OGP	– Odprowadzenie części gazów prochowych przez boczny otwór w lufie
OL	– Odrzut lufy
OZ	– Odrzut zamka
OZPOG	– Odrzut zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie
OZP	– Odrzut zamka półswobodnego
OZS	– Odrzut zamka swobodnego
PDW	– Personal Defense Weapon
PGBW	– Problem Główny Balistyki Wewnętrznej
PM	– Pistolet maszynowy
POWA	– Parametr obiektu, do którego odnosi się współczynnik funkcji aproksymującej
RSM	– Response Surface Methodology
S&B	– Sellier&Bellot
SDR	– Szkoła Doktorska
WAT	– Wojskowa Akademia Techniczna
WIM	– Wydział Inżynierii Mechanicznej
WML	– Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa
ZAU	– Zakład Broni i Amunicji
ZO	– Zespół odrzucany

- ZP – Zamek półswobodny
- ZS – Zamek swobodny

WSTĘP

Jednym z kluczowych etapów projektowania nowoczesnej, automatycznej broni palnej, w tym również broni strzeleckiej, jest modelowanie zjawisk zachodzących w niej podczas strzału. Modele teoretyczne pozwalają na określenie charakterystyk kinematycznych i dynamicznych zespołów i mechanizmów badanych układów, umożliwiając m.in. przeprowadzanie ich wszechstronnych analiz pod kątem wytrzymałościowym. Dzięki temu możliwe jest testowanie różnych rozwiązań konstrukcyjnych, przewidywanie zachowania oraz poprawności działania urządzeń, a także optymalizowanie parametrów układu, co przekłada się na zmniejszenie kosztów badań i skrócenie czasu wdrożenia produktów do użytkowania.

W obliczu dynamicznie zmieniających się warunków współczesnego pola walki – czego przykładem są trwające konflikty za wschodnią granicą Polski – szczególnie istotna staje się zdolność do szybkiego reagowania na nowe wyzwania taktyczne. W tym kontekście symulacje numeryczne nabierają szczególnego znaczenia, ponieważ umożliwiają szybkie iterowanie wariantów konstrukcyjnych i dostosowanie rozwiązań do określonych potrzeb. Jednakże w celu ochrony własności intelektualnej oraz zapewnienia przewagi technologicznej w obliczu silnej rywalizacji w przemyśle zbrojeniowym, producenci nie udostępniają opracowanych modeli, będących częścią ściśle chronionego, wewnętrznego know-how przedsiębiorstw.

Prace w obszarze modelowania fizycznego i matematycznego działania układów automatyki broni strzeleckiej i miotania (napędzania) pocisków mają długą tradycję w Instytucie Techniki Uzbrojenia (ITU) Wydziału Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa (WML) Wojskowej Akademii Technicznej (WAT). Były intensywnie prowadzone m.in. podczas opracowywania – we współpracy z polskimi producentami uzbrojenia: Fabryką Broni „Łucznik”-Radom Sp. z o.o., H. Cegielski-Poznań S.A., MESKO S.A., Zakładami Mechanicznymi TARNÓW S.A. i Zakładami Metalowymi DEZAMET S.A. – nowoczesnej broni i amunicji dla Wojska Polskiego oraz instytucji odpowiedzialnych za bezpieczeństwo państwa. Rezultaty tych prac znalazły zastosowanie w opracowanych konstrukcjach broni, w tym m.in. w 7,62 mm uniwersalnym karabinie maszynowym UKM-2000 (i jego odmianach), Systemie Broni i Amunicji Obezwładniającej SBAO-40, 40 mm ręcznym granatniku powtarzalnym RGP-40,

amunicji o ograniczonym rykoszetowaniu OR oraz w broni wchodzącej w skład Modułowego Systemu Broni Strzeleckiej (MSBS).

Dotychczasowe doświadczenia ITU potwierdzają duże znaczenie stosowania narzędzi wspomagających procesy projektowania oraz prowadzenia badań zarówno teoretycznych, jak i eksperymentalnych. Na uwagę zasługuje również planowanie eksperymentu, które pozwala ograniczyć liczbę symulacji i pomiarów, jednocześnie oferując szerokie możliwości analizy statystycznej uzyskanych wyników.

Analiza stanu wiedzy w dziedzinie automatycznej broni strzeleckiej, przedstawiona w rozdziale I, wykazała, że układy działające na zasadzie odrzutu zamka stanowią stosunkowo proste i wciąż szeroko stosowane rozwiązanie. Wśród nich wyróżnić można broń z zamkiem swobodnym i broń z zamkiem półswobodnym.

Broń z zamkiem swobodnym ma jednak ograniczenia w stosowaniu amunicji o większej energii początkowej pocisku niż amunicja pistoletowa (np. amunicji pośredniej). Z kolei broń z zamkiem półswobodnym, która ma nieco bardziej skomplikowaną konstrukcję niż broń z zamkiem swobodnym, zmniejsza te ograniczenia, stając się ciekawą propozycją dla przyszłościowej broni strzeleckiej. Szczególną uwagę zwrócono przy tym na układ opóźniany gazodynamicznie, który stanowi potencjalnie interesujące rozwiązanie do dalszych gruntownych analiz.

Analiza literatury dotyczącej modelowania pracy układu opóźnianego gazodynamicznie, przedstawiona w rozdziale II, wykazała, że w ogólnodostępnej literaturze przedmiotu brakuje matematycznego modelu działania tego typu układu, który zostałby zwalidowany doświadczalnie. Taka walidacja jest kluczowa, ponieważ pozwala potwierdzić adekwatność modelu, co jest niezbędne do jego skutecznego zastosowania w praktyce inżynierskiej.

W związku z powyższym, przeprowadzenie badań nad układem z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie jest w pełni uzasadnione.

Ze względu na obszerność planowanych do zrealizowania zagadnień badawczych, obejmujących badania symulacyjne (numeryczne) i eksperymentalne (doświadczalne), jak również niezbędne do tego prace projektowe (konstrukcyjne), autor niniejszej rozprawy wraz z kpt. mgr. inż. Dawidem GOŹDZIKIEM w roku 2020 rozpoczęli realizację zespołowej pracy badawczej w Szkole Doktorskiej Wojskowej Akademii Technicznej (SDR WAT). Jej głównym celem naukowym było, cyt.:

„opracowanie modelu matematycznego pracy układu z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie oraz zwalidowanie go, bazując na wynikach badań eksperymentalnych” [1]. Cel ten zrealizowano, a wyniki badań zaprezentowano w pracy zespołowej pt. „Badania teoretyczne i doświadczalne broni działającej na zasadzie odrzutu zamka” [1]. Ponadto, najważniejsze rezultaty prac wykonanych w trakcie studiów w SDR WAT przedstawiono podczas seminarium zorganizowanego w dniu 26 marca 2025 roku, w którym udział wzięła kadra badawczo-dydaktyczna i dydaktyczna z Wydziału Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa (WML) oraz Wydziału Inżynierii Mechanicznej (WIM). Dzieło [1] zostało pozytywnie zaopiniowane przez promotora pracy dr. hab. inż. Ryszarda WOŹNIAKA, prof. WAT i złożone w SDR WAT w dniu 28 marca 2025 roku, co formalnie zakończyło proces kształcenia w Szkole Doktorskiej.

Jednakże, w ramach procedowania postępowania w sprawie nadania stopnia doktora Rada Dyscypliny Naukowej „Inżynieria Mechaniczna” Wojskowej Akademii Technicznej wydała opinię¹, na podstawie której autorzy opracowania [1] dokonali jego podziału na następujące dwie indywidualne dysertacje. Pierwsza (niniejsza) – autorstwa kpt. mgr inż. Mateusza MORAWSKIEGO – pt. „Opracowanie i walidacja modelu działania układu automatyki broni z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie” oraz druga – autorstwa kpt. mgr. inż. Dawida GOŹDZIKA – pt. „Badania doświadczalne układu automatyki broni działającej na zasadzie odrzutu zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie” [2].

Niniejsza rozprawa doktorska pt. **„Opracowanie i walidacja modelu działania układu automatyki broni z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie”** ma na celu rozwijanie metod numerycznych oraz implementację narzędzi planowania eksperymentu do procesów projektowania i badań uzbrojenia, co może pozytywnie wpłynąć na innowacyjność techniczną i technologiczną krajowych rozwiązań uzbrojenia opracowywanego dla sektora zbrojeniowego.

W związku z tym, głównym celem naukowym rozprawy jest opracowanie modelu matematycznego pracy układu z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie oraz zwalidowanie go w oparciu o wyniki badań eksperymentalnych.

¹ Ad. 7 Protokołu nr 06/2025 z posiedzenia Rady Dyscypliny Naukowej „Inżynieria Mechaniczna” WAT w dniu 18.06.2025 r.

Realizacja celu głównego rozprawy doktorskiej obejmuje siedem etapów badań, które odpowiadają siedmiu rozdziałom niniejszej pracy doktorskiej.

W **pierwszym etapie** przeprowadzono analizę stanu wiedzy w zakresie broni działającej na zasadzie odrzutu zamka. Scharakteryzowano układ z odrzutem zamka swobodnego, wskazując jego zalety i ograniczenia. Następnie omówiono rozwiązania wykorzystujące odrzut zamka półswobodnego, klasyfikując je ze względu na sposób realizowanego opóźnienia ruchu zamka oraz przedstawiając najpopularniejsze konstrukcje i specyfikę ich budowy. Dodatkowo, analizie poddano parametry gabarytowo-masowe wybranych typów broni z zamkiem swobodnym i półswobodnym, celem dokładniejszego poznania ich konstrukcji oraz wytypowania układu do dalszych rozważań.

W **drugim etapie** dokonano przeglądu literatury dotyczącej modelowania działania automatycznej broni palnej, w tym działającej na zasadzie odrzutu zamka, natomiast w **trzecim etapie** przeprowadzono analizę stanu wiedzy w dziedzinie metodyki planowania eksperymentu. Wnioski z **pierwszych trzech etapów** posłużyły do wytypowania układu konstrukcyjnego broni do badań, określenia parametrów konstrukcyjnych układu z zamkiem półswobodnym opóźnianym gazodynamicznie (OZPOG) oraz wyboru metody badań eksperymentalnych.

W **czwartym etapie** opracowano model fizyczny oraz odpowiadający mu model matematyczny pracy układu z OZPOG, zawierający 41 równań. Na jego podstawie opracowano program komputerowy do obliczeń numerycznych, umożliwiający rozwiązanie równań zawartych w modelu oraz przeprowadzenie badań symulacyjnych pracy układu.

Etap piąty obejmował badania symulacyjne mające na celu określenie parametrów konstrukcyjnych projektowanego w ramach [2] stanowiska laboratoryjnego oraz wybór odpowiedniego planu prowadzenia badań doświadczalnych na tym stanowisku. Projekt oryginalnego stanowiska badawczego, program i metodyki badań zostały opracowane w ramach rozprawy [2].

W **szóstym etapie** wykonano badania doświadczalne prochów stanowiących ładunek miotający amunicji, którą wykorzystano w badaniach na stanowisku laboratoryjnym. Ich celem było m.in. pozyskanie charakterystyk balistycznych prochów, niezbędnych do zastosowania w modelu matematycznym.

W **siódmym etapie** przeprowadzono walidację modelu matematycznego pracy układu z OZPOG, wykorzystując wyniki badań eksperymentalnych uzyskanych z tzw. „zasadniczych badań stanowiska laboratoryjnego” opisanych w rozdziale VI pracy [2]. W tym etapie wprowadzono istotne modyfikacje do modelu matematycznego, które pozytywnie wpłynęły na zgodność wyników symulacji z rezultatami badań eksperymentalnych.

Tematyka rozprawy doktorskiej ma duże znaczenie praktyczne i odpowiada trendom rozwojowym w obszarze uzbrojenia, w tym broni strzeleckiej o dużej intensywności ognia². Znalazło to odzwierciedlenie w dokumencie MON pt. „Priorytetowe kierunki badań naukowych w resorcie obrony narodowej na lata 2021-2035” [3].

Obszerne badania teoretyczne i instrumentalne przeprowadzone w ramach niniejszej pracy doktorskiej były możliwe dzięki czterem Uczelnianym Grantom Badawczym (UGB) realizowanym w Wojskowej Akademii Technicznej w latach 2021-2024³, w których uczestniczył autor niniejszej rozprawy. Środki finansowe z UGB pozwoliły m.in. na zakup specjalistycznej aparatury badawczej, materiałów i oprogramowania. Ponadto, umożliwiły autorowi udział w międzynarodowych kongresach i konferencjach naukowych, podczas których prezentował cząstkowe wyniki badań własnych, wymieniał doświadczenia i nawiązywał współpracę z naukowcami z całego świata.

² Podrozdział pt. „Technologia produkcji broni szybkostrzelnej o dużej intensywności ognia”, obszar „Technologie materiałowe i wytwarzanie” [3].

³ UGB pt.: „Teoretyczne i doświadczalne badania broni działającej na zasadzie odrzutu” (część I – nr UGB 890/2021, część II – nr UGB 772/2022); „Rozwijanie metod eksperymentalnych i narzędzi symulacyjnych do wspomagania projektowania uzbrojenia strzeleckiego” (część I – nr UGB 829/2023, część II – nr UGB 743/2024)

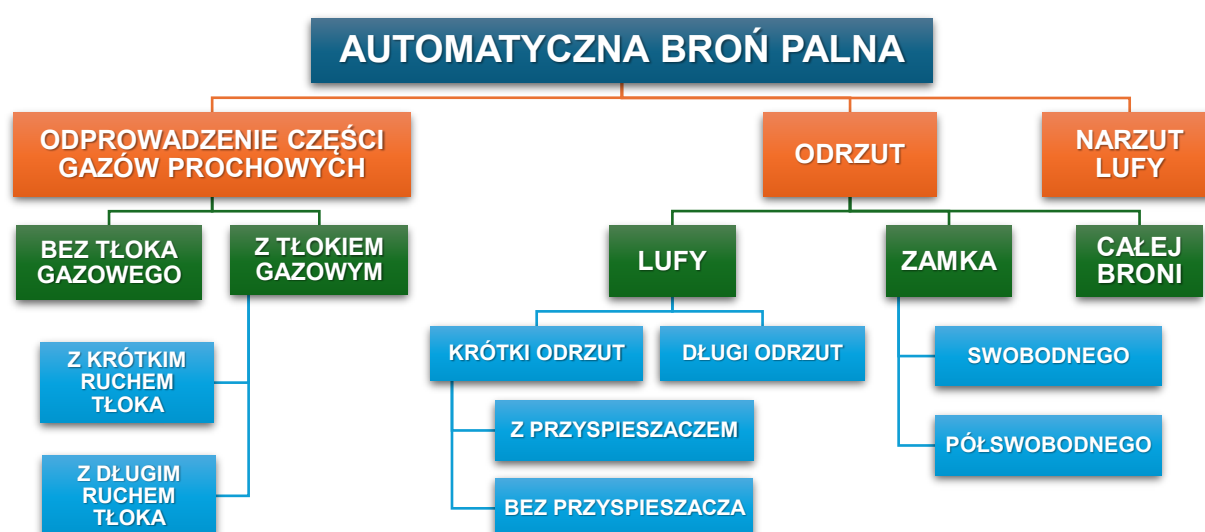
Strona celowo zostawiona pusta

ROZDZIAŁ I

ANALIZA STANU WIEDZY W DZIEDZINIE AUTOMATYCZNEJ BRONI STRZELECKIEJ DZIAŁAJĄCEJ NA ZASADZIE ODRZUTU ZAMKA

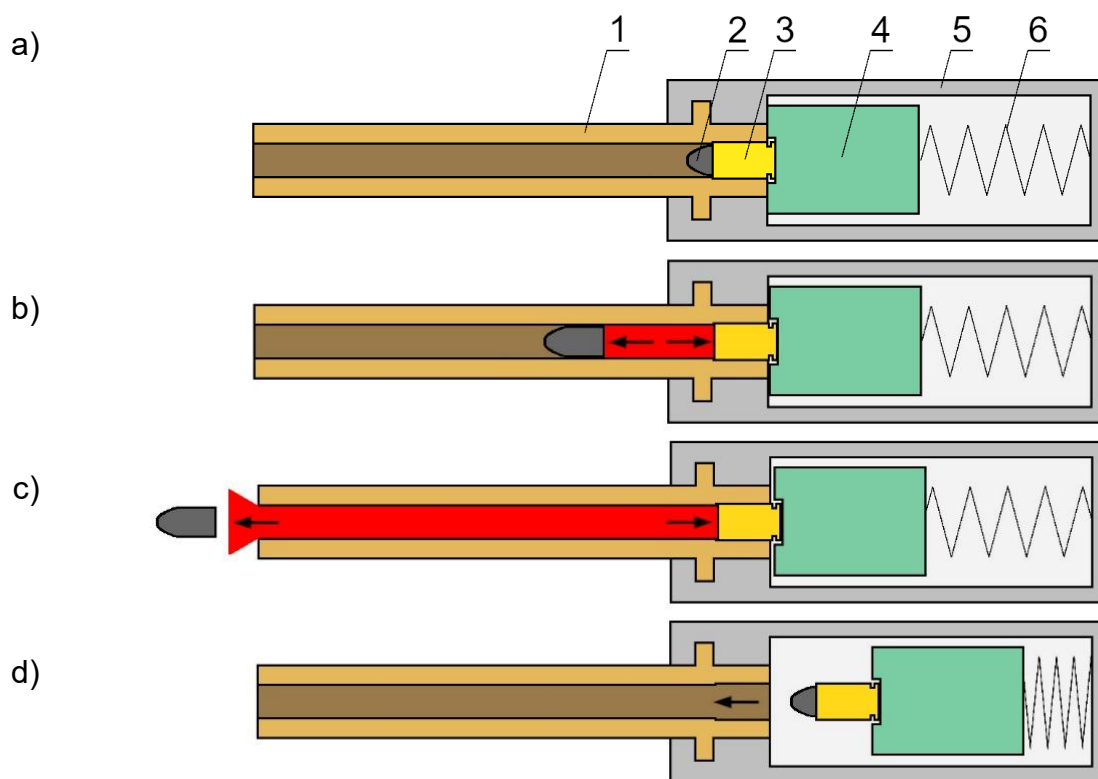
Broń palna to specyficzna maszyna cieplna, wykorzystująca energię gazów prochowych powstałych ze spalenia materiału miotającego do nadania energii kinetycznej pociskowi. W zależności od stopnia zautomatyzowania cyklu pracy, wyróżnia się broń: nieautomatyczną, półautomatyczną, automatyczną i automatyczno-nieautomatyczną. Obecnie najpopularniejszą na świecie bronią palną jest broń automatyczna, w której wszystkie czynności podczas strzału – z wyjątkiem przygotowania pierwszego naboju oraz zwolnienia spustu – są wykonywane bez energetycznego udziału strzelca, a do ich realizacji wykorzystywana jest energia od ciśnienia powstałych gazów [4].

W zależności od sposobu wykorzystania energii do napędu układu „automatyki”, wyróżnia się broń działającą na zasadzie: odprowadzenia części gazów prochowych z przestrzeni zapociskowej, odrzutu (lufy, zamka lub całej broni) oraz narzutu lufy (rys. 1.1) [5]. Obecnie, do najczęściej stosowanych rozwiązań należy broń z: odprowadzeniem części gazów prochowych (OGP), odrzutem lufy (OL) oraz odrzutem zamka (OZ) swobodnego (OZS) i półswobodnego (OZP). Każdy z tych układów ma zalety i ograniczenia, a wybór układu zależy od przewidywanego zastosowania i stawianych wymagań broni.



Rys. 1.1. Klasyfikacja automatycznej broni palnej ze względu na zasadę działania (na podstawie [6])

Spośród broni, w której wykorzystano zasadę OZ, podstawowym rozwiązaniem jest układ z odrzutem zamka swobodnego (rys. 1.2).



Rys. 1.2. Schemat układu z OZS: a) położenie początkowe układu w etapie I – układ przygotowany do strzału, b) etap II – ruch pocisku w lufie oraz ruch (odrzut) zamka, c) etap III – wylot pocisku z lufy, ruch zamka do skrajnego tylnego położenia, d) zamek w skrajnym tylnym położeniu, powrót do przedniego położenia i dostanie kolejnego naboju; 1 – lufa, 2 – pocisk, 3 – łuska, 4 – zamek, 5 – komora zamkowa, 6 – sprężyna powrotna

W takim układzie lufa jest najczęściej nieruchoma i przed strzałem nie jest zaryglowana z zamkiem^{4,5}. Zamknięcie wlotu przewodu lufy odbywa się siłą bezwładności zamka o odpowiednio dużej masie podpartego sprężyną powrotną. Automatyka broni uruchamiana jest siłą ciśnienia gazów prochowych oddziałujących poprzez dno łuski na czółko zamka, w związku z czym jej działanie rozpoczyna się równocześnie z ruchem pocisku w przewodzie lufy. Podczas odrzutu zamek ściska sprężynę powrotną, kumulując w niej energię. Po przemieszczeniu się zamka do skrajnego tylnego położenia, w wyniku oddziaływania sprężyny powrotnej,

⁴ Zamek ryglowany broni – zamek broni, który po zamknięciu wlotu lufy zostaje na czas strzału połączony mechanicznie z lufą (ryglowany) za pomocą mechanizmu ryglowego [4].

⁵ Mechanizm ryglowy – mechanizm broni służący do połączenia zamka z lufą przed strzałem, utrzymania go w pozycji zaryglowanej w czasie oddziaływania siły ciśnienia gazów prochowych na dno łuski oraz rozłączenia ich po strzale [4].

zamek wraca w przednie położenie, wykonując jednocześnie czynności niezbędne do przeładowania broni (załadowania kolejnego naboju) oraz zamyka wlot lufy.

Niepodważalną zaletą takiego układu jest prostota konstrukcji. Rozwiązanie to niesie za sobą jednak pewne ograniczenia co do stosowanej amunicji, gdyż w praktyce może być wykorzystywany jedynie do nabojów o stosunkowo małej energii początkowej pocisku (głównie pistoletowych lub granatnikowych). W przypadku amunicji o większej energii kinetycznej pocisku konieczne byłoby użycie zamka o znacznie większej masie, co w konsekwencji wiązałoby się ze zwiększeniem masy całej broni i pogorszeniem jej cech wpływających na ergonomię⁶.

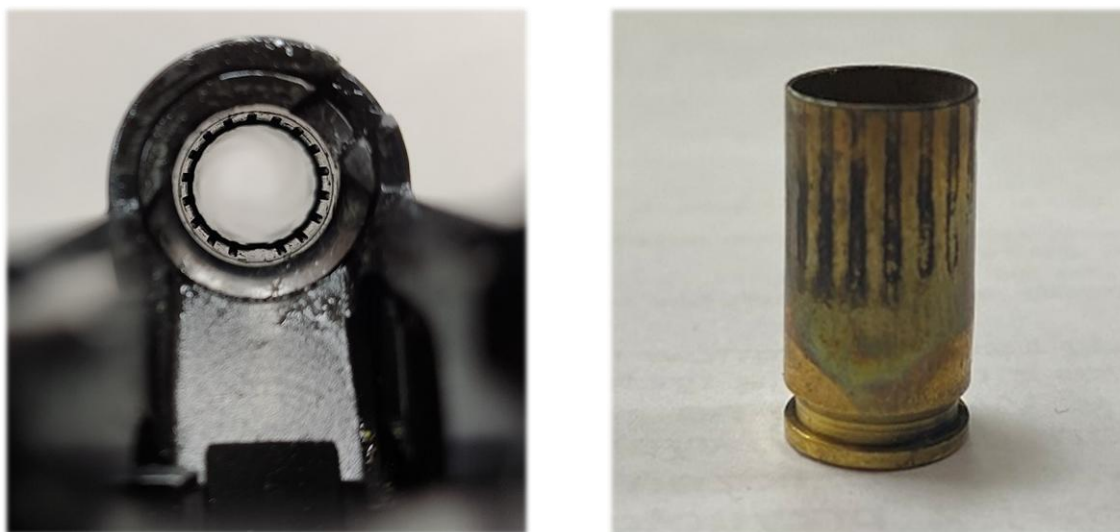
Rozwiązaniem, które daje możliwość zminimalizowania powyższych wad, przy jednoczesnym zachowaniu jak największej liczby zalet, są konstrukcje z odrzutem zamka półswobodnego⁷. Zamek półswobodny (ZP) jest pewnego rodzaju rozwinięciem zamka swobodnego (ZS). W odróżnieniu od układu z ZS, układ z ZP ma dodatkowe elementy bądź mechanizmy, hamujące ruch zamka w początkowej fazie tego ruchu (rys. 1.2b – etap II), czyli w czasie, gdy ciśnienie gazów prochowych jest najwyższe. Efekt opóźnienia otwarcia zamka, uzyskiwany jest przez wprowadzenie dodatkowej siły hamującej poprzez tzw. pozorne zwiększenie masy zamka lub odpowiednio wykorzystane gazy prochowe. Od chwili, gdy kończy się opóźnianie otwarcia zamka, czynności związane z przeładowaniem broni przebiegają analogicznie jak w broni z ZS [5, 7]. Zarówno w konstrukcjach z ZS, jak i ZP, w trakcie ruchu pocisku w lufie zamek przemieszcza się nieznacznie do tyłu, na odległość nie większą niż grubość dna łuski naboju (co ogranicza możliwość rozerwania łuski w trakcie strzału).

Ze względu na to, że ekstrakcja łuski rozpoczyna się w warunkach stosunkowo wysokiego ciśnienia, niektóre typy broni wykorzystujące OZP mają wykonane w komorze naboowej tzw. rowki Revellego, które zastąpiły stosowane wcześniej mechanizmy smarujące łuski nabojów przed wprowadzeniem ich do komory naboowej. W układach z rowkami Revellego gazowe produkty spalania w czasie

⁶ W broni z odrzutem zamka swobodnego pęd pocisku jest w przybliżeniu równy pędowi zamka.

⁷ W broni z odrzutem zamka półswobodnego efekt opóźnienia ruchu zamka (hamowanie) umożliwia odpowiednie zmniejszenie masy zamka, a tym samym obniżenie całkowitej masy broni.

strzału przedostają się w przestrzeń między łuską a komorę nabojoową, wyrównując ciśnienie po obu stronach ścianki łuski i zmniejszając tarcie, ułatwiając w ten sposób wyciągnięcie łuski i ograniczając ryzyko jej uszkodzenia [8]. Na fot. 1.1. z lewej przedstawiono fragment 9 mm pistoletu Heckler & Koch (HK) P7 z widoczną komorą nabojoową, w której wykonano rowki Revellego (17 rowków umieszczonych co 20° z przerwą 40° na otwór gazowy), natomiast z prawej – łuskę naboju po strzale z takiej broni.



Fot. 1.1. Fragment 9 mm pistoletu HK P7 z komorą nabojoową z rowkami Revellego (z lewej) oraz łuska naboju wystrzelonego z takiej broni (z prawej)

Ze względu na sposób realizowanego opóźnienia ruchu zamka, układy z ZP można podzielić na wykorzystujące:

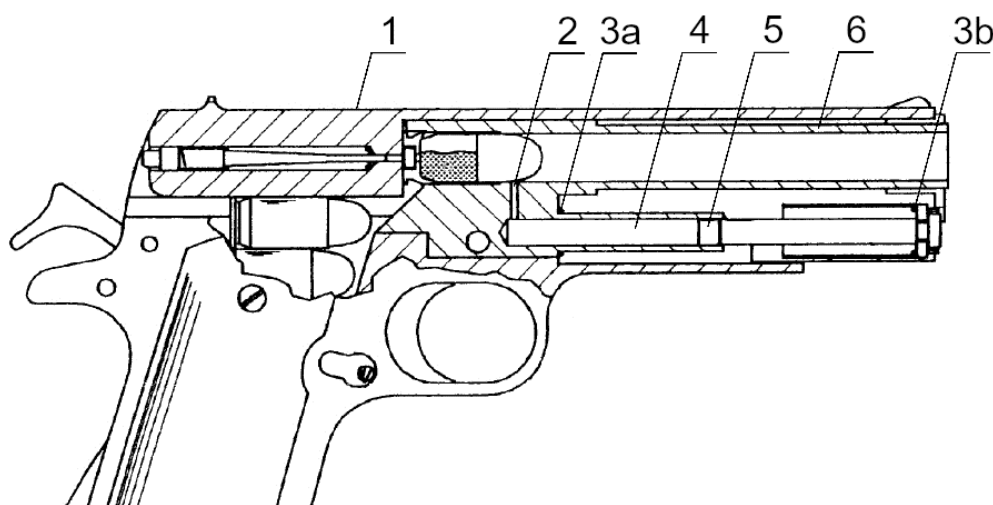
- a) siłę ciśnienia gazów prochowych – opóźnienie gazowe, wśród których występują rozwiązania:
 - z tłokiem gazowym;
 - bez tłoka gazowego;
- b) siłę tarcia – opóźnienie cierne;
- c) układ mechaniczny – opóźnienie mechaniczne, wśród których występują rozwiązania:
 - z mechanizmem rolkowym;
 - z mechanizmem dźwigniowym;
 - z mechanizmem kolankowo-dźwigniowym;
 - z zamkiem wahliwym.

W układach z opóźnieniem gazowym wykorzystywana jest energia części gazów prochowych przekierowywanych do komory gazowej przez boczny otwór (lub kilka otworów) w lufie. W mechanizmach z opóźnieniem ciernym może być wykorzystywana siła tarcia zamka/elementów zamka o odpowiednio ukształtowane powierzchnie komory zamkowej, bądź też łuski o ścianki komory nabojoyej, dając efekt odwrotny do działania rowków Revellego. Natomiast układy mechaniczne zazwyczaj są wyposażone w mechanizm wprowadzający przełożenie pomiędzy poszczególnymi elementami broni, opóźniające ruch zamka.

Ze względu na obszerność i różnorodność konstrukcji, w dalszej części tego rozdziału przedstawiono najpopularniejsze rozwiązania wykorzystywane w broni z OZP [9, 10].

1.1. Broń z opóźnieniem gazowym

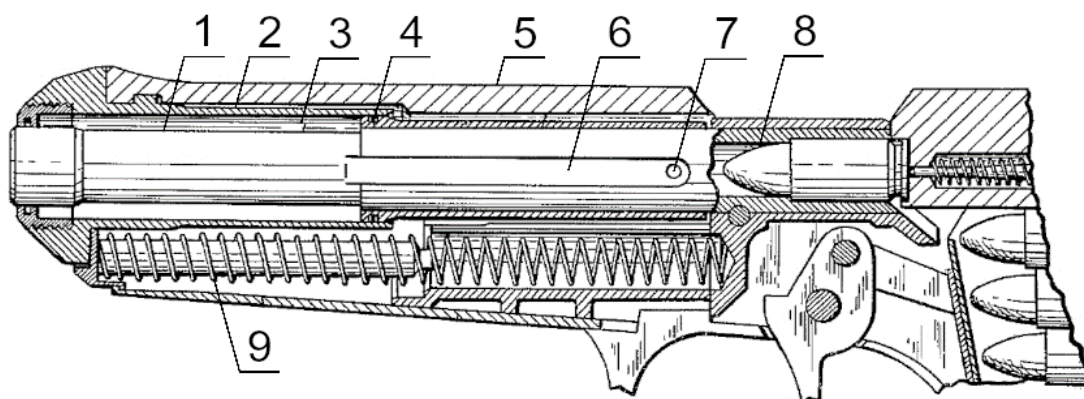
W przeciwieństwie do broni z „klasycznym” OGP, w broni z ZP z opóźnieniem gazowym energia części gazów prochowych wykorzystywana jest nie do napędzania zespołu odrzucanego, lecz do hamowania jego ruchu, zwłaszcza w początkowym okresie strzału, gdy ciśnienie w lufie jest jeszcze wysokie (w czasie ruchu pocisku w lufie). W większości konstrukcji (rys. 1.3), w lufie tuż za komorą nabojoyą, wykonany jest otwór prowadzący do komory gazowej (zazwyczaj usytuowanej pod lufą) otwartej z przodu (od strony wylotu lufy), a nie z tyłu (od strony wlotu lufy), jak ma to miejsce w rozwiązaniach z OGP.



Rys. 1.3. Zamek półswobodny z opóźnieniem gazowym z tłokiem gazowym w zestawie konwersyjnym do pistoletu Colt M1911: 1 – zamek, 2 – otwór gazowy, 3a, 3b – początek i koniec sprężyny powrotnej, 4 – komora gazowa, 5 – tłok gazowy, 6 – lufa (na podstawie [11])

W komorze gazowej znajduje się tłok gazowy połączony z zamkiem. Podczas strzału zamek jest z jednej strony napędzany w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu pocisku pod wpływem ciśnienia gazów prochowych działających na dno łuski, a z drugiej strony jest hamowany przez siłę generowaną przez oddziaływanie gazów prochowych na tłok. Po opuszczeniu lufy przez pocisk, ciśnienie w lufie gwałtownie spada (w konsekwencji powodując spadek ciśnienia w komorze gazowej) i zamek dalej porusza się pod wpływem siły bezwładności [12, 13].

Jedną z najbardziej udanych konstrukcji wyposażonych w układ gazowy z tłokiem jest niemiecki 9 mm pistolet HK P7⁸. Bliźniacze rozwiązania zastosowano również w 9 mm pistoletach: Norinco Model 77B (Chiny), ADP Mk II (RPA), Kevin ZP98 (Czechy), Arsenal P-M02 (Bułgaria) i Walther CCP (Niemcy). Nieco odmienną budową charakteryzuje się 9 mm pistolet Laugo Arms Alien (Czechy), z komorą gazową z tłokiem umieszczoną nad lufą [14]. Rzadziej spotykane jest rozwiązanie bez tłoka gazowego, zastosowane po raz pierwszy w niemieckim 7,92 mm karabinku Volkssturmgewehr VG 1-5, a w zmodyfikowanej postaci – w austriackim 9 mm pistolecie Steyr GB, powstałym w 1974 r. (rys. 1.4), w których komora gazowa jest koncentryczna w stosunku do lufy (otacza lufę). Część gazów prochowych przedostaje się przez otwory w lufie do komory gazowej utworzonej przez wkładkę zamka, obejmującą lufę. Zastosowany w tej konstrukcji zamek ma stosunkowo dużą masę, a umieszczenie otworów gazowych stosunkowo daleko od komory nabojojowej (bliżej wylotu lufy) skutkuje mało efektywnym hamowaniem zamka [15].



Rys. 1.4. Zamek półswobodny z opóźnieniem gazowym bez tłoka gazowego w pistolecie Steyr GB: 1 – część prowadząca przewodu lufy, 2 – wkładka zamka, 3 – komora gazowa, 4 – kołnierz uszczelniający, 5 – zamek, 6 – kanał gazowy, 7 – otwór gazowy, 8 – komora nabojojowa, 9 – sprężyna powrotna (na podstawie [16])

⁸ W dalszej części pracy doktorskiej będzie stosowana skrócona nazwa pistoletu, tj. HK P7.

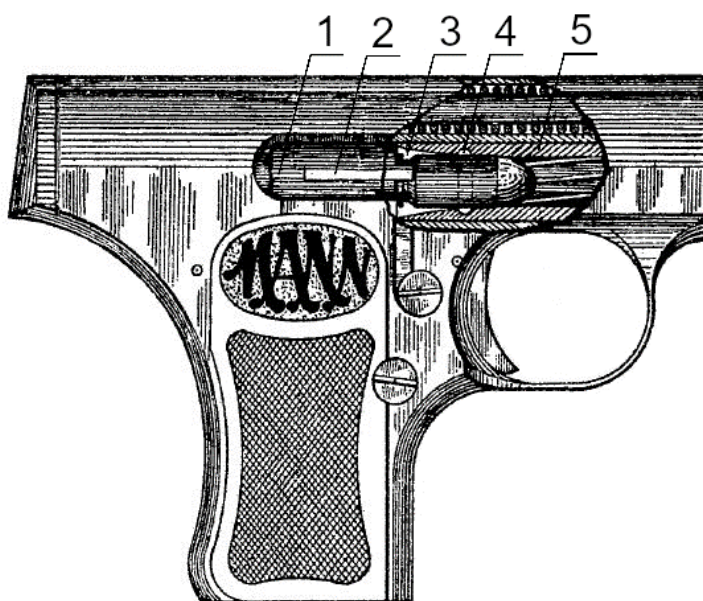
1.2. Broń z opóźnieniem ciernym

W broni z ZP z opóźnieniem ciernym do hamowania ruchu zamka wykorzystywana jest celowo zwiększona siła tarcia zamka (bądź jego elementów) o powierzchnie skośne komory zamkowej, bądź łuski o ścianki komory nabojoyej. Popularnymi tego typu konstrukcjami w XX wieku były amerykańskie pistolety maszynowe Thompson M1921 i M1928 kalibru 11,43 mm, wykorzystujące tzw. efekt Blish'a, polegający na zmianie wartości współczynnika tarcia dwóch współpracujących elementów, obciążonych zmienną siłą. Efekt ten występuje przy odpowiednio dobranych materiałach konstrukcyjnych i kącie pochylenia płaszczyzn oporowych [17]. Konstrukcja tej broni produkowanej seryjnie jest bardziej skomplikowana, ponieważ jej zamek ma skośne wycięcie, w którym prowadzona jest H-kształtna wkładka z bocznymi wystęgami (wykonana z brązu), oraz wycięcie wzdłużne, w którym umieszczono wkładkę do otwierania zamka (z napinaczem). Boczne występy wkładki wykonanej z brązu współpracują ze skośnymi oporami komory zamkowej, a poprzeczny łącznik wkładki z wycięciem napinacza. W trakcie działania wysokiego ciśnienia w lufie, siła tarcia wkładki o zamek nie pozwala jej przemieścić się do góry, utrzymując boczne występy wkładki za oporami komory zamkowej. Po obniżeniu ciśnienia, wkładka podnosi się do góry, zwalniając zamek. Masa napinacza nie odgrywa większej roli w hamowaniu ruchu zamka, zwłaszcza w oryginalnej wersji broni, tj. Thompson M1921. Należy podkreślić, że firmie Auto Ordnance (USA), mimo licznych prób, nie udało się opracować poprawnie działającej broni, wykorzystującej efekt Blish'a, zasilanej inną amunicją. Podczas II wojny światowej broń znacząco uproszczono, zastępując skomplikowany ZP zamkiem swobodnym o odpowiednio dużej masie.

Innym, pozornie prostym, rozwiązaniem mającym na celu opóźnienie odrzutu zamka jest zwiększenie siły tarcia łuski o ścianki komory nabojoyej lufy. Tarcie to występuje również w broni z OZS i wymaga szczególnej uwagi przy amunicji o dużej energii początkowej pocisku, gdzie często wykorzystuje się smarowanie nabojów olejem (np. w szwajcarskich 20 mm armatach automatycznych Oerlikon).

Pierwszą znaną konstrukcją broni z ZP wykorzystującą opóźnienie cierne jest niemiecki, 6,35 mm pistolet Mann Model 1920/21, opracowany przez Fritza Manna. Broń nie różniła się zasadniczo od typowego pistoletu kieszonkowego z ZS. Jedynie

w środkowej części komory nabojeowej umieszczono pierścieniowe wybranie, a wlotowa część komory nabojeowej ma kształt stożka (rys. 1.5). Łuska pod wpływem ciśnienia gazów prochowych rozszerza się i odkształca plastycznie. Tarcie przeciąganej przez tylną krawędź wybrania komory nabojeowej łuski skutkuje opóźnieniem otwarcia zamka [18]. Poprawne działanie takiej konstrukcji zależy od jakości amunicji i właściwości materiałów użytych do produkcji łuski. Takie rozwiązanie można znaleźć również, np. w 7,65 mm pistolecie LWS-32 Seecamp (USA), czy 7,65 mm pistolecie Type 77 (Chiny). Zamiast pierścieniowego zagłębienia stosowane są również spiralne rowki przypominające bruzdy, użyte np. w 7,65 mm pistolecie Type 64 (Chiny) i 9 mm pistolecie PMM (zmodernizowany w Rosji 9 mm pistolet Makarowa) [8].



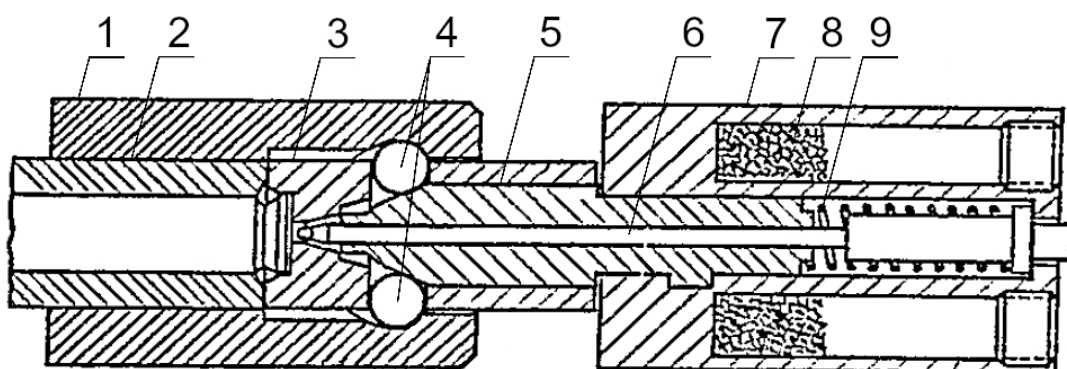
Rys. 1.5. Zamek półswobodny z opóźnieniem ciernym w pistolecie Mann Model 1920/21:
1 – zamek, 2 – wyciąg, 3 – komora nabojeowa, 4 – pierścieniowe wybranie,
5 – część prowadząca przewodu lufy (na podstawie [19])

1.3. Broń z mechanizmem rolkowym

ZP z mechanizmem rolkowym powstał w wyniku upraszczania zamka zaryglowanego, z ryglami w postaci rolek, rozchylanymi na boki przy ryglowaniu zamka. Podczas II wojny światowej do uzbrojenia wprowadzono niemiecki 7,92 mm karabin maszynowy MG 42 z zamkiem ryglowanym rolkami, działający na zasadzie krótkiego odrzutu lufy. W 1944 r. w wyniku jego uproszczenia powstał prototypowy MG 45 z ZP z rolkami. Równolegle, w wyniku poszukiwania następcy niemieckiego karabinka MP 43/44 (StG44), w zakładach Mauser opracowano prototypowy

Gerät 06, działający na zasadzie OGP, z ryglowaniem rolkami. W wyniku jego dalszego rozwoju powstał Gerät 06(H) z ZP, oznaczony jako StG45. Po II wojnie światowej konstruktorzy tej broni opracowali w Hiszpanii karabin CETME Modelo 58 (CETME Model B), na bazie którego powstał w Niemczech jeden z najbardziej popularnych na świecie karabinów – HK G3 (na nabój 7,62x51 mm NATO), produkowany od 1959 r. Broń ta wykorzystuje OZP z mechanizmem rolkowym [20].

W broni z ZP z mechanizmem rolkowym tłok zaporowy (przednia część współpracująca bezpośrednio z nabojem/łuską i zamykająca przewód lufy) połączony jest z trzonem zamkowym (tylną częścią, zwykle o większej masie niż masa tłoka zaporowego, często pełniącą rolę analogiczną do suwadła; czasami powyższe części są nazywane wprost zamkiem i suwadłem) przez wkładkę trzonu zamkowego (klin sterujący), wewnątrz której znajduje się iglica (rys. 1.6). Przednia część wkładki ma skośne powierzchnie do współpracy z dwiema rolkami (rolki mają zwykle kształt walca) symetrycznie ułożonymi w wycięciu tłoka. Przed strzałem rolki są „odchylone” na zewnątrz, zachodząc częściowo we wgłębienia obsady lufy i opierając na powierzchniach oporowych.



Rys. 1.6. Zamek półswobodny z mechanizmem rolkowym karabinu HK G3:
1 – obsada lufy, 2 – lufa, 3 – tłok zaporowy, 4 – rolki, 5 – klin sterujący, 6 – iglica,
7 – trzon zamkowy, 8 – masa przeciwdskokowa, 9 – sprężyna iglicy (na podstawie [21])

Podczas strzału ciśnienie gazów prochowych oddziałuje poprzez dno łuski na czoło tłoka zaporowego. Aby tłok mógł rozpocząć ruch do tyłu, musi pokonać opór rolek. Rolki przetaczają się po skośnych powierzchniach obsady lufy, naciskając jednocześnie na skośne powierzchnie wkładki trzonu zamkowego, co powoduje cofanie się wkładki i trzonu zamkowego. W ten sposób zapewnione jest przełożenie większe od jedności – niewielkie przemieszczenie tłoka zaporowego wymusza większe przesunięcie trzonu. Gdy rolki zostaną wypchnięte z obsady lufy i „schowają” się w tłoku zaporowym, cały zespół zamka porusza się swobodnie dalej. W wielu

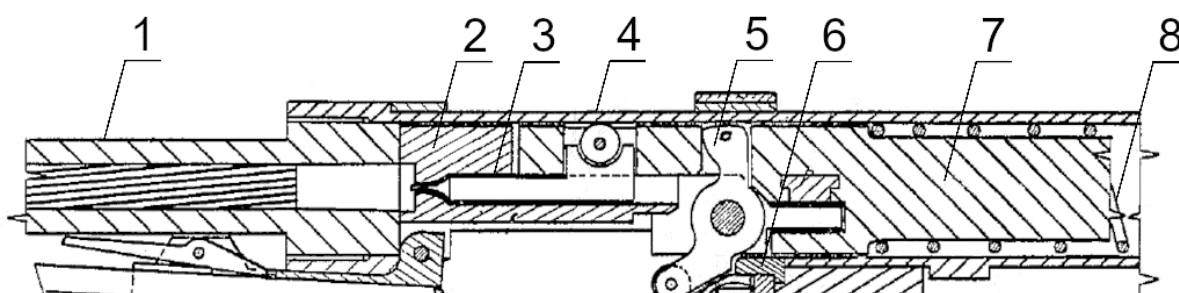
konstrukcjach występuje dodatkowo dźwignia przeciwoodskokowa umieszczona na trzonie zamkowym i zapobiegająca odbiciu zamka podczas powrotu w przednie położenie. Gdy zamek znajduje się w przednim położeniu, koniec dźwigni zachodzi za występ tłoka zaporowego. Po strzale koniec dźwigni wychodzi z występu, jednakże cały czas opiera się na ściance tłoka. Przy ruchu powrotnym, gdy rolki zachodzą w zagłębienia obsady lufy, dźwignia chwyta za występ tłoka. Zamiast dźwigni przeciwoodskokowej stosowane jest również rozwiązanie z bezwładnikiem w postaci granulek wolframu. Masa wypełniająca część wydrążenia w trzonie zamkowym, przemieszcza się w trakcie jego ruchu i swoją bezwładnością zapobiega odskokowi zamka [20, 22].

Mechanizm tego typu jest bardzo wrażliwy na charakterystyki balistyczne amunicji oraz zmianę takich parametrów jak długość lufy broni. W przypadku stosowania innej amunicji (na przykład poddźwiękowej lub o zwiększonej energii) lub wprowadzeniu zmian do układu miotającego, konieczna jest zmiana klina sterującego na charakteryzujący się innym kątem nachylenia powierzchni współpracujących z rolkami. Możliwe jest uproszczenie symetrycznego układu z dwoma rolkami, poprzez usunięcie jednej z nich. Takie rozwiązanie zastosowano w 9 mm pistolecie maszynowym STRIBOG słowackiej firmy Grand Power.

Rozwiązanie zastosowane w karabinie G3 stało się „znakiem rozpoznawczym” wielu produktów firmy HK, w tym m.in.: 9 mm pistoletu HK P9, 9 mm pistoletu maszynowego HK MP5, 5,56 mm karabinków HK33 i G41, 7,62 mm karabinu maszynowego HK21 oraz 7,62 mm karabinów wyborowych MSG90 i PSG1. Bliźniacze układy do tych z HK występowały w 9 mm pistolecie maszynowym Calico M960 (USA) oraz 7,5 mm karabinie SIG SG-510 (StG 57) i 7,62 mm karabinie maszynowym SIG MG 710-3 (Szwajcaria) [20, 22]. Rolkowy układ zastosowano również w opracowanej w 2009 r. amerykańskiej strzelbie SRM Arms Model 1216 (oraz 1212 i 1208 różniących się głównie długością lufy i pojemnością magazynka). W 2021 r. zaprezentowano karabin BW20 na nabój 7,62x51 mm NATO, który ma być następcą karabinów G3 produkowanych przez pakistańską firmę POF. Nieco później przedstawiono również działające na tej samej zasadzie: karabinek na nabój 7,62x39 mm, a także 5,56 mm karabinek CW56, mający zastąpić karabinki M4. W 2024 r. zaprezentowano karabin maszynowy REAPR (USA) na nabój .338 Norma Magnum (z zestawem do konwersji na nabój 7,62x51 mm).

1.4. Broń z mechanizmem dźwigniowym

Pozorne zwiększenie masy zamka można również uzyskać poprzez dźwignię rozdzielającą dwie części zamka (rys. 1.7). W takim układzie, w tłoku zaporowym zamocowana jest obrotowo dźwignia, której dłuższe ramię współpracuje z trzonem zamkowym, a krótsze ramię opiera się o oporę komory zamkowej. W czasie strzału, dno łuski oddziałuje na tłok zaporowy, który zanim zacznie się swobodnie poruszać musi pokonać opór podpartej dźwigni – obrócić ją i napędzić trzon zamkowy. Po napędzeniu trzonu zamkowego i obróceniu się dźwigni (do położenia, w którym nie opiera się o oporę) obie części zamka poruszają się dalej razem, jak dla ZS [22].



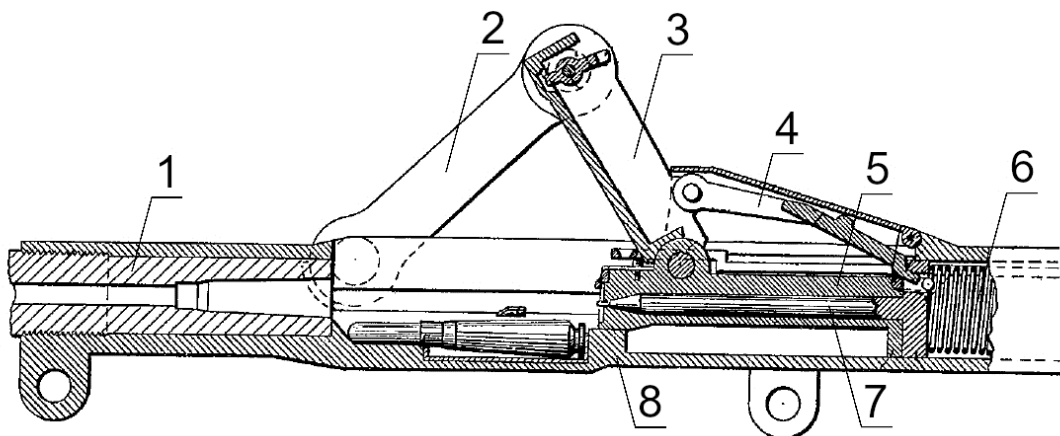
Rys. 1.7. Zamek półswobodny z mechanizmem dźwigniowym w pistolecie maszynowym Danuvia 39M: 1 – lufa, 2 – tłok zaporowy, 3 – iglica, 4 – komora zamkowa, 5 – dźwignia, 6 – podpora/występ komory zamkowej, 7 – trzon zamkowy, 8 – sprężyna powrotna (na podstawie [23])

Rozwiązanie z mechanizmem dźwigniowym opatentował Paul Kiraly w 1913 r. [24] i zastosował je w węgierskim 9 mm pistolecie maszynowym Danuvia 39M (oraz 43M i 44M) oraz 7,62 mm karabinku San Cristobal Model 1 i 2 (Dominikana) [25, 26]. Opisana zasada działania jest rzadko spotykana, ale występuje jeszcze w francuskim karabinie maszynowym AA-52 firmy MAS, strzelającym nabojem 7,5x54 mm [22], wprowadzonym do uzbrojenia armii francuskiej w latach 50. XX wieku. W latach 60. XX wieku powstał z kolei francuski 5,56 mm karabinek w układzie bull-pup (znany jako FAMAS), który stał się jedną z najpopularniejszych konstrukcji z ZP. Armia francuska dopiero kilka lat temu rozpoczęła jego zastępowanie nowszym rozwiązaniem, tj. niemieckim 5,56 mm karabinkiem HK 416F [27].

Dźwigniowy mechanizm znalazł zastosowanie również w broni do ochrony osobistej, typu PDW (z ang. *Personal Defense Weapon*), tj. w singapurskim, 9 mm pistolecie maszynowym ST Kinetics CPW z 2008 r. Broń wykonano z wytrzymałych i lekkich materiałów (polimery, stop aluminium), co w połączeniu z zastosowaniem ZP, pozwoliło na uzyskanie broni o masie wynoszącej zaledwie 1,7 kg [28].

1.5. Broń z mechanizmem kolankowo-dźwigniowym

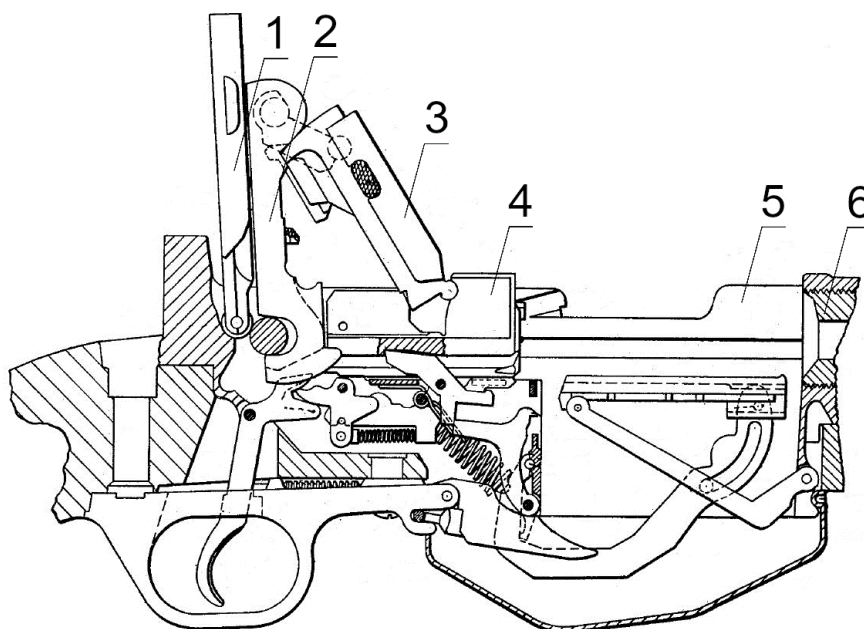
Jedną z pierwszych koncepcji mechanicznego opóźnienia otwarcia przewodu lufy, która została zastosowana w szerszej skali, powstała na początku XX wieku. Niemiecki inżynier Andreas Schwarzlöse w 8 mm karabinie maszynowym M.7 z sukcesem zastosował opóźnienie otwarcia zamka realizowane mechanizmem kolankowo-dźwigniowym (rys. 1.8) [29]. W tym rozwiązaniu, masywna iglica zakończona jest płytką podpartą sprężyną powrotną. Zamek połączony jest z komorą zamkową przez dwie obracające się dźwignie. W czasie strzału przemieszczenie zamka wymagało obrócenia dźwigni znajdujących się w położeniu znacznie hamującym go w pierwszej fazie jego ruchu.



Rys. 1.8. Zamek półswobodny z mechanizmem kolankowo-dźwigniowym w karabinie Schwarzlöse: 1 – lufa, 2 – dźwignia zewnętrzna, 3 – dźwignia wewnętrzna, 4 – dźwignia spustowa, 5 – zamek, 6 – sprężyna powrotna, 7 – iglica, 8 – komora zamkowa (na podstawie [29])

W celu zminimalizowania ryzyka zerwania łuski oraz jej łatwiejszej ekstrakcji z komory nabożowej po strzale, w pokrywie komory zamkowej karabinu umieszczono automatyczną pompę olejową, która pokrywała cienką warstwą smaru łuskę każdego naboju dosyłanego do komory nabożowej. Karabin Schwarzlöse posiadał najkrótszą z ówczesnych karabinów maszynowych lufę (długości 530 mm), w związku z czym, pocisk opuszczał przewód lufy po stosunkowo krótkim czasie, a zamek mógł się szybciej otworzyć ze względu na spadek ciśnienia w lufie, skutkując zwiększeniem szybkostrzelności broni. Wiązało się to jednak z obniżeniem prędkości wylotowej pocisku i skróceniem jego donośności. Jak na tamte czasy karabin charakteryzował się stosunkowo niską masą, niewielką liczbą części składowych oraz łatwym rozkładaniem [30].

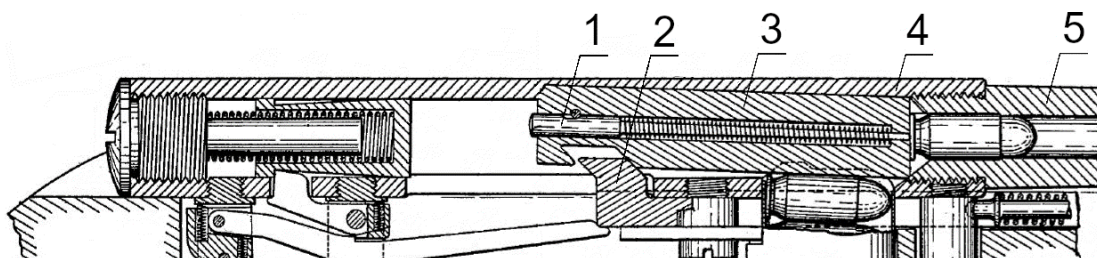
Zbliżone rozwiązanie do przyjętego w km Schwarzklose, opatentował w 1929 r. John Pedersen, który w swoim karabinie (rys. 1.9) zastosował łuski, pokrywane fabrycznie woskową powłoką ułatwiającą ich wyciąganie. Mimo stosunkowo prostej konstrukcji karabin pozostał jedynie w fazie prototypu.



Rys. 1.9. Zamek półswobodny z mechanizmem kolankowo-dźwigniowym w karabinie Pedersena: 1 – trzon zamkowy, 2 – dźwignia zewnętrzna, 3 – dźwignia wewnętrzna, 4 – tłok zaporowy, 5 – komora zamkowa, 6 – lufa (na podstawie [31])

1.6. Broń z zamkiem wahliwym

W początkowym okresie II wojny światowej Eugene Reising skonstruował pistolet maszynowy Reising M50 (USA), który był tańszą alternatywą dla pistoletu maszynowego Thompsona. Po niezbyt udanym debiucie w okresie wojny na Pacyfiku, broń tę długo używały służby bezpieczeństwa USA. W PM Reising zastosowano układ z tzw. zamkiem wahliwym (rys. 1.10).



Rys. 1.10. Zamek wahliwy w pistolecie maszynowym Reising M50: 1 – iglica, 2 – suwadło, 3 – zamek, 4 – komora zamkowa, 5 – lufa (na podstawie [32])

Zamek w tylnej części miał skośną powierzchnię do współpracy z powierzchnią oporową komory zamkowej, która jest pochylona pod kątem większym od kąta tarcia. Podczas strzału przemieszczający się do tyłu zamek jest hamowany do czasu, gdy wyjdzie on zza powierzchni oporowej komory zamkowej.

Układ z zamkiem wahliwym został zastosowany również w 9 mm pistolecie Remington Model 51 (USA) zaprojektowanym przed rozpoczęciem I wojny światowej przez Johna Pedersena [33]. Zamek składał się z trzonu zamkowego oraz umieszczonego wewnątrz niego tłoka zaporowego. Po strzale, tłok zaporowy i trzon zamkowy przemieszczają się w tylne położenie pod wpływem oddziaływania ciśnienia gazów prochowych na łuskę. Po przebyciu drogi nieco ponad 2 mm tylne ramię tłoka zaporowego, napotykając na oporę w szkielecie broni zatrzymuje się. Napędzony trzon zamkowy przemieszcza się dalej i po przebyciu drogi około 5 mm oddziałuje swoją skośną powierzchnią na tłok zaporowy, co skutkuje uniesieniem tylnej jego części, w wyniku czego, górnym występem zazębia się z wybraniem w trzonie zamkowym. Do tego czasu ciśnienie gazów w lufie spada do bezpiecznej wartości i dalej obie części zamka poruszają się razem do tyłu. Specyficzną cechą rozwiązania Pedersena jest to, że powierzchnie oporowe tłoka zaporowego i komory zamkowej są ustawione pod kątem mniejszym od kąta tarcia (do odryglowania tłoka wymagany jest ruch trzonu zamkowego), a przed strzałem tłok zaporowy nie jest oparty o oporę ryglową komory zamkowej. Dlatego tłok zaporowy napędza trzon zamkowy uderzeniowo (na stosunkowo krótkiej drodze), po czym uderza w oporę ryglową komory zamkowej. W tym nieruchomym położeniu pozostaje do chwili „odryglowania” zamka.

Podobne rozwiązanie zastosowano w innych amerykańskich pistoletach Remingtona: Model 53 oraz R51 (z 2014 r., na nabój 9x19 mm Parabellum), a także w nieco zmienionej wersji w szwajcarskim 7,65 mm pistolecie maszynowym SIG MKMS, w którym tłok zaporowy podczas odrzutu obniżał się, a nie podnosił.

1.7. Inne rozwiązania w broni z odrzutem zamka półswobodnego

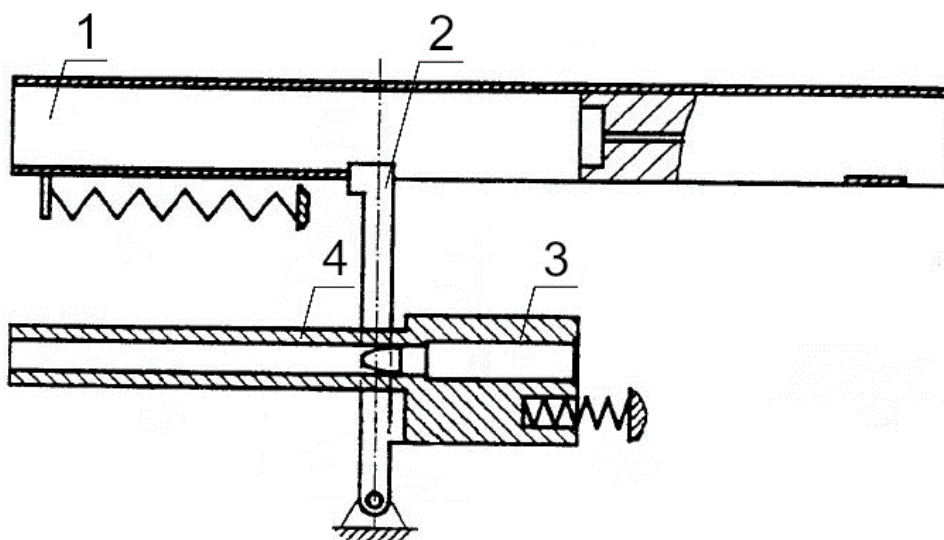
W początkowym okresie rozwoju automatycznej broni palnej stosowano stosunkowo proste rozwiązania konstrukcyjne broni z OZP w postaci zamka jednoczęściowego z oporami ryglowymi pochylonymi pod kątem znacznie większym od kąta tarcia. Takie rozwiązanie opatentował w 1894 r. i wykorzystał w karabinie

samopowtarzalnym austriacki konstruktor Ferdynand von Mannlicher [34]. Ze względu na zastosowany nabój i nierozwiązany problem ekstrakcji łusek, konstrukcja ta pozostała jedynie w fazie prototypu.

Zbliżone rozwiązanie do proponowanego przez von Mannlichera zastosowano z powodzeniem w 9 mm pistolecie maszynowym Villar-Perosa Mod. 15 i 6,5 mm karabinie maszynowym SIA Mod. 18, opracowanych przez włoskiego konstruktora Abiela B. Revelliego w okresie I wojny światowej [35]. Oba wzory broni miały jednoczęściowy zamek z pojedynczym występem ryglowym, współpracującym z oporą ryglową pochyloną pod kątem 45° . W początkowej fazie ruchu zamek obracał się opóźniając swoje otwarcie.

Innym, rzadko stosowanym rozwiązaniem jest ZP z mechanizmem obrotu lufy zastosowany m.in. w 7,65 mm pistolecie Savage Model 1907 (USA), czy też w 9 mm pistoletach MAB PA-15 (Francja) i QSZ92-5,8 (Chiny). Występ na lufie współpracuje z rowkiem prowadzącym w zamku. W czasie strzału, siłę, którą odrzucany do tyłu zamek stara się obrócić lufę, przeciwstawia się siła bezwładności lufy oraz siła pochodząca od oddziaływania pocisku na bruzdy przewodu lufy do czasu, aż pocisk opuści lufę [22, 36, 37].

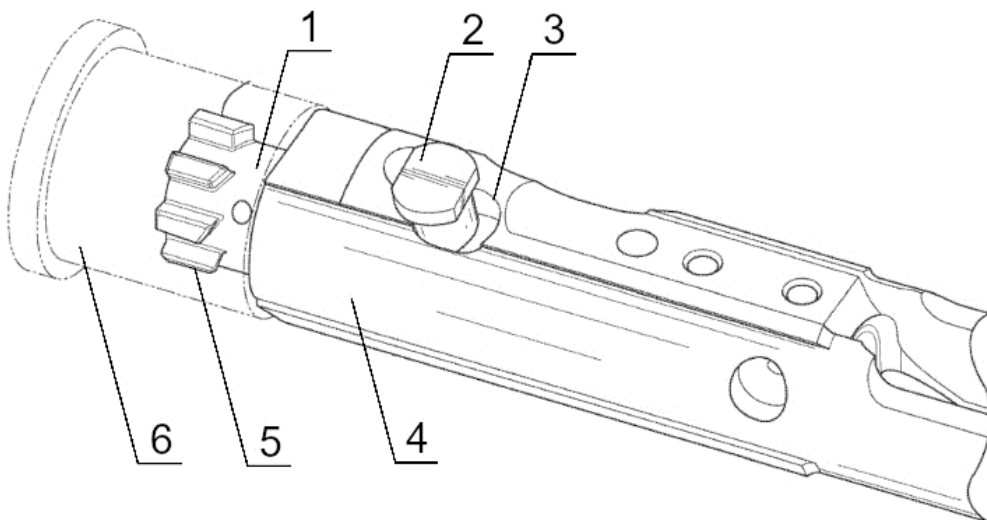
Interesujące rozwiązanie zastosowano w 5,7 mm pistoletach FN Five-sevenN (Belgia) i Ruger-57 (USA), tj. układ z ruchomą lufą (rys. 1.11) [38].



Rys. 1.11. Zamek półswobodny w pistolecie FN Five-sevenN:
1 – zamek, 2 – dźwignia, 3 – komora naboju, 4 – część prowadząca przewodu lufy
(na podstawie [38])

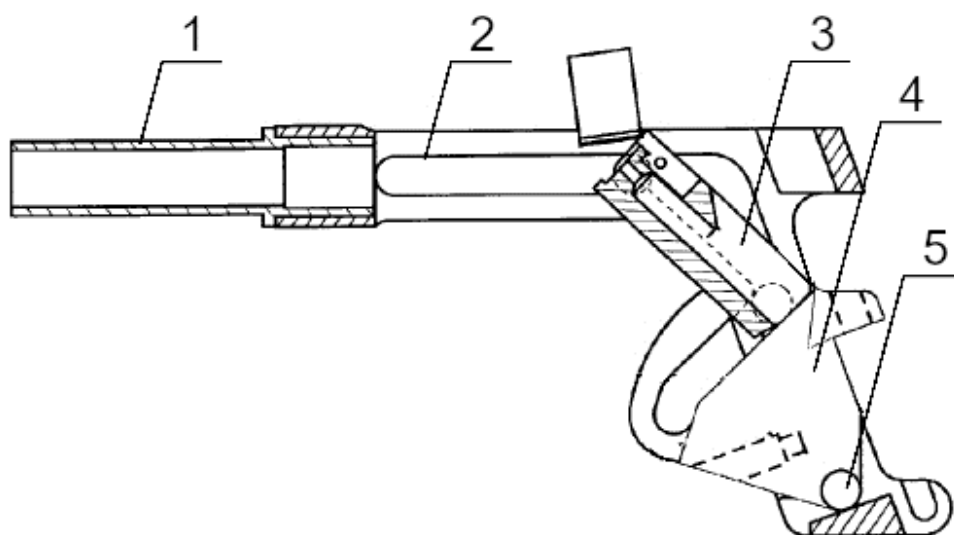
Pistolety te mają zamek jednoczęściowy i ruchomą lufę, które rozdzielono dźwignią obracającą się w płaszczyźnie pionowej. Krótkie ramię dźwigni opiera się o przednią powierzchnię opory lufy, a długie ramiona wchodzi w wycięcia w bocznych ściankach zamka. Geometrię układu dobrano tak, że po strzale odrzucany zamek naciska na długie ramiona dźwigni, które obracając się naciskają krótkim ramieniem na lufę, powodując jej ruch do tyłu. W ten sposób do chwili wyjścia długich ramion dźwigni z wybrań zamka, lufa zwiększa siłę bezwładności zamka.

Ciekawe rozwiązanie konstrukcyjne zastosowano w amerykańskim 11,43 mm pistolecie maszynowym CMMG MkG45 Guard z 2017 r. (pistolet maszynowy na nabój 9x19 mm oznaczono *Banshee*), zbudowanym na bazie karabinka AR-15. W broni tej przyjęto układ, zwany z ang. *radial delayed blowback operated* (rys. 1.12), w którym opóźnione otwarcie zamka jest następstwem konieczności obrotu tłoka zaporowego – w wyniku współpracy skośnych powierzchni występow tłoka zaporowego (przypominających rygle) z oporami na obsadzie lufy. Podczas strzału, tłok zaporowy obracając się oraz przemieszczając nieznacznie do tyłu, wymusza – poprzez krzywkę prowadzącą – przyspieszenie ruchu trzonu zamkowego do tyłu. W chwili, gdy tłok zaporowy zostanie obrócony o taki kąt, że jego występy wyjdą zza opór obsady lufy, zespół zamka rozpoczyna swobodny ruch do tyłu [39]. W praktyce w tym mechanizmie występują problemy ze ścierającymi się skośnymi wystęgami zamka.



Rys. 1.12. Zamek półswobodny w pistolecie maszynowym CMMG Mk 45 Guard:
1 – tłok zaporowy, 2 – trzcień prowadzący, 3 – krzywka prowadząca, 4 – trzon zamkowy,
5 – występy zamka, 6 – obsada lufy (na podstawie [39])

W amerykańskim 9 mm pistolecie maszynowym Kriss Vector zastosowano dwuczęściowy zamek, w którym tłok zaporowy i trzon zamkowy są połączone przegubowo, a trzon zamkowy przemieszcza się w dół, pod kątem w stosunku do osi lufy. Energia odrzutu została skierowana – poprzez krzywkę – do dołu na sprężynę powrotną umieszczoną wzdłuż chwytu broni (rys. 1.13). Odpowiedni kształt krzywki sterującej pracą zamka powoduje, że w początkowej fazie strzału tłok zaporowy nieznacznie się cofa, a trzon zamkowy zaczyna się obniżać. Następnie trzon zamkowy pociąga za sobą tłok zaporowy, obniżając jego tylną część (przekasza go). Skierowanie ruchu tłoka do dołu pozwoliło na zmniejszenie długości broni oraz złagodziło efekt podrzutu broni [40].



Rys. 1.13. Zamek półswobodny opatentowany przez Krissa Vectora:
1 – lufa, 2 – krzywka prowadząca, 3 – tłok zaporowy, 4 – trzon zamkowy,
5 – trzpień prowadzący (na podstawie [40])

W 2019 r. TACCOM (USA) zaprezentowała nietypowe rozwiązanie dla broni rodziny AR (początkowo kalibru 9 mm, a później również – .40S&W i .45 ACP), które wykorzystuje urządzenie powrotne, zawierające magnesy neodymowe, mające za zadanie opóźnić ruch zamka. Udoskonalona wersja tej broni z 2022 r. umożliwia regulację działania urządzenia poprzez zmianę liczby magnesów, pierścieni napinających sprężynę i liczbę zwojów sprężyny.

1.8. Analiza wyników badań gabarytowo-masowych wybranych typów broni

W celu pozyskania informacji na temat parametrów konstrukcyjnych broni z OZS przeprowadzono badania gabarytowo-masowe wybranych jej typów, będących na wyposażeniu Laboratorium Systemów Uzbrojenia ITU WML WAT. Badaniom poddano 10 konstrukcji broni działającej na zasadzie OZS oraz 7 konstrukcji broni działającej na zasadzie OZP. Niektóre zmierzone parametry wybranych wzorów broni działającej na zasadzie OZS przedstawiono w tab. 1.1, natomiast broni działającej na zasadzie OZP – w tab. 1.2.

Tab. 1.1. Niektóre parametry wybranych wzorów broni działającej na zasadzie OZS

Wyszczególnienie	PM FN P90	PM UZI	PM Mini UZI	PM Micro UZI	PM UZI pistol	Pistolet HK VP70Z	PM CZ Scorpion EVO 3S1	PM Beretta M12	PM PM-98	PM SA wz. 48
Typ amunicji [mm]	5,7x28	9x19	9x19	9x19	9x19	9x19	9x19	9x19	9x19	9x19
Masa broni [kg]	2,634	3,468	2,764	2,006	1,684	0,839	2,542	3,242	2,409	3,183
Masa zespołu odrzucanego* [kg]	0,611 ¹	0,685	0,558	0,534	0,485	0,407	0,623 ¹	0,613	0,514	0,648
Masa urządzenia powrotnego [kg]	– ²	0,074	0,068	0,072	0,067	0,008	– ²	0,023	0,049	0,107
Droga zamka do zaczepu [mm]	– ³	67,3	– ³	– ³	– ³	– ³	– ³	74,5	87,8	93,0
Maksymalna droga zamka [mm]	59,6	112,4	51,5	53,0	51,9	38,4	76,0	125,1	87,8	108,0

* zespołem odrzucanym w przypadku broni z OZS zwykle jest sam zamek; w broni działającej na innej zasadzie zespołem odrzucanym może być np.: zamek, zamek z suwadłem, zamek z tłokiem gazowym lub trzon i klin zamkowy z tłokiem zaporowym;

¹ masa zamka z urządzeniem powrotnym;

² urządzenie powrotne jest połączone z zamkiem/suwadłem;

³ zaczep nie występuje.

Pomiary wykonano jedynie dla broni z ZS zasilanej amunicją pistoletową 5,7x28 mm i 9x19 mm. Wynika to z faktu, że ZS nie jest powszechnie wykorzystywany w broni automatycznej zasilanej amunicją o dużej energii pocisku (np. pośredniego, karabinowego itd.).

Tab. 1.2. Niektóre parametry wybranych wzorów broni działającej na zasadzie OZP

Wyszczególnienie	Pistolet FN Five-seven	Pistolet HK P7	Pistolet HK P9S	PM HK MP5	kbk HK 33	kb HK G3	kwb HK PSG 1
Typ amunicji [mm]	5,7x28	9x19	9x19	9x19	5,56x45	7,62x51	7,62x51
Masa broni [kg]	0,573	0,856	0,850	3,067	4,125	4,450	7,592
Masa zespołu odrzucanego [kg]	0,256	0,299	0,301	0,278	0,542	0,756	0,790
Masa urządzenia powrotnego [kg]	0,109 ¹	0,011 ²	0,008 ²	0,690	— ³	— ³	— ³
Droga zamka do zaczepu [mm]	49,5	37,3	41,8	54,0	93,9	109,7	— ⁴
Maksymalna droga zamka [mm]	51,8	42,3	43,3	107,0	135,0	159,9	137,3

¹ urządzenie powrotne jest połączone z lufą;

² urządzeniem powrotnym jest jedynie sprężyna powrotna;

³ urządzenie powrotne jest połączone z kolbą;

⁴ zaczep nie występuje.

Na podstawie analizy wyników badań broni z ZS można stwierdzić, że masa zespołu odrzucanego m_{zo} w analizowanych konstrukcjach zawiera się w przedziale 0,407÷0,685 kg. Z kolei w broni z ZP masa zespołu odrzucanego zawiera się w przedziale 0,256÷0,790 kg, z tym, że dla konstrukcji zasilanych analogiczną amunicją pistoletową (5,7x28 mm i 9x19 mm) m_{zo} zawiera się w przedziale 0,270÷0,300 kg. W broni zasilanej amunicją pośrednią m_{zo} wynosi około 0,540 kg, a amunicją karabinową – zawiera się w przedziale 0,750÷0,800 kg.

Z powyższego porównania wynika, że zastosowanie układu z ZP pozwala znacząco obniżyć masę zespołu odrzucanego broni w porównaniu do układów z ZS. Ponadto, w broni wykorzystującej amunicję pośrednią (o znacznie większej energii

początkowej pocisku niż pocisku amunicji pistoletowej) możliwe jest zastosowanie zespołu odrzucanego (ZO) o masie zbliżonej do układu ZS zasilanego amunicją pistoletową.

Dostrzegając liczne zalety broni wykorzystującej OZP, w niniejszej pracy szczegółowej analizie poddano tę zasadę działania. Spośród stosowanych metod opóźniania ruchu zamka, na uwagę zasługuje rozwiązanie z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie (OZPOG), które wydaje się perspektywiczne, chociaż do tej pory zostało mało dokładnie zbadane. Układ tego typu jest podatny na modyfikacje i optymalizację. Wstępnie rozważano również opóźnianie ruchu zamka za pomocą układu z mechanizmem rolkowym, jednakże ze względu na jego liczne zastosowanie w produktach firmy HK stwierdzono, że możliwości rozwoju tego układu w Polsce mogą być utrudnione.

Ze względu na ograniczony dostęp do broni wyposażonej w układ z OZPOG, jako modelowy przyjęto niemiecki pistolet HK P7. Broń poddano rozszerzonym pomiarom gabarytowo-masowym, których celem było pozyskanie danych niezbędnych zarówno do przeprowadzenia badań symulacyjnych, jak i do zaprojektowania stanowiska laboratoryjnego zawierającego układ z OZPOG w ramach rozprawy [2]. Wybrane parametry pistoletu HK P7 uzyskane z pomiarów lub pozyskane z literatury [13] przedstawiono w tab. 1.3.

Tab. 1.3. Wybrane parametry pistoletu HK P7

Wyszczególnienie	J.m.	Wartość
Masa szkieletu z lufą	g	545
Masa zamka z tłokiem (bez iglicy)	g	274
Masa iglicy	g	15
Masa tłoka gazowego	g	10,78
Masa sprężyny powrotnej	g	11,54
Średnica tłoka gazowego (średnica pierścieni uszczelniających)	mm	7
Średnica na tłoku między pierścieniami uszczelniającymi	mm	5
Grubość pierścieni uszczelniających	mm	0,75
Długość tłoka między pierścieniami uszczelniającymi	mm	3,25
Długość całkowita tłoka gazowego	mm	55,5
Długość tłoka, na której znajdują się pierścienie uszczelniające	mm	42

Tab. 1.3. c.d. Wybrane parametry pistoletu HK P7

Wyszczególnienie	J.m.	Wartość
Liczba pierścieni uszczelniających na tłoku	szt.	10
Długość lufy	mm	105
Średnica otworu gazowego [13]	mm	1,4
Odległość otworu gazowego od przedniej krawędzi łuski [13]	mm	ok. 0,5

1.9. Podsumowanie rozdziału I

Analiza stanu wiedzy w dziedzinie automatycznej broni strzeleckiej z odrzutem zamka wykazała m.in., że:

- wykorzystanie układu zamka swobodnego jest najpopularniejsze w broni zasilanej amunicją pistoletową, charakteryzującą się stosunkowo niską energią pocisku, co wynika z konieczności zwiększania masy zespołu odrzucanego wraz ze wzrostem impulsu ciśnienia generowanego przez ładunek miotający;
- zastosowanie układu zamka półswobodnego pozwala na użycie zespołu odrzucanego o mniejszej masie (w porównaniu z układem z zamkiem swobodnym), co może przełożyć się na poprawę ergonomii broni. Analiza pokazała, że mechanizm tego typu nie jest powszechnie stosowany zarówno w karabinkach (strzelających nabojem pośrednim), jak i karabinach (strzelających nabojem karabinowym). Wynika to z faktu, że w konstrukcjach tych stosuje się zazwyczaj mniej złożone mechanicznie układy z odprowadzeniem gazów prochowych lub odrzutem lufy;
- spośród różnych układów z odrzutem zamka półswobodnego wyróżnia się układ z opóźnieniem gazodynamicznym, którego konstrukcja ma zbliżony stopień skomplikowania do układu z odprowadzeniem części gazów prochowych. Dotychczasowe implementacje układu z OZPOG ograniczają się praktycznie tylko do broni, w której zespół odrzucany obejmuje lufę, co występuje praktycznie tylko w pistoletach. Jednakże, układ ten ma duży potencjał modyfikacji. Bowiem istota działania tego mechanizmu umożliwia stosowanie go zarówno w broni zasilanej amunicją pośrednią, jak i karabinową, charakteryzującą się większym impulsem ciśnienia gazów prochowych niż w amunicji pistoletowej.

Strona celowo zostawiona pusta

ROZDZIAŁ II

ANALIZA LITERATURY W ZAKRESIE MODELOWANIA DZIAŁANIA AUTOMATYCZNEJ BRONI PALNEJ

Zagadnienia dotyczące modelowania pracy automatyki broni palnej występują stosunkowo rzadko w ogólnodostępnej literaturze przedmiotu. Wiele opracowań związanych z tematyką odrzutu⁹ dotyczy jego badania w rozumieniu nie jako zasady działania, lecz jako siły oddziałującej na strzelca w czasie strzału.

Przedstawione w rozprawie doktorskiej [41] zagadnienia koncentrują się na badaniu zjawiska odrzutu i podrzutu karabinków systemu MSBS. W tym celu opracowano modele fizyczne i matematyczne odrzutu i podrzutu oraz zaprojektowano i wykonano stanowisko laboratoryjne, które wykorzystano do walidacji opracowanych modeli. Częściowe rezultaty tych badań przedstawiano także w publikacjach [42÷49].

Opracowanie [50] przedstawia rozważania dotyczące odrzutu broni w kontekście wpływu na celność oddawanego strzału. W tym celu sformułowano model odrzutu broni, przeprowadzono jego badania symulacyjne oraz zestawiono z wynikami badań doświadczalnych.

W pracy [51] zaprezentowano sposób zmniejszenia odrzutu oddziałującego na strzelca podczas strzału. W proponowanym rozwiązaniu działającym na zasadzie krótkiego OL, zastosowano połączoną z przekładnią przeciwmasę, której ruch jest skierowany w przeciwną stronę do kierunku ruchu ZO (a zgodnie z ruchem pocisku). W wyniku przeprowadzonych analiz w środowisku MSC Adams wykazano znaczący spadek siły odrzutu – wyniki porównano z siłą określoną w badaniach doświadczalnych dla 7,62 mm karabinu maszynowego M240.

Odrzut broni (w kontekście siły oddziałującej na strzelca podczas strzału) jest istotny z punktu widzenia użytkowania sprzętu, lecz odnosi się do nieco innego zjawiska niż to, które rozpatrywane jest w niniejszej dysertacji. Niemniej jednak,

⁹ Odrzut – ruch zespołu odrzucanego broni lub całej broni w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu wystrzelonego pocisku pod wpływem działania siły od ciśnienia gazów prochowych na dno lufy podczas strzału oraz sił hamujących przeciwstawiających się temu ruchowi. Odrzut występuje w broni palnej wyposażonej w klasyczne lub klasyczno-rakietowe układy miotające.

zastosowanie układu z ZP pozwala na zmniejszenie masy ZO broni, co bezpośrednio wpływa na poprawę ergonomii i celność przy strzelaniu, zwłaszcza ogniem ciągłym i seryjnym.

Dotychczas, w mniejszym lub większym stopniu, podejmowano próby analizy większości zasad działania stosowanych w broni automatycznej. Warto zaznaczyć, że spośród ogólnodostępnych pozycji literaturowych, znaczna ich część została opracowana w Wojskowej Akademii Technicznej.

W rozprawie [52] sformułowano model fizyczny i matematyczny działania broni wykorzystującej OZS w oparciu o będący na wyposażeniu Sił Zbrojnych RP, polski 9 mm pistolet maszynowy wz. 98 (PM-98 Glauberyt). W pracy tej przeanalizowano równania stosowanych modeli balistyki wewnętrznej i zaproponowano model dla tego układu. Dostrzeżono m.in. różnice w wynikach symulacji oddziaływania pocisku z lufą w porównaniu do uzyskanych przy użyciu modelu Sierebriakova. Ponadto, dużą uwagę skupiono na badaniach ładunku zapłonowego i badaniach pirostatycznych prochu. Przeprowadzono walidację modelu balistyki wewnętrznej m.in. dla różnych modeli oddziaływania pocisku z lufą i wymiany ciepła, a także modelu działania automatyki broni w oparciu o symulacje w środowisku MSC Adams. Częściowe wyniki pracy opublikowano m.in. w [53, 54].

W artykule [55] przedstawiono rozwiązanie Problemu Głównego Balistyki Wewnętrznej (PGBW) dla pistoletu firmy HK, wykorzystującego OZ hamowany energią części gazów prochowych odprowadzanych przez boczny otwór w lufie. Dla tego układu sformułowano model matematyczny, na podstawie którego przeprowadzono symulacje. Sprawdzając wpływ wykorzystania energii do hamowania zamka (w odniesieniu do zamka zaryglowanego) dla jednego z wariantów stwierdzono, że zastosowanie układu z opóźnieniem gazodynamicznym ma niewielki wpływ na parametry balistyczne układu. Różnica w prędkości wylotowej pocisku wynosiła jedynie nieco ponad 2%, a w ciśnieniu maksymalnym w lufie – około 1,4% w stosunku do układu bez otworu gazowego. Ponadto, zastosowanie hamowania zamka pozwoliło zmniejszyć jego energię kinetyczną o ponad 16%, co dla danego przypadku mogłoby odpowiadać masie zamka większej o niemalże 20%. Przeanalizowano także wpływ zmian wartości niektórych parametrów układu na charakterystyki pracy układu. Dla przyjętych (stosunkowo niewielkich) odległości otworu gazowego od krawędzi łuski (od 5,7 do 12,6 mm),

średnic otworu gazowego (zmieniających się w zakresie $0,9\div 1,1$ mm), jak i dla przyjętych powierzchni roboczych tłoka gazowego (odpowiadających średnicy ok. $5,45\div 6,03$ mm) nie uzyskano większych różnic w wartościach prędkości maksymalnej zamka. Dla przeanalizowanych wartości, stwierdzono, że największy wpływ na prędkość maksymalną zamka ma średnica otworu gazowego. Na podstawie powyższych wniosków można przypuszczać, że stosując układ z zamkiem hamowanym gazodynamicznie istnieje możliwość wpływu na ograniczenie maksymalnej prędkości zamka bez konieczności zwiększania jego masy. Przytoczone analizy miały charakter jedynie symulacyjny i nie zostały zwalidowane doświadczalnie.

Tematyka wielu referatów [56÷77] dotyczyła broni wykorzystującej zasadę OGP przez boczny otwór w lufie. Podczas opracowywania i rozwijania konstrukcji karabinków systemu MSBS analizie poddawano zarówno sam układ wykorzystujący tę zasadę działania, jak i działanie samego karabinka, formułując w tym celu m.in. modele fizyczne i matematyczne pracy układu. Zagadnienia te miały bardzo szeroki zakres, a ich efekty przyczyniły się do udoskonalenia konstrukcji broni. Opracowano model fizyczny i matematyczny działania automatyki broni, gdzie przy rozwiązywaniu zagadnień balistyki wewnętrznej wykorzystano model termodynamiczny. Wykorzystując autorskie i opatentowane stanowisko badawcze, przeprowadzono badania doświadczalne, których wyniki posłużyły do walidacji zaproponowanego modelu matematycznego. Walidacja polegała przede wszystkim na dostosowaniu wartości współczynnika strat przepływu gazów między lufą a komorą gazową. Na podstawie badań określono również wpływ zmian wartości parametrów obiektu na prędkość zespołu odrzucanego układu. Powyższe rozważania stanowią treść rozprawy doktorskiej [56], której częściowe wyniki prezentowano m.in. w opracowaniach [57÷64]. Historia tych badań sięga początku lat 2000, kiedy to przeprowadzono numeryczne analizy pracy układu, które przedstawiono w [65÷67].

Wpływ charakterystyk konstrukcyjno-dynamicznych na poprawność działania układu automatyki karabinka analizowano w rozprawie [68]. Analizie poddawano działanie broni zarówno w przypadku strzelania ogniem pojedynczym, jak i ciągłym. Uwagę skupiono na wpływie parametrów głównych elementów układu automatyki (m.in. masy suwadła, parametru sprężyny powrotnej) oraz wzajemnym oddziaływaniu

elementów (m.in. tłoka gazowego z suwadłem). Zastosowano metodę elementów skończonych (MES) i metodę układów wieloczłonowych (MUW), do których wykorzystano przebiegi ciśnienia uzyskane doświadczalnie. Rezultaty przedstawiano w opracowaniach [69÷77].

Model matematyczny odnoszący się do broni z OGP przedstawiono również w [78]. Sformułowane równania modelu dotyczą m.in. przepływów gazów prochowych z lufy do komory gazowej, a także ich wypływu przez szczelinę między tłokiem gazowym a komorą gazową do otoczenia. Model został zwalidowany poprzez porównanie wyników badań symulacyjnych z wynikami badań doświadczalnych dla czechosłowackiego 7,62 mm karabinu maszynowego UK-59 (dla amunicji 7,62x54R mm).

Opracowanie [79] dotyczy m.in. modelowania zjawiska przepływu gazów z lufy do komory gazowej. Symulacje wykonano w środowisku CFD Ansys Fluent. Sprawdzano wpływ poszczególnych parametrów (m.in. średnicy i położenia otworu gazowego, początkowej objętości komory gazowej i początkowej temperatury w komorze) na parametry gazu w komorze, zmiany temperatury w komorze i charakterystyki dynamiczne tłoka gazowego. Porównywano uzyskane symulacyjnie i doświadczalnie (z wykorzystaniem działa 20 mm) wartości ciśnienia w przewodzie lufy i w komorze gazowej oraz prędkość ruchu tłoka. Przedstawiono strefy wysokich temperatur w komorze i na tłoku, mające znaczenie podczas doboru materiałów konstrukcyjnych i ich zabezpieczenia zapobiegającego erozji.

W pracy [80] przedstawiono badania symulacyjne i doświadczalne działania 9 mm pistoletu PW INKA, opracowanego przez Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia. Jako wymuszenie w symulacjach wykorzystano uzyskane eksperymentalnie przebiegi ciśnienia gazów prochowych. Porównano zastosowanie metod MUW i MES. Stwierdzono, że dla analizy kinematycznej, bez uwzględniania naprężeń występujących w elementach broni, lepszym rozwiązaniem jest MUW. Pozwala ona na szybsze i łatwiejsze opracowanie dokładnego odwzorowania modelu broni. Sprawdzono i potwierdzono poprawność założeń konstrukcyjnych i konstrukcji pistoletu. Po przeprowadzonej walidacji, określono wpływ istotnych, z punktu widzenia autora, parametrów konstrukcyjnych broni na prędkość i przemieszczenie zamka. Częściowe wyniki pracy zaprezentowano w opracowaniach [81÷84].

W rozprawie [85] przedstawiono wyniki modelowania działania układu wykorzystującego zasadę krótkiego OL z zastosowaniem przyspieszacza krzywkowo-dźwigniowego. Na uwagę zasługuje proponowany model termodynamiczny balistyki wewnętrznej, który wprowadza nowości w postaci modyfikacji w odniesieniu do modelu przedstawianego w porozumieniu standaryzacyjnym STANAG 4367 [86]. Zaprezentowano rezultaty badań doświadczalnych wykonanych przy użyciu luf balistycznych, a także z wykorzystaniem amerykańskiego, 12,7 mm wielkokalibrowego karabinu maszynowego M2HB. Wyniki te posłużyły do walidacji modelu matematycznego symulującego działanie takiej broni. Co więcej, przeprowadzono interesujące badania spłonek amunicji wielkokalibrowej w mikrokomorze manometrycznej. W określaniu parametrów ładunku miotającego zastosowano identyfikację eksperymentalnej funkcji kształtu. Wyniki rozprawy zaprezentowano w licznych opracowaniach, m.in. w [87÷93].

W artykule [94] zaprezentowano model matematyczny 37 mm podwójnie sprzężonej armaty przeciwlotniczej Typ 65 (Chiny) działającej na zasadzie krótkiego OL. Badania prowadzono głównie w celu wykorzystania wyników do rozwiązywania problemów ze stabilizacją działa podczas strzelania.

Modelowanie pracy broni przeprowadzano również dla broni lotniczej, działającej na zasadzie krótkiego OL z przyspieszaczem armaty lotniczej NR-30 (ZSRR) [95, 96]. Wykorzystując oprogramowanie CAD/CAE (Solid Edge oraz visualNastran) analizie poddano działanie układu pod kątem jego zużycia eksploatacyjnego, z uwzględnieniem zużycia przyspieszacza i jego wpływu na parametry kinematyczne zespołu odrzucanego broni. Dodatkowo, do obliczeń wytrzymałościowych zawartych w [96] wykorzystano MES. Z kolei w opracowaniu [97] dla armaty lotniczej NS-23 (ZSRR) działającej na tej samej zasadzie, co armata NR-30 zastosowano mechanizm przyspieszacza, który zmniejsza energię odrzutu ZO, a w konsekwencji zapewnia większą trwałość armaty i jej elementów oraz mniejsze oddziaływanie na płatowiec podczas strzelania.

Przedstawiony w [98] model działania broni z OGP oparto na równaniach Lagrange'a, uwzględniając dynamiczne interakcje pomiędzy mechanizmami. Ponadto uwzględniono luz wzdłużny między elementami układu automatyki.

W obliczeniach symulacyjnych zastosowano parametry użytego do badań doświadczalnych karabinu maszynowego PKMS (ZSRR).

W [99] przedstawiono model balistyki wewnętrznej 5,56 mm karabinka strzelającego pod wodą, działającego na zasadzie OGP. Wyniki badań doświadczalnych wykorzystano do walidacji sformułowanego modelu działania automatyki tej broni. W opracowaniu nie uwzględniano zachodzących w komorze gazowej zjawisk termodynamicznych, mimo tego, uzyskane z symulacji wartości ciśnienia maksymalnego w lufie i prędkości wylotowej pocisku dobrze odwzorowują wyniki eksperymentalne.

Opracowanie [100] zawiera analizę strat przepływu gazów przez kanał gazowy do komory w układzie z OGP przez boczny otwór w lufie. Przeanalizowano analitycznie wpływ kąta nachylenia otworu gazowego na występujące straty. Dla skrajnych wartości kąta 90° i 160° uzyskano maksymalne wartości prędkości ZO odpowiednio 6,244 m/s i 6,559 m/s, pokazując występującą pewną zależność między tymi charakterystykami. Sprawdzone również wpływ promienia zaokrąglenia krawędzi otworu, wskazując, że zwiększenie zaokrąglenia powoduje mniejsze straty przepływu, a tym samym większe ciśnienie maksymalne w komorze i większą prędkość ZO.

Podsumowując, na podstawie analiza literatury w zakresie modelowania działania automatycznej broni palnej można stwierdzić, że:

- większość opracowanych modeli matematycznych pracy układów automatyki dotyczy broni działającej na zasadzie odprowadzenia części gazów prochowych, rzadziej zaś – odrzutu lufy lub odrzutu zamka swobodnego;
- praktycznie nie występują opracowania dotyczące broni działającej na zasadzie OZPOG. Jedyne ogólnodostępne opracowanie pochodzi z 1984 r. [55]. Przedstawiony w nim model matematyczny jest bardzo uproszczony, a niektóre z przyjętych wartości parametrów wejściowych, biorąc pod uwagę obecny stan wiedzy, należy uznać za wątpliwe jakościowo lub nieprecyzyjne (założono m.in. uproszczone, liniowe prawo spalania oraz jednorodny rozkład ciśnienia gazów prochowych w przestrzeni zapociskowej). Ponadto, model ten nie został zwalidowany doświadczalnie.

ROZDZIAŁ III

ANALIZA STANU WIEDZY W DZIEDZINIE PLANOWANIA EKSPERYMENTU

W niniejszej rozprawie doktorskiej jedno z głównych zagadnień badawczych dotyczyło wykonania obszernych badań symulacyjnych pracy układu z OZPOG, które umożliwiły wstępną ocenę zachowania układu oraz wybór odpowiedniego planu doświadczenia do badań instrumentalnych, niezbędnych do walidacji modelu matematycznego. W związku z tym wybór metody planowania eksperymentu wymagał merytorycznego uzasadnienia, uwzględniającego specyfikę badanego obiektu i celów prowadzonych badań, aby zapewnić efektywną realizację zadań badawczych.

Narzędzia planowania eksperymentu (ang. *Design of Experiments* – DoE) są szeroko wykorzystywane w badaniach naukowych i inżynierskich. W ogólnodostępnej literaturze często prezentowane są wyniki badań uzyskane z zastosowaniem metod DoE, co wynika przede wszystkim z możliwości znacznego ograniczenia liczby pomiarów niezbędnych do sformułowania adekwatnego matematycznego opisu obiektu badań oraz z redukcji kosztów eksperymentów. Eksperyment jest serią pomiarów mających na celu określenie wpływu zmiennych wejściowych oraz zakłóceń (zaburzeń) na wielkości wyjściowe. Zgodnie z [101], pod pojęciem „planowania eksperymentu”, rozumie się techniki, które służą wyborowi takich doświadczeń, które zapewnią najbardziej efektywne ich wykorzystanie.

Początki rozwoju teorii „planowania eksperymentu” sięgają lat 20. XX wieku [102], a jednym z jej pionierów był brytyjski naukowiec Ronald Aylmer Fisher. Jego badania, dotyczące analizy statystycznej wpływu czynników na uzyskiwane plony w rolnictwie, zostały zaprezentowane w [103] i [104] i po raz pierwszy określiły koncepcję DoE. W następnych latach problematyka „planowania eksperymentu” sukcesywnie się rozwijała, a istotny przełom nastąpił na początku lat 50. XX wieku, kiedy to George E. P. Box i K. B. Wilson opracowali i zaprezentowali metodologię powierzchni odpowiedzi (z ang. *response surface methodology* – RSM) [105]. Metodologia ta szybko znalazła szerokie zastosowanie w planowaniu eksperymentu, stając się jednym z najczęściej wykorzystywanych narzędzi badawczych.

W XXI wieku metody DoE stanowią ważny element badań prowadzonych w wielu dziedzinach nauki, przy czym najpowszechniej stosuje się je w chemii, materiałoznawstwie oraz w zarządzaniu produkcją. W ostatnich latach wzrosło wykorzystanie tego narzędzia również w analizie kryminalistycznej, czego przykładem może być czterdzieści recenzowanych artykułów poddanych analizie w ramach przeglądu literaturowego [106]. Ponadto, DoE jest stosowane m.in. w: dziedzinie toksykologii sądowej [107], modelowaniu związanym z procesem fermentacji w produkcji leków biologicznych [108], zagadnieniach dotyczących kontroli jakości [109] oraz w procesie optymalizacji parametrów druku 3D materiałów stosowanych w biomedycynie [110]. Ponadto, DoE jest wykorzystywane również w zagadnieniach typowo mechanicznych, np. w procesie optymalizacji wyników badań wydajności chłodzenia silnika [111], czy obróbki metali i pomiaru ich chropowatości [112].

Wymienione opracowania stanowią jedynie niektóre przykłady spośród licznych publikacji prezentujących wyniki badań prowadzonych z wykorzystaniem DoE. Jednak, podczas analizy literatury przedmiotu nie znaleziono przykładów wykorzystania DoE w badaniach związanych z szeroko pojętym uzbrojeniem. Mając na uwadze potencjał narzędzi planowania eksperymentu, w dalszej części niniejszego rozdziału omówiono podstawowe zagadnienia związane z DoE, scharakteryzowano plany doświadczeń oraz przedstawiono etapy prowadzenia badań z wykorzystaniem tych metod.

Podczas planowania doświadczeń niezbędne jest określenie tzw. czynników, czyli parametrów wejściowych (ang. *factors*), od których przewiduje się zależność wielkości wyjściowej. W ten sposób zostaje opracowany model jakościowy obiektu badań. Mimo, że zaleca się minimalizację liczby parametrów, warto uwzględnić wszystkie te, które mogą istotnie wpływać na obiekt badań. Ponadto, wielkości te powinny być od siebie niezależne oraz możliwe do przedstawienia w formie liczbowej wraz z określoną jednostką miary. Zmienne wejściowe mogą przyjmować wartości w pewnym ograniczonym zakresie, ustalonym osobno dla każdego parametru. Istotne jest, aby obiekt badań funkcjonował prawidłowo dla każdej wartości parametrów, w tym granicznych oraz dla każdej ich kombinacji (konfiguracji, ang. *treatments*).

Na podstawie wyników pomiarów z badań eksperymentalnych lub symulacji z badań teoretycznych możliwe jest określenie tzw. funkcji obiektu. Funkcja ta stanowi przybliżenie opisujące zależność wielkości wyjściowej od zmiennych wejściowych. Do jej wyznaczenia wykorzystuje się wyniki symulacyjne uzyskane przy zastosowaniu matematycznego modelu obiektu, będącego matematycznym opisem rzeczywistości (np. działania danego układu). Model ten może obejmować zbiór symboli, zmiennych oraz równań opartych m.in. na prawach fizyki, chemii i termodynamiki. Poprzez wybór konkretnych wartości w zdefiniowanym zakresie oraz odpowiednich kombinacji parametrów opracowuje się tzw. plan doświadczenia. Stanowi on zestaw punktów pomiarowych, zbliżony do optymalnego, dobranych zgodnie z określonymi kryteriami w celu realizacji określonych badań. Narzędzia planowania doświadczeń zawierają zdefiniowane, standardowe plany doświadczenia przeznaczone do stosowania w badaniach.

W celu ujednolicenia skali parametrów wejściowych, czyli uniezależnienia od zakresu ich wartości i jednostek miary, a także dla uproszczenia obliczeń statystycznych, w ramach DoE plany doświadczenia zapisuje się w postaci tzw. wielkości unormowanych, czyli bezwymiarowych (w odróżnieniu do wielkości nieunormowanych, wymiarowych). Relację pomiędzy wielkościami unormowanymi a nienormowanymi wyraża wzór (3.1):

$$X_k = \alpha_d \frac{x_k - (x_{kmin} + x_{kmax})}{x_{kmax} - x_{kmin}} \quad (3.1)$$

gdzie:

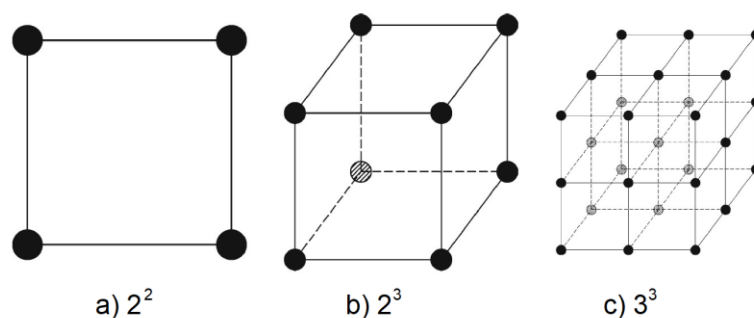
- X_k – wartość unormowana k -tego parametru wejściowego,
- k – numer parametru wejściowego, $k = 1, 2, 3, \dots$,
- α_d – ramię gwiazdne planu,
- x_k – wartość nieunormowana k -tego parametru wejściowego.

Ogólnie, plany doświadczeń można podzielić na statyczne i dynamiczne. Jeżeli badany obiekt nie ulega zmianom podczas pomiaru, wtedy mają zastosowanie plany statyczne. Natomiast, gdy w czasie pomiaru obiekt badań ulega zmianom, wówczas wykorzystuje się plany dynamiczne. Wśród planów statycznych wyróżnia się trzy grupy: optymalizacyjne, randomizowane i zdeterminowane. Plany optymalizacyjne służą do wyboru optymalnych wartości wielkości wejściowych, plany zdeterminowane

– do określenia matematycznego modelu obiektu, a plany randomizowane – do badania istotności wpływu wielkości wejściowych na wielkość wyjściową. Dla osiągnięcia celów naukowych niniejszej rozprawy szczególne znaczenie miały plany statyczne zdeterminowane.

Do planów zdeterminowanych zalicza się plany kompletne i selekcyjne – mono i poliselekcyjne. Plan kompletny zawiera wszystkie możliwe kombinacje wartości wielkości wejściowych. Wadą planów kompletnych jest duża liczba kombinacji wartości wielkości wejściowych. Dlatego w praktyce stosowanie planów kompletnych ogranicza się do planów dwuwartościowych, uwzględniających jedynie graniczne wartości czynników: minimalną i maksymalną (schematy obu planów przedstawiono na rys. 3.1a i 3.1b). W związku z tym, plany tego typu mogą być stosowane do obiektów, których wartości wyjściowe zmieniają się liniowo w całym zakresie lub w przedziale, który jest obiektem zainteresowania.

Ponadto stosowane są plany trójwartościowe (schemat planu przedstawiono na rys. 3.1c) zawierające, oprócz wartości granicznych, dodatkowo wartość centralną (średnią z danego zakresu zmienności), oraz plany trójwartościowe centralne, które w odróżnieniu od planu dwuwartościowego zawierają dodatkowo jedną konfigurację, w której wszystkie parametry równe są wartości centralnej (tzw. centrum planu).

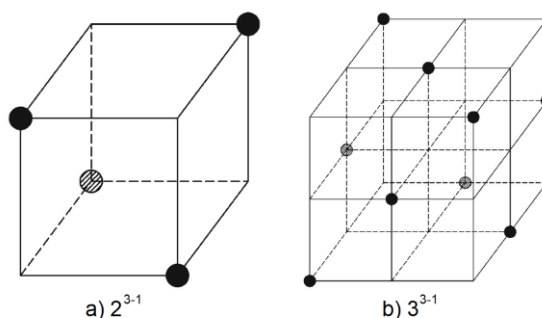


Rys. 3.1. Schematy planów kompletnych: a) dwuwartościowego o dwóch parametrach wejściowych, b) dwuwartościowego o trzech parametrach wejściowych, c) trójwartościowego o trzech parametrach wejściowych [101]

Zwykle jednak zasadne jest ograniczenie liczby pomiarów i wybór takich wartości, które będą wystarczające do prawidłowego wyznaczenia funkcji obiektu. W tym celu, stosuje się plany selekcyjne. W planach monoselekcyjnych osobno sprawdzany jest wpływ tylko jednego parametru wejściowego. Wadą tych planów jest zbyt mała liczba informacji do zbudowania adekwatnej funkcji obiektu. Dlatego zalecane jest

stosowanie planów polisekcyjnych, wśród których wyróżnia się plany: frakcyjne, ortogonalne, rotalne, optymalne oraz specjalne.

Struktura planów frakcyjnych bazuje na planach kompletnych dwuwartościowych. Wybierana jest jedynie część konfiguracji wartości wielkości wejściowych. Ich liczba powinna być większa od liczby współczynników liniowej funkcji, aproksymującej funkcję obiektu. Schematy planów frakcyjnych przedstawiono na rys. 3.2.



Rys. 3.2. Schematy planów frakcyjnych:
a) dwuwartościowego o trzech parametrach wejściowych,
b) dla planu frakcyjnego trójwartościowego o trzech parametrach wejściowych [101]

Aby uzyskać funkcję aproksymującą funkcję badanego obiektu w postaci funkcji kwadratowej lub wielomianu wyższego stopnia, niezbędne jest wykorzystanie więcej niż dwóch wartości wielkości wejściowych. Najczęściej wykorzystuje się wartość średnią parametru (wartość centralną, czyli 0), centrum planu (gdzie wartości wszystkich parametrów wynoszą 0) oraz tzw. punkty gwiazdne. Plany złożone z takich składowych nazywa się planami kompozycyjnymi, do których należą m.in. plany ortogonalne, rotalne, a także niektóre plany specjalne, jak plany Hartleya oraz typu Bi.

Aproksymowanie funkcji obiektu przy wykorzystaniu planów dwuwartościowych kompletnych i frakcyjnych daje przybliżenie funkcją liniową. Z punktu widzenia badanego w niniejszej dysertacji obiektu badań, wysoce prawdopodobne jest, że niektóre parametry wejściowe mogą mieć nieliniowy wpływ na jego odpowiedź. Ze względu na ograniczone możliwości sterowania wartościami wielkości wejściowych układu w sposób ciągły, preferowane były plany, dla których parametry przyjmują wartości unormowane równe -1, 0 i 1.

Odpowiednim rozwiązaniem w tym przypadku jest plan typu Bi, który składa się z jądra planu oraz punktów gwiazdnych dla wartości -1, 0 i 1. Jądro planu może być

utworzone na podstawie planu kompletnego dwuwartościowego, wymagającego większej liczby obliczeń lub pomiarów, lub planu frakcyjnego dwuwartościowego z relacją generującą, co stanowi rozwiązanie bardziej efektywne. Dla czterech parametrów wejściowych ($N = 4$) plan Bi oparty na planie kompletnym zawiera 24 konfiguracje, a dla pięciu parametrów ($N = 5$) – 42 konfiguracje. W przypadku planu Bi bazującego na planie frakcyjnym dla $N = 5$, przy założeniu, że jeden z parametrów wejściowych jest obliczany z relacji generującej, wystarczające jest wykonanie pomiarów dla 26 konfiguracji, co niewiele przekracza liczbę konfiguracji dla planu Bi z planem kompletnym dla $N = 4$. Wynika z tego, że zwiększenie liczby parametrów wejściowych w połączeniu z wykorzystaniem kontrastu pozwala na realizację planu doświadczenia przy stosunkowo niewielkim wzroście liczby konfiguracji.

Metody planowania doświadczenia, oprócz wskazówek dotyczących budowy jakościowego modelu badanego obiektu i wyboru planu doświadczenia, dostarczają narzędzi analizy statystycznej do: oceny wielkości rozrzutu losowego danych doświadczalnych, analizy istotności wpływu wielkości wejściowych, konstrukcji funkcji aproksymującej funkcję obiektu, oceny adekwatności tej funkcji i oceny istotności jej współczynników. Narzędzia te zastosowano zarówno w badaniach opisanych w niniejszej rozprawie, jak i w badaniach eksperymentalnych przeprowadzonych przez kpt. mgr. inż. Dawida GOŹDZIKA i przedstawionych w [2], których wyniki wykorzystano w niniejszych analizach.

Reasumując, należy stwierdzić, że do podstawowych etapów prowadzenia badań doświadczalnych z wykorzystaniem DoE należy [113]:

- opis obiektu badań, czyli zapoznanie się z danym obiektem, określenie problemu do rozwiązania w ramach badań oraz opracowanie jakościowego modelu obiektu badań, czyli zdefiniowanie m.in. wielkości wejściowych i zakresu ich zmienności oraz wielkości wyjściowych;
- zdefiniowanie celu badań, którym może być np. wyznaczenie funkcji obiektu, optymalizacja obiektu badań, weryfikacja istotności wpływu parametrów na charakterystyki wyjściowe obiektu (w odniesieniu do zakłóceń losowych);
- wybór metody badań poprzez dobór odpowiedniego planu doświadczenia i określenie liczby powtórzeń pomiarów (dla każdej konfiguracji), dobór

odpowiednich narzędzi pomiarowych oraz zestawienie, bądź też zaprojektowanie i wykonanie stanowiska laboratoryjnego do badań;

- przeprowadzenie badań eksperymentalnych – wykonanie pomiarów;
- analiza otrzymanych wyników badań (pomiarów), czyli analiza statystyczna oraz opracowana na jej podstawie analiza merytoryczna, będąca odpowiedzią na pytanie, dlaczego parametry wejściowe w przedstawiony sposób wpływają na wielkości wyjściowe obiektu badań?
- opracowanie wniosków z badań, zawierających wnioski natury: poznawczej, aplikacyjnej i rozwojowej.

Przeprowadzona w rozdziale III analiza w obszarze wykorzystania metod planowania eksperymentu DoE w badaniach wykazała m.in., że:

- zastosowanie metod DoE umożliwia ograniczenie liczby niezbędnych do wykonania badań, przy jednoczesnym zachowaniu poprawności odwzorowania (adekwatności) funkcji obiektu przez funkcję aproksymującą. Przekłada się to na korzyści ekonomiczne, obejmujące zarówno czas, jak i koszty prowadzenia badań,
- pomimo szerokiego wykorzystania metod planowania eksperymentu w nauce i technice, w ogólnodostępnej literaturze przedmiotu nie dostrzeżono przykładów zastosowania DoE w obszarze projektowania i badań broni. Wydaje się, że zastosowanie DoE w tej dziedzinie może okazać się szczególnie przydatne, biorąc pod uwagę złożoność, wysokie koszty i czasochłonność prowadzonych badań (zwłaszcza tych eksperymentalnych).

Ze względu na liczne zalety metod DoE oraz ich potencjał w zakresie efektywnego planowania i prowadzenia badań, zdecydowano o zastosowaniu ich w badaniach przewidzianych w ramach niniejszej rozprawy doktorskiej.

Na podstawie wniosków z analiz przeprowadzonych w rozdziałach I÷III sformułowano główny cel naukowy niniejszej rozprawy doktorskiej, którym jest **opracowanie modelu matematycznego pracy układu z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie oraz zwalidowanie go, bazując na wynikach badań eksperymentalnych.**

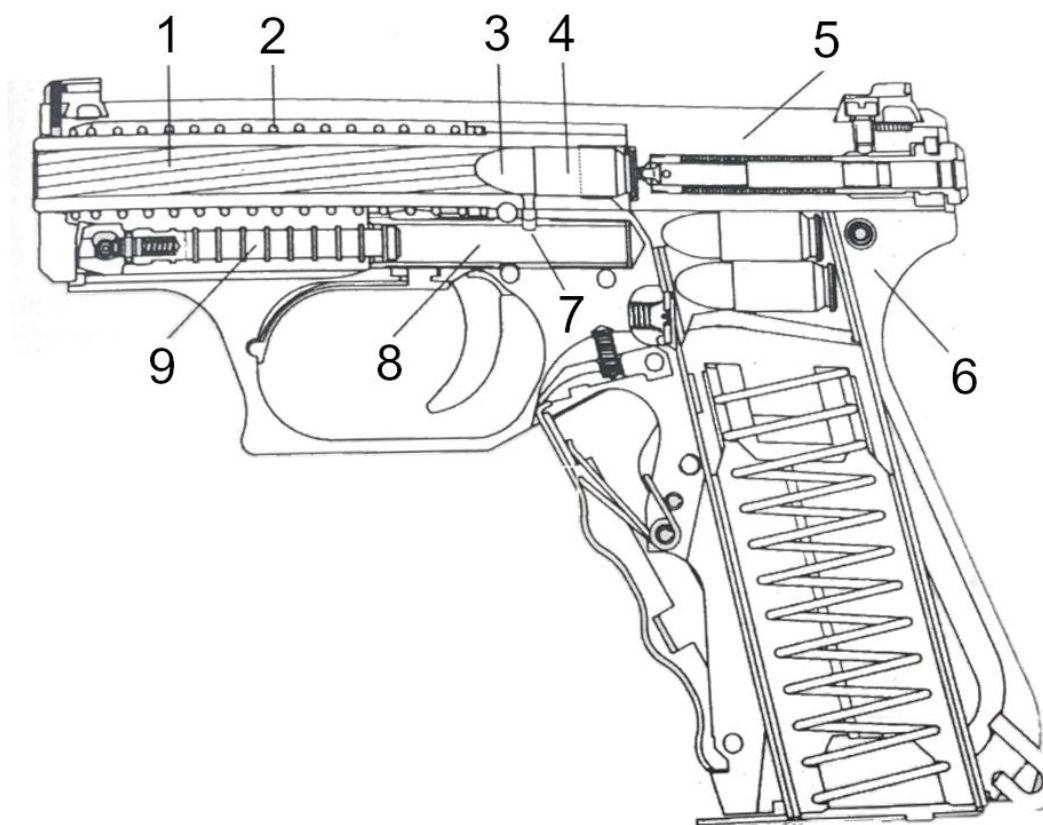
Strona celowo zostawiona pusta

ROZDZIAŁ IV

MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY PRACY UKŁADU Z ODRZUTEM ZAMKA PÓLSWOBODNEGO OPÓŹNIANEGO GAZODYNAMICZNIE

Automatyka broni działającej na zasadzie odrzutu zamka półswobodnego (OZP) jest odmianą układu z odrzutem zamka swobodnego (OZS), a zasadnicza różnica między nimi dotyczy wprowadzenia w OZP rozwiązań, które powodują spowolnienie ruchu zespołu odrzucanego (ZO) podczas strzału. Dlatego też model fizyczny działania obu układów automatyki broni jest zbliżony. Analizując pracę układu, w którym opóźnienie ruchu ZO realizowane jest gazodynamicznie (OZPOG), można dostrzec też pewne analogie do działania automatyki broni wykorzystującej odprowadzenie części gazów prochowych przez otwór boczny w lufie (OGP). W układzie z OGP, część gazów prochowych powstających ze spalającego się podczas strzału prochu zostaje wykorzystana (poprzez oddziaływanie, np. na tłok gazowy) do napędzenia ZO broni. W odróżnieniu od broni działającej na zasadzie OZS, w tym układzie występuje ryglowanie zamka z lufą. Odryglowanie następuje ze stosunkowo dużym opóźnieniem względem ruchu pocisku w przewodzie lufy. W broni z OZP, analogicznie jak w przypadku broni z OZS, ryglowanie zamka z lufą nie występuje, a ruch ZO rozpoczyna się prawie jednocześnie (bezwładność zespołu odrzucanego powoduje pewne opóźnienie) z ruchem pocisku w lufie. Kolejną różnicą pomiędzy OZPOG, a OGP jest kierunek działania sił wywołanych oddziaływaniem „odprowadzanych” z lufy gazów. W układzie z OGP, gazy te działając, np. na tłok gazowy, powodują powstanie siły o zwrocie przeciwnym do zwrotu sił (wynikających z oddziaływania gazów prochowych) działających na pocisk w lufie i powodują ruch zespołu odrzucanego. Natomiast w układzie z OZPOG „odprowadzane” z lufy gazy powodują powstanie siły o zwrocie zgodnym z siłami gazów prochowych napędzających pocisk, co skutkuje spowolnieniem ruchu ZO.

Jedną z najbardziej udanych konstrukcji broni wykorzystujących OZPOG jest pistolet HK P7, którego schemat przedstawiono na rys. 4.1. Pistolet ten składa się z następujących głównych zespołów i części: szkieletu z lufą i komorą gazową, zamka z tłokiem gazowym oraz sprężyny powrotnej.

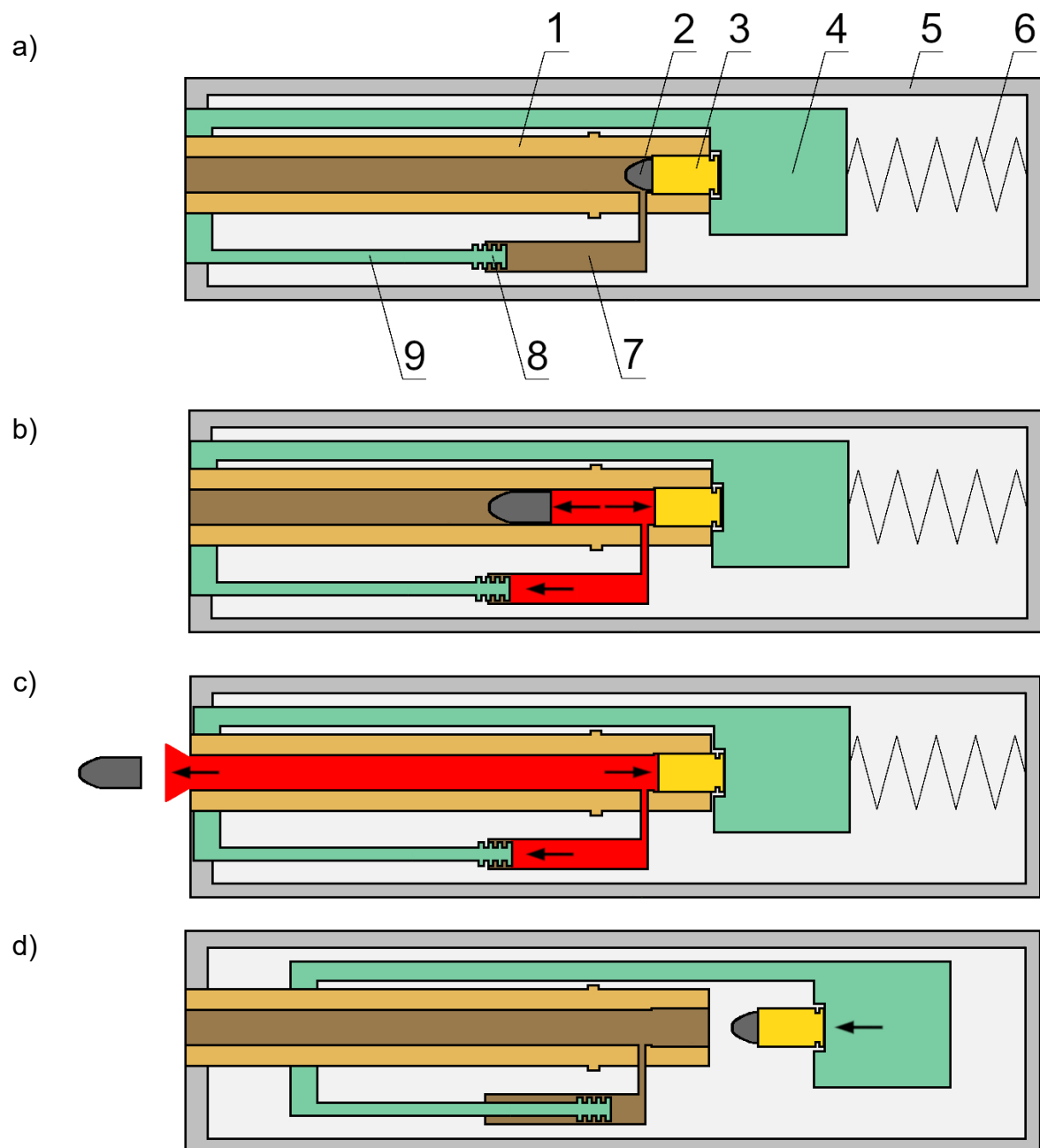


Rys. 4.1. Schemat pistoletu HK P7: 1 – lufa, 2 – sprężyna powrotna, 3 – pocisk, 4 – łuska, 5 – zamek, 6 – szkielet pistoletu, 7 – otwór gazowy, 8 – komora gazowa, 9 – tłok gazowy (na podstawie [13])

4.1. Model fizyczny pracy układu z OZPOG

Bazując na istocie działania pistoletu HK P7, opracowano schemat układu z OZPOG, który przedstawiono na rys. 4.2. W początkowym położeniu układu nabój znajduje się w komorze nabojej (czyli przesunięcie pocisku w lufie wynosi 0 mm), a zespół odrzucany (ZO stanowi zamek połączony z tłokiem gazowym) znajduje się w skrajnym przednim położeniu. Działanie tego układu można podzielić na cztery etapy.

W etapie I (rys. 4.2a) następuje spalanie ładunku zapłonowego, który inicjuje spalanie ładunku miotającego. Powstające gazy prochowe napędzają pocisk oraz ZO. Pocisk rozpoczyna ruch po przekroczeniu tzw. ciśnienia forsowania. Ze względu na znacznie większą masę ZO w odniesieniu do pocisku, w tym etapie ZO przemieszcza się na niewielką odległość. Otwór gazowy nie został jeszcze odsłonięty przez pocisk, co skutkuje brakiem hamowania odrzutu ZO. Etap I trwa do chwili osiągnięcia osi otworu gazowego przez płaszczyznę opisaną na dnie pocisku, po czym rozpoczyna się etap II.



Rys. 4.2. Schemat układu z OZPOG:

- a) położenie początkowe układu w etapie I – układ przygotowany do strzału, b) etap II – ruch pocisku w lufie (za otworem gazowym) oraz hamowany ruch (odrzut) zespołu odrzucanego przez gazy prochowe przepływające do komory gazowej, c) etap III – wylot pocisku z lufy, ruch zespołu odrzucanego do skrajnego tylnego położenia, d) zespół odrzucany w skrajnym tylnym położeniu, powrót do przedniego położenia i dosłanie kolejnego naboju;
 1 – lufa, 2 – pocisk, 3 – łuska, 4 – zamek, 5 – komora zamkowa/szkielet broni,
 6 – sprężyna powrotna, 7 – komora gazowa, 8 – tłok gazowy, 9 – tłoczek

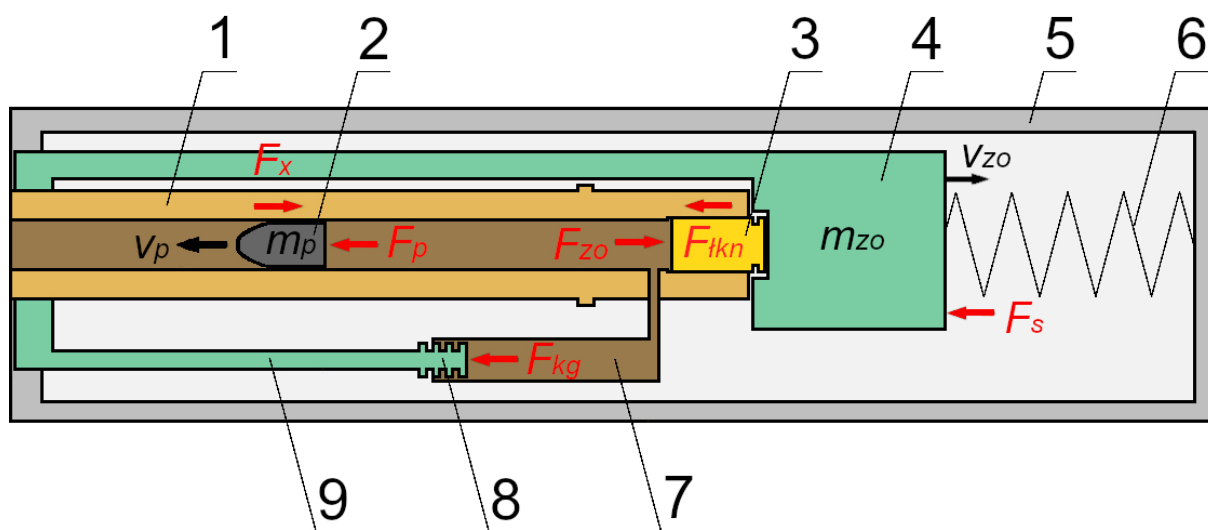
W etapie II (rys. 4.2b) występuje przepływ części gazów prochowych z lufy do komory gazowej przez otwór gazowy. W tym czasie, ZO zaczyna przemieszczać się w przeciwnym kierunku do kierunku ruchu pocisku. Gazy prochowe oddziałują na

znajdujący się w komorze tłok gazowy, co skutkuje powstaniem siły hamującej ruch ZO. Etap II trwa do chwili osiągnięcia przez płaszczyznę opisaną na dnie pocisku płasku wylotowego lufy.

W etapie III (rys. 4.2c) pocisk opuszcza przewód lufy, następuje wypływ gazów przez wylot lufy i znaczny spadek ciśnienia w jej przewodzie. W związku z tym siła oddziałująca na ZO maleje. ZO przemieszcza się dalej w kierunku tyłu broni (oddalając od wlotu lufy) aż do osiągnięcia skrajnego tylnego położenia lub do zrównoważenia się sił oddziałujących za ZO.

W etapie IV (rys. 4.2d) ZO po osiągnięciu skrajnego tylnego położenia lub po zrównoważeniu się sił oddziałujących na ZO, następuje jego przemieszczanie w kierunku wlotu lufy. Ruch ten jest spowodowany przez sprężynę powrotną. Zagadnienia powrotu ZO uznano za wystarczająco dobrze poznane, w związku z tym w niniejszej rozprawie doktorskiej szczególną uwagę zwrócono na etapy napędzania oraz hamowania ZO przez gazy prochowe.

Opracowany model fizyczny pracy układu z OZPOG przedstawiono na rys. 4.3.



Rys. 4.3. Model fizyczny analizowanego układu z OZPOG:

- m_p – masa pocisku, m_{zo} – masa zespołu odrzucanego, v_p – prędkość ruchu postępowego pocisku, v_{zo} – prędkość ruchu postępowego zespołu odrzucanego,
- F_p – siła od ciśnienia gazów prochowych działająca na dno pocisku,
- F_{zo} – siła od ciśnienia gazów prochowych działająca na dno lufy,
- F_{kg} – siła od ciśnienia w komorze gazowej działająca na tłok gazowy, F_x – siła oporu pocisku,
- F_{tkn} – siła oddziaływania łuski z komorą naboju, F_s – siła oporu sprężyny powrotnej,
- 1 – lufa, 2 – pocisk, 3 – łuska, 4 – zamek, 5 – komora zamkowa,
- 6 – sprężyna powrotna, 7 – komora gazowa, 8 – tłok gazowy, 9 – tłoczysko

Głównymi siłami działającymi w układzie z OZPOG podczas strzału są:

- siła od ciśnienia gazów prochowych F_p działająca na dno pocisku;
- siła od ciśnienia gazów prochowych F_{zo} działająca na dno przewodu lufy;
- siła od ciśnienia w komorze gazowej F_{kg} działająca na tłok gazowy;
- siła oporu pocisku F_x , będąca wynikiem „współpracy” pocisku z przewodem lufy i rozcalania pocisku z łuską;
- siła tarcia łuski z komorą nabojową F_{kn} ;
- siła oporu sprężyny powrotnej F_s .

4.2. Model matematyczny pracy układu z OZPOG

Na podstawie modelu fizycznego układu z OZPOG (przedstawionego w podrozdziale 4.1), sformułowano równania modelu matematycznego, w którym przyjęto dziesięć założeń upraszczających:

1. Zapłon ładunku miotającego następuje jednocześnie w całej jego objętości, a jego spalanie przebiega w stałej objętości, w której znajduje się ładunek, aż do rozpoczęcia ruchu pocisku.
2. Ładunek prochowy spala się przy pewnym ciśnieniu średnim panującym w przestrzeni zapociskowej.
3. Ładunek zapłonowy spala się całkowicie do chwili rozpoczęcia ruchu pocisku.
4. Ruch pocisku w lufie rozpoczyna się po osiągnięciu ciśnienia równego ciśnieniu forsowania.
5. Ścianki lufy i komory nabojowej są nieodkształcalne.
6. Przepływ gazów z przewodu lufy do komory gazowej rozpoczyna się natychmiast w chwili osiągnięcia przez dno pocisku osi otworu gazowego.
7. Nie uwzględnia się przepływu niespalonych ziaren prochowych do komory gazowej.
8. Wypływ gazów przez wylot lufy rozpoczyna się w chwili osiągnięcia przez dno pocisku płasku wylotowego lufy.
9. Straty przepływu gazów prochowych między lufą i komorą gazową uwzględniono za pomocą współczynnika strat ξ_g , a między lufą i otoczeniem – za pomocą współczynnika strat ξ_w .

10. Komora gazowa jest układem szczelnym (nie występuje wpływ gazów z komory do otoczenia).

Podczas opracowywania modelu matematycznego badanego układu korzystano z porozumienia standaryzacyjnego STANAG 4367 [86] oraz publikacji [52, 53, 114].

Do głównych równań sformułowanego termodynamicznego modelu matematycznego należy 41 równań (4.1÷4.41):

- **równanie stanu gazów prochowych w lufie (4.1):**

$$p_{av} = R_g T_g (\rho_g + \beta_p \rho_g^2) \quad (4.1)$$

gdzie:

p_{av} – średnie ciśnienie mieszaniny gazowo-prochowej w przestrzeni zapociskowej,

R_g – indywidualna stała gazowa mieszaniny gazów,

T_g – temperatura gazów prochowych w lufie,

β_p – współczynnik rozwinięcia wiralnego.

Jako równanie stanu gazów przyjęto uproszczone równanie wirialne [115], umożliwiające wykorzystanie danych przedstawionych w [52, 53].

- **ciśnienie gazów prochowych działających na dno pocisku (4.2):**

$$p_b = \frac{p_{av} + \frac{1}{3} \frac{C}{m_p} \frac{F_x}{A}}{1 + \frac{1}{3} \frac{C}{m_p}} \quad (4.2)$$

gdzie:

C – masa ładunku prochowego,

m_p – masa pocisku,

F_x – siła oporu pocisku będąca wynikiem „współpracy” pocisku z przewodem lufy i rozcalania pocisku z łuską,

A – pole przekroju poprzecznego przewodu lufy.

- **siła od ciśnienia gazów prochowych działająca na dno pocisku (4.3):**

$$F_p = A p_b \quad (4.3)$$

- **równanie ruchu postępowego pocisku (4.4):**

$$\frac{dv_p}{dt} = \frac{F_p - F_x}{m_p} \quad (4.4)$$

gdzie:

v_p – prędkość ruchu postępowego pocisku,
 t – czas.

- **równanie trajektorii pocisku (4.5):**

$$\frac{dx_p}{dt} = v_p \quad (4.5)$$

gdzie:

x_p – przemieszczenie pocisku.

- **ciśnienie gazów prochowych działające na dno lufy (4.6):**

$$p_o = \frac{p_{av} \left(1 + \frac{C}{2m_p} \right)}{1 + \frac{C}{3m_p}} \quad (4.6)$$

- **siła od ciśnienia gazów prochowych działająca na dno lufy (4.7):**

$$F_{zo} = p_o A \quad (4.7)$$

- **równanie stanu gazów prochowych w komorze gazowej (4.8):**

$$p_{kg} = R_g T_{kg} (\rho_{kg} + \beta_p \rho_{kg}^2) \quad (4.8)$$

gdzie:

p_{kg} – ciśnienie gazów prochowych w komorze gazowej (działające na tłok gazowy),
 T_{kg} – temperatura gazów prochowych w komorze gazowej,
 ρ_{kg} – średnia gęstość gazów prochowych w komorze gazowej.

- **siła od ciśnienia w komorze gazowej działająca na tłok gazowy (4.9):**

$$F_{kg} = p_{kg} s_{kg} \quad (4.9)$$

gdzie:

s_{kg} – robocze pole powierzchni tłoka gazowego.

- siła oporu sprężyny powrotnej (4.10):

$$F_s = k_s(x_{s0} + x_{zo}) \quad (4.10)$$

gdzie:

- k_s – sztywność sprężyny powrotnej,
- x_{s0} – ugięcie wstępne sprężyny powrotnej,
- x_{zo} – przemieszczenie zespołu odrzucanego.

- równanie ruchu postępowego zespołu odrzucanego (4.11):

$$\frac{dv_{zo}}{dt} = \frac{F_{zo} - F_{kg} - F_{lkn} - F_s}{m_{zo}} \quad (4.11)$$

gdzie:

- v_{zo} – prędkość ruchu postępowego zespołu odrzucanego,
- F_{lkn} – siła tarcia łuski z komorą naboju,
- m_{zo} – masa zespołu odrzucanego.

- równanie trajektorii zespołu odrzucanego (4.12):

$$\frac{dx_{zo}}{dt} = v_{zo} \quad (4.12)$$

- równanie względnej masowej szybkości spalania ładunku miotającego (4.13):

$$\frac{dz_p}{dt} = G(z_p)f_{pav}(p_{av}) = G(z_p)p_0 \left(\frac{p_{av}}{p_0}\right)^{n_p} \quad (4.13)$$

gdzie:

- z_p – względna część spalonego ładunku prochowego,
- $G(z_p)$ – dynamiczna żywość prochu,
- $f_{pav}(p_{av})$ – funkcja ciśnienia,
- p_0 – ciśnienie odniesienia, $p_0 = 0,1$ MPa,
- n_p – wykładnik funkcji ciśnienia gazów prochowych.

- średnia gęstość gazów prochowych w lufie (4.14):

$$\rho_g = \frac{C(z_p - \eta_g - \gamma_g)}{V_0 - \frac{C}{\rho}(1 - z_p) + A(x_p + x_{zo})} \quad (4.14)$$

gdzie:

- η_g – względna część gazów prochowych, które przepłynęły z/do lufy do/z komory gazowej,
- γ_g – względna część gazów prochowych, które wypłynęły przez wylot lufy do otoczenia,
- V_0 – objętość początkowa komory spalania ładunku prochowego (objętość wewnętrzna łuski).

- **średnia gęstość gazów prochowych w komorze gazowej (4.15):**

$$\rho_{kg} = \frac{C\eta_g}{V_{0kg} - s_{kg}x_{zo}} \quad (4.15)$$

gdzie:

- V_{0kg} – objętość początkowa komory gazowej,

- **równania względnej masowej szybkości przepływu gazów prochowych z lufy do komory gazowej ($p_{av} > p_{kg}$) (4.16, 4.17):**

$$- \text{ dla } \frac{p_{kg}}{p_{av}} \leq \left(\frac{2}{k_p+1} \right)^{\frac{k_p}{k_p-1}}:$$

$$\frac{d\eta_g}{dt} = \frac{\xi_g s_{og}}{C} \left(\frac{2}{k_p+1} \right)^{\frac{1}{k_p-1}} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p+1}} \frac{p_{av}}{\sqrt{R_g T_g}} \quad (4.16)$$

gdzie:

- ξ_g – współczynnik strat przepływu gazów prochowych z/do lufy do/z komory gazowej,
- s_{og} – pole powierzchni przekroju poprzecznego otworu gazowego,
- k_p – wykładnik izentropy gazów prochowych.

$$- \text{ dla } \frac{p_{kg}}{p_{av}} > \left(\frac{2}{k_p+1} \right)^{\frac{k_p}{k_p-1}}:$$

$$\frac{d\eta_g}{dt} = \frac{\xi_g s_{og}}{C} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p-1} \left[\left(\frac{p_{kg}}{p_{av}} \right)^{\frac{2}{k_p}} - \left(\frac{p_{kg}}{p_{av}} \right)^{\frac{k_p+1}{k_p}} \right]} \frac{p_{av}}{\sqrt{R_g T_g}} \quad (4.17)$$

- **równania względnej masowej szybkości przepływu gazów z komory gazowej do lufy ($p_{av} < p_{kg}$) (4.18, 4.19):**

$$- \text{ dla } \frac{p_{av}}{p_{kg}} \leq \left(\frac{2}{k_p+1} \right)^{\frac{k_p}{k_p-1}}:$$

$$\frac{d\eta_g}{dt} - \frac{\xi_g s_{og}}{C} \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{1}{k_p - 1}} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p + 1} \frac{p_{kg}}{\sqrt{R_g T_{kg}}}} \quad (4.18)$$

$$- \text{ dla } \frac{p_{av}}{p_{kg}} > \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{k_p}{k_p - 1}}:$$

$$\frac{d\eta_g}{dt} = - \frac{\xi_g s_{og}}{C} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p - 1} \left[\left(\frac{p_{av}}{p_{kg}} \right)^{\frac{2}{k_p}} - \left(\frac{p_{av}}{p_{kg}} \right)^{\frac{k_p + 1}{k_p}} \right] \frac{p_{kg}}{\sqrt{R_g T_{kg}}}} \quad (4.19)$$

- **równanie wypływu gazów prochowych przez wylot lufy (4.20):**

$$\frac{d\gamma_g}{dt} = \frac{\xi_w A}{C} \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{1}{k_p - 1}} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p + 1} \cdot \frac{p_{av}}{\sqrt{R_g T_g}}} \quad (4.20)$$

gdzie:

ξ_w – współczynnik wypływu gazów przez wylot lufy do otoczenia.

- **zmiana energii wewnętrznej gazów w lufie (4.21):**

$$dU = d[c_v C (z_p - \eta_g - \gamma_g) T_g] \quad (4.21)$$

gdzie:

c_v – ciepło właściwe gazów prochowych przy stałej objętości.

- **przyrost ciepła ze spalania ładunku prochowego (4.22):**

$$dQ = q_s C dz_p \quad (4.22)$$

gdzie:

q_s – ciepło spalania prochu.

- **przyrost energii kinetycznej ruchu postępowego pocisku (4.23):**

$$dE_{pt} = m_p v_p dv_p \quad (4.23)$$

- **przyrost energii kinetycznej ruchu obrotowego pocisku (4.24):**

$$dE_{pr} = \frac{4\pi^2 I_p}{\eta_{br}^2} v_p dv_p \quad (4.24)$$

gdzie:

I_p – osiowy moment bezwładności pocisku,

η_{br} – skok bruzd lufy.

- przyrost energii kinetycznej mieszaniny gazowo-prochowej (4.25):

$$dE_p = \frac{C}{3} v_p dv_p \quad (4.25)$$

- przyrost pracy przeciw oporowi wcinania pocisku w lufie (4.26):

$$dE_x = F_x v_p dt \quad (4.26)$$

- przyrost energii kinetycznej ruchu postępowego zespołu odrzucanego (4.27):

$$dE_{zo} = m_{zo} v_{zo} dv_{zo} \quad (4.27)$$

- przyrost pracy przeciw oporowi sprężyny powrotnej (4.28):

$$dE_s = F_s v_{zo} dt \quad (4.28)$$

- przyrost entalpii gazów przepływających z/do lufy do/z komory gazowej (4.29, 4.30):

$$p_{av} > p_{kg}: \quad dI_g = c_p T_g C d\eta_g \quad (4.29)$$

$$p_{av} < p_{kg}: \quad dI_g = c_p T_{kg} C d\eta_g \quad (4.30)$$

gdzie:

c_p – ciepło właściwe gazów prochowych przy stałym ciśnieniu.

- przyrost entalpii gazów wypływających z lufy do otoczenia (4.31):

$$dI_w = c_p T_g C d\gamma_g \quad (4.31)$$

- równania bilansu energii w lufie (równanie zmian temperatury gazów prochowych), sformułowane w oparciu o I zasadę termodynamiki (4.32÷4.35):

- przy przepływie gazów z lufy do komory gazowej ($p_{av} > p_{kg}$) (4.32, 4.33):

$$dU = dQ - dE_{pt} - dE_{pr} - dE_p - dE_x - dE_{zo} - dE_s - dI_g - dI_w \quad (4.32)$$

Ostatecznie, równanie bilansu energii w lufie przyjmuje postać (4.33):

$$\frac{dT_g}{dt} = \frac{(q_s - c_v T_g)C \frac{dz_p}{dt} - \theta_p c_v T_g C \left(\frac{d\eta_g}{dt} + \frac{d\gamma_g}{dt} \right) - \left(\frac{4\pi^2 I_p}{\eta_{br}^2} + m_p + \frac{C}{3} \right) v_p \frac{dv_p}{dt} - F_x v_p - m_{zo} v_{zo} \frac{dv_{zo}}{dt} - k_s (x_{s0} + x_{zo}) v_{zo}}{c_v C (z_p - \eta_g - \gamma_g)} \quad (4.33)$$

gdzie:

θ_p – stosunek ciepła właściwego gazów prochowych przy stałym ciśnieniu do ciepła właściwego przy stałej objętości pomniejszony o 1 ($\theta_p = k_p - 1$).

– przy przepływie gazów z komory gazowej do lufy ($p_{av} < p_{kg}$) (4.34, 4.35):

$$dU = dQ - dE_{pt} - dE_{pr} - dE_p - dE_x - dE_{zo} - dE_s - dI_g - dI_w \quad (4.34)$$

Ostatecznie, równanie bilansu energii w lufie przyjmuje postać (4.35):

$$\frac{dT_g}{dt} = \frac{(q_s - c_v T_g)C \frac{dz_p}{dt} + (T_g - k_p T_{kg}) c_v C \frac{d\eta_g}{dt} - \theta_p c_v T_g C \frac{d\gamma_g}{dt} - \left(\frac{4\pi^2 I_p}{\eta_{br}^2} + m_p + \frac{C}{3} \right) v_p \frac{dv_p}{dt} - F_x v_p - m_{zo} v_{zo} \frac{dv_{zo}}{dt} - k_s (x_{s0} + x_{zo}) v_{zo}}{c_v C (z_p - \eta_g - \gamma_g)} \quad (4.35)$$

• **zmiana energii wewnętrznej gazów w komorze gazowej (4.36):**

$$dU_{kg} = d(c_v C \eta_g T_{kg}) \quad (4.36)$$

• **przyrost pracy na sprężanie gazów w komorze gazowej (4.37)**

$$dE_g = p_{kg} S_{kg} v_{zo} dt \quad (4.37)$$

• **równania bilansu energii w komorze gazowej (4.38÷4.41):**

– przy przepływie gazów z lufy do komory gazowej ($p_{av} > p_{kg}$) (4.38, 4.39):

$$dU_{kg} = dI_g + dE_g \quad (4.38)$$

Ostatecznie, równanie bilansu energii w komorze gazowej przyjmuje postać (4.39):

$$\frac{dT_{kg}}{dt} = \frac{(k_p T_g - T_{kg}) c_v C \frac{d\eta_g}{dt} + p_{kg} S_{kg} v_{zo}}{c_v C \eta_g} \quad (4.39)$$

– przy przepływie gazów z komory gazowej do lufy ($p_{av} < p_{kg}$) (4.40, 4.41):

$$dU_{kg} = dI_g + dE_g \quad (4.40)$$

Ostatecznie, równanie bilansu energii w komorze gazowej przyjmuje postać (4.41):

$$\frac{dT_{kg}}{dt} = \frac{\theta_p c_v T_{kg} C \frac{d\eta_g}{dt} + p_{kg} S_{kg} v_{zo}}{c_v C \eta_g} \quad (4.41)$$

4.3. Podsumowanie rozdziału IV

Uwzględniając wnioski z etapów I÷III, w etapie IV rozprawy doktorskiej:

- opracowano model fizyczny pracy układu z OZPOG, na bazie którego sformułowano – przy dziesięciu założeniach upraszczających – wstępny model matematyczny pracy tego układu, zawierający 41 równań;
- wykonano – na podstawie wstępnego modelu matematycznego pracy układu z OZPOG – oryginalny program komputerowy¹⁰ w środowisku MATLAB, który w dalszym etapie rozprawy umożliwił przeprowadzenie badań symulacyjnych pracy układu z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie;
- zaprezentowano elementy powyższych modeli (fizycznego i matematycznego) w dwóch referatach wygłoszonych na dwóch międzynarodowych konferencjach naukowych [116, 117] oraz opublikowano w artykule naukowym [118].

¹⁰ Opracowany program komputerowy jest dostępny w Zakładzie Broni i Amunicji ITU WML WAT.

Strona celowo zostawiona pusta

ROZDZIAŁ V

BADANIA SYMULACYJNE PRACY UKŁADU Z ODRZUTEM ZAMKA PÓŁSWOBODNEGO OPÓŹNIANEGO GAZODYNAMICZNIE

Badania symulacyjne pracy układu z OZPOG przeprowadzono w oparciu o metody planowania eksperymentu, wykorzystując program komputerowy opracowany na podstawie modelu matematycznego przedstawionego w rozdziale IV. Celem tych badań było:

- wybranie odpowiedniego planu eksperymentu, który zostanie zastosowany w badaniach symulacyjnych i eksperymentalnych (badania eksperymentalne opisano w rozdziale VI pracy [2]), mających na celu walidację opracowanego modelu matematycznego pracy układu z OZPOG;
- oszacowanie istotności wpływu wstępnie wytypowanych parametrów wejściowych na odpowiedź obiektu badań.

Wnioski z przeprowadzonych badań wykorzystano w procesie projektowania stanowiska laboratoryjnego przystosowanego do amunicji 9x19 mm Parabellum, przeznaczonego do wykonywania badań instrumentalnych układu z OZPOG. Projekt i charakterystykę stanowiska przedstawiono w rozdziale IV rozprawy [2].

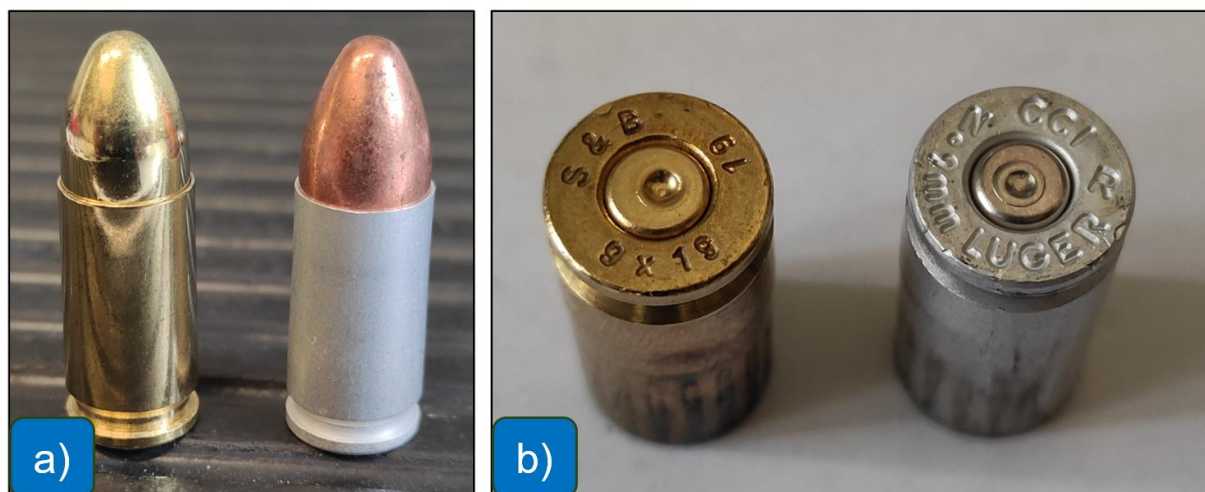
Na etapie obliczeń symulacyjnych wykorzystano częściowe wyniki z [52, 53], w tym m.in.: charakterystyki ładunku miotającego oraz sił oddziaływania pomiędzy pociskiem i lufą, pociskiem i łuską oraz łuską i komorą nabojową.

W celu weryfikacji poprawności działania opracowanego programu symulacyjnego, dla uproszczonego układu (z zamkiem swobodnym) porównano niektóre wyniki, uzyskane dla takich samych parametrów jak w [52, 53] z wynikami tam przedstawionymi. Porównano maksymalne wartości następujących parametrów: ciśnienia gazów prochowych w lufie, gęstości gazów prochowych w lufie, prędkości pocisku oraz prędkości zespołu odrzucanego. Na podstawie analizy uzyskanych wyników stwierdzono, że błąd względny dla porównywanych parametrów nie przekroczył 2,5%. Niewielkie różnice w uzyskanych wartościach rozpatrywanych parametrów mogą wynikać z zastosowania w opracowanym modelu matematycznym pewnych uproszczeń, m.in. dotyczących oporu powietrza sprężanego przez pocisk w lufie oraz procesu oddawania ciepła przez gazy prochowe do ścianek lufy. Uznano

zatem, że opracowany program komputerowy działa poprawnie i może być narzędziem wykorzystywanym do realizacji dalszych badań numerycznych.

Ponadto, w rozdziale II rozprawy [2] przedstawiono badania charakterystyk balistycznych amunicji pistoletowej 9x19 mm Parabellum oraz charakterystyk dynamicznych broni działającej na zasadzie OZPOG, których wyniki wykorzystano m.in. do wstępnej weryfikacji modelu matematycznego.

W ramach pierwszego z wymienionych badań analizie poddano amunicję (fot. 5.1) firmy Sellier&Bellot (S&B) – z pociskiem pełnopłaszczowym o masie 7,5 g i łuską mosiężną – oraz amunicję firmy BLAZER – z pociskiem pełnopłaszczowym o masie 8,0 g i łuską aluminiową.



Fot. 5.1. Amunicja wytypowana do badań w ramach pracy [2]:
a) naboje: S&B (z lewej) oraz BLAZER (z prawej);
b) łuski naboju: S&B (z lewej) oraz BLAZER (z prawej)

W rezultacie przeprowadzonych badań uzyskano m.in. przebiegi ciśnienia w lufie podczas strzału w funkcji czasu $p(t)$, na podstawie których odczytano wartości maksymalnego ciśnienia p_{max} – ciśnienie mierzono w łusce z wykorzystaniem ciśnieniowych luf balistycznych zgodnych ze standardem CIP [119]. Ponadto określono wartości prędkości pocisku w odległości 2 m od płasku wylotowego lufy V_2 . Otrzymane wyniki zestawiono w tab. 5.1.

Tab. 5.1. Zestawienie uzyskanych wartości p_{max} w łusce oraz V_2 [2]

Wyszczególnienie	p_{max} [MPa]	V_2 [m/s]
Amunicja S&B	$248,19 \pm 5,55$	$396,1 \pm 1,5$
Amunicja BLAZER	$218,24 \pm 3,42$	$369,9 \pm 2,0$

Zgodnie z przewidywaniami, uzyskane wartości zauważalnie różniły się dla poszczególnych rodzajów amunicji, co wynika m.in. z różnej masy pocisków oraz prawdopodobnie różnych ładunków prochowych (innego prochu).

W badaniach charakterystyk dynamicznych broni skoncentrowano się na określeniu prędkości zespołu odrzucanego v_{zo} jako parametru kluczowego dla dalszych analiz. Wykorzystano wcześniej opisaną amunicję i pistolet (HK P7). Pomiar przemieszczenia zespołu odrzucanego zrealizowano za pomocą dwóch kamer szybkich: jedna rejestrowała obraz z góry, druga z boku broni. Uzyskane maksymalne wartości prędkości zespołu odrzucanego zestawiono w tab. 5.2.

Tab. 5.2. Zestawienie v_{zomax} dla pistoletu HK P7 dla dwóch rodzajów amunicji [2]

Wyszczególnienie	v_{zomax} [m/s]	
	Kamera z boku	Kamera z góry
Amunicja S&B	$9,83 \pm 0,16$	$9,65 \pm 0,12$
Amunicja BLAZER	$9,25 \pm 0,10$	$9,30 \pm 0,34$

Na potrzeby jakościowej weryfikacji modelu matematycznego przyjęto parametry wejściowe (tj. położenie i średnica otworu gazowego, masa zespołu odrzucanego, średnica tłoka gazowego, objętość początkowa komory gazowej, sztywność sprężyny powrotnej, długość lufy) jak dla pistoletu HK P7 oraz wykorzystano dane zawarte w [52, 53]. W wyniku przeprowadzonych symulacji uzyskano następujące wartości: $p_{max} = 215,06$ MPa, $V_w = 325$ m/s oraz $v_{zomax} = 6,51$ m/s. Otrzymane wartości różnią się od wyników badań doświadczalnych. Jednak należy uwzględnić, że w symulacji zastosowano charakterystyki ładunku miotającego zaczerpnięte z literatury, a nie dane rzeczywiste. Ponadto część prowadząca przewodu lufy pistoletu HK P7 ma zarys poligonalny, w odróżnieniu od klasycznej lufy bruzdowanej, dla której w modelu uwzględniono siły oddziaływania pocisku z lufą. Mając na uwadze, że celem była weryfikacja jakościowa, uznano, że na tym etapie model matematyczny w wystarczającym stopniu odzwierciedla działanie układu.

5.1. Metodyka aproksymacji funkcji obiektu

Jednym ze sposobów wyznaczenia współczynników funkcji aproksymującej funkcję obiektu jest zastosowanie metody interpolacyjnej, polegającej na rozwiązaniu

układu równań liniowych względem tych współczynników. Ze względu na ograniczenia tej metody w aspekcie analizy statystycznej, zdecydowano się na użycie metody najmniejszych kwadratów [113]. Jej istotą jest wyznaczenie wartości współczynników funkcji poprzez minimalizację sumy kwadratów różnic pomiędzy (w tym przypadku) wartościami obliczonymi na podstawie funkcji aproksymującej $f_A(X_k)$, a wartościami uzyskanymi z symulacji z_i , zgodnie ze wzorem (5.1):

$$I_{min} = \sum_{i=1}^n [z_i - f_A(X_k)]^2 \quad (5.1)$$

gdzie:

- I_{min} – minimalizowana funkcja celu,
- n – liczba konfiguracji układu,
- z_i – wartości uzyskane z symulacji,
- $f_A(X_k)$ – wartości funkcji aproksymującej (zależnej od k -tej wielkości wejściowej, gdzie $k = 1:N$).

Aby znaleźć ekstremum (minimum) funkcji, pochodne cząstkowe funkcji $I_{min}(b_0, b_1, \dots)$ przyrównuje się do zera, co prowadzi do uzyskania układu równań liniowych, którego rozwiązaniem są wartości współczynników wielomianu b_i . Zastosowanie unormowanych wartości wielkości wejściowych upraszcza zarówno same obliczenia, jak i późniejszą analizę uzyskanych wyników.

Do przeprowadzenia aproksymacji funkcji obiektu wykorzystano środowiska MS Excel i MATLAB, opierając obliczenia na rachunku macierzowym. W tym celu sformułowano następujące macierze:

- macierz X – macierz planu doświadczenia, w której każdy wiersz odpowiada jednej konfiguracji układu (kombinacji wartości wielkości wejściowych), liczba kolumn odpowiada liczbie współczynników funkcji aproksymującej;
- macierz X^T – transponowana macierz planu doświadczenia;
- macierz M – macierz informacyjna, obliczana jako iloczyn transponowanej macierzy planu X^T i macierzy planu X ;
- macierz M^{-1} – macierz odwrotna do macierzy informacyjnej;
- macierz Z – jednokolumnowa macierz zawierająca wartości średnie (uzyskane z pomiarów) lub wartości funkcji, o liczbie wierszy równej liczbie konfiguracji układu;

- macierz C – jednokolumnowa macierz pomocnicza, obliczana jako iloczyn macierzy X^T i macierzy Z ;
- macierz B – jednokolumnowa macierz współczynników funkcji aproksymującej funkcję obiektu, stanowiąca wynik końcowy obliczeń aproksymacji funkcji.

Jako miary zgodności funkcji aproksymującej z rezultatami uzyskanymi w symulacji zastosowano dwa parametry:

a) współczynnik korelacji wielokrotnej, obliczany według wzoru (5.2):

$$R = \frac{\sum_{i=1}^n (z_{i_{sym}} - \bar{z})^2}{\sum_{i=1}^n (z_{i_{fun}} - \bar{z})^2} \quad (5.2)$$

gdzie:

- $z_{i_{sym}}$ – wartość uzyskana z symulacji dla danej konfiguracji układu,
- $z_{i_{fun}}$ – wartość obliczona przy użyciu funkcji aproksymującej funkcję obiektu dla danej konfiguracji układu,
- $\bar{z}$ – średnia wartość z wartości uzyskanych z symulacji dla wszystkich konfiguracji obliczana ze wzoru (5.3):

$$\bar{z} = \frac{\sum_{i=1}^n z_{i_{sym}}}{n} \quad (5.3)$$

b) maksymalny błąd względny aproksymacji ε_{max} , obliczany według wzoru (5.4):

$$\varepsilon_{max} = \max_{i=1,n} \left(\frac{|z_{i_{sym}} - z_{i_{fun}}|}{z_{i_{sym}}} \right) \quad (5.4)$$

Współczynnik korelacji wielokrotnej R przyjmuje wartości z zakresu od 0 do 1. Dopasowanie funkcji aproksymującej do danych symulacyjnych jest tym lepsze, im bardziej wartość R jest zbliżona do 1. W zależności od dziedziny nauki, w której wskaźnik ten jest stosowany, przyjmuje się różne wartości progowe, powyżej których korelację uznaje się za wystarczającą, a samą funkcję za adekwatną.

W niniejszym opracowaniu zarówno współczynnik korelacji R , jak i maksymalny błąd względny aproksymacji ε_{max} pełniły wyłącznie rolę narzędzi porównawczych dla poszczególnych planów doświadczenia, dlatego nie sformułowano jednoznacznego kryterium oceny adekwatności.

5.2. Analiza wpływu wartości parametrów wejściowych obiektu na maksymalną prędkość zespołu odrzucanego

Analiza wpływu wartości parametrów obiektu na maksymalną prędkość zespołu odrzucanego miała na celu sprawdzenie istotności wpływu poszczególnych parametrów wejściowych obiektu na maksymalną prędkość zespołu odrzucanego V_{zomax} , a także wybranie odpowiedniego planu badań eksperymentalnych. Otrzymane wyniki badań były podstawą do określenia funkcji obiektu zależnej od wartości poszczególnych parametrów i ewentualne odrzucenie tych, które nie wpływają na działanie obiektu w sposób istotny¹¹. Ponadto, określenie charakteru wpływu parametrów wejściowych (liniowy lub nieliniowy) na odpowiedź obiektu miało umożliwić ocenę możliwości zastosowania wykorzystanych planów doświadczeń dla badanego obiektu. Częściowe rezultaty powyższych prac opublikowano w artykule [118], którego współautorem jest autor niniejszej rozprawy doktorskiej.

Do analizy wpływu wartości parametrów wejściowych obiektu na V_{zomax} , wytypowano następujące wielkości wejściowe (wykorzystane we wstępnych badaniach symulacyjnych):

- położenie otworu gazowego mierzone od płasku wlotowego lufy (wartość unormowana¹² oznaczona jako X_{1s});
- średnicę otworu gazowego (wartość unormowana – X_{2s});
- masę zespołu odrzucanego (wartość unormowana – X_{3s});
- objętość początkową komory gazowej (wartość unormowana – X_{4s});
- sztywność sprężyny powrotnej (wartość unormowana – X_{5s}).

Na wybór zakresów wartości powyższych parametrów wejściowych miały wpływ wnioski z analiz przeprowadzonych rozdziale I. Wzięto również pod uwagę ograniczenia konstrukcyjne i technologiczne projektowanego stanowiska laboratoryjnego, np. minimalną odległość osi otworu gazowego od płasku wlotowego lufy ograniczoną długością łuski.

¹¹ Wg [113], cyt.: „Ocena istotności wpływu wielkości wejściowych ma na celu stwierdzenie, czy na tle zaburzeń losowych występuje wyraźna zależność pomiędzy wielkością wyjściową i daną wielkością wejściową”.

¹² Pojęcie wartości unormowanej parametru opisano w rozdziale III.

Przyjęte na tym etapie zakresy zmian parametrów wejściowych wykorzystanych w symulacjach przedstawiono w tab. 5.3.

Tab. 5.3. Zakresy zmian parametrów wejściowych wykorzystanych w symulacjach

Wyszczególnienie	Położenie otworu gazowego	Średnica otworu gazowego	Masa zespołu odrzucanego	Objętość początkowa komory gazowej	Szytywność sprężyny powrotnej	Wartości unormowane
	mm	mm	g	cm ³	N/m	
Nieunormowana minimalna wartość	21	1,0	280	1,5	500	-1
Nieunormowana maksymalna wartość	51	1,8	380	2,5	1 000	1
Nieunormowana średnia wartość (centrum planu)	36	1,4	330	2,0	750	0

Jednym z pierwszych etapów realizowania metodyki planowania eksperymentu (DoE) jest wybór planu doświadczenia, z którym ściśle związana jest postać funkcji aproksymującej funkcję obiektu (funkcja w postaci np. wielomianu pierwszego stopnia – tj. aproksymacja funkcją liniową, czy też wielomianu drugiego stopnia – tj. aproksymacja funkcją kwadratową). Dlatego też, na tym etapie, ważne jest określenie charakteru odpowiedzi obiektu na zadane wymuszenia.

W analizie mógł być wykorzystany kompletny plan doświadczenia (zawierający wszystkie kombinacje parametrów wejściowych), jednak – co przedstawiono w rozdziale III – jego wadą jest duża liczba kombinacji niezbędna do określenia funkcji obiektu. Wiąże się to zarówno ze wzrostem kosztów finansowych, jak i wydłużeniem czasu prowadzenia badań. Uzasadnione było więc zastosowanie planów frakcyjnych, które składają się z wybranych konfiguracji dwuwartościowego planu kompletnego [120]. Są one wystarczające do określenia współczynników funkcji liniowej przybliżającej powierzchnię odpowiedzi obiektu. Analizie poddano trzy różne plany frakcyjne.

Pierwszym zastosowanym w badaniach symulacyjnych planem eksperymentu był dwuwartościowy plan frakcyjny z kontrastem $I = 1$ oraz relacjami generującymi: $X_{4s} = X_{1s}X_{2s}X_{3s}$ oraz $X_{5s} = X_{1s}X_{2s}$. Opracowany plan, przedstawiony w tab. 5.4, zawiera wartości unormowane parametrów, a liczba konfiguracji wynosi $n = 2^{5-2} = 8$.

Tab. 5.4. Przyjęty pierwszy dwuwartościowy plan frakcyjny dla wielkości unormowanych: X_{1s} – odległość otworu gazowego od płasku wlotowego lufy, X_{2s} – średnica otworu gazowego, X_{3s} – masa zespołu odrzucanego, X_{4s} – objętość początkowa komory gazowej, X_{5s} – sztywność sprężyny powrotnej

Numer konfiguracji	X_{1s}	X_{2s}	X_{3s}	X_{4s}	X_{5s}
1	-1	-1	-1	-1	1
2	1	-1	-1	1	-1
3	-1	1	-1	1	-1
4	1	1	-1	-1	1
5	-1	-1	1	1	1
6	1	-1	1	-1	-1
7	-1	1	1	-1	-1
8	1	1	1	1	1

Wyznaczona funkcja aproksymująca funkcję obiektu $f_A(X_{ks})$ ma postać (5.5):

$$f_A(X_{1s}, X_{2s}, X_{3s}, X_{4s}, X_{5s}) = 6,814 + 0,644X_{1s} - 0,544X_{2s} - 1,040X_{3s} + 0,170X_{4s} + 0,137X_{5s} \quad (5.5)$$

Wartości uzyskanych współczynników wskazują, że wpływ parametrów wejściowych X_{1s} , X_{2s} i X_{3s} jest zauważalnie silniejszy od wpływu parametrów X_{4s} i X_{5s} . Zestawienie wyników v_{zomax} dla konfiguracji układu z planu frakcyjnego nr 1 (tab. 5.4), otrzymanych z symulacji oraz obliczonych z wykorzystaniem funkcji aproksymującej (wzór 5.5) uzyskanej na podstawie tego planu, przedstawiono w tab. 5.5.

Tab. 5.5. Zestawienie wyników v_{zomax} dla konfiguracji układu z planu frakcyjnego nr 1 otrzymanych z symulacji oraz obliczonych z wykorzystaniem funkcji aproksymującej $f_A(X_{ks})$ uzyskanej na podstawie tego planu: $\bar{z}$ – średnia arytmetyczna

Numer konfiguracji	v_{zomax} [m/s]	
	Symulacja	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 1
1	7,67	7,72
2	9,16	9,08
3	6,61	6,70
4	7,97	7,92
5	6,03	5,98
6	6,56	6,65
7	4,37	4,28
8	6,13	6,18
$\bar{z}$	6,81	6,81

Maksymalna różnica bezwzględna pomiędzy v_{zomax} uzyskanymi z symulacji i obliczonymi przy użyciu funkcji aproksymującej wynosi $\Delta v_{zomax} = 0,09$ m/s, maksymalny błąd względny aproksymacji $\varepsilon_{max} = 2\%$, a współczynnik korelacji wielokrotnej $R = 0,9985$. Można zatem uznać, że funkcję aproksymującą funkcję obiektu wyznaczono poprawnie. Aby upewnić się, że obiekt można traktować jako liniowy (w założonym zakresie parametrów), przeprowadzono analizę dla analogicznego planu, w którym jeden z kontrastów (dla parametru X_{5s}) przyjęto równy $I = -1$, pozostawiając pozostałe wartości niezmienione. Ponadto, dla konfiguracji z tego planu doświadczenia wykonano obliczenia z wykorzystaniem funkcji aproksymującej wyznaczonej z pierwszego planu frakcyjnego. Miało to na celu sprawdzenie czy aproksymacja poprawnie przewiduje wyniki spoza konfiguracji, które wykorzystano do jej wyznaczania.

Obliczona funkcja aproksymująca funkcję obiektu dla drugiego planu $f_A(X_{ks})$ ma postać (5.6):

$$f_A(X_{1s}, X_{2s}, X_{3s}, X_{4s}, X_{5s}) = 6,811 + 0,637X_{1s} - 0,537X_{2s} - 1,037X_{3s} + 0,158X_{4s} - 0,224X_{5s} \quad (5.6)$$

Zestawienie wyników v_{zomax} dla konfiguracji układu z planu frakcyjnego nr 2, otrzymanych z symulacji oraz obliczonych z wykorzystaniem funkcji aproksymujących uzyskanych z planów frakcyjnych nr 2 (5.6) i nr 1 (5.5), przedstawiono w tab. 5.6.

Tab. 5.6. Zestawienie wyników v_{zomax} dla konfiguracji układu z planu frakcyjnego nr 2, otrzymanych z symulacji oraz obliczonych z wykorzystaniem funkcji aproksymujących $f_A(X_{ks})$ uzyskanych na podstawie planu frakcyjnego nr 2 i nr 1: $\bar{z}$ – średnia arytmetyczna

Numer konfiguracji	v_{zomax} [m/s]		
	Symulacja	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 2	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 1
1	7,76	7,81	7,45
2	9,04	8,96	9,35
3	6,52	6,61	6,97
4	8,07	8,01	7,65
5	6,11	6,06	5,71
6	6,48	6,57	6,93
7	4,30	4,22	4,55
8	6,20	6,26	5,91
$\bar{z}$	6,81	6,81	6,81

Funkcja uzyskana na podstawie drugiego planu frakcyjnego również dobrze odwzorowuje wyniki z symulacji, gdyż maksymalna różnica bezwzględna v_{zomax} wynosi ponownie $\Delta v_{zomax} = 0,09$ m/s, maksymalny błąd względny aproksymacji $\varepsilon_{max} = 2\%$, a współczynnik korelacji wielokrotnej $R = 0,9986$. Jednakże, analiza wyników uzyskanych dla konfiguracji z tego planu doświadczenia z wykorzystaniem pierwszej funkcji aproksymującej (wzór 5.5) wykazuje zauważalnie gorsze odwzorowanie symulacji. Maksymalny błąd względny wyniósł w tym przypadku $\varepsilon_{max} = 5,7\%$, a współczynnik korelacji wielokrotnej $R = 0,9972$. Poza tym, zastanawiający jest fakt, że współczynnik aproksymacji przy parametrze X_{5s} zmienił znak na przeciwny. Wartości współczynników przy innych parametrach nie zmieniły się znacząco. Może to wskazywać na nieliniowy wpływ parametrów na odpowiedź obiektu w zakresie v_{zomax} .

Korzystając z wyników z pierwszego i drugiego planu frakcyjnego, obliczono współczynniki funkcji aproksymującej dla trzeciego planu, będącego połączeniem dwóch poprzednich planów (liczba kombinacji wynosi $n = 16$). Funkcja aproksymująca funkcję obiektu $f_A(X_{ks})$ ma postać (5.7):

$$f_A(X_{1s}, X_{2s}, X_{3s}, X_{4s}, X_{5s}) = 6,812 + 0,641X_{1s} - 0,540X_{2s} - 1,039X_{3s} + 0,164X_{4s} - 0,044X_{5s} \quad (5.7)$$

Zestawienie wyników v_{zomax} dla konfiguracji układu z planu frakcyjnego nr 3, otrzymanych z symulacji oraz obliczonych z wykorzystaniem funkcji aproksymujących uzyskanych na podstawie planu frakcyjnego nr 1 (5.5), nr 2 (5.6) i nr 3 (5.7), przedstawiono w tab. 5.7.

Tab. 5.7. Zestawienie wyników v_{zomax} dla konfiguracji układu z planu frakcyjnego nr 3 otrzymanych z symulacji oraz obliczonych z wykorzystaniem funkcji aproksymujących $f_A(X_{ks})$ uzyskanych na podstawie planu frakcyjnego nr 1, 2 i 3: $\bar{z}$ – średnia arytmetyczna

Numer konfiguracji	v_{zomax} [m/s]			
	Symulacja	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 1	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 2	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 3
1	7,67	7,72	-	7,54
2	9,16	9,08	-	9,24
3	6,61	6,70	-	6,88
4	7,97	7,92	-	7,74

Tab. 5.7. c.d. Zestawienie wyników v_{zomax} dla konfiguracji układu z planu frakcyjnego nr 3 otrzymanych z symulacji oraz obliczonych z wykorzystaniem funkcji aproksymujących $f_A(X_{ks})$ uzyskanych na podstawie planu frakcyjnego nr 1, 2 i 3: $\bar{z}$ – średnia arytmetyczna

Numer konfiguracji	v_{zomax} [m/s]			
	Symulacja	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 1	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 2	$f_A(X_{ks})$ plan frakcyjny nr 3
5	6,03	5,98	-	5,79
6	6,56	6,65	-	6,83
7	4,37	4,28	-	4,47
8	6,13	6,18	-	5,99
9	7,76	-	7,81	7,63
10	9,04	-	8,96	9,15
11	6,52	-	6,61	6,79
12	8,07	-	8,01	7,83
13	6,11	-	6,06	5,88
14	6,48	-	6,57	6,75
15	4,30	-	4,22	4,38
16	6,20	-	6,26	6,08
$\bar{z}$	6,81	6,81	6,81	6,81

Dla planu frakcyjnego nr 3, maksymalna różnica bezwzględna v_{zomax} pomiędzy wynikami uzyskanymi z symulacji a uzyskanymi przy użyciu funkcji aproksymującej (5.7) wynosi $\Delta v_{zomax} = 0,24$ m/s, maksymalny błąd względny aproksymacji $\varepsilon_{max} = 4\%$, a współczynnik korelacji wielokrotnej $R = 0,9897$. Pogorszenie się wskaźników opisujących stopień dopasowania funkcji aproksymującej (w stosunku do funkcji uzyskanych przy użyciu planu frakcyjnego nr 1 i nr 2) może świadczyć o tym, że odpowiedź obiektu na zmianę parametrów wejściowych ma charakter nieliniowy. Dobre dopasowanie funkcji uzyskanych na podstawie planów frakcyjnych nr 1 i nr 2 do rezultatów z symulacji wynika prawdopodobnie z ograniczonej liczby konfiguracji wykorzystanych do wyznaczenia funkcji aproksymującej. Stanowi to przesłankę do zastosowania w badaniach eksperymentalnych bardziej rozbudowanego planu doświadczenia niż planu frakcyjnego.

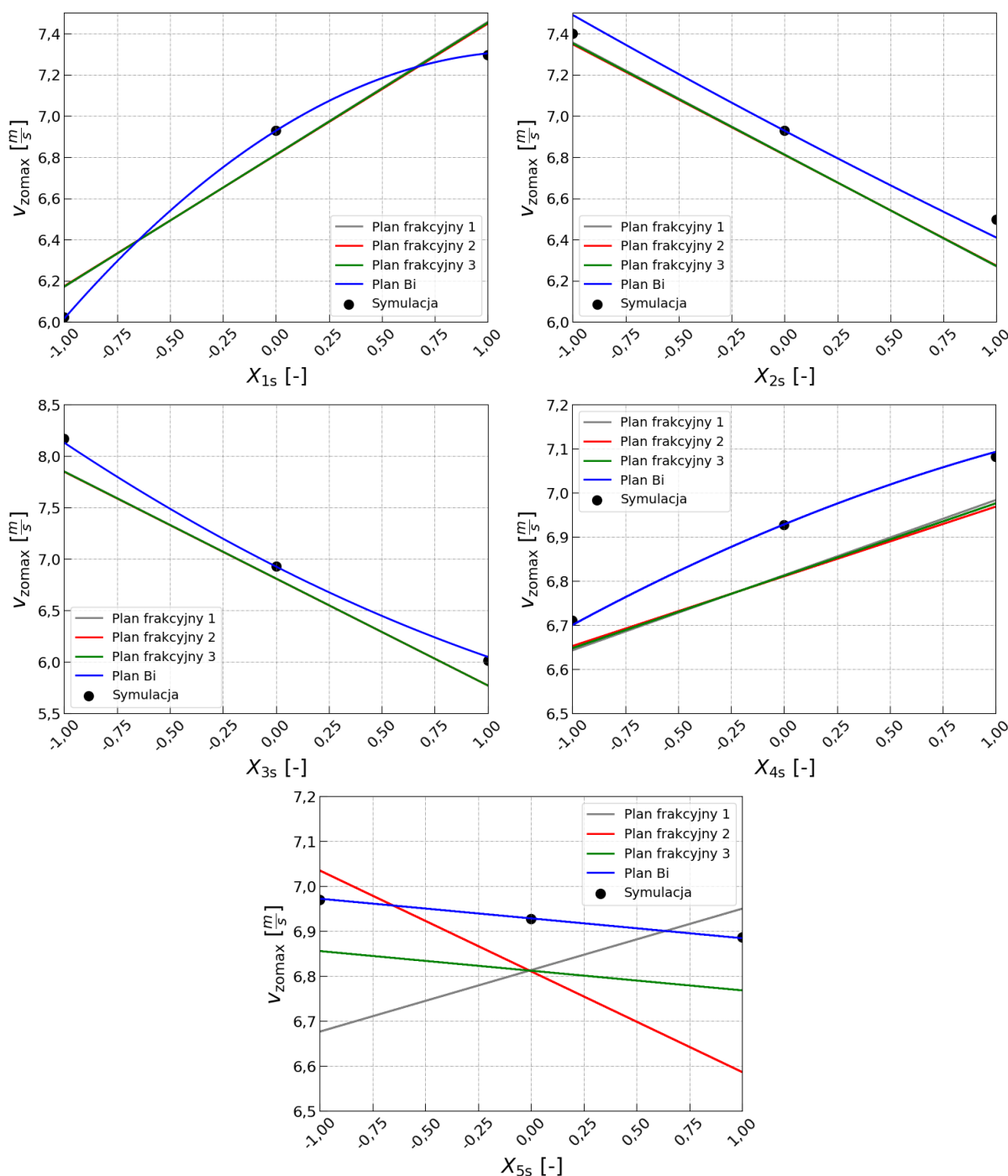
W celu sprawdzenia potencjalnej nieliniowości obiektu, przeprowadzono badania teoretyczne z wykorzystaniem planu Bi¹³, który pozwala na wyznaczenie współczynników funkcji kwadratowej. W związku z tym, że ramię gwiazdne w planach Bi jest równe 1, upraszcza to fizyczną realizację elementów odpowiedzialnych za zmianę parametrów wejściowych obiektu. Ma to szczególne znaczenie dla parametrów wejściowych obiektu, które nie mogą być regulowane w sposób ciągły. Przyjęty plan składa się z rdzenia w postaci dwuwartościowego planu frakcyjnego, w którym parametr X_{5s} jest obliczany z relacji generującej (2^{5-1}) i punktów gwiazdnych z ramieniem równym 1. Plan obejmuje 26 konfiguracji (16 – rdzeń, 10 – punkty gwiazdne). Uzyskaną funkcję aproksymującą $f_A(X_{ks})$ opisuje wzór (5.8):

$$\begin{aligned}
 f_A(X_{1s}, X_{2s}, X_{3s}, X_{4s}, X_{5s}) = & \\
 = & 6,929 + 0,644X_{1s} - 0,540X_{2s} - 1,040X_{3s} + 0,196X_{4s} - 0,044X_{5s} \\
 & - 0,269X_{1s}^2 + 0,022X_{2s}^2 + 0,163X_{3s}^2 - 0,032X_{4s}^2 - 0,001X_{5s}^2 \\
 & + 0,211X_{1s}X_{2s} - 0,099X_{1s}X_{3s} - 0,066X_{1s}X_{4s} - 0,008X_{1s}X_{5s} \\
 & + 0,083X_{2s}X_{3s} + 0,029X_{2s}X_{4s} + 0,015X_{2s}X_{5s} - 0,029X_{3s}X_{4s} \\
 & + 0,003X_{3s}X_{5s} - 0,035X_{4s}X_{5s}
 \end{aligned} \tag{5.8}$$

Dla powyższej funkcji aproksymującej $f_A(X_{ks})$ (wzór 5.8) obliczone wskaźniki dopasowania funkcji wynoszą: $\varepsilon_{max} = 1,4\%$ i $R = 0,9997$. W celu zobrazowania dokładności odwzorowania wyników symulacji przez funkcje aproksymujące, na rys. 5.1 zestawiono przebiegi tych funkcji dla każdego z rozpatrywanych planów. Na każdym z przebiegów zmianie ulega tylko jedna wielkość wejściowa w całym rozpatrywanym zakresie (od -1 do 1), natomiast pozostałe – mają wartość dla centrum planu (0). Kropkami zaznaczono wartości uzyskane z symulacji dla granicznych wartości parametrów i dla centrum planu.

Analizując uzyskane wyniki można stwierdzić, że odpowiedź obiektu dla parametru wyjściowego V_{zomax} na zmianę parametrów wejściowych $X_{1s} \div X_{5s}$ w rozpatrywanym zakresie jest nieliniowa. Aproksymacja funkcją kwadratową daje lepsze przybliżenie wyników symulacji niż funkcja liniowa. Potwierdziły to obliczone wskaźniki dopasowania funkcji oraz analiza przebiegów (rys. 5.1). W związku z tym, w badaniach eksperymentalnych zalecane jest zastosowanie planu Bi.

¹³ Plan Bi opisano w rozdziale III.



Rys. 5.1. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego v_{zomax} w funkcji unormowanej wartości parametrów X_{ks} dla trzech planów frakcyjnych, planu Bi oraz symulacji

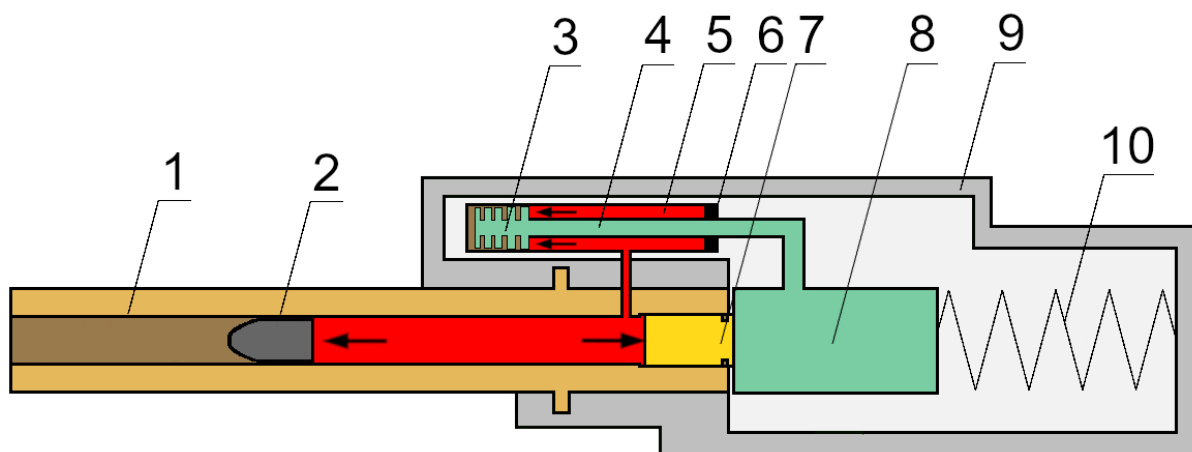
Na podstawie analizy współczynników funkcji aproksymującej funkcję obiektu, uzyskanej z wykorzystaniem planu Bi (wzór 5.8), można stwierdzić, że największy wpływ na v_{zomax} ma jego masa oraz położenie i średnica otworu gazowego. W praktyce, zmiana masy zespołu odrzucanego jest najprostszym sposobem „regulacji” v_{zomax} . Takie rozwiązanie jest charakterystyczne dla broni działającej na zasadzie odrzutu zamka swobodnego. Konsekwencją zwiększania tej masy (w celu

zmniejszenia prędkości odrzutu) jest przede wszystkim zwiększenie masy całej broni. Z kolei zbyt duża masa broni jest niepożądana m.in. ze względów ergonomicznych, ekonomicznych i eksploatacyjnych. Dlatego też, istotne było oszacowanie poziomu wpływu pozostałych parametrów wejściowych (X_{1s} , X_{2s} , X_{4s} , X_{5s}), aby uzyskać wstępną odpowiedź na pytanie, czy występuje możliwość istotnego zmniejszenia v_{zomax} bez zmiany jego masy? Przeprowadzona analiza potwierdziła taką możliwość. Poza masą zespołu odrzucanego, położenie i średnica otworu gazowego oraz objętość komory gazowej miały zauważalny wpływ na v_{zomax} .

Na podstawie uzyskanych wyników stwierdzono także, że sztywność sprężyny powrotnej ma najmniejszy wpływ na v_{zomax} spośród wszystkich wytypowanych parametrów wejściowych obiektu. Jej wpływ jest praktycznie pomijalny w założonym zakresie, pomimo, że przyjęta wartość maksymalna tego parametru jest dwukrotnie większa od minimalnej. Potwierdziły to wyniki badań teoretycznych i doświadczalnych przedstawione w [61], mimo że dotyczyły broni z odprowadzeniem gazów prochowych. Dlatego w dalszych badaniach i analizach parametr ten nie był uwzględniany.

W ramach równolegle prowadzonych prac nad projektem stanowiska laboratoryjnego, przewidując zastosowanie układu z OZPOG m.in. w pistoletach maszynowych i karabinkach, zmodyfikowano standardowy układ konstrukcyjny (rys. 4.2), do układu przedstawionego na rys. 5.2 (co szczegółowo opisano w rozdziale III pracy [2]). Modyfikacja ta polegała na przekonstruowaniu układu gazowego i była niezbędna, gdyż w klasycznych pistoletach samopowtarzalnych (jak np. w HK P7) zamek zwykle jest elementem, który jest „nakładany” na lufę i „obejmuje” ją niemal na całej jej długości. To zapewnia bezpośrednie połączenie zamka z tłokiem w sposób, w którym gazy prochowe działają na czoło tłoka, jednocześnie umożliwiając swobodny ruch zespołu odrzucanego na drodze niezbędnej do współpracy z nabojem. W nowoczesnych pistoletach maszynowych i karabinkach rozwiązania tego typu nie występują. Dlatego też, wprowadzona modyfikacja układu, charakteryzująca się dużą uniwersalnością stosowania może być przyjęta w dowolnym typie broni strzeleckiej. W zmodyfikowanym układzie konstrukcyjnym (rys. 5.2) gazy prochowe działają na tylną ścianę tłoka gazowego, od strony połączenia z tłoczyskiem. W związku z tym, powierzchnia oddziaływania (zwana również roboczą powierzchnią tłoka) jest pierścieniem o powierzchni

wynikającej z różnicy powierzchni czołowej tłoka i powierzchni tłoczyska. W tylnej części komory gazowej tłoczysko przechodzi przez uszczelnienie zapewniające szczelność układu gazowego. Działanie układu w poszczególnych etapach strzału pozostaje analogiczne do opisanego w podrozdziale 4.1.



Rys. 5.2. Schemat układu z OZPOG po modyfikacjach konstrukcyjnych: 1 – lufa, 2 – pocisk, 3 – tłok gazowy, 4 – tłoczysko, 5 – komora gazowa, 6 – uszczelnienie komory gazowej, 7 – łuska, 8 – zamek, 9 – komora zamkowa, 10 – sprężyna powrotna

Ponadto, zdecydowano również, że jeden z parametrów wejściowych obiektu – objętość początkowa komory gazowej zostanie rozdzielona na dwa parametry: pole powierzchni roboczej tłoka gazowego i długość początkową komory gazowej (iloczyn tych parametrów daje początkową objętość komory gazowej). Pierwszy z nich będzie w praktyce regulowany poprzez zmianę średnicy tłoczyska przy zachowaniu stałej średnicy cylindra komory gazowej, natomiast drugi parametr – przez zmianę długości tłoczyska. Zastosowanie dłuższego tłoczyska, przy niezmiennym punkcie połączenia z zespołem odrzucanym, spowoduje przesunięcie tłoka w stronę wylotu lufy i zwiększenie długości początkowej komory gazowej. Opisanie komory gazowej tymi dwoma parametrami wynikało z założonej funkcjonalności modelu matematycznego, który ma być wykorzystany w procesie projektowania automatycznej broni działającej na zasadzie OZPOG.

Ostatecznie, do badań eksperymentalnych określono następujące parametry wejściowe obiektu:

- położenie otworu gazowego mierzonego od płasku wlotowego lufy (wartość unormowana – X_1);
- średnicę otworu gazowego (wartość unormowana – X_2);
- masę zespołu odrzucanego (wartość unormowana – X_3);

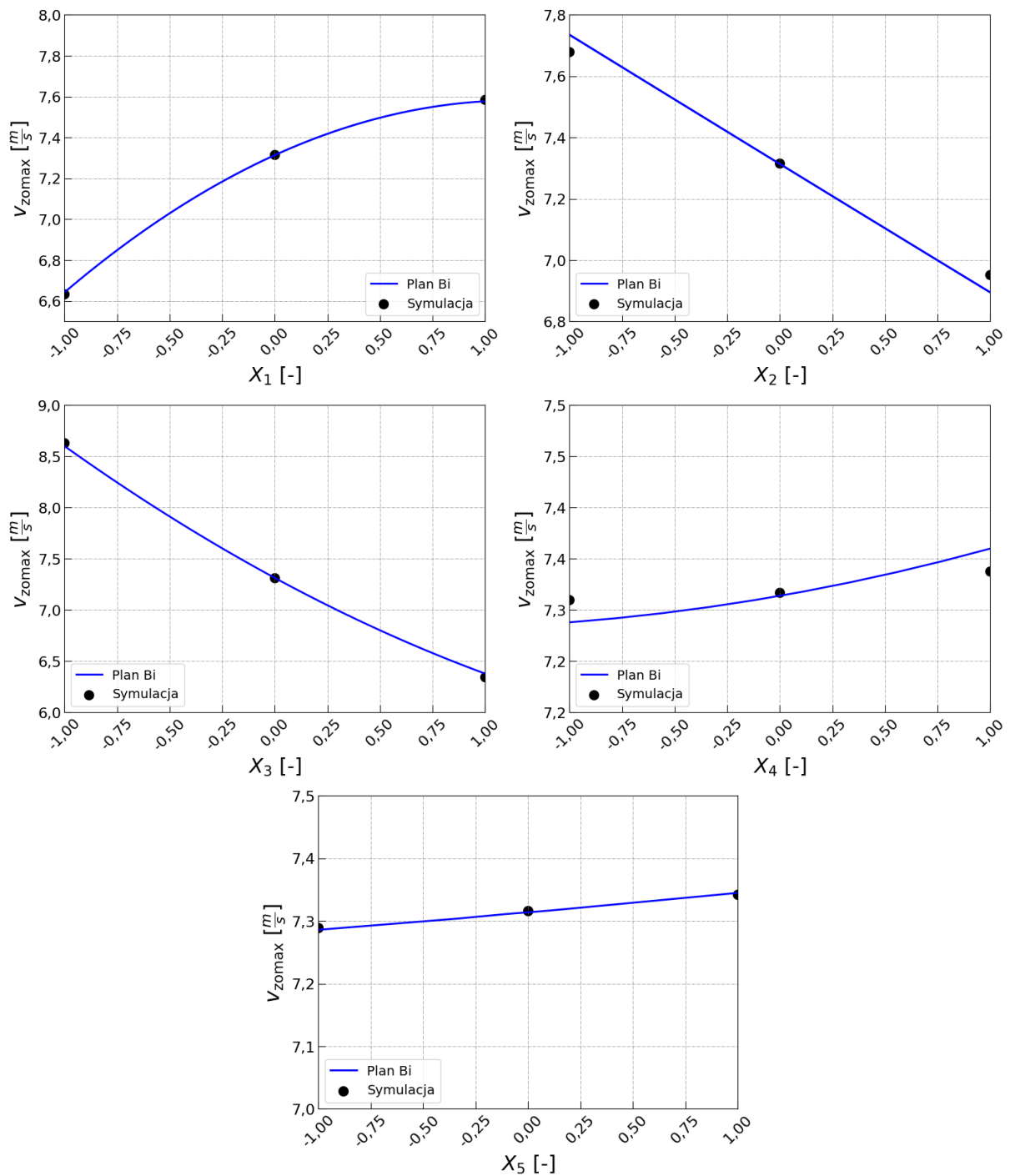
- średnicę tłoczyska (wartość unormowana – X_4);
- długość tłoczyska (wartość unormowana – X_5).

Po zmodyfikowaniu układu, ponownie przeprowadzono badania symulacyjne jego pracy. Podczas określania zakresu wartości parametrów uwzględniono możliwość ich praktycznego zrealizowania w broni strzeleckiej. W związku z tym, przyjęto stałą średnicę cylindra komory gazowej równą 8 mm, natomiast zmienną średnicę tłoczyska – w zakresie 4÷6 mm. Ze względu na ograniczenia związane z ruchem zespołu odrzucanego, przyjęto długość tłoczyska zmienną w zakresie 91÷101 mm. W wyniku wprowadzonych zmian, zakres wartości masy zespołu odrzucanego wynosił 360÷420 g. Ponowne badania symulacyjne przeprowadzono tylko dla docelowego planu Bi. Otrzymana funkcja aproksymująca funkcję obiektu $f_A(X_{ks})$ ma postać (5.9):

$$\begin{aligned}
 f_A(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = & \\
 & = 7,314 + 0,468X_1 - 0,42X_2 - 1,111X_3 + 0,036X_4 + 0,029X_5 \\
 & \quad - 0,204X_1^2 + 0,001X_2^2 + 0,176X_3^2 + 0,01X_4^2 + 0,002X_5^2 \quad (5.9) \\
 & + 0,174X_1X_2 - 0,072X_1X_3 - 0,026X_1X_4 - 0,015X_1X_5 + 0,063X_2X_3 \\
 & + 0,037X_2X_4 + 0,009X_2X_5 - 0,006X_3X_4 - 0,026X_3X_5 - 0,035X_4X_5
 \end{aligned}$$

W celu sprawdzenia stopnia dopasowania aproksymacji do wyników badań doświadczalnych obliczono maksymalny błąd względny aproksymacji, który wynosi $\varepsilon_{max} = 0,8\%$, oraz współczynnik korelacji wielokrotnej, który ma wartość $R = 0,9998$.

Analogicznie, jak dla układu przed modyfikacjami, na rys. 5.3 przedstawiono przebiegi maksymalnej wartości prędkości zespołu odrzucanego v_{zomax} w funkcji wartości unormowanych parametrów od X_1 do X_5 . Wykresy przedstawiają zależności v_{zomax} przy zmianie jednego z parametrów, gdy pozostałe parametry mają wartość dla centrum planu. Na podstawie analizy współczynników funkcji aproksymującej funkcję obiektu dla układu po modyfikacji uzyskanej z wykorzystaniem planu Bi (wzór 5.9) można stwierdzić, że podobnie jak dla układu niezmodyfikowanego największy wpływ na v_{zomax} ma jego masa oraz położenie i średnica otworu gazowego. Natomiast parametry opisujące średnicę i długość tłoczyska wpływają na v_{zomax} w dużo mniejszym stopniu.



Rys. 5.3. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego v_{zomax} w funkcji unormowanej wartości parametrów X_k dla planu Bi oraz symulacji – dla układu po modyfikacjach

5.3. Podsumowanie rozdziału V

Na podstawie zrealizowanych badań symulacyjnych pracy układów z OZPOG (przedstawionych na rys. 4.2 i 5.2) można stwierdzić, że:

- odpowiedź badanych obiektów na zmianę niektórych z wielkości wejściowych ma charakter nieliniowy. W związku z tym zrezygnowano z przyjęcia frakcyjnych planów doświadczenia (stosowanych przy aproksymacji liniowej) na rzecz planu Bi, który zapewnił zadowalające odwzorowanie funkcji obiektu. Dlatego zaproponowano, aby w dalszych badaniach doświadczalnych stosować plan Bi;
- sztywność sprężyny powrotnej ma znikomy wpływ na odpowiedź obiektu (v_{zomax}), dlatego parametr ten nie był uwzględniany w dalszych badaniach;
- długość tłoczyska i średnica czynna tłoka gazowego nie wpływają istotnie na maksymalną prędkość zespołu odrzucanego v_{zomax} . Jednakże, parametry te odgrywają ważną rolę w procesie projektowania broni działającej na zasadzie OZPOG, a także będą wpływać na maksymalne ciśnienie w komorze gazowej. Dlatego zdecydowano o uwzględnieniu ich w badaniach eksperymentalnych;
- wyniki i wnioski z przedstawionych analiz badań symulacyjnych miały duże znaczenie praktyczne, dlatego uwzględniono je w pracach nad projektem stanowiska laboratoryjnego [2]. Jednym z kluczowych efektów prac nad tym stanowiskiem jest oryginalna modyfikacja układu konstrukcyjnego z OZPOG z przedstawionego na rys. 4.2 do przedstawionego na rys. 5.2. Modyfikacja polegała przede wszystkim na przekonstruowaniu układu gazowego w sposób umożliwiający zastosowanie tego rozwiązania niemal w każdym typie broni strzeleckiej.

ROZDZIAŁ VI

BADANIA PROCHÓW

Realizacja badań doświadczalnych na stanowisku laboratoryjnym [2] wymagała wcześniejszego wyboru oraz pozyskania odpowiedniej amunicji i prochów do elaboracji. Ze względu na okres realizacji tego etapu prac (m.in. szczyt pandemii COVID-19), dostępność tych środków była mocno ograniczona – szczególnie przy uwzględnieniu wymogu zakupu odpowiedniej ilości z jednej partii produkcyjnej. Problem ten dotyczył również wcześniej wspominanej amunicji S&B i Blazer. Ostatecznie zdecydowano się na zakup amunicji GECO z pociskiem pełnopłaszczowym o masie 8 g oraz prochów pistoletowych Lovex D036 i Reload Swiss RS20.

Amunicja GECO była przeznaczona do wykonania tzw. „zasadniczych badań stanowiska laboratoryjnego” (realizowanych w ramach metodyki nr 2 „Programu badań” zawartej w pracy [2]), których celem było wyznaczenie funkcji aproksymującej funkcję obiektu, niezbędnej do walidacji modelu matematycznego. Dla tej amunicji przeprowadzono badania masowe oraz badania charakterystyk balistycznych [2]. Pierwsze z nich miały na celu ocenę czy elementy naboju mogą być wykorzystane do reelaboracji. Badania balistyczne natomiast były kluczowe z punktu widzenia walidacji modelu matematycznego. Wyniki zestawiono w tab. 6.1. Uzyskane wartości świadczą o wysokiej powtarzalności wykonania amunicji oraz potwierdzają możliwość jej wykorzystania do realizacji wcześniej określonych celów.

Tab. 6.1. Wyniki badań masowych i charakterystyk balistycznych amunicji GECO [2]

Wyszczególnienie	Masa prochu [g]	Masa pocisku [g]	p_{max} [MPa]	V_2 [m/s]
Amunicja GECO	$0,3265 \pm 0,0021$	$7,9880 \pm 0,0046$	$186,68 \pm 4,66$	$358,2 \pm 2,5$

Prochy D036 oraz RS20 były przeznaczone do elaboracji amunicji w celu zbadania wpływu zmiany ładunku miotającego na działanie układu opóźnienia gazowego (zgodnie z metodyką nr 3 „Programu badań” zawartą w pracy [2]). Analizowano m.in. zależność pomiędzy ciśnieniem maksymalnym w lufie a maksymalną prędkością zespołu odrzucanego, a także między maksymalnym ciśnieniem w lufie a maksymalnym ciśnieniem w komorze gazowej. Co szczególnie

istotne, badania te miały na celu weryfikację, czy przyjęty układ konstrukcyjny działa poprawnie i powtarzalnie w warunkach stosowania różnych rodzajów amunicji (o różnych charakterystykach techniczno-balistycznych), co szczegółowo omówiono w rozdziale VII pracy [2].

6.1. Metodyka badań prochów

Rozwiązanie równań modelu matematycznego przedstawionego w rozdziale IV wymagało znajomości charakterystyk balistyczno-energetycznych prochu zastosowanego w amunicji użytej w badaniach eksperymentalnych.

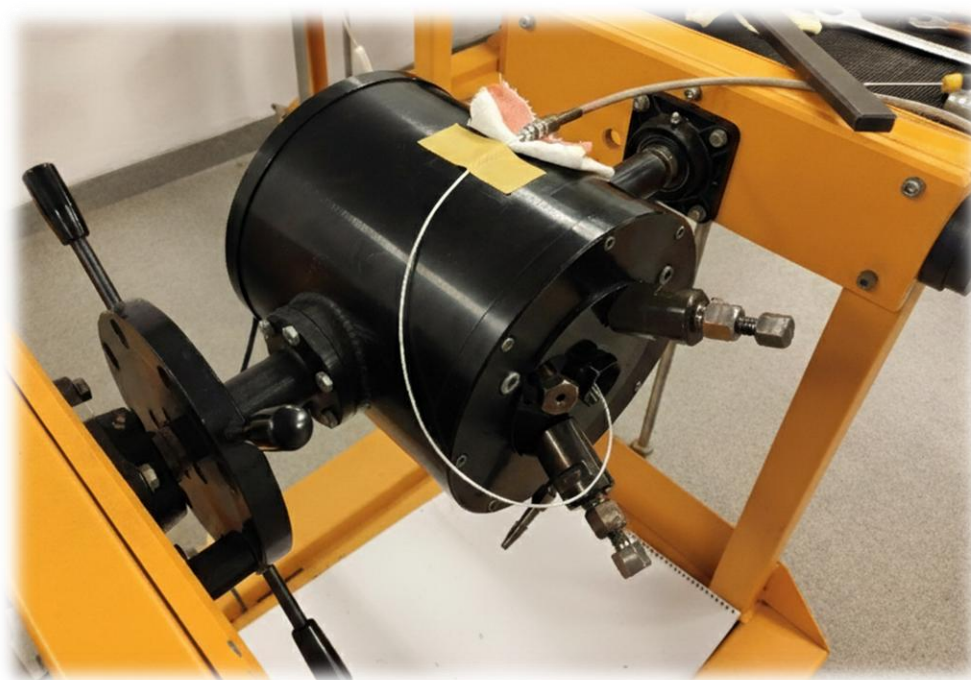
W wyniku spalania ładunku miotającego w przestrzeni zapociskowej wytwarzane są gazy prochowe o wysokiej temperaturze, które generują ciśnienie, czego skutkiem jest powstanie sił napędzających pocisk i zespół odrzucany układu automatyki broni. W zależności od zastosowanego prochu, działanie układu automatyki może się istotnie różnić. Dlatego konieczna jest znajomość charakterystyk prochu, które mają duży wpływ na poprawność wyników rozwiązania równań modelu matematycznego. Niestety, charakterystyki te nie są zazwyczaj udostępniane przez producentów prochu, w związku z czym zaistniała potrzeba ich wyznaczenia w badaniach laboratoryjnych.

Aby określić charakterystyki prochów, wymagana jest znajomość wymiarów (parametrów gabarytowych) pojedynczego ziarna. W tym celu na mikroskopie cyfrowym KEYENCE VHX-6000 wykonano pomiary ziaren prochów RS20, D036 i GECO¹⁴. Następnie przeprowadzono badania pirostatyczne w komorze manometrycznej, umożliwiające określenie wartości parametrów prochu niezbędnych do rozwiązania PGBW. Procedury związane z tą metodą badań są zawarte w porozumieniu standaryzacyjnym STANAG 4115 [121]. Badania wykonuje się, rejestrując przebiegi ciśnienia w funkcji czasu, które jest generowane przez proch spalający się w stałej objętości. Konieczne jest przeprowadzenie prób dla co najmniej dwóch gęstości ładowania ładunku, aby w dalszej kolejności – z wykorzystaniem metody regresji liniowej – wyznaczyć parametry ładunku (przede wszystkim „siłę” prochu, kowolumen gazów prochowych i wykładnik w prawie spalania). Ze względu na to, że komora manometryczna nie jest układem idealnie adiabatycznym,

¹⁴ Prochem GECO w dalszej części pracy będzie określany proch pochodzący z amunicji 9x19 mm Parabellum produkowanej przez firmę GECO.

zmierzone ciśnienia są niższe od ciśnienia adiabatycznego [122]. Wynika to z faktu, że część energii cieplnej jest pochłaniana przez ścianki komory (i zużywana na ich ogrzanie), co z kolei powoduje ochładzanie gazów prochowych. Można to dostrzec na wykresie przebiegu ciśnienia z testu w komorze manometrycznej. Po zakończeniu spalania ładunku prochowego występuje spadek ciśnienia. W sytuacji, gdyby straty cieplne nie występowały, zarówno ciśnienie, jak i temperatura gazów prochowych znajdujących się w komorze (o stałej objętości) utrzymywałyby stałą wartość, aż do chwili otwarcia komory. W związku z powyższym, do analizy wyników istotne jest, aby otrzymane wyniki pomiarów skorygować o tzw. straty cieplne i zminimalizować błąd popełniany przy określaniu charakterystyk prochu.

Badania wykonano zgodnie z obowiązującymi w Laboratorium Artylerii i Balistyki oraz Laboratorium Systemów Uzbrojenia ITU WML WAT procedurami badawczymi. Badania rozpoczęto w komorze manometrycznej HPI B180T o objętości 200 cm³ (zwaną dalej dużą komorą), którą przedstawiono na fot. 6.1. Zwykle próby wykonuje się dla gęstości ładowania do 200 kg/m³ lub 250 kg/m³. Zdecydowano jednak, że badania będą prowadzone dla gęstości ładowania 100 kg/m³ i 175 kg/m³. Wynikało to z faktu, że w badaniach wykorzystywano prochy pistoletowe, które charakteryzują się wysoką „dynamiką spalania”, co mogłoby doprowadzić do uszkodzenia komory przy wyższych wartościach gęstości ładowania.



Fot. 6.1. Komora manometryczna HPI B180T o objętości 200 cm³ (duża komora) przygotowana do badań

Przeprowadzono dwie próby z prochem RS20 dla gęstości ładowania 100 kg/m³ oraz jedną próbę dla gęstości ładowania 175 kg/m³. Niestety, ze względu na problemy, które wystąpiły podczas badań, niemożliwe było kontynuowanie ich w tej komorze. Podczas pierwszej próby dla gęstości ładowania 175 kg/m³ doszło do rozszczelnienia komory i uszkodzenia gniazda zaworu upustowego. W związku z powyższym, konieczne było zastosowanie innej komory manometrycznej. Mając na uwadze bezpieczeństwo prowadzenia badań zdecydowano, że dalsze pomiary będą wykonywane w innej dostępnej w ITU WML WAT komorze, o objętości wynoszącej 25 cm³ (zwaną dalej małą komorą).

Ze względu na dużą powtarzalność wyników pomiarów ciśnienia w komorze manometrycznej, potwierdzoną licznymi badaniami prowadzonymi w ITU WML WAT i opisanymi m.in. w [122, 123], nie jest konieczne wykonywanie większej liczby prób niż dwie. Proces realizacji takich badań jest czasochłonny, m.in. ze względu na potrzebę ochłodzenia komory do wymaganej temperatury po każdej wykonanej próbie. Dlatego, dla prochu GECO w małej komorze przeprowadzono po dwie próby dla dwóch gęstości ładowania komory: 100 i 175 kg/m³. Dodatkowo, dla tych gęstości ładowania wykonano w małej komorze po jednej próbie dla prochu RS20 w celu porównania rezultatów otrzymanych dla małej i dużej komory. Próby wykonywano w temperaturze 20°C (temperatura komory, prochu i otoczenia). Powód odstąpienia od badania prochu LOVEX D036 w komorze manometrycznej przedstawiono w podrozdziale 6.2.

Do zainicjowania spalania prochu w komorze, zastosowano ładunek zapłonowy sporządzony z prochu czarnego (proch kb-2) oraz główki zapalczącej umieszczonych w woreczku. Masę prochu czarnego dobierano tak, aby osiągnąć ciśnienie zapłonu wynoszące $p_z = 3$ MPa. Do obliczenia masy ładunku zapłonowego wykorzystano przekształcone równanie Nobla-Abla (6.1):

$$C_z = \frac{p_z(V_0 - \frac{C}{\rho})}{f_z + p_z\eta_z} \quad (6.1)$$

gdzie:

C_z – masa ładunku zapłonowego,

p_z – ciśnienie zapłonu,

V_0 – początkowa objętość swobodna komory,

- C – masa ładunku zasadniczego,
 ρ – gęstość badanego prochu,
 f_z – „siła” ładunku zapłonowego (dla prochu czarnego 0,28 MJ/kg),
 η_z – kowolumen gazów powstałych ze spalania ładunku zapłonowego (dla prochu czarnego $0,5 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3/\text{kg}$).

Obliczone wartości masy ładunku zapłonowego C_z wynoszą: 0,250 g i 0,237 g dla komory 25 cm³ (odpowiednio dla gęstości ładowania 100 kg/m³ i 175 kg/m³) oraz 1,998 g i 1,898 g – dla komory 200 cm³.

Do pomiaru ciśnienia w komorze wykorzystano piezoelektryczne przetworniki ciśnienia:

- HPI GP6 – dla komory 25 cm³;
- HPI 5QP 6000M/M106 – dla komory 200 cm³.

Uzyskane z pomiaru sygnały były przetwarzane przez wzmacniacz ładunku Vibro-Meter TA-3/D oraz rejestrowane przez 12-bitowy przetwornik analogowo-cyfrowy Keithley DAS-50. Podstawowe parametry wykorzystanego sprzętu pomiarowego przedstawiono w tab. 6.2÷6.5.

Tab. 6.2. Podstawowe parametry piezoelektrycznego przetwornika ciśnienia HPI GP6

Wyszczególnienie	J.m.	Wartość
Zakres pomiarowy	MPa	0÷600
Czułość	pC/MPa	-30
Liniowość	%	≤0,5
Częstotliwość drgań własnych	kHz	≥240
Czas narastania	μs	≤1

Tab. 6.3. Podstawowe parametry piezoelektrycznego przetwornika ciśnienia HPI 5QP6000M

Wyszczególnienie	J.m.	Wartość
Zakres pomiarowy	bar	0÷6 000
Czułość	pC/bar	2,2
Liniowość	%	≤1
Częstotliwość drgań własnych	kHz	≥200
Czas narastania	μs	≤1
Pojemność elektryczna	pF	1,5

Tab. 6.4. Podstawowe parametry wzmacniacza ładunku TA-3/D firmy Vibro-Meter

Wyszczególnienie	J.m.	Wartość
Zakres ustawień czułości	pC	$10 \div 1,1 \times 10^6$
Izolacja	Ω	1 014
Napięcie	V	± 10
Prąd	mA	max. 10
Linearyzacja	%	max. 0,05
Częstotliwość	kHz	0÷50

Tab. 6.5. Podstawowe parametry przetwornika analogowo-cyfrowego Keithley DAS-50 12-bit

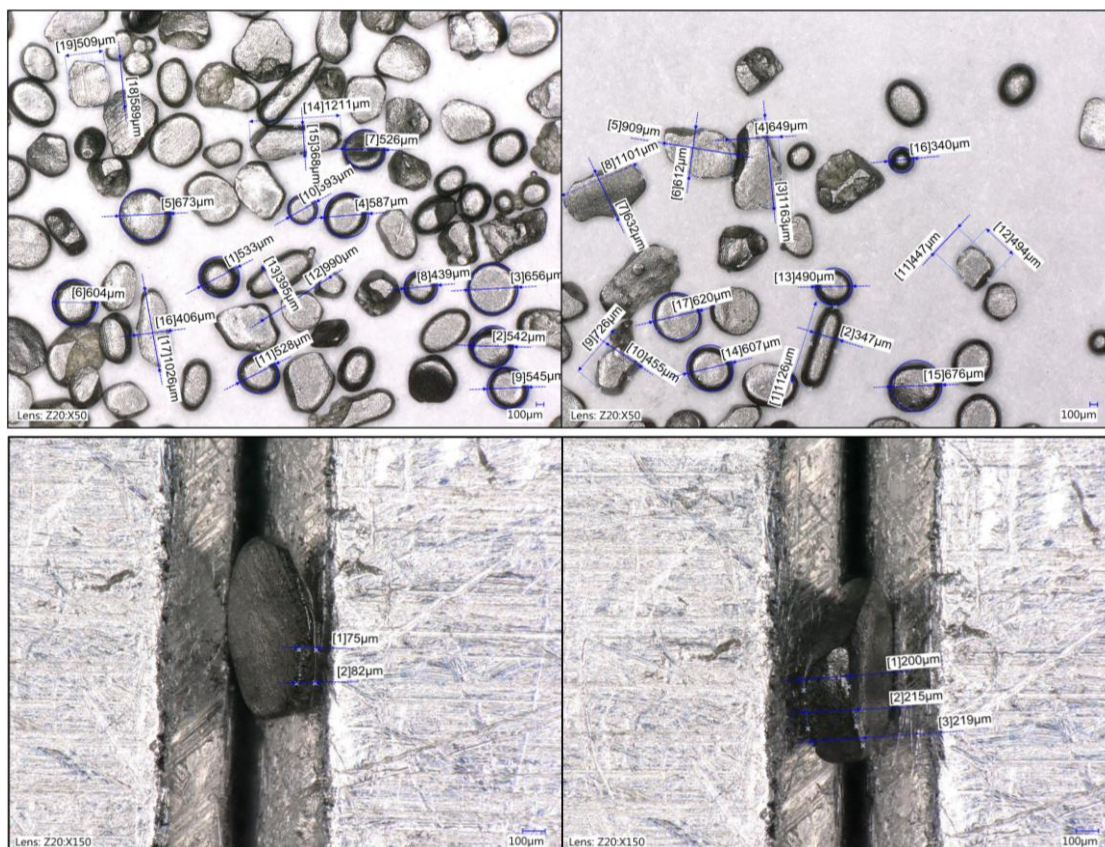
Wyszczególnienie	J.m.	Wartość
Liczba kanałów	-	4
Zakresy pomiarowe	V	0÷5, 0÷10, $\pm 2,5$, ± 5 , ± 10
Przepustowość	MHz	6
Impedancja	k Ω	100
Pojemność elektryczna	pF	10
Rozdzielczość	bit	12
Częstotliwość	MHz	max. 1
Dokładność	LSB	2

Analizując zarejestrowane przebiegi ciśnienia, zwrócono uwagę na zakłócenia, które są rejestrowane wraz z „pomiarem właściwym”. Do określania parametrów ładunku miotającego wykorzystuje się pierwszą pochodną ciśnienia po czasie, dlatego też wygładzenie przebiegów jest niezbędne. W związku z tym, przed przystąpieniem do przetwarzania wyników wykonano ich obróbkę. Spośród wielu metod obróbki danych pomiarowych wybrano zmodyfikowany algorytm Loess opisany w [124, 125]. Algorytm ten skutecznie filtruje zakłócenia występujące w zarejestrowanych przebiegach ciśnienia. Przy użyciu algorytmu Loess możliwe jest wykonanie dwóch czynności, tj.: wygładzania danych oraz wyznaczenia pierwszej pochodnej w ramach jednego uruchomienia programu.

6.2. Wyniki badań prochu LOVEX D036

Na podstawie analizy zdjęć z mikroskopu cyfrowego KEYENCE VHX-6000 i pomiarów gabarytów ziaren prochu czeskiego producenta LOVEX D036 (fot. 6.2)

stwierdzono, że charakteryzują się one niską powtarzalnością wymiarów, a także dużymi różnicami w kształcie. Określenie „średniego” ziarna prochowego wiązałoby się z dużym błędem i powielaniem go w późniejszych analizach.

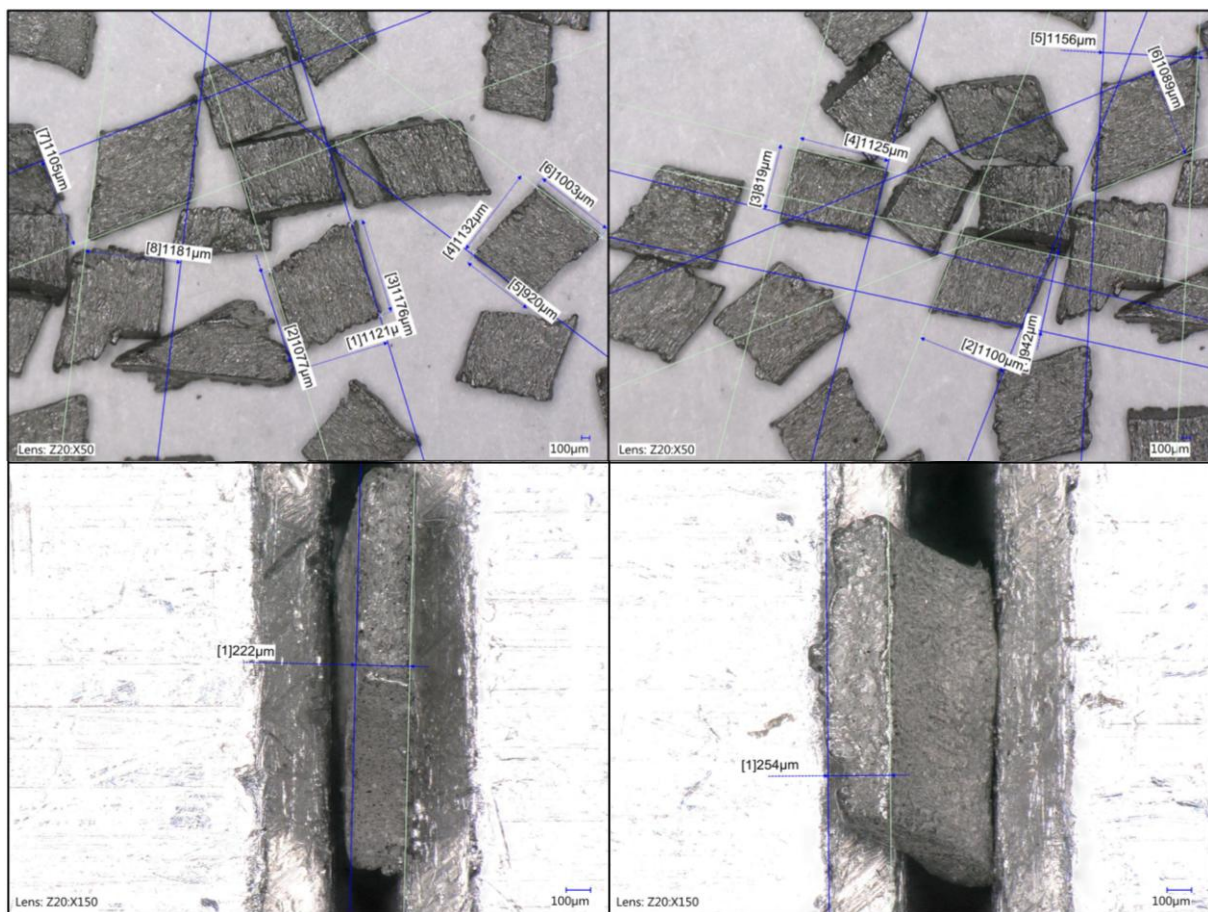


Fot. 6.2. Pomiar wymiarów gabarytowych ziaren prochu D036 (fot. Judyta Sienkiewicz)

Mając na względzie również badania charakterystyk balistycznych amunicji elaborowanej prochem D036 (realizowanych w ramach [2]) stwierdzono, że użycie tego prochu w badaniach na stanowisku laboratoryjnym może prowadzić do pojawienia się dodatkowych błędów. Dlatego proch ten nie był brany pod uwagę w dalszych pracach.

6.3. Wyniki badań prochu Reload Swiss RS20

Na podstawie zdjęć z mikroskopu prochu RS20 szwajcarskiego producenta Reload Swiss (fot. 6.3) stwierdzono, że ziarna tego prochu mają kształt płytkowy. Ponadto, na podstawie pomiarów wymiarów gabarytowych ziaren prochu obliczono: średnie wymiary ziarna, współczynniki kształtu (χ , λ , μ) i współczynniki aproksymacji funkcji kształtu (a_1 , a_2 , a_3). Wymiary ziaren prochu RS20 oraz wynikające z nich parametry przedstawiono w tab. 6.6.

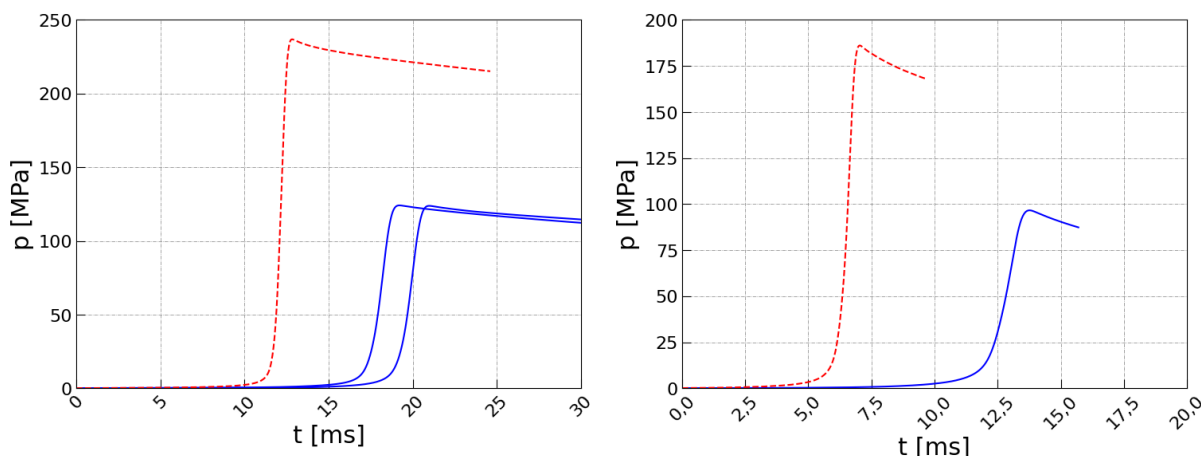


Fot. 6.3. Pomiar wymiarów gabarytowych ziaren prochu RS20 (fot. Judyta Sienkiewicz)

Tab. 6.6. Wymiary ziaren prochu RS20 oraz wynikające z nich parametry prochu

Parametr	J.m.	Wartość
Kształt ziarna	–	płytkowy
Długość ziarna	mm	1,170±0,192
Szerokość ziarna	mm	1,043±0,150
Grubość ziarna	mm	0,220±0,025
Grubość warstwy palnej e_0	mm	0,11
Stosunek początkowej objętości do powierzchni ziarna $V_{0,p}/S_{0,p}$	mm	0,0786
Współczynnik kształtu ziarna χ	–	1,3990
Współczynnik kształtu ziarna λ	–	-0,3135
Współczynnik kształtu ziarna μ	–	0,0284
Współczynniki aproksymacji funkcji kształtu a_1	–	-0,4514
Współczynniki aproksymacji funkcji kształtu a_2	–	-0,0391
Współczynniki aproksymacji funkcji kształtu a_3	–	-0,0476

Następnie, przeprowadzono badania prochu RS20 w komorze manometrycznej, a otrzymane przebiegi ciśnienia w funkcji czasu $p(t)$ dla dwóch gęstości ładowania Δ przedstawiono na rys. 6.1.



Rys. 6.1. Przebiegi ciśnienia p w funkcji czasu t dla prochu RS20:
linia ciągła dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$, linia kreskowa dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$;
duża komora (z lewej), mała komora (z prawej)

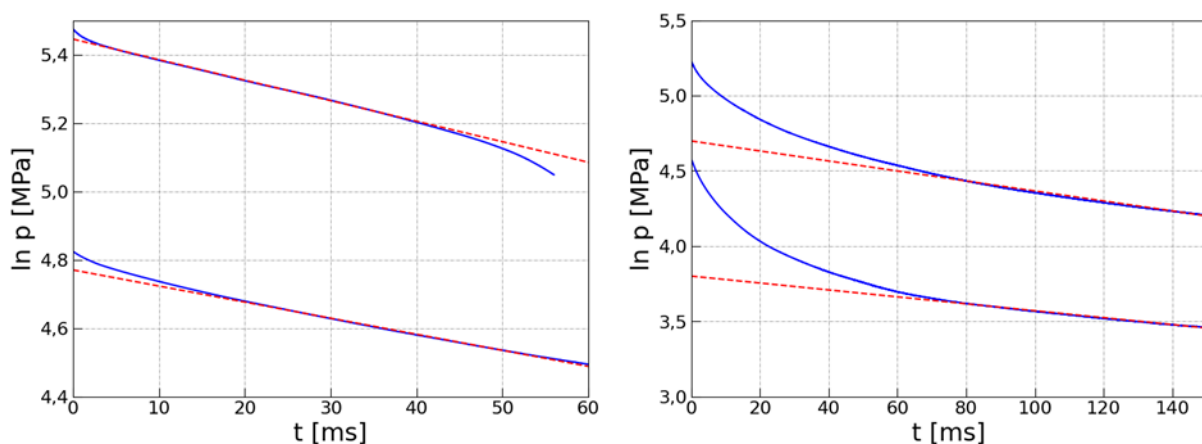
Maksymalne wartości ciśnienia p_{max} oraz czasy t_n narastania ciśnienia od 0,1 MPa do wartości maksymalnej dla prochu RS20, uzyskane w dwóch komorach i przy różnych gęstościach ładowania, przedstawiono w tab. 6.7.

Tab. 6.7. Maksymalne wartości ciśnienia p_{max} oraz czasy t_n narastania ciśnienia – od 0,1 MPa do wartości maksymalnej – dla prochu RS20 uzyskane w dwóch komorach i przy różnych gęstościach ładowania Δ

Wyszczególnienie	Mała komora		Duża komora	
$\Delta [\text{kg/m}^3]$	$p_{max} [\text{MPa}]$	$t_n [\text{ms}]$	$p_{max} [\text{MPa}]$	$t_n [\text{ms}]$
100	97,05	13,75	124,61	19,20
100	-	-	124,45	20,98
175	186,88	7,04	238,99	12,82

Następnie dokonano korekcji przebiegów ciśnienia uzyskanych eksperymentalnie ze względu na straty ciepłe. W tym celu wykorzystano metodę opisaną w [122, 123], która bazuje na analizie „opadającej części przebiegu ciśnienia” (czyli okresie ochładzania gazów prochowych) i wynikającej z tego wartości współczynnika przejmowania ciepła. Skorygowane wyniki wykorzystano do obliczenia współczynników regresji liniowej, a na ich podstawie określono wartości „siły” prochu i kowolumenu (po korekcji).

W związku z tym, że przy badaniu prochu RS20 dla gęstości ładowania 175 kg/m^3 w dużej komorze nastąpiło rozszczelnienie układu, część przebiegu ciśnienia uległa zniekształceniu. Rozszczelnienie nastąpiło po pewnym czasie od osiągnięcia ciśnienia maksymalnego, więc możliwe było wykorzystanie do analiz zarejestrowanych danych. W celu sprawdzenia, którą część przebiegu można wykorzystać do oszacowania stałej czasowej dla strat cieplnych, wykonano wykresy $\ln p(t)$ dla wyników z dużej i małej komory (rys. 6.2), przyjmując do rozważań okres od chwili osiągnięcia maksymalnej wartości ciśnienia (rozpoczęcie „odmierzania” czasu). Czerwona linia kreskowa na rys. 6.2 przedstawia aproksymowaną linią prostą odpowiednią część wykresu. Stwierdzono, że przy obliczaniu korekty na straty cieplne dla gęstości ładowania 175 kg/m^3 należy ograniczyć opadającą część wykresu do 186 MPa , co odpowiada $0,8p_{\max}$ (standardowo przyjmuje się $0,6$). Takie ograniczenie może powodować pewne zawyżanie wpływu strat cieplnych dla gęstości ładowania 100 kg/m^3 . Widoczne to jest na wykresie $\ln p(t)$, gdzie początkowa część krzywej odbiega od linii prostej w większym stopniu niż dla gęstości ładowania 175 kg/m^3 .



Rys. 6.2. Przebieg $\ln p(t)$ (niebieska linia) i liniowa aproksymacja jego części (czerwona linia kreskowa) dla prochu RS20; górny przebieg dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$; dolny przebieg dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$; dla dużej komory (z lewej) i małej komory (z prawej)

Straty cieplne oszacowano poprzez aproksymację opadającej części czasowych przebiegów ciśnienia funkcją wykładniczą (6.2):

$$p = p_1 \exp[-(t - t_1)/t_r] \quad (6.2)$$

gdzie:

- p_1 – $0,99p_{\max}$ (przyjęte dla komory o pojemności 200 cm^3),
- t_1 – czas osiągnięcia ciśnienia p_1 ,

t_r – stała czasowa charakteryzująca szybkość oddawania ciepła przez gazy prochowe do ścianek komory.

Uwzględniając powyższe, przebieg $\ln p(t)$ powinien być liniową funkcją czasu (6.3):

$$\ln p = \ln p_1 - \frac{t - t_1}{t_r} \quad (6.3)$$

Na podstawie analizy przebiegów $\ln p(t)$ dla małej komory (rys. 6.2) można stwierdzić, że liniowa aproksymacja dobrze opisuje wyniki badań od około 75 ms (dla obu gęstości ładowania). Natomiast dla dużej komory czas ten wynosi: około 5 ms – dla gęstości ładowania 175 kg/m³ oraz około 20 ms – dla gęstości ładowania 100 kg/m³.

Dla dużej komory okres, w którym opadająca część przebiegu ciśnienia nie może być aproksymowana funkcją wykładniczą nie wpływa istotnie na ocenę wartości stałej czasowej t_r . Natomiast w przypadku małej komory pojawia się problem, ponieważ na podstawie wykresów można stwierdzić, że liniowa aproksymacja staje się poprawna dopiero, gdy wartość ciśnienia spada do około $0,45p_{max}$.

W celu uwzględnienia (w pewnym stopniu) zmienności szybkości oddawania ciepła przez gazy prochowe do ścianek komory, wartość t_r określono dla zakresu wartości ciśnienia $(0,35 \div 0,7)p_{max}$. Na tej podstawie obliczono wartości „siły” prochu f_p i kowolumenu η skorygowane na straty cieplne oraz przedstawiono je w tab. 6.8, jako „Corr”. Porównując otrzymane wartości dla obu komór stwierdzono, że zarówno wartość „siły” prochu jak i kowolumenu jest znacząco zaniżona dla małej komory.

Tab. 6.8. Wartości „siły” prochu f_p i kowolumenu η prochu RS20: Exp – eksperymentalne, Corr – skorygowane na straty cieplne

Wyszczególnienie	J.m.	Mała komora	Duża komora
(Exp) „Siła” prochu f_p	kJ/kg	822	1 071
(Corr) „Siła” prochu f_p	kJ/kg	974	1 146
(Exp) Kowolumen η	dm ³ /kg	1,237	1,171
(Corr) Kowolumen η	dm ³ /kg	0,570	1,135

Uwzględniając, że szybkość procesów transportu ciepła wewnątrz mieszaniny gazowo-prochowej skaluje się z kwadratem charakterystycznego wymiaru liniowego, a wspomniany charakterystyczny wymiar liniowy może być określony jako objętość

komory do potęgi 1/3, można stwierdzić, że stosunek wielkości strat cieplnych może być szacowany w odniesieniu do objętości komory do potęgi 2/3. Dlatego też, straty ciepłe w małej komorze powinny być 4 razy większe niż w dużej komorze. Dodatkowo, wartość „siły” prochu jest proporcjonalna do energii wydzielanej podczas spalania prochu. Biorąc to pod uwagę można zapisać (6.4):

$$4(f_{ph} - f_{200}) = f_{ph} - f_{25} \quad (6.4)$$

gdzie:

- f_{200} – wartość „siły” prochu w dużej komorze (bez uwzględniania korekty na straty ciepłe),
- f_{25} – wartość „siły” prochu w małej komorze (bez uwzględniania korekty na straty ciepłe),
- f_{ph} – hipotetyczna „siła” prochu.

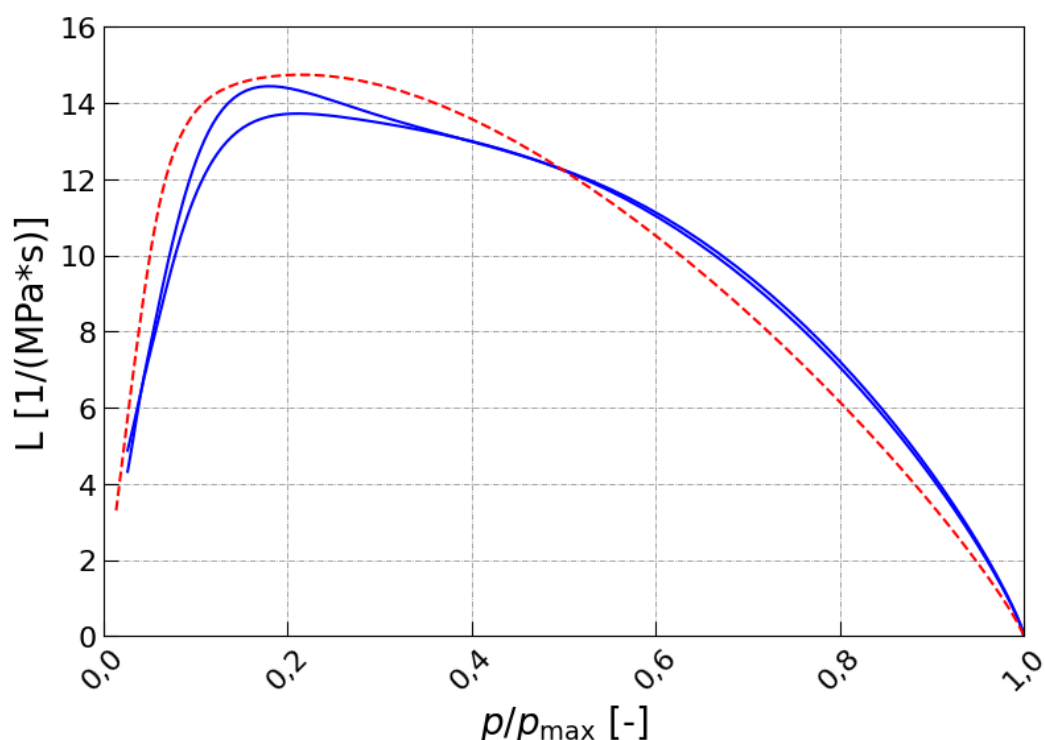
Rozwiązując równanie (6.4) względem hipotetycznej „siły” prochu otrzymano $f_{ph} = 1\,154$ kJ/kg, co stosunkowo niewiele różni się od wartości f_p określonej z pomiarów w dużej komorze przy korekcie na straty ciepłe. Dlatego też można przypuszczać, że wartości f_p i η dla dużej komory (oznaczone jako Exp w tab. 6.8) nie odbiegają znacząco od wartości rzeczywistych, co może świadczyć o znacznie mniejszym wpływie strat cieplnych na pomiar ciśnienia. W związku z tym, w dalszej analizie będą wykorzystywane wyniki uzyskane w dużej komorze.

6.3.1. Dynamiczna żywość według STANAG 4115

Dynamiczna żywość prochu L daje informację o intensywności powstawania gazowych produktów spalania. W porozumieniu standaryzacyjnym STANAG 4115 [121] dynamiczną żywość prochu określono wzorem (6.5):

$$L\left(\frac{p}{p_{max}}\right) = \frac{dp}{dt} \cdot \frac{1}{p \cdot p_{max}} \quad (6.5)$$

Zgodnie ze wzorem (6.5), do wyznaczenia dynamicznej żywości prochu niezbędna jest znajomość pochodnej ciśnienia po czasie, co wymaga wcześniejszego wygładzenia przebiegu ciśnienia. Wygładzanie przebiegu i obliczanie pochodnej zrealizowano z wykorzystaniem zmodyfikowanego algorytmu Loess [124, 125]. Wyznaczone według wzoru (6.5) krzywe dynamicznej żywości prochu RS20 dla dwóch gęstości ładowania przedstawiono na rys. 6.3.



Rys. 6.3. Krzywe dynamicznej żywości prochu RS20: linia ciągła dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$, linia kreskowa dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$

6.3.2. Prawo spalania

Ważnym parametrem prochu jest prędkość jego spalania, która jest wyznaczana na podstawie przebiegu ciśnienia otrzymanego z pomiaru w komorze manometrycznej. Na podstawie rozważań zawartych w [126], przyjęto fizyczne prawo spalania, według którego funkcja prędkości spalania może być aproksymowana, np. przy wykorzystaniu potęgowego prawa spalania, w postaci (6.6):

$$r_{sp} = \beta \left(\frac{p}{p_0} \right)^{n_p} \quad (6.6)$$

gdzie:

- n_p – wykładnik funkcji ciśnienia gazów prochowych,
- β – stała (współczynnik),
- p_0 – ciśnienie odniesienia, wynoszące 0,1 MPa.

Wykorzystując wzór (6.6), na podstawie fizycznego prawa spalania bez korekty i z korektą na straty cieplne, dla prochu RS20 określono wartości wykładnika n_p i stałej β w prawie spalania, które przedstawiono w tab. 6.9.

Tab. 6.9. Wartości wykładnika n_p i stałej β w prawie spalania określone na podstawie fizycznego prawa spalania bez korekty i z korektą na straty ciepłe dla prochu RS20

Korekta	Parametr	J.m.	Wartość
Nie	n_p	–	0,952
Tak	n_p	–	0,861
Nie	β	cm/s	0,0181
Tak	β	cm/s	0,0241

Ponadto, przeprowadzono obliczenia współczynników dla liniowego prawa spalania:

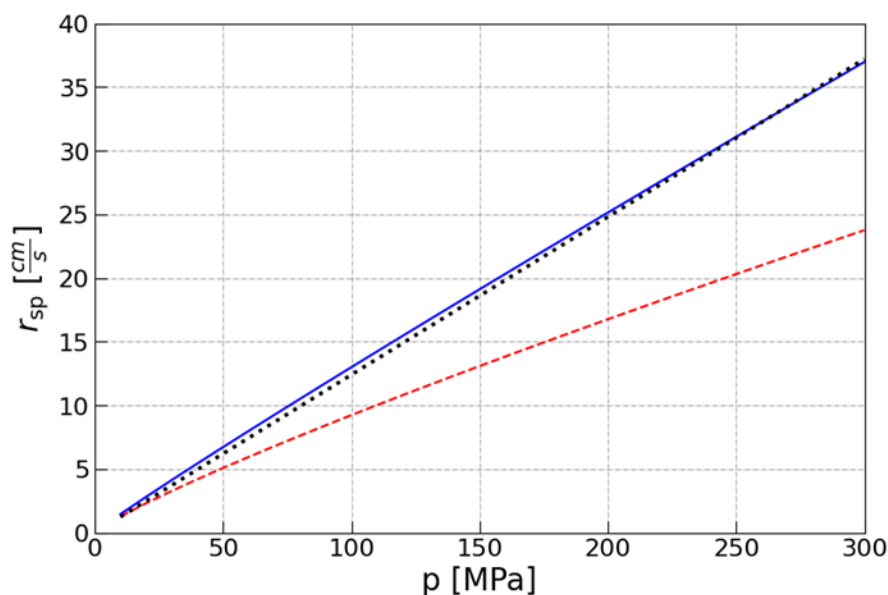
- u_{1a} – na podstawie pełnego impulsu ciśnienia;
- u_{1b} – dla zakresu wartości względnej części spalonego ładunku prochowego $z_p = 0,2 \div 0,8$;
- u_{1c} – dla zakresu wartości $z_p = 0,3 \div 0,7$;
- u_{1d} – dla zakresu wartości $z_p = 0,2 \div z_{pmax}^{15}$.

Otrzymane wartości współczynnika u_1 w liniowym prawie spalania (bez korekty na straty ciepłe) dla prochu RS20 przedstawiono w tab. 6.10. Z kolei na rys. 6.4 zestawiono wykresy zależności prędkości spalania od ciśnienia $r_{sp}(p)$ prochu RS20 (bez korekty i z korektą na straty ciepłe oraz według prawa liniowego) odpowiadające wartościom n_p , β i u_{1b} podanym w tab. 6.9 i 6.10. Spośród współczynników u_1 wybrano współczynnik u_{1b} , który odnosi się do szerokiego zakresu wartości z_p , jednak nie obejmuje początkowego i końcowego okresu spalania prochu, w których zachodzą trudne do opisanie zjawiska mogące wprowadzać błędy w dalszych obliczeniach.

Tab. 6.10. Wartości współczynnika u_1 w liniowym prawie spalania (bez korekty na straty ciepłe) dla prochu RS20

Współczynnik	Wartość [mm/(s*MPa)]
u_{1a}	7,2
u_{1b}	12,4
u_{1c}	13,4
u_{1d}	13,3

¹⁵ z_{pmax} – wartość z_p dla maksimum wartości dp/dt .



Rys. 6.4. Wykresy zależności prędkości spalania r_{sp} w funkcji ciśnienia p prochu RS20; linia ciągła – bez korekty na straty ciepłe, linia kreskowa – z korektą na straty ciepłe, linia kropkowa – według prawa liniowego (u_{1b})

Na podstawie analizy otrzymanych wyników (rys. 6.4) uwagę zwraca duża różnica pomiędzy wartościami prędkości przy korekcie na straty ciepłe i bez korekty. Dla większości analizowanych prochów przy korekcie na straty ciepłe wzrasta wartość wykładnika n_p i maleje wartość współczynnika β . W przypadku prochu RS20 jest odwrotnie. Dlatego rekomendowane jest przyjęcie do dalszych analiz wartości n_p i β określonych bez korekty na straty ciepłe. Ponadto, można przyjąć również, że odpowiednie dla prochu RS20 jest liniowe prawo spalania z wartością u_{1b} , ponieważ dla tej wartości przebieg prędkości spalania niemalże pokrywa się z przebiegiem dla fizycznego prawa spalania (bez korekty na straty ciepłe).

6.3.3. Teoretyczna i doświadczalna funkcja kształtu

Do określenia liniowej szybkości spalania ładunku wykorzystano funkcję kształtu, czyli zależność pomiędzy względną objętością spalonego ładunku, a względną powierzchnią spalania, przy założeniu, że ziarna spalają się w równoległych warstwach. W pracy [124] zaproponowano opisanie funkcji aproksymującej teoretyczną funkcją kształtu $\varphi_a(z_p)$, którą zapisano wzorem (6.7):

$$\varphi_a(z_p) = 1 + \sum_{j=1}^3 a_j z_p^j \quad (6.7)$$

gdzie:

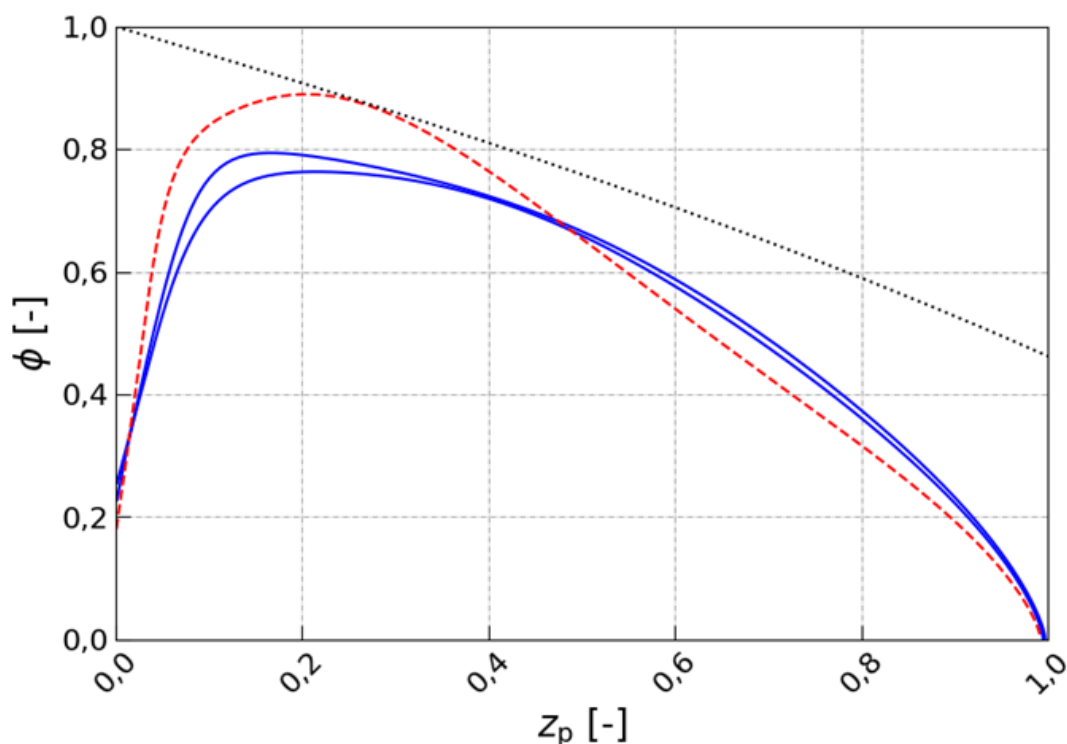
z_p – względna część spalonego prochu,

a – współczynniki zależne od kształtu i wymiarów ziaren prochowych.

Zgodnie ze wzorem (6.7), teoretyczna funkcja kształtu jest wielomianem trzeciego stopnia, zależnym od wartości trzech współczynników, których wartości wynikają z kształtu i wymiarów ziaren prochowych (wartości współczynników a_1 , a_2 i a_3 podano w tab. 6.6).

Doświadczalną funkcję kształtu ϕ określono za pomocą równań zawartych w [124]. Na rys. 6.5 przedstawiono wykres teoretycznej funkcji kształtu oraz przebiegi doświadczalnej funkcji kształtu dla prochu RS20 dla dwóch gęstości ładowania.

Rozbieżność doświadczalnej i teoretycznej funkcji kształtu jest typowa dla prochów drobnoziarnistych. Początkowe wznoszące się części wykresów odpowiadają procesowi stopniowego zapłonu prochu, natomiast część opadająca wynika przede wszystkim z niejednoczesnego zapłonu ziaren oraz z rozrzutu ich kształtu i wielkości.



Rys. 6.5. Przebiegi doświadczalnej funkcji kształtu dla prochu RS20:
linia ciągła dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$, linia kreskowa dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$ oraz linia kropkowa –
przebieg teoretycznej funkcji kształtu

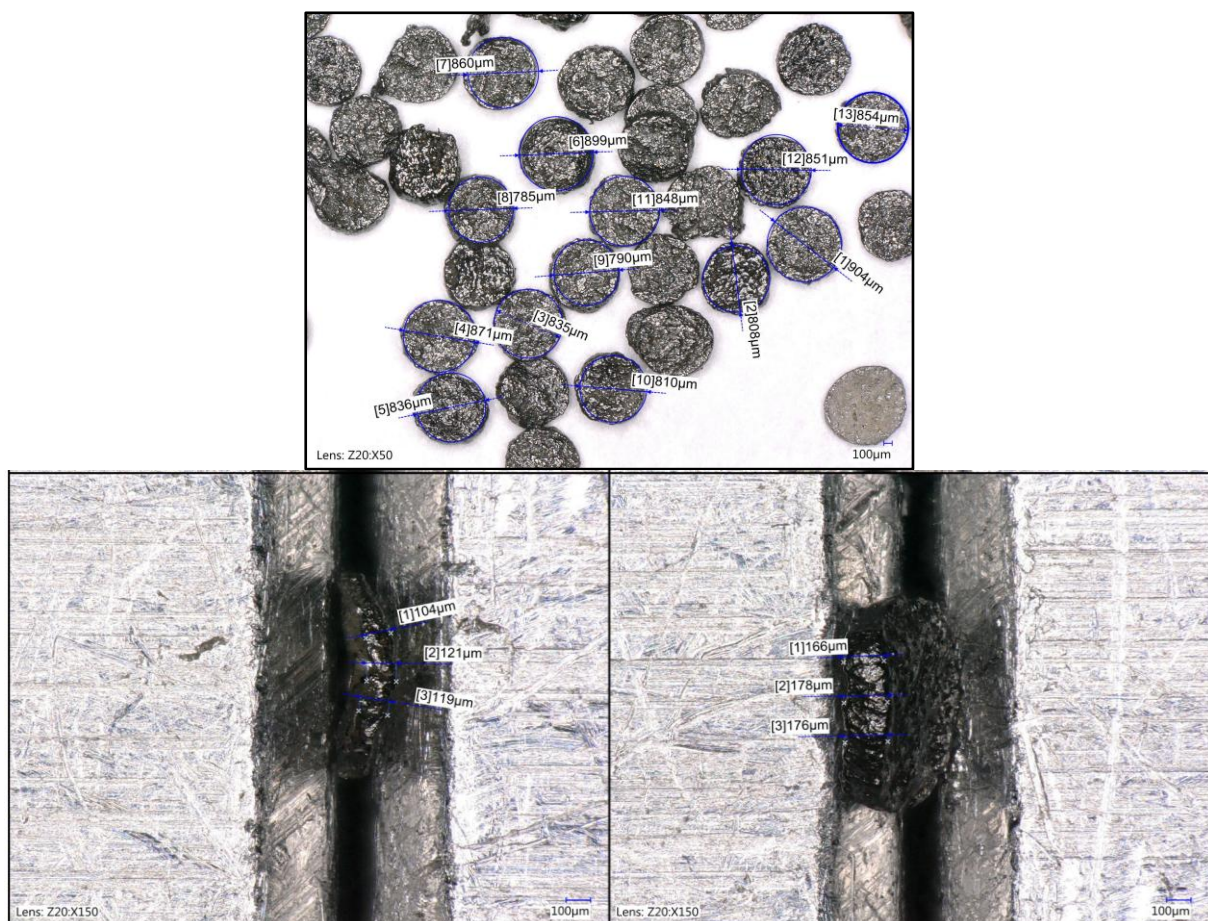
6.3.4. Wnioski z badań prochu Reload Swiss RS20

Na podstawie analizy wyników badań prochu RS20 można stwierdzić, że:

- otrzymane – przy zastosowaniu korekty na straty ciepłne – wartości „siły” prochu i kowolumenu dla dużej komory można wykorzystać w obliczeniach balistycznych, mimo pewnych niepewności dotyczących oceny strat ciepłnych dla próby, przy której nastąpiło rozszczelnienie komory manometrycznej (przy gęstości ładowania 175 kg/m^3);
- stosowana metoda oceny strat ciepłnych nie sprawdza się w przypadku małej komory manometrycznej, ze względu na zauważalne odchyłanie się opadających części przebiegów ciśnienia od aproksymacji funkcją wykładniczą. W związku z tym niezbędna jest modyfikacja metody korekcji przebiegów ciśnienia na straty ciepłne;
- uzyskane przebiegi żywości prochu dla obu gęstości ładowania są zbliżone do siebie, co świadczy o tym, że proch pali się regularnie w całej objętości;
- występujące znaczne różnice przebiegów prędkości spalania od ciśnienia, otrzymanych przy wykorzystaniu korekty na straty ciepłne i przy braku korekty może sugerować, że po uwzględnieniu korekty na straty ciepłne zostaje zaniżona wartość prędkości spalania prochu. W związku z tym, proponuje się stosowanie wartości wykładnika n_p i stałej β w fizycznym prawie spalania określonych bez korekty na straty ciepłne. Co więcej, zasadne wydaje się również stosowanie liniowego prawa spalania z wartością współczynnika u_1 w liniowym prawie spalania określoną dla zakresu $z_p = 0,2 \div 0,8$;
- kształt wykresów doświadczalnych funkcji kształtu prochu RS20 jest typowy dla prochów droбноziarnistych. W początkowym okresie wyraźnie jest widoczna narastająca część, uwzględniająca trwający przez pewien czas proces zapłonu ładunku prochowego.

6.4. Wyniki badań prochu GECO

Analogicznie do pomiarów prochu RS20, przeprowadzono pomiary wymiarów ziaren prochu GECO, a przykładowe zdjęcia z tych pomiarów przedstawiono na fot. 6.4.



Fot. 6.4. Pomiar wymiarów ziaren prochu GECO (fot. Judyta Sienkiewicz)

Na podstawie analizy zdjęć z mikroskopu cyfrowego KEYENCE VHX-6000 stwierdzono, że ziarna prochu GECO mają kształt pastylkowy. Ponadto, na podstawie wykonanych pomiarów wymiarów gabarytowych ziaren prochu obliczono: średnie wymiary ziarna oraz współczynniki kształtu (χ , λ , μ) i współczynniki aproksymacji funkcji kształtu (a_1 , a_2 , a_3). Wymiary ziaren prochu GECO oraz wynikające z nich parametry prochu przedstawiono w tab. 6.11.

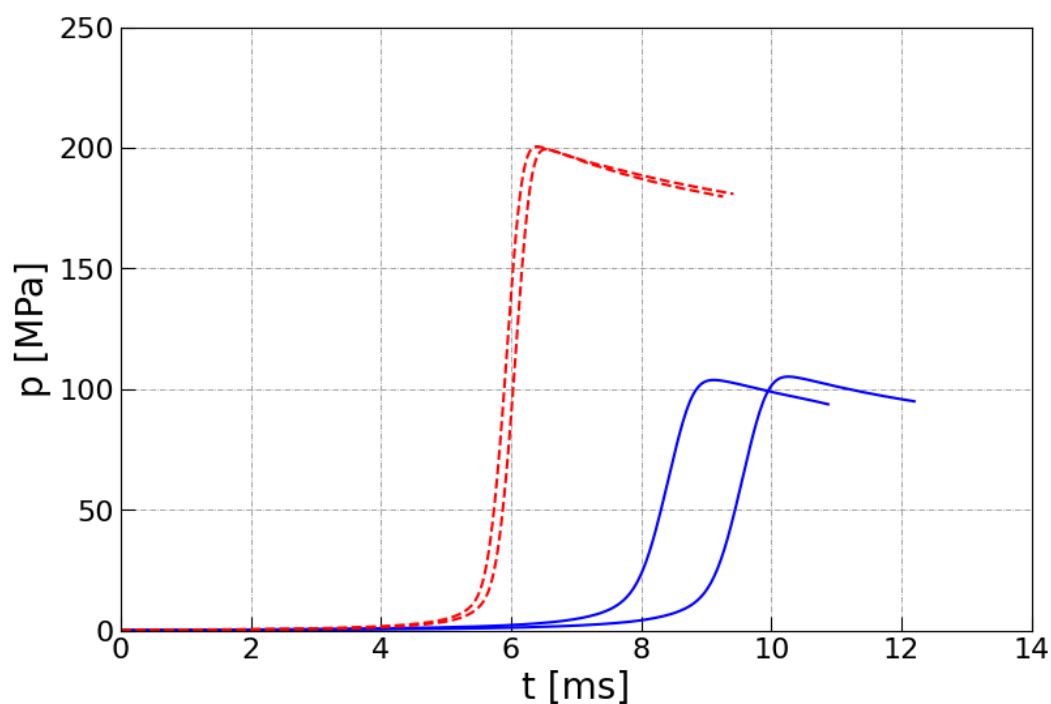
Tab. 6.11. Wymiary ziaren prochu GECO oraz wynikające z nich parametry prochu

Parametr	J.m.	Wartość
Kształt ziarna	–	pastylkowy
Średnica ziarna	mm	0,842±0,037
Grubość ziarna	mm	0,144±0,025
Grubość warstwy palnej e_0	mm	0,072
Stosunek początkowej objętości do powierzchni ziarna $V_{0,p}/S_{0,p}$	mm	0,0536

Tab. 6.11. c.d. Wymiary ziaren prochu GECO oraz wynikające z nich parametry prochu

Parametr	J.m.	Wartość
Współczynnik kształtu ziarna χ	–	1,3420
Współczynnik kształtu ziarna λ	–	-0,2767
Współczynnik kształtu ziarna μ	–	0,0218
Współczynniki aproksymacji funkcji kształtu a_1	–	-0,4144
Współczynniki aproksymacji funkcji kształtu a_2	–	-0,0368
Współczynniki aproksymacji funkcji kształtu a_3	–	-0,0344

Badania pirostatyczne prochu GECO przeprowadzono tylko w małej komorze manometrycznej z dwóch powodów, po pierwsze – istniało znaczące ryzyko ponownego uszkodzenia dużej komory, a po drugie – proch do badań był pozyskiwany z deelaboracji amunicji PARA GECO. Chcąc uzyskać niezbędną ilość do badań pirostatycznych należałoby rozciąć około 700 nabojęw, co w warunkach ograniczonej podaży amunicji w okresie jej pozyskiwania było nieuzasadnione. Wykonano po dwie próby dla dwóch gęstości ładowania $\Delta = 100$ i 175 kg/m^3 , a uzyskane przebiegi ciśnienia przedstawiono na rys. 6.6.



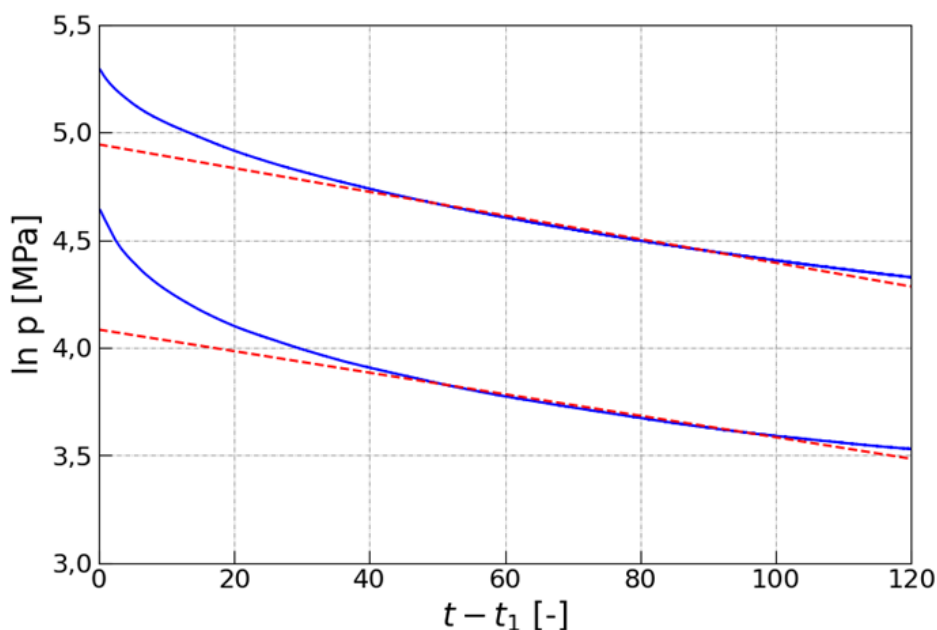
Rys. 6.6. Przebiegi ciśnienia p w funkcji czasu t dla prochu GECO (od 0,1 MPa):
linia ciągła dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$, linia kreskowa dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$

Maksymalne wartości ciśnienia p_{max} zmierzone dla poszczególnych prób oraz wartości czasu t_n narastania ciśnienia od 0,1 MPa do wartości maksymalnej przedstawiono w tab. 6.12.

Tab. 6.12. Maksymalne wartości ciśnienia p_{max} oraz czasy t_n narastania ciśnienia od 0,1 MPa do wartości maksymalnej dla prochu GECO uzyskane przy różnych gęstościach ładowania Δ

Δ [kg/m ³]	p_{max} [MPa]	t_n [ms]
100	103,97	9,125
100	105,43	10,275
175	199,76	6,540
175	200,97	6,400

W celu przygotowania danych do oszacowania wartości strat ciepłych, wykonano wykresy funkcji $\ln p(t-t_1)$ dla gęstości ładowania 100 kg/m³ oraz 175 kg/m³ i przedstawiono je na rys. 6.7. Czerwoną linią kreskową przedstawiono liniową aproksymację przebiegów. Stwierdzono, że liniowa aproksymacja może być zastosowana dopiero od około 40 ms (czas jest liczony od chwili osiągnięcia maksymalnej wartości ciśnienia). Na tej podstawie dokonano wyboru zakresu zmian wartości ciśnienia wykorzystywanych do oszacowania stałych czasowych charakteryzujących szybkość strat ciepłych: $(0,4 \div 0,5)p_{max}$.



Rys. 6.7. Przebieg $\ln p(t-t_1)$ (niebieska linia) i liniowa aproksymacja jego części (czerwona linia kreskowa) dla prochu GECO; górny przebieg dla $\Delta = 175$ kg/m³; dolny przebieg dla $\Delta = 100$ kg/m³

Następnie obliczono wartości „siły” f_p i kowolumenu η z uwzględnieniem oszacowanych stałych czasowych wymiany cieplnej. Wartości te oznaczono w tab. 6.13 jako Corr1.

Tab. 6.13. Wartości „siły” prochu f_p i kowolumenu η prochu GECO: Exp – eksperymentalne, Corr1 – skorygowane na straty cieplne

Parametr	J.m.	Exp	Corr1
„Siła” prochu f_p	kJ/kg	897	986
Kowolumen η	dm ³ /kg	1,167	0,820

Uwzględniając, że nachylenie wykresu $\ln p(t-t_1)$ do osi czasu jest proporcjonalne do wartości współczynnika przejmowania ciepła, można stwierdzić, że w chwili zakończenia palenia się prochu szybkość oddawania ciepła jest znacznie wyższa niż dla okresu przyjętego do szacowania wartości stałej czasowej t_r – co nie występowało podczas pomiarów prochu RS20 wykonywanych w dużej komorze. Dlatego też można przypuszczać, że wartość strat cieplnych jest zaniżona, co w konsekwencji wpływa na zaniżenie oszacowanej wartości „siły” prochu.

Biorąc pod uwagę fakt, że badania prochu GECO wykonano wyłącznie w małej komorze, należy zwrócić uwagę na pewne kwestie związane z analizą strat cieplnych dla poszczególnych komór. Porównując przebiegi $\ln p(t)$ dla dużej i małej komory dla prochu RS20 (rys. 6.2) można dostrzec istotną różnicę w ich początkowej fazie. W pomiarach uzyskanych w małej komorze wyraźnie widoczny jest dłuższy czas gwałtownego spadku przebiegu $\ln p(t)$ w odniesieniu do pomiarów w dużej komorze, gdzie wartość ta szybciej się ustala na poziomie, który może być przybliżony aproksymacją liniową. Najprawdopodobniej zjawisko to jest powodowane paleniem się pojedynczych ziaren prochu, które w dużej komorze również występuje, jednakże w zdecydowanie krótszym okresie – co umożliwia oszacowanie średniej wartości t_r dla zakresu $(0,6 \div 0,99)p_{max}$. W przyjętym zakresie szybkość przejmowania ciepła stopniowo narasta do maksymalnej wartości w chwili końca palenia prochu. Dzięki temu można przyjąć, że określona z opadającej części przebiegu $p(t)$ wartość strat cieplnych jest zbliżona do średniej „rzeczywistej” wartości. Jednakże, jak opisano powyżej, w małej komorze okres spadku szybkości przejmowania ciepła trwa znacznie dłużej, dlatego też, dla otrzymanych w niej wyników przyjęta metoda oceny strat cieplnych nie sprawdza się. W związku z tym, aby uwzględnić w pewnym

stopniu fakt zmienności szybkości oddawania ciepła, zmieniono zakres wartości ciśnienia, dla którego oceniono wartość t_r – do wartości $(0,4 \div 0,7)p_{max}$. Uzyskane w ten sposób wartości oznaczone jako Corr2 przedstawiono w tab. 6.14.

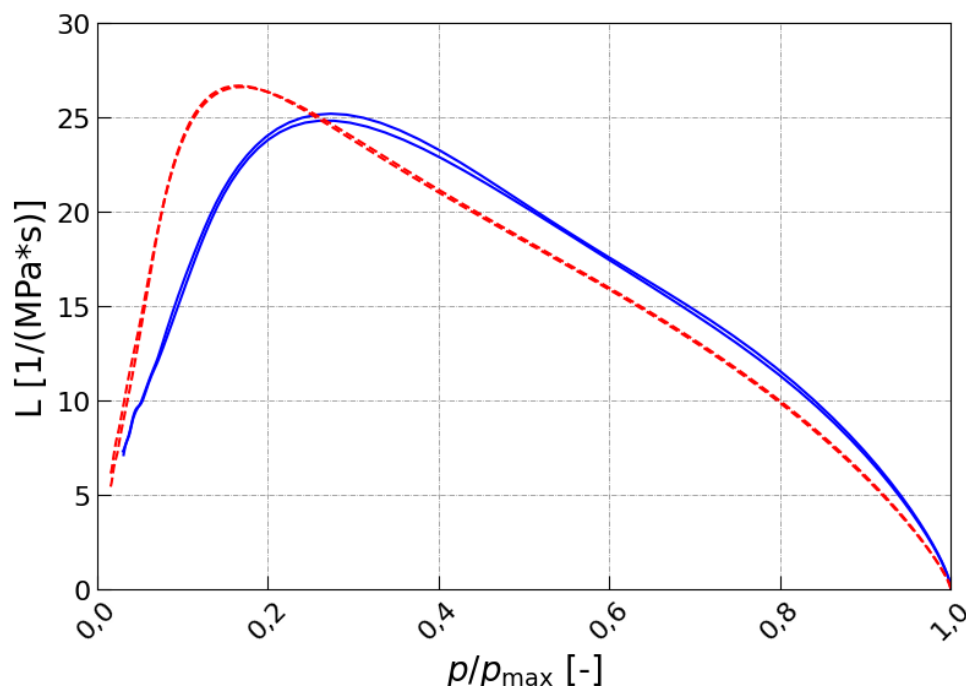
Tab. 6.14. Wartości „siły” prochu f_p i kowolumenu η prochu GECO: Exp – eksperymentalne, Corr1, Corr2 – skorygowane na straty cieplne

Parametr	J.m.	Exp	Corr1	Corr2
„Siła” prochu f_p	kJ/kg	897	986	1046
Kowolumen η	dm ³ /kg	1,167	0,820	0,576

Wartość „siły” prochu oznaczona jako Corr2 jest wyższa w porównaniu do obliczonej standardową metodą (Corr1), jednakże należy pamiętać, że stosowana metoda oszacowania strat cieplnych może nadal powodować zaniżenie wartości. Ponadto otrzymana wartość kowolumenu wydaje się być również za niska, gdyż wartość przed korekcją jest bliżej wartości oczekiwanej.

6.4.1. Dynamiczna żywóć według STANAG 4115

Analogicznie jak dla prochu RS20 (podrozdział 6.3.1), określono dynamiczną żywóć L prochu GECO, a jej przebieg przedstawiono na rys. 6.8.



Rys. 6.8. Przebiegi dynamicznej żywóć prochu GECO: linia ciągła dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$, linia kreskowa dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$

Analizując przebiegi dynamicznej żywości (rys. 6.8), można stwierdzić, że dla obu prób przy tej samej gęstości ładowania, przebiegi są praktycznie tożsame. Jest to bardzo pożądana cecha świadcząca o bardzo dobrej powtarzalności wyników.

W tab. 6.15 zestawiono średnie wartości dynamicznej żywości dla prochów RS20 i GECO, obliczone jako średnią z wartości dynamicznej żywości dla wartości $p/p_{max} = 0,3; 0,4; 0,5; 0,6$ i $0,7$. Proch GECO charakteryzuje się znacznie wyższą żywością niż proch RS20, co prawdopodobnie wynika ze znacznie mniejszej grubości warstwy palnej.

Tab. 6.15. Średnie wartości dynamicznej żywości prochów RS20 i GECO

Δ [kg/m ³]	Proch RS20 [1/(MPa*s)]	Proch GECO [1/(MPa*s)]
100	11,33	19,28
175	11,36	17,78

6.4.2. Prawo spalania

Na podstawie przyjętego fizycznego prawa spalania (wykorzystując wzór 6.6) obliczono wartości wykładnika n_p i stałej β dla prochu GECO, których wartości przedstawiono w tab. 6.16.

Tab. 6.16. Wartości wykładnika n_p i stałej β w prawie spalania określone na podstawie fizycznego prawa spalania bez korekty i z korektą na straty cieplne dla prochu GECO

Korekta	Parametr	J.m.	Wartość
Nie	n_p	–	0,838
Tak	n_p	–	0,837
Nie	β	cm/s	0,0411
Tak	β	cm/s	0,0338

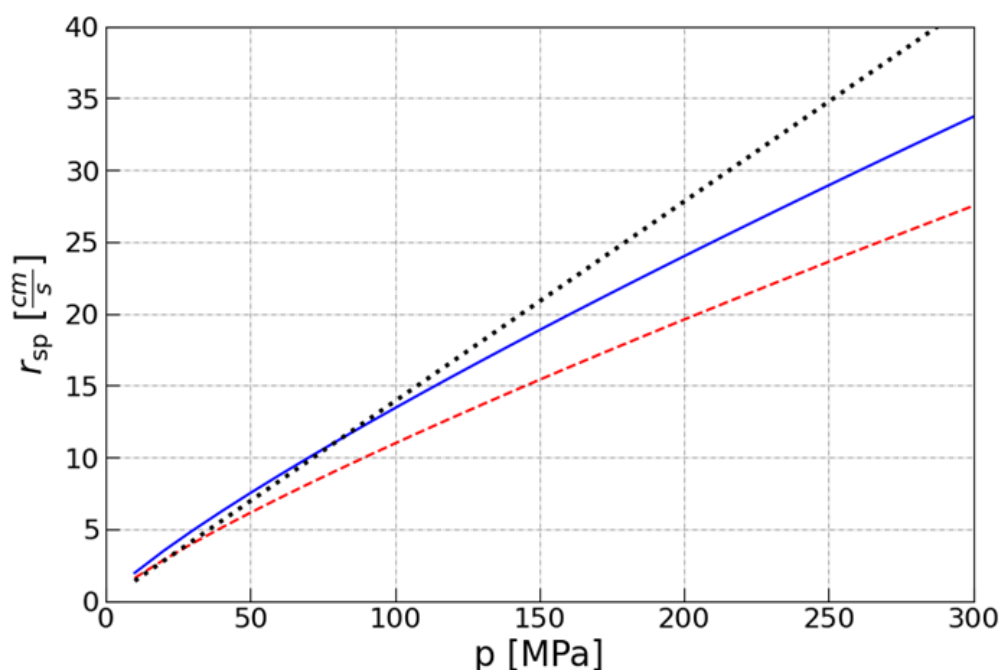
W tab. 6.17 przedstawiono wartości współczynnika u_1 w liniowym prawie spalania prochu GECO określone analogicznie jak dla prochu RS20.

Tab. 6.17. Wartości współczynnika u_1 w liniowym prawie spalania (bez korekty na straty cieplne) dla prochu GECO

Współczynnik	Wartość [mm/(s*MPa)]
u_{1a}	7,6
u_{1b}	13,9
u_{1c}	14,5
u_{1d}	15,2

Na rys. 6.9 zestawiono przebiegi prędkości spalania r_{sp} od ciśnienia p odpowiadające wartościom n_p i β podanym w tab. 6.16. Zastosowanie korekty na straty ciepłe spowodowało spadek wartości prędkości spalania w porównaniu do wartości nieskorygowanych. Ze względu na wątpliwości dotyczące poprawności korekty zdecydowano o wyborze wartości współczynnika β dla przypadku bez korekty. Wartości wykładnika n_p obliczone z uwzględnieniem strat cieplnych i bez są praktycznie sobie równe. Na rys. 6.9 przedstawiono także przebieg dla liniowego prawa spalania z wartością u_{1b} . Można zauważyć, że wartości prędkości spalania określone dla prawa liniowego są zawyżone.

Uzyskane wartości prędkości spalania prochu GECO są porównywalne z wartościami prędkości spalania prochu RS20. Oznacza to, że wyższe p_{max} zmierzone w małej komorze w porównaniu z wartościami dla prochu RS20 mogą być rezultatem krótszego czasu palenia się prochu – co wynika z mniejszej grubości warstwy palnej, lub wyższej wartości „siły” prochu.



Rys. 6.9. Przebiegi prędkości spalania r_{sp} w funkcji ciśnienia p prochu GECO:
linia ciągła – bez korekty na straty ciepłe, linia kreskowa – z korektą na straty ciepłe,
linia kropkowa – według prawa liniowego (u_{1b})

Analogicznie do przeprowadzonej dla prochu RS20 szacunkowej oceny wartości „siły” prochu (dla którego na podstawie wyników badań w dużej komorze ustalono, że wartość „siły” po korekcji jest o około 7% wyższa niż przed korekcją), przeprowadzono taką ocenę dla prochu GECO. Ze względu na to, że czas spalania

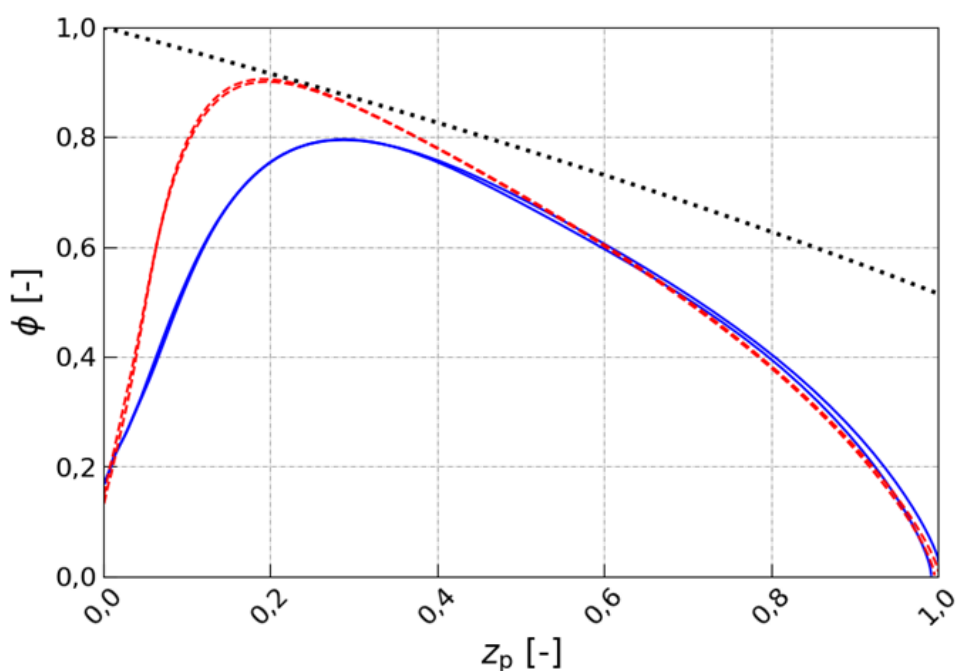
prochu GECO jest krótszy niż prochu RS20, oszacowano, że straty ciepłne przy spalaniu tego prochu w dużej komorze wyniosłyby około 5%. Wówczas można zapisać następującą relację (6.8):

$$4 \cdot 0,05 f_{ph} = f_{ph} - f_{25} \quad (6.8)$$

Ze wzoru (6.8) obliczono wielkość $f_{ph} = 1\,125$ kJ/kg, która jest zbliżona dla prochu RS20 (1 154 kJ/kg). Z uwagi na trudności z określeniem wielkości strat cieplnych w komorze o pojemności 25 cm³, dla prochu GECO wstępnie przyjęto wartości „siły” i kowolumenu określone dla prochu RS20.

6.4.3. Teoretyczna i doświadczalna funkcja kształtu

Korzystając ze wzoru (6.7) otrzymano funkcję aproksymującą teoretyczną funkcję kształtu. Wykres doświadczalnej funkcji kształtu prochu GECO dla dwóch gęstości ładowania w zestawieniu z teoretyczną funkcją kształtu przedstawiono na rys. 6.10.



Rys. 6.10. Przebiegi doświadczalnej funkcji kształtu dla prochu GECO: linia ciągła dla $\Delta = 100$ kg/m³, linia kreskowa dla $\Delta = 175$ kg/m³ oraz linia kropkowa – przebieg teoretycznej funkcji kształtu

Podobnie jak dla prochu RS20, w przypadku prochu GECO wystąpiła rozbieżność między doświadczalną i teoretyczną funkcją kształtu, wynikająca prawdopodobnie z faktu, że badane prochy są prochami pistoletowymi (drobnoziarnistymi).

6.4.4. Wnioski z badań prochu GECO

Na podstawie badań prochu GECO można sformułować następujące wnioski:

- otrzymane przy zastosowaniu korekty na straty cieplne wartości „siły” prochu i kowolumenu wydają się być zaniżone (w porównaniu np. do prochu RS20 czy innych typowych prochów pistoletowych – wartości „siły” prochu o ok. 10÷15%, wartości kowolumenu nawet o połowę). Dlatego, wstępnie przyjęto dla prochu GECO wartości tych parametrów jak dla prochu RS20, otrzymanych na podstawie badań w dużej komorze (o pojemności 200 cm³);
- analiza wyników badań w małej komorze (o pojemności 25 cm³) dowiodła, że w przypadku tej komory stosowana dotychczas metoda oceny wielkości strat cieplnych jest zawodna, prawdopodobnie ze względu na występujący dłuższy okres spadku szybkości przejmowania ciepła;
- prawie pokrywające się przebiegi żywości prochu dla obu gęstości ładowania świadczą o tym, że pali się on regularnie w całej objętości;
- żywość prochu GECO jest zauważalnie wyższa niż prochu RS20, co wynika z mniejszej grubości warstwy palnej. Charakterystyczna żywość jest wyższa dla prochu GECO o ok. 56÷70% w stosunku do charakterystycznej żywości prochu RS20 (w zależności od zastosowanej dla danej próby gęstości ładowania);
- z uwagi na niepewność wykorzystywanej oceny strat cieplnych przyjęto w prawie spalania wartości współczynnika, określonego bez korekty na straty cieplne. Wartości wykładnika określone bez korekty i z korektą są porównywalne;
- ze względu na uzyskane zawyżone wartości współczynnika u_1 w liniowym prawie spalania (w porównaniu z przebiegiem dla fizycznego prawa spalania), nie jest rekomendowane wykorzystanie liniowego prawa spalania;
- przebiegi doświadczalnych funkcji kształtu prochu mają typowy charakter dla prochów drobnoziarnistych. W początkowej części wyraźnie widoczna jest narastająca część funkcji, co odzwierciedla stopniowy proces zapłonu ładunku.

ROZDZIAŁ VII

WALIDACJA MODELU MATEMATYCZNEGO PRACY UKŁADU Z ODRZUTEM ZAMKA PÓLSWOBODNEGO OPÓŹNIANEGO GAZODYNAMICZNIE

Model matematyczny pracy układu z OZPOG, opisany równaniami (4.1÷4.41) i przedstawiony w rozdziale IV, stanowił wstępną wersję, w której niektóre dane wejściowe do symulacji zaczerpnięto z literatury. W celu sprawdzenia adekwatności modelu – rozumianej jako zgodność z założoną dokładnością wyników z symulacji z rezultatami uzyskanymi w badaniach eksperymentalnych – przeprowadzono jego walidację. Polegała ona na porównaniu wyników badań teoretycznych z doświadczalnymi. W przypadku, gdy różnice między tymi wynikami przekraczały dopuszczalne granice, określone w kryterium adekwatności (przedstawionym w podrozdziale 7.1), wprowadzano modyfikacje modelu mające na celu ich zmniejszenie. Modyfikacje te opisano w podrozdziałach 7.2÷7.4.

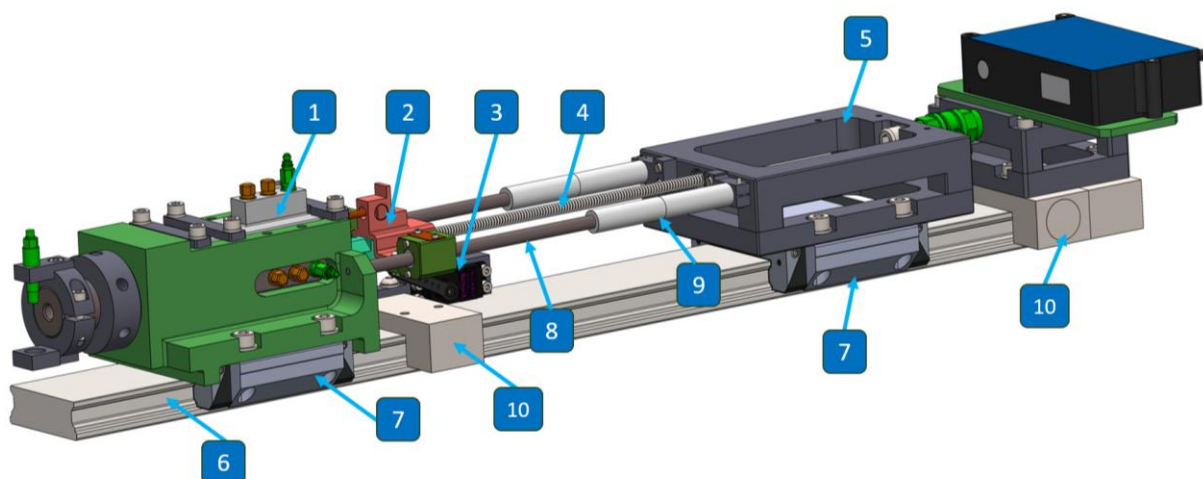
W celu pozyskania danych eksperymentalnych do walidacji modelu zaprojektowano – z uwzględnieniem wniosków sformułowanych w rozdziałach I i V niniejszej rozprawy doktorskiej – oraz wykonano oryginalne stanowisko laboratoryjne¹⁶ [127] (rys. 7.1). Stanowisko to, przeznaczone do doświadczalnego badania automatyki broni działającej na zasadzie OZPOG, szczegółowo opisano w pracy [2] oraz zaprezentowano w [128÷131]. Uzyskane z wykorzystaniem tego stanowiska wyniki badań eksperymentalnych, opisane w rozdziale VI pracy [2], stanowiły podstawę do zwalidowania modelu matematycznego. Ponadto do walidacji wykorzystano charakterystyki energetyczno-balistyczne ładunku miotającego, określone na podstawie wyników badań doświadczalnych prochu GECO, przedstawionych w rozdziale VI.

Stanowisko laboratoryjne do badań doświadczalnych (rys. 7.1) zaprojektowano tak, aby umożliwiała zmianę następujących parametrów:

- a) położenia otworu gazowego (odległości otworu od płasku wlotowego lufy) oraz jego średnicy – poprzez „zamykanie” nieaktywnych otworów wkrętkami bez

¹⁶ D. Goździk, M. Zahor, R. Woźniak, M. Morawski, *Stanowisko do badania odrzutu zamka*, Patent nr PL 247883, 2025.

- otworów i „otwieranie” wybranego otworu za pomocą wkrętki z otworem o odpowiedniej średnicy,
- b) masy zespołu odrzucanego – poprzez dodawania lub usuwanie płytek masowych przykręcanych do suwadła,
- c) średnicy i długości tłoczyska – poprzez stosowanie tłoczysek o odpowiednich wymiarach, które determinują odpowiednio średnicę i długość komory gazowej (wymiały komory gazowej).



Rys. 7.1. Model stanowiska laboratoryjnego do doświadczalnego badania automatyki broni działającej na zasadzie OZPOG [2]:

- 1 – zespół nasady z lufą i komorą gazową, 2 – zespół suwadła z zamkiem,
 3 – zespół mechanizmu spustowego, 4 – zespół urządzenia powrotnego, 5 – zespół mocowania czujnika siły i laserowego czujnika przemieszczenia, 6 – szyna uniwersalna,
 7 – ruchome podpory, 8 – prowadnice, 9 – ograniczniki odrzutu, 10 – podpory stałe

W tab. 7.1. zestawiono przyjęte wartości parametrów wejściowych, możliwe do ustawienia na stanowisku laboratoryjnym.

Tab. 7.1. Przyjęte wartości parametrów wejściowych stanowiska laboratoryjnego

Nazwa parametru	J.m.	Wartości		
Odległość otworu gazowego od płasku wlotowego lufy	mm	21,5	36,5	51,5
Średnica otworu gazowego	mm	1,0	1,4	1,8
Masa zespołu odrzucanego	g	360	390	420
Średnica tłoczyska	mm	4	5	6
Długość tłoczyska	mm	91	96	101

Ponadto w ramach pracy [2], wykorzystując maszynę wytrzymałościową Thümler Z3, wykonano badania siły rozcalania amunicji fabrycznej GECO i amunicji reelaborowanej. Dla amunicji fabrycznej wartość maksymalnej siły rozcalania wynosiła $F_{max} = 355,9 \pm 43,5$ N. W dalszej części niniejszej pracy uzyskane wyniki posłużyły jako dane wejściowe do obliczeń symulacyjnych. Co więcej, amunicja reelaborowana charakteryzowała się mniejszym rozrzutem wartości maksymalnej siły rozcalania ($F_{max} = 266,7 \pm 16,4$ N) w porównaniu z amunicją fabryczną, co stanowiło istotny aspekt z punktu widzenia możliwości jej zastosowania w badaniach wpływu zmiany ładunku miotającego na działanie układu z OZPOG. Niektóre wyniki tych badań przedstawiono w [132].

W badaniach doświadczalnych zwanych „zasadniczymi badaniami stanowiska laboratoryjnego” (omówionych szczegółowo w rozdziale VI rozprawy [2]) zastosowano plan Bi, w którym jądro stanowił plan frakcyjny dwuwartościowy (wartość parametru X_5 obliczano z relacji generującej), natomiast punkty gwiazdne przyjmowały wartości -1 i 1 (ramię gwiazdne planu było równe 1). Wybrany plan doświadczenia zawierał łącznie 26 konfiguracji układu. W tych przypadkach zmieniano wyłącznie masę zespołu odrzucanego. Całe badania skoncentrowane były głównie na określeniu prędkości zespołu odrzucanego v_{zo} . Do kluczowych rejestrowanych parametrów należą również ciśnienie w komorze gazowej p_{kg} oraz prędkość pocisku w odległości 2 metrów od płasku wylotowego lufy V_2 .

Dla uzyskanych wyników przeprowadzono analizę statystyczną, w ramach której obliczono m.in. odchylenie standardowe obiektu S i błąd graniczny obiektu e (z rozkładu t-Studenta), dokonano aproksymacji funkcji obiektu, a następnie oceniono jej adekwatność. Funkcje aproksymujące funkcję obiektu f_A są zależne od unormowanych wartości X_k każdego z pięciu parametrów wejściowych obiektu ($k = 1 \div 5$), gdzie:

- X_1 – unormowana wartość położenia otworu gazowego mierzonego od płasku wlotowego lufy;
- X_2 – unormowana wartość średnicy otworu gazowego;
- X_3 – unormowana wartość masy zespołu odrzucanego;
- X_4 – unormowana wartość średnicy tłoczyska;
- X_5 – unormowana wartość długości tłoczyska.

Otrzymane funkcje miały następujące postaci:

a) dla v_{zomax} (7.1):

$$\begin{aligned}
 f_A(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = & \\
 = & 7,515 + 0,177X_1 - 0,299X_2 - 0,580X_3 + 0,075X_4 + 0,006X_5 \\
 & - 0,064X_1^2 + 0,028X_2^2 + 0,194X_3^2 + 0,031X_4^2 + 0,082X_5^2 + 0,135X_1X_2 \\
 & - 0,021X_1X_3 - 0,017X_1X_4 + 0,044X_1X_5 + 0,071X_2X_3 - 0,119X_2X_4 \\
 & - 0,016X_2X_5 + 0,020X_3X_4 + 0,042X_3X_5 - 0,111X_4X_5
 \end{aligned} \quad (7.1)$$

- odchylenie standardowe obiektu $S = 0,277$,
- błąd graniczny obiektu: $e = 0,547$ (błędy graniczne obliczono dla przyjętego poziomu istotności $\alpha = 0,05$);

b) dla p_{kgmax} (7.2):

$$\begin{aligned}
 f_A(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = & \\
 = & 3,086 - 0,993X_1 + 2,097X_2 - 0,064X_3 + 0,379X_4 - 0,240X_5 \\
 & + 0,105X_1^2 + 0,034X_2^2 + 0,252X_3^2 + 0,291X_4^2 + 0,111X_5^2 \\
 & - 0,599X_1X_2 + 0,035X_1X_3 - 0,125X_1X_4 + 0,145X_1X_5 \\
 & + 0,005X_2X_3 + 0,336X_2X_4 - 0,061X_2X_5 \\
 & + 0,030X_3X_4 - 0,120X_3X_5 - 0,008X_4X_5
 \end{aligned} \quad (7.2)$$

- odchylenie standardowe obiektu $S = 0,338$,
- błąd graniczny obiektu: $e = 0,667$;

c) dla V_2 (7.3):

$$\begin{aligned}
 f_A(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = & \\
 = & 375,916 + 6,344X_1 - 4,291X_2 - 1,056X_3 + 0,422X_4 + 0,003X_5 \\
 & - 0,941X_1^2 - 1,059X_2^2 - 0,412X_3^2 - 0,463X_4^2 + 2,148X_5^2 \\
 & + 3,285X_1X_2 - 0,621X_1X_3 + 0,345X_1X_4 - 0,157X_1X_5 \\
 & + 0,474X_2X_3 - 0,545X_2X_4 + 0,135X_2X_5 \\
 & - 0,043X_3X_4 + 1,068X_3X_5 - 0,427X_4X_5
 \end{aligned} \quad (7.3)$$

- odchylenie standardowe obiektu $S = 4,962$,
- błąd graniczny obiektu: $e = 9,802$.

7.1. Porównanie wyników badań eksperymentalnych z wynikami badań symulacyjnych pracy układu z OZPOG

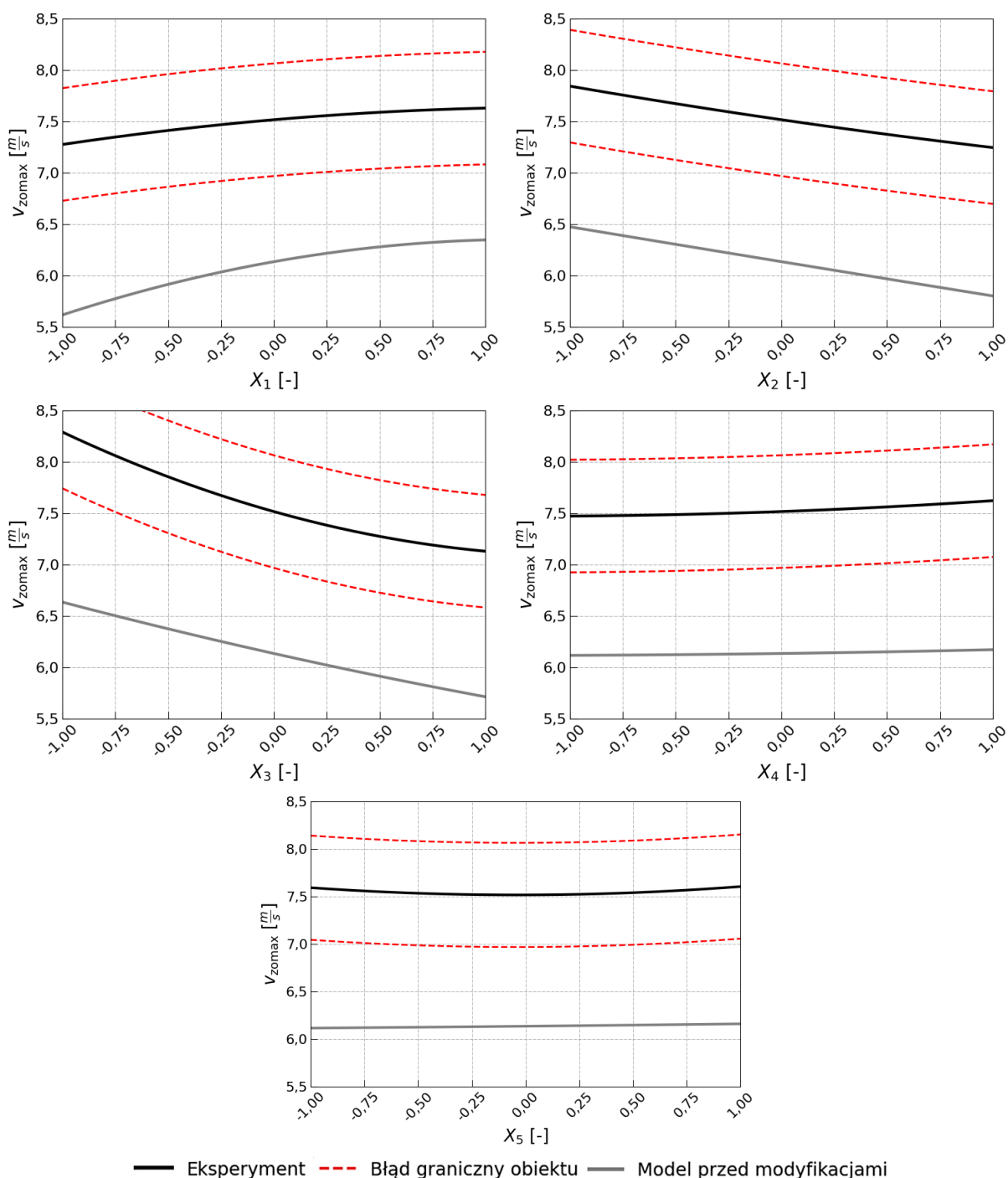
Opracowany i opisany w rozdziale IV model matematyczny pracy układu z OZPOG poddano walidacji w oparciu o wyniki badań eksperymentalnych. W pierwszej kolejności sformułowano kryterium adekwatności modelu mówiące, że model matematyczny opisujący obiekt uznaje się za adekwatny, jeżeli wartości wielkości wyjściowych obiektu uzyskane w ramach badań symulacyjnych (tj. v_{zomax} , p_{kgmax} , V_2) w każdym przypadku mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu. Wyniki badań eksperymentalnych przedstawiano poprzez wartości nieuproszczonych funkcji aproksymujących funkcję obiektu 7.1÷7.3.

Walidację modelu matematycznego przeprowadzono graficznie, osobno dla każdej z wielkości wejściowych obiektu. Przykładowo, wykres przedstawiający przebieg zmian maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego w funkcji zmiany odległości otworu gazowego od płasku wlotowego przewodu lufy $v_{zomax}(X_1)$ uzyskano w taki sposób, że parametry X_2 , X_3 , X_4 i X_5 miały stałą wartość unormowaną równą 0, co oznacza, że ich wartości znajdowały się w centrum planu badań. Parametr X_1 zmieniał się w całym przebadanym zakresie, czyli od -1 do 1. Taki sposób porównania pozwolił na ocenę poprawności przewidywania modelu matematycznego dla każdego z parametrów osobno. Dodatkowo, graficzny sposób walidacji modelu pozwolił na ocenę jakościową kształtu krzywych. Na rys. 7.2÷7.4, 7.8÷7.13 oraz 7.15÷7.17 czerwonymi, liniami przerywanymi zaznaczono błąd graniczny obiektu. Model uznawano za adekwatny, gdy krzywa uzyskana z obliczeń modelu dla każdego parametru mieściła się w granicach tego błędu dla każdej z trzech wielkości wyjściowych obiektu.

7.1.1. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego

Przebiegi $v_{zomax}(X_k)$ uzyskane z badań eksperymentalnych i badań symulacyjnych z wykorzystaniem modelu matematycznego przed walidacją (opisanego w rozdziale IV) przedstawiono na rys. 7.2.

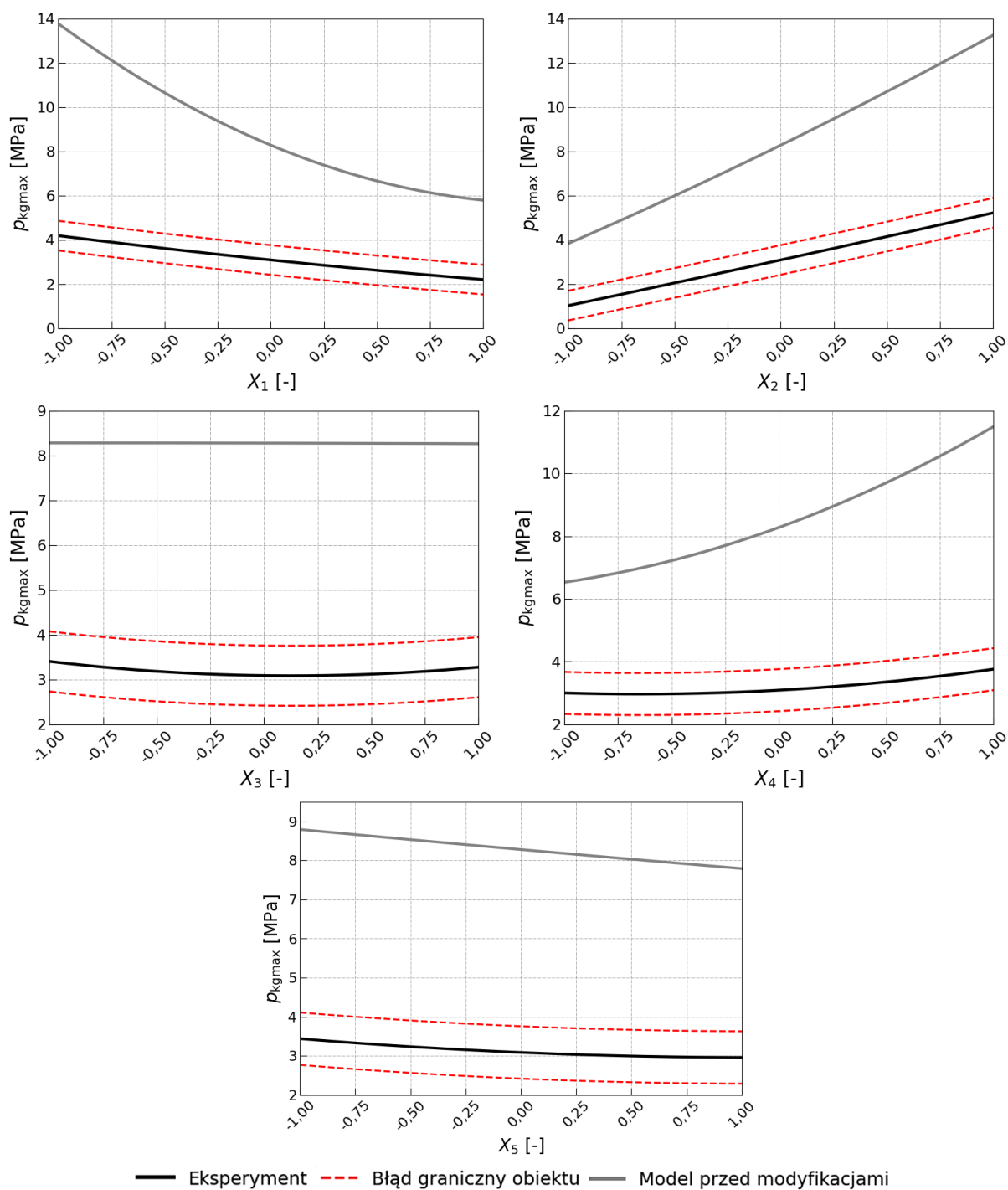
Mimo tego, że charakter krzywych (rys. 7.2) jest zbliżony, to dla żadnego z parametrów wejściowych obiektu model matematyczny nie przewidywał wyników dla v_{zomax} , które mieściłyby się w granicach błędu granicznego obiektu.



Rys. 7.2. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego V_{zomax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

7.1.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej

Przebiegi $p_{kgmax}(X_k)$ uzyskane z badań eksperymentalnych i badań symulacyjnych z wykorzystaniem modelu matematycznego przed walidacją (opisanego w rozdziale IV) przedstawiono na rys. 7.3.

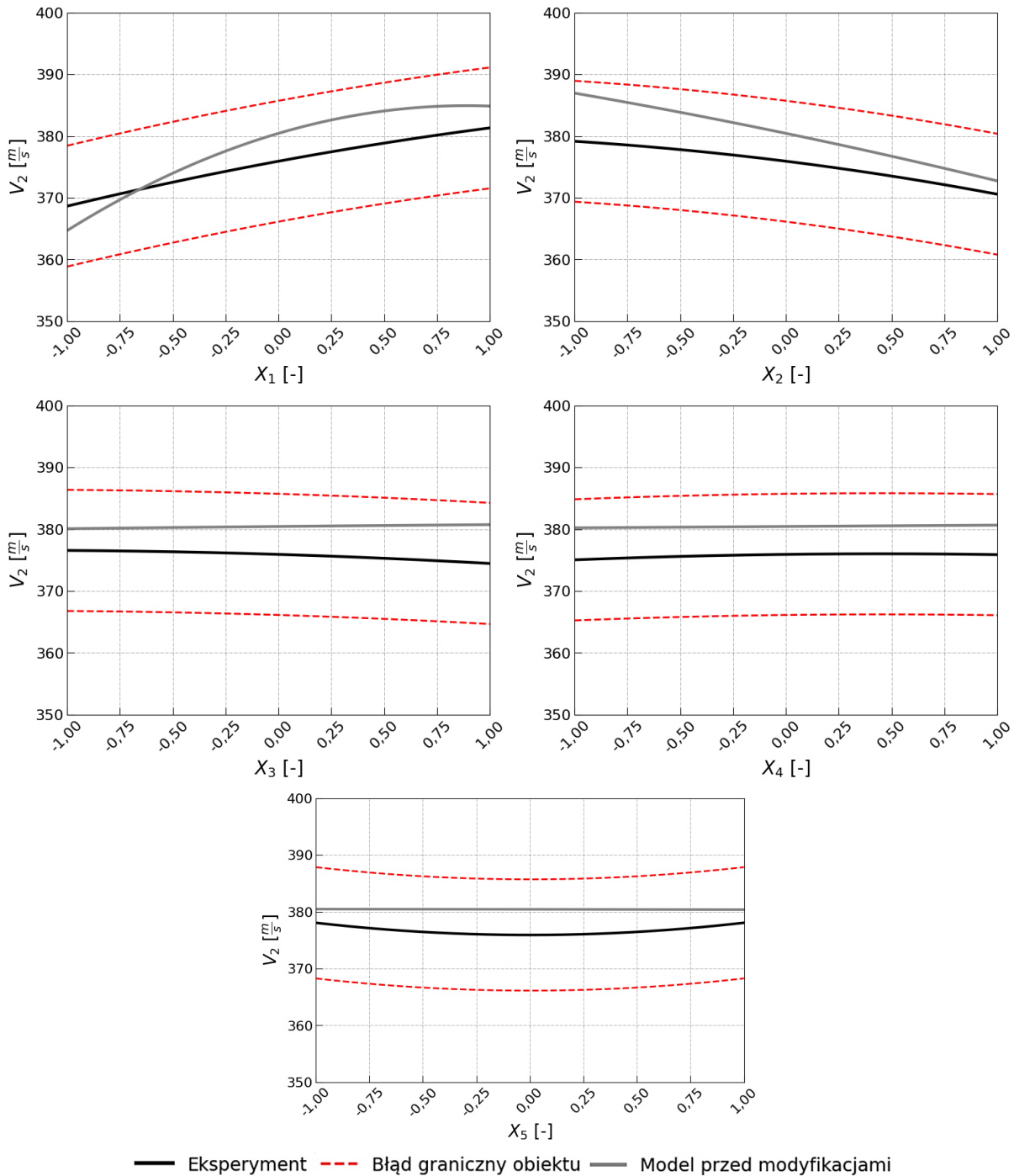


Rys. 7.3. Przebiegi maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej p_{kgmax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Charakter krzywych (rys. 7.3) uzyskanych z modelu matematycznego nieco odbiega od uzyskanych eksperymentalnie. Co więcej, dla żadnego z parametrów wejściowych obiektu model matematyczny nie przewidywał wyników dla p_{kgmax} , które mieściłyby się w granicach błędu granicznego obiektu.

7.1.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu

Przebiegi $V_2(X_k)$ uzyskane z badań eksperymentalnych i badań symulacyjnych z wykorzystaniem modelu matematycznego przed walidacją (przedstawionego w rozdziale IV) zobrazowano na rys. 7.4.



Rys. 7.4. Przebiegi prędkości pocisku V_2 w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Mimo pewnej niezgodności w charakterze krzywych (rys. 7.4), dla każdego z parametrów model matematyczny przewidywał wyniki dla V_2 , które w całym zakresie mieściły się w granicach błędu granicznego obiektu.

Biorąc pod uwagę przedstawione w podrozdziałach 7.1.1÷7.1.3 wykresy i wnioski, można stwierdzić, że na podstawie kryterium sformułowanego w podrozdziale 7.1, opracowany model matematyczny poprawnie przewidywał wyniki tylko dla jednego z parametrów wyjściowych obiektu, tj. V_2 . Dlatego też, model matematyczny w przedstawionej wersji jest nieadekwatny. W związku z tym niezbędne było wprowadzenie w nim zmian, które opisano w podrozdziale 7.2.

7.2. Modyfikacja nr 1 modelu matematycznego pracy układu z OZPOG

Modyfikacja nr 1 modelu matematycznego pracy układu z OZPOG polegała przede wszystkim na zastosowaniu parametrów i charakterystyk ładunku prochowego amunicji docelowej, będących rezultatem badań i analiz zawartych w rozdziale VI. Ponadto, model matematyczny uszczegółowiono i oparto niemalże w całości (nie wliczając równań dotyczących przepływu gazów) na równaniach zawartych w dokumencie standaryzacyjnym STANAG 4367 [86] (ostateczną wersję równań modelu matematycznego uwzględniającego wprowadzone zmiany przedstawiono w podrozdziale 7.5). W równaniach tych uwzględniono również modyfikacje, będące wynikami badań zrealizowanych w ITU WML WAT, które przedstawiono w [89]. Modyfikacje te dotyczyły:

a) równania dopływu gazów prochowych, wyrażonego równaniem (7.4):

$$\frac{dz_p}{dt} = \theta \varphi_a(z_p) \left(\frac{p_{av}}{p_0} \right)^{n_p} \quad (7.4)$$

gdzie:

- θ – współczynnik w zależności opisującej eksperymentalną funkcję kształtu,
- $\varphi_a(z_p)$ – funkcja aproksymująca eksperymentalną funkcję kształtu,
- p_{av} – średnie ciśnienie mieszaniny gazowo-prochowej w przestrzeni zapociskowej,
- p_0 – ciśnienie odniesienia,
- n_p – wykładnik funkcji ciśnienia gazów prochowych.

Zagadnienie funkcji aproksymującej eksperymentalną funkcję kształtu zostanie omówione w dalszej części niniejszego podrozdziału.

b) równania ciśnienia oporów wcinania i oporów tarcia pocisku, wyrażonego funkcją (7.5):

$$b_r(x_p) = p_x(x_p) + f_R p_b \quad (7.5)$$

gdzie:

- b_r – ciśnienie oporów wcinania i oporów tarcia pocisku,
- x_p – przemieszczenie pocisku,
- p_x – ciśnienie oporów wcinania pocisku (rozczalania naboju i wcinania pocisku w bruzdy przewodu lufy), w funkcji przemieszczenia pocisku,
- f_R – współczynnik tarcia pocisku o przewód lufy,
- p_b – ciśnienie działające na dno pocisku.

Ciśnienie oporów wcinania pocisku (rozczalania naboju i wcinania pocisku w bruzdy przewodu lufy) jest zależne od geometrii pocisku i przewodu lufy. Ciśnienie to wyrażone jest równaniem (7.6) uwzględniającym funkcję ciśnienia oporu wcinania pocisku w bruzdy lufy (7.7):

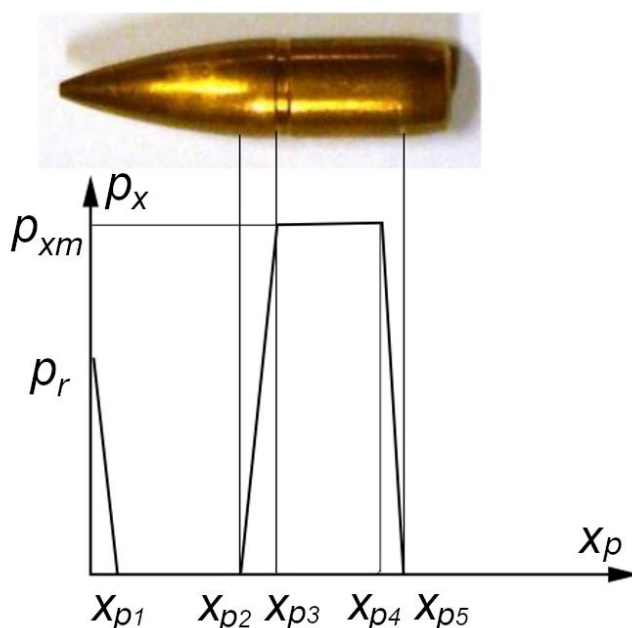
$$p_x = \begin{cases} p_r(1 - \frac{x_p}{x_{p1}}) & \text{dla } x_p < x_{p1} \\ p_{xm} f_{br}(x_p) & \text{dla } x_p \geq x_{p1} \end{cases} \quad (7.6)$$

$$f_{br}(x_p) = \begin{cases} 0 & \text{dla } x_p \leq x_{p2} \text{ i } x_p \geq x_{p5} \\ (x_p - x_{p2}) / (x_{p3} - x_{p2}) & \text{dla } x_p \in (x_{p2}, x_{p3}) \\ 1 & \text{dla } x_p \in [x_{p3}, x_{p4}] \\ 1 - (x_p - x_{p4}) / (x_{p5} - x_{p4}) & \text{dla } x_p \in (x_{p4}, x_{p5}) \end{cases} \quad (7.7)$$

gdzie:

- p_r – ciśnienie rozczalania naboju,
- x_{pi} – współrzędne wyznaczone na podstawie geometrii pocisku i przewodu lufy (rys. 7.5), do obliczania ciśnienia oporu, $i = 1 \div 5$,
- p_{xm} – maksymalne ciśnienie oporów wcinania pocisku w bruzdy lufy,
- f_{br} – funkcja ciśnienia oporu wcinania pocisku w bruzdy lufy, w funkcji przemieszczenia pocisku.

Ciśnienie rozczalania naboju jest uwzględnione na odcinku $0 \div x_{p1}$. Pozostałe wartości współrzędnych odnoszą się do położenia pocisku, w którym: x_{p2} – część walcowa pocisku rozpoczyna kontakt z bruzdami; x_{p3} – osiągnięta zostaje maksymalna wartość siły oporu wcinania, x_{p4} – wartość siły oporu wcinania zaczyna spadać od wartości maksymalnej; x_{p5} – zakończyło się wcinanie się pocisku w bruzdy lufy. Sens tych oznaczeń zobrazowano na rys. 7.5, na którym przedstawiono przykładowy przebieg ciśnienia oporów wcinania pocisku dla przykładowej geometrii pocisku.



Rys. 7.5. Przebieg funkcji p_x w odniesieniu do przykładowej geometrii pocisku (na podstawie [89])

c) współczynnika przejmowania ciepła [133, 134], określonego wzorem (7.8):

$$h = h_w \left(\frac{D}{D_b} \right)^{0,2} (\rho_g v_{av})^{0,8} \quad (7.8)$$

gdzie:

- h – współczynnik przejmowania ciepła,
- h_w – współczynnik uwzględniający straty cieplne,
- D – wyrażenie określone wzorem (7.9),
- D_b – ekwiwalentna średnica lufy,
- ρ_g – średnia gęstość gazów prochowych w lufie,
- v_g – średnia prędkość mieszaniny gazowo-prochowej w lufie.

$$D = 378/(T_g + 105)(T_g/273)^{1,5} \quad (7.9)$$

gdzie:

T_g – temperatura gazów prochowych w lufie.

Aby możliwie dokładnie odzwierciedlić procesy zachodzące w łusce naboju podczas strzału (różniące się od tych zachodzących podczas badań pirostatycznych prochu w komorze manometrycznej), przeprowadzono identyfikację eksperymentalnej funkcji kształtu [89, 124]. W procesie identyfikacji tej funkcji wykorzystano rezultaty badań w komorze manometrycznej (opisane w rozdziale VI) oraz wyniki badań amunicji przeprowadzonych z wykorzystaniem lufy balistycznej (opisane w rozdziale V pracy [2]). Założono przy tym, że charakter przebiegu funkcji otrzymanej z badań pirostatycznych (w komorze manometrycznej) jest jakościowo zbliżony do otrzymanego w procesie strzału. Funkcję kształtu aproksymowano funkcją $\varphi_a(z_p)$ zależną od parametrów: ψ_0 , z_0 , b_{z1} , z_m i c_3 . Ich wartości są identyfikowane poprzez dopasowanie kształtu funkcji otrzymanej z rozwiązania PGBW do eksperymentalnie otrzymanych wartości: ciśnienia maksymalnego gazów prochowych oraz prędkości wylotowej pocisku. Funkcja $\varphi_a(z_p)$ jest wyrażana następującą zależnością (7.10):

$$\varphi_a(z_p) = \psi(z_p)\varphi_d(z_p)\varphi_t(z_p) \quad (7.10)$$

gdzie:

$\psi(z_p)$ – funkcja opisująca przebieg zapłonu prochu (7.11),

$\varphi_d(z_p)$ – funkcja aproksymująca opadającą część funkcji kształtu (7.12),

$\varphi_t(z_p)$ – teoretyczna funkcja kształtu,

$$\psi(z_p) = \begin{cases} \psi_0 & z_p \in [0, z_0] \\ 1 - \exp[-b_{z1}(z_p - b_{z2})] & z_p \in [z_0, 1] \end{cases} \quad (7.11)$$

$$\varphi_d(z_p) = \begin{cases} 1 & z_p \leq z_m \\ c_0 + c_1 z_p + c_2 z_p^2 + c_3 z_p^3 & z_p > z_m \end{cases} \quad (7.12)$$

gdzie:

ψ_0 – wartość funkcji ψ w chwili zakończenia palenia ładunku zapłonowego,

z_0 – wartość z_p w chwili zakończenia okresu spalania ładunku zapłonowego,

z_m – wartość z_p w chwili, gdy φ_a osiąga wartość maksymalną.

W celu wyznaczenia wartości parametrów ψ_0 , z_0 i b_{z1} przeprowadzono ich identyfikację poprzez dopasowanie funkcji $\psi(z_p)$ do funkcji określonej, jako stosunek funkcji wyznaczonej na podstawie wyników badań pirostatycznych w komorze manometrycznej do teoretycznej funkcji kształtu. Parametry występujące w równaniach (7.11) i (7.12) wyznaczono z zależności (7.13÷7.16):

$$b_{z2} = z_0 + \log(1 - \psi_0) / b_{z1} \quad (7.13)$$

$$c_2 = - \frac{1 + \varphi'_m(1 - z_m) + c_3(1 + 2z_m^3 - 3z_m^2)}{(1 - z_m)^2} \quad (7.14)$$

$$c_1 = \varphi'_m - 2c_2z_m - 3c_3z_m^2 \quad (7.15)$$

$$c_0 = -c_1 - c_2 - c_3 \quad (7.16)$$

gdzie:

φ'_m – wartość funkcji kształtu dla z_m .

Uwzględniając wnioski zawarte w opracowaniu [89], mówiące, że wartości z_0 i c_3 można określić na podstawie wyników z badań w komorze manometrycznej, natomiast wartość z_m należy obliczyć po określeniu ψ_0 i b_1 , niezbędne było zidentyfikowanie jedynie dwóch ostatnich wymienionych parametrów, tj. ψ_0 i b_1 .

Ponadto, równania (7.5, 7.6 i 7.8) zawierają trzy parametry: maksymalne ciśnienie oporów wcinania pocisku w bruzdy lufy p_{xm} , współczynnik tarcia pocisku o przewód lufy f_R i współczynnik uwzględniający straty cieplne h_w , których pomiar jest bardzo trudny do wykonania. W związku z tym, ich wartości są również wyznaczone w procesie identyfikacji. Identyfikację wykonano zgodnie z procedurą opisaną w [89].

7.2.1. Identyfikacja parametrów eksperymentalnej funkcji kształtu

Na podstawie przedstawionych w podrozdziale 7.1.2 wyników pomiarów ciśnienia gazów prochowych, zarejestrowanego wewnątrz łuski podczas strzału z lufy balistycznej, oraz określonej w czasie tych badań V_2 (w badaniach prowadzonych w ramach [135] dowiedziono, że V_2 różni się od prędkości wylotowej pocisku tylko o około 1%) obliczono średnie wartości przyjęte do dalszych obliczeń:

- ciśnienie maksymalne gazów prochowych (zmierzone w łusce) – 187,2 MPa;
- prędkość wylotowa pocisku – 358,8 m/s.

Masę ładunku zapłonowego C_z obliczono z zależności (6.1). Dla przyjętego ciśnienia zapłonu 25 MPa, wartość $C_z = 25,9$ mg. Wykorzystując charakterystyki prochu GECO określone w podrozdziale 6.4 przeprowadzono proces identyfikacji funkcji kształtu. Otrzymana wartość współczynnika przejmowania ciepła była równa -2,541, co jest wartością niefizyczną. Taki rezultat jest związany z tym, że obliczona prędkość wylotowa pocisku przy pominięciu strat cieplnych wynosiła 356,8 m/s, natomiast przy uwzględnieniu $h_w = 10$ wynosiła 348,9 m/s. Obie te wartości były niższe niż uzyskana wartość eksperymentalna, dlatego też przy interpolacji tych wartości współczynnik przyjął wartość ujemną. Świadczyło to o zbyt małej energii ładunku prochowego wynikającej bezpośrednio z zaniżonej wartości „siły” prochu.

W związku z powyższym oraz uwzględniając opisywaną w podrozdziale 6.4 analizę wyników badań pirostatycznych z małej komory, poniżej wykorzystano wyniki pomiarów ciśnień maksymalnych uzyskanych w badaniach pirostatycznych prochu RS20 w dużej komorze. Wartości te zestawiono w tab. 7.2 wraz z wynikami obliczeń termochemicznych ciśnień maksymalnych prochów jednobazowych WT i 4/7 oraz prochu dwubazowego NBŁ-80, a także wynikami pomiarów prochu dwubazowego JA-2, zawartych w [115, 136, 137].

Tab. 7.2. Maksymalne wartości ciśnień uzyskane dla prochu RS20 i JA-2 oraz obliczone dla prochów: WT, 4/7 i NBŁ-80 [115, 136, 137]

Δ [kg/m ³]	p_{max} [MPa]				
	RS20	WT	4/7	NBŁ-80	JA-2
100	125,1	114,4	113,9	127,6	130,1
175	243,5	219,1	217,8	243,9	250,4*

* wartość obliczona metodą interpolacji liniowej z p_{max} dla $\Delta = 100$ kg/m³ i $\Delta = 200$ kg/m³

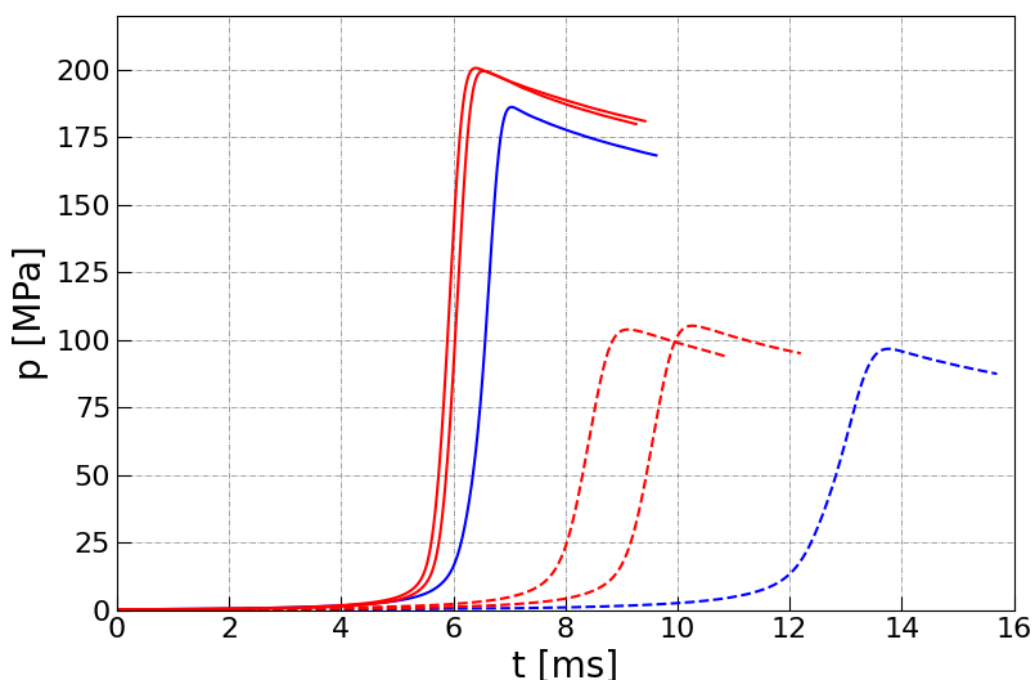
Analizując tab. 7.2 można stwierdzić, że wartości ciśnienia maksymalnego p_{max} uzyskane dla prochu RS20 są zbliżone do wartości p_{max} dla prochów dwubazowych. Dlatego też, dla prochu RS20 można przyjąć wartości „siły” prochu f_p i kowolumenu η obliczone dla prochu JA-2 ($f_p = 1\,151$ kJ/kg i $\eta = 0,999$ dm³/kg) [136] lub dla prochu NBŁ-80 ($f_p = 1\,157$ kJ/kg i $\eta = 0,974$ dm³/kg) [115]. Mimo różnicy w składzie prochów JA-2 i NBŁ-80, wartości parametrów f_p i η są dla nich zbliżone. W związku z tym, przyjęto wartości f_p i η jak dla prochu NBŁ-80.

Następnie, porównano maksymalne ciśnienia prochów RS20 i GECO zmierzone w małej komorze manometrycznej (tab. 7.3). Większa wartość maksymalna ciśnienia prochu GECO od RS20 wynika najprawdopodobniej z jego szybszego spalania ograniczającego wpływ strat cieplnych.

Tab. 7.3. Maksymalne ciśnienia zmierzone w małej komorze manometrycznej dla prochów RS20 i GECO

Δ [kg/m ³]	p_{max} [MPa]	
	RS20	GECO
100	97,05	103,97
100	-	105,43
175	186,88	199,76
175	-	200,97

Na rys. 7.5 zestawiono przebiegi zmierzonego ciśnienia.



Rys. 7.5. Przebieg ciśnienia p w funkcji czasu t z badania w komorze manometrycznej: linia kreskowa dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$, linia ciągła dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$, linia niebieska – proch RS20, linii czerwona – proch GECO

Dla prochu GECO widoczny jest szybszy wzrost ciśnienia spowodowany mniejszą grubością warstwy palnej (0,07 mm w porównaniu do 0,11 mm). Dlatego też zasadne jest stwierdzenie, że proces spalania prochu GECO jest zbliżony do procesu spalania prochu dwubazowego.

Uzyskana wartość wykładnika n_p w prawie spalania dla prochu GECO wynosi 0,837, czyli jest zbliżona do wartości przyjmowanej dla prochów dwubazowych (0,85). Dla prochu RS20 – po uwzględnieniu korekty na straty cieplne – wykładnik jest równy 0,86. W związku z tym, do dalszych obliczeń przyjęto wartość 0,85. Ponadto, na podstawie przeprowadzonych obliczeń określono, że wartość θ powinna zostać zwiększona z $8,0 \text{ s}^{-1}$ do $8,7 \text{ s}^{-1}$. Natomiast wartość ciśnienia zapłonu zmniejszono do 10 MPa (co odpowiada masie ładunku 10,6 mg – zbliżonej do masy substancji zapłonowej stosowanej w spłonkach amunicji strzeleckiej) [138].

Na podstawie poprawionych danych przeprowadzono ponownie identyfikację parametrów funkcji kształtu. W tab. 7.4 zestawiono wyjściowe oraz zidentyfikowane wartości parametrów.

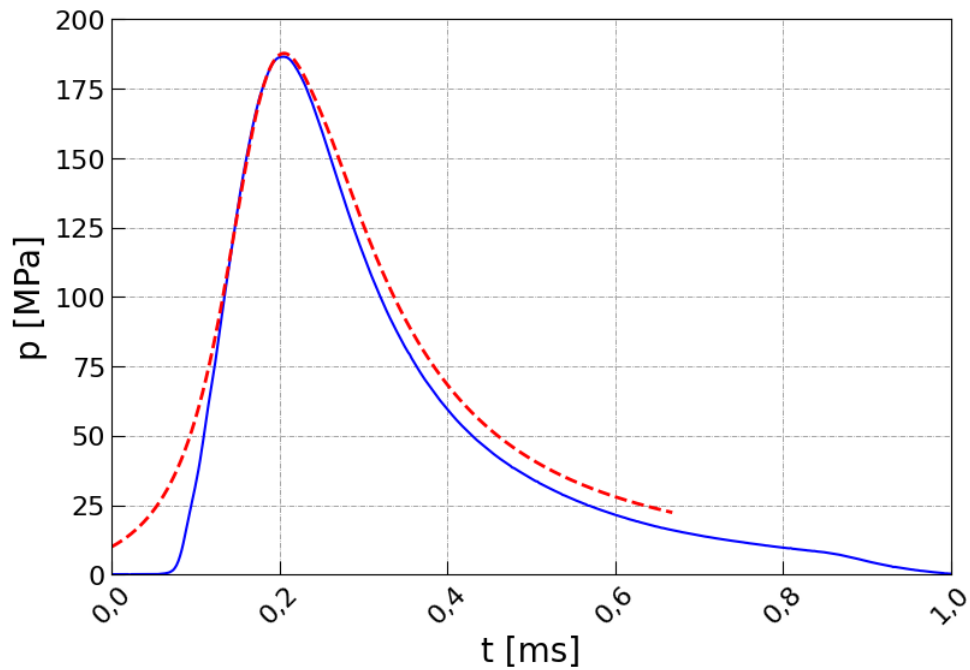
Tab. 7.4. Porównanie wyjściowych i zidentyfikowanych wartości parametrów

Parametr	Wartość wyjściowa	Wartość zidentyfikowana
ψ_0	0,1700	0,4045
b_{z1}	10,000	9,599
p_{xm}	50,0	43,4
f_R	0,0300	0,0691
h_w	10,00	4,88

Porównanie obliczonych i uzyskanych eksperymentalnie wartości ciśnienia maksymalnego p_{max} oraz prędkości wylotowej V_w przedstawiono w tab. 7.5. Obliczony przebieg ciśnienia i reprezentatywny przebieg ciśnienia uzyskanego z doświadczenia przedstawiono na rys. 7.6 (jako reprezentatywny wybrano przebieg, dla którego p_{max} była najbliższej wartości średniej). Zgodność obu przebiegów jest zadowalająca, a rozbieżności występujące w początkowej części krzywych są prawdopodobnie konsekwencją niedoskonałości opisu procesu zapłonu w modelu termodynamicznym.

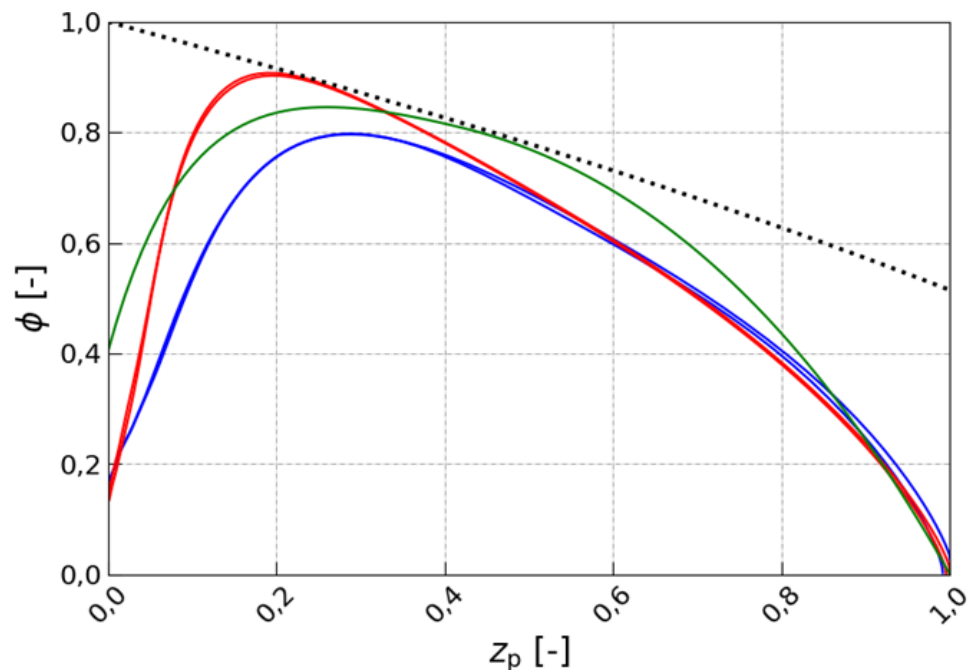
Tab. 7.5. Porównanie eksperymentalnych i obliczonych wartości ciśnienia maksymalnego p_{max} i prędkości wylotowej V_w

Parametr	p_{max} [MPa]	V_w [m/s]
Eksperyment	187,2	358,8
Obliczenia	187,2	357,6



Rys. 7.6. Przebieg obliczonego ciśnienia p w funkcji czasu t (linia czerwona) i reprezentatywny przebieg ciśnienia uzyskany doświadczalnie (linia niebieska)

Zidentyfikowaną funkcję kształtu porównano z funkcją wyznaczoną na podstawie wyników badań pirostatycznych i teoretyczną funkcją kształtu (rys. 7.7).



Rys. 7.7. Porównanie funkcji kształtu prochu GECO: linia niebieska dla $\Delta = 100 \text{ kg/m}^3$ (badania pirostatyczne), linia czerwona dla $\Delta = 175 \text{ kg/m}^3$ (badania pirostatyczne), linia zielona – zidentyfikowana funkcja kształtu, linia kropkowa – teoretyczna funkcja kształtu

W dalszych badaniach wykorzystano wartości parametrów układu miotającego i automatyki broni zestawione w tab. 7.6. Zgodnie z wnioskami zawartymi w [139], dla ładunku zapłonowego przyjęto parametry jak dla prochu czarnego.

Tab. 7.6. Wartości parametrów układu miotającego i automatyki broni wykorzystane w badaniach symulacyjnych

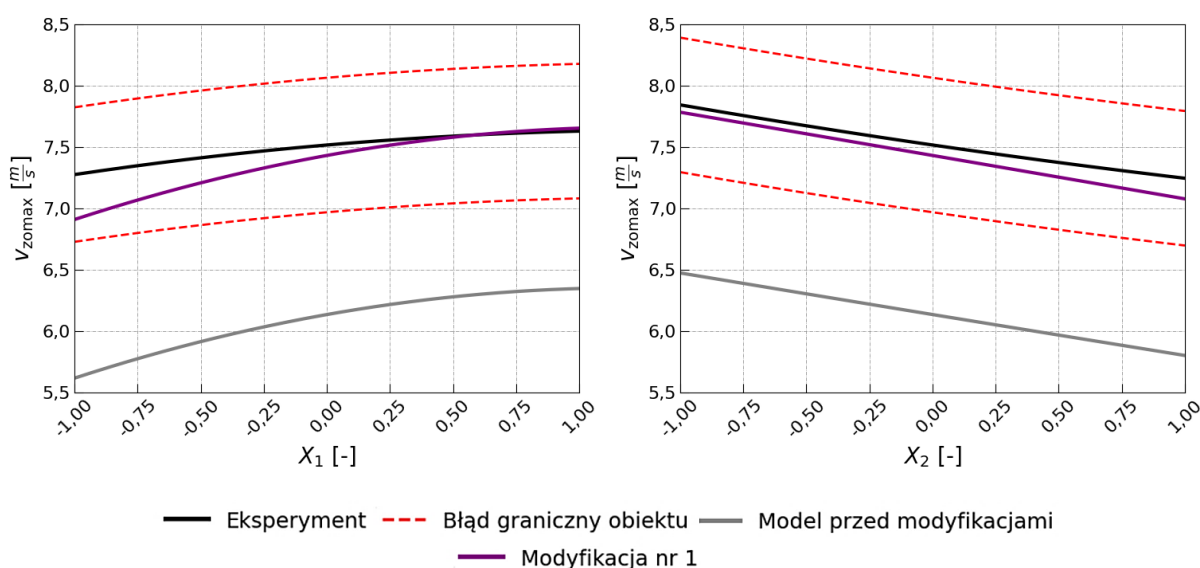
Parametr	Symbol	J.m.	Wartość
Kąt nachylenia bruzd	α_l	stopnie	6,45
Stosunek promienia bezwładności do promienia pocisku	r_b/r_p	–	0,707
Średnica bruzd	DG	mm	9,04
Średnica pól	DL	mm	8,81
Stosunek szerokości bruzd do szerokości pól	GLR	–	1,11
Masa pocisku	m_p	g	7,99
Początkowa objętość komory	V_0	dm ³	0,00053
Maksymalna droga pocisku w lufie	x_m	mm	188
Siła wstępnego napięcia sprężyny powrotnej	F_{s0}	N	23,25
Sztywność sprężyny powrotnej	k_s	N/m	310
Grubość ścianki lufy	D_w	mm	11,35
Ciepło właściwe materiału lufy	c_{pw}	J/(kg·K)	550
Gęstość materiału lufy	ρ_w	kg/m ³	7 850
Początkowa temperatura lufy	T_{c0}	K	300
Ciśnienie rozcalania naboju	p_{rozc}	MPa	5,67
Swobodna droga pocisku (w zależności ciśnienia oporu)	x_{p1}	mm	5,2
Początek bruzd (w zależności ciśnienia oporu)	x_{p2}	mm	7,4
Początek p_{max} (w zależności ciśnienia oporu)	x_{p3}	mm	9,8
Koniec p_{max} (w zależności ciśnienia oporu)	x_{p4}	mm	13,5
Koniec wcinania (w zależności ciśnienia oporu)	x_{p5}	mm	13,8
Początkowe ciśnienie powietrza w lufie	p_a	MPa	0,1
Prędkość dźwięku w powietrzu	c_a	m/s	340
Wykładnik izentropy powietrza	k_a	–	1,4
Masa ładunku zapłonowego	C_z	g	0,0106
„Siła” ładunku zapłonowego	f_z	kJ/kg	300
Kowolumen gazów z ładunku zapłonowego	η_z	dm ³ /kg	0,5
Wykładnik izentropy gazów ładunku zapłonowego	k_z	–	1,25
Adiabatyczna temperatura płomienia ładunku zapłonowego	T_{0z}	K	2 500
Masa prochu	C	g	0,3265
„Siła” prochu	f_p	kJ/kg	1157
Kowolumen gazów prochowych	η	dm ³ /kg	0,974
Wykładnik izentropy gazów prochowych	k_p	–	1,25

Tab. 7.6. c.d. Wartości parametrów układu miotającego i automatyki broni wykorzystane w badaniach symulacyjnych

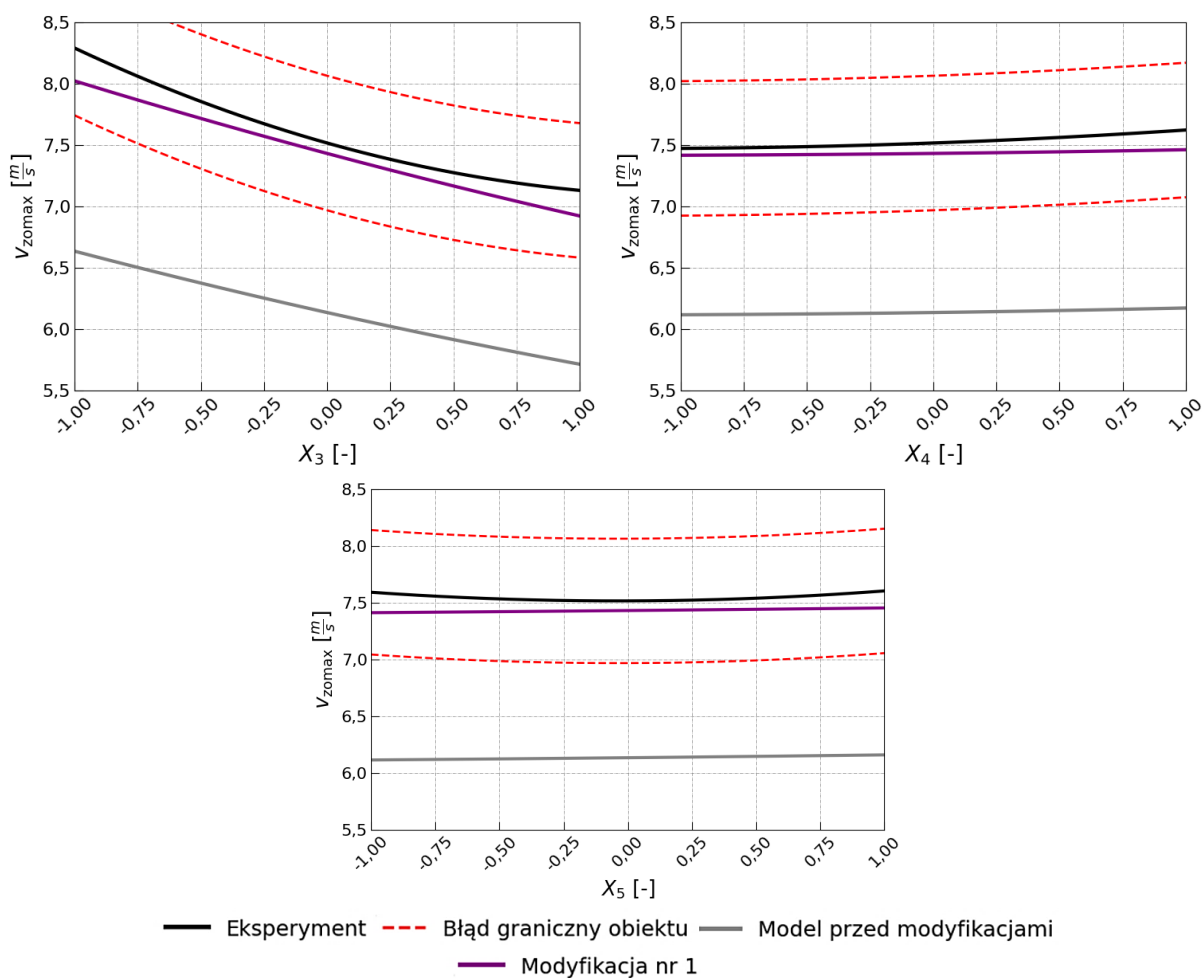
Parametr	Symbol	J.m.	Wartość
Temperatura płomienia	T_0	K	3 000
Gęstość prochu	ρ	kg/m ³	1 600
Wykładnik w prawie spalania	n_p	–	0,85
Parametr θ	θ	1/s	8,7
Współczynnik a_1 (zależny od kształtu ziaren)	a_1	–	-0,4144
Współczynnik a_2 (zależny od kształtu ziaren)	a_2	–	-0,0368
Współczynnik a_3 (zależny od kształtu ziaren)	a_3	–	-0,0344
Współczynnik uwzględniający straty ciepłe	h_w	–	4,88
Maksymalne ciśnienie wcinania pocisku w bruzdy lufy	p_{rm}	MPa	43,4
Współczynnik oporu tarcia	f_R	–	0,0691

7.2.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego

Po wprowadzeniu do modelu modyfikacji nr 1 ponownie sprawdzono jego adekwatność do przewidywania $v_{zomax}(X_k)$. Na rys. 7.8 przedstawiono przebiegi uzyskane na podstawie wyników badań eksperymentalnych i wyznaczonych z wykorzystaniem modelu matematycznego po modyfikacji nr 1. Dla porównania, na rysunkach umieszczono również krzywe uzyskane z wykorzystaniem modelu matematycznego przed jego modyfikacją.



Rys. 7.8. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego v_{zomax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

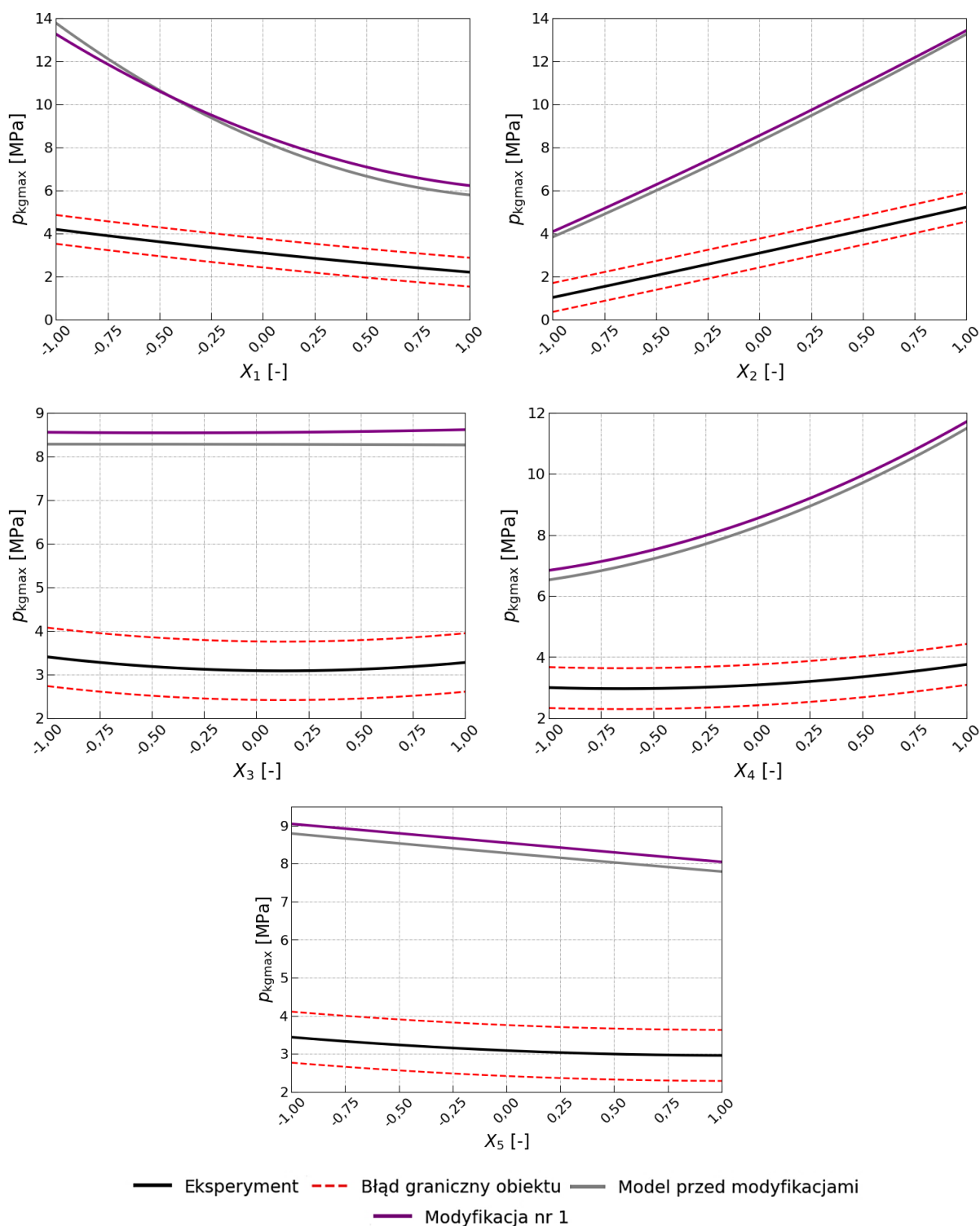


Rys. 7.8. c.d. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego V_{zomax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Dla każdego z parametrów wejściowych obiektu, model matematyczny przewiduje wyniki dla V_{zomax} , które w całym rozpatrywanym zakresie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.

7.2.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej

W kolejnym etapie sprawdzono adekwatność modelu do przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej. Na rys. 7.9 przedstawiono przebiegi $p_{kgmax}(X_k)$ uzyskane na podstawie wyników badań eksperymentalnych i wyznaczone z wykorzystaniem modelu matematycznego po pierwszej modyfikacji. Dla porównania, na rysunkach umieszczono również krzywe uzyskane z obliczeń przy użyciu niezmodyfikowanego modelu matematycznego.



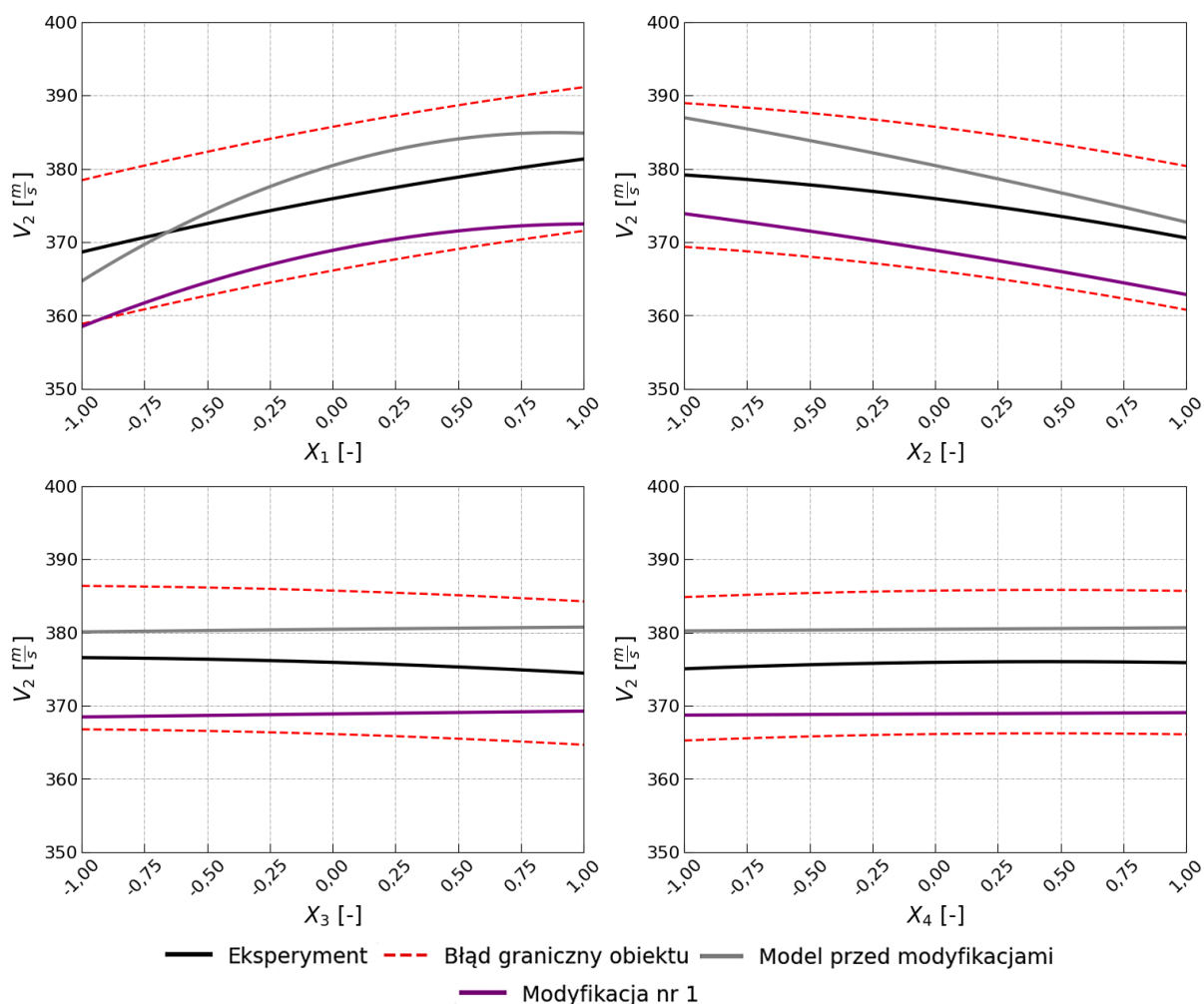
Rys. 7.9. Przebiegi maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej p_{kgmax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Dla każdego z parametrów, model matematyczny przewiduje wyniki dla p_{kgmax} , które w całym rozpatrywanym zakresie nie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.

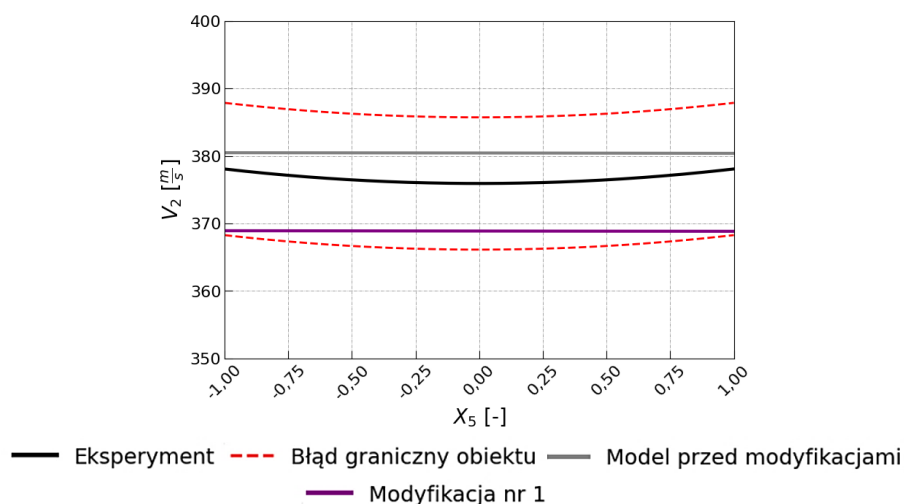
7.2.4. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu

Ostatnią z porównywanych wielkości wyjściowych obiektu po modyfikacji modelu matematycznego nr 1 była prędkość pocisku na torze lotu. Na rys. 7.10 przedstawiono krzywe $V_2(X_k)$ uzyskane na podstawie wyników badań eksperymentalnych i wyznaczone z wykorzystaniem modelu matematycznego po pierwszej modyfikacji. Dla porównania, na rysunkach umieszczono również krzywe uzyskane z wykorzystaniem niezmodyfikowanego modelu matematycznego.

Dla każdego z parametrów, model matematyczny przewiduje wyniki dla V_2 , które w całym rozpatrywanym zakresie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.



Rys. 7.10. Przebiegi prędkości pocisku V_2 w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych



Rys. 7.10. c.d. Przebiegi prędkości pocisku V_2 w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Opracowany model matematyczny po modyfikacji nr 1, na podstawie przyjętego kryterium, w sposób poprawny przewidywał wyniki dla dwóch z trzech parametrów wyjściowych obiektu (v_{zomax} i V_2). W związku z tym model matematyczny po modyfikacji nr 1 również uznano za nieadekwatny. Biorąc pod uwagę niewypełnienie kryterium adekwatności, postanowiono wprowadzić kolejne zmiany w modelu matematycznym.

7.3. Modyfikacja nr 2 modelu matematycznego pracy układu z OZPOG

Po przeprowadzeniu modyfikacji nr 1 modelu matematycznego uzyskano jego adekwatność dla v_{zomax} oraz V_2 . Model nadal generował znacznie zawyżone wartości p_{kgmax} . Na podstawie analizy procesu przepływu gazów prochowych z lufy przez otwór gazowy do komory gazowej wytypowano współczynnik strat przepływu ξ_g jako parametr mający istotny wpływ na p_{kgmax} . Założono również, że średnica otworu gazowego (X_2) jest parametrem wejściowym obiektu, który może mieć największy wpływ na wartość tego współczynnika.

W związku z powyższym, w modyfikacji nr 2 modelu matematycznego współczynnik strat przepływu opisano funkcją zależną od średnicy otworu gazowego $\xi_g(X_2)$. Do określenia tej funkcji wykorzystano wyniki pomiarów otrzymane podczas realizacji metodyki nr 4 „Programu badań” pn. „Określenie wpływu geometrii otworu

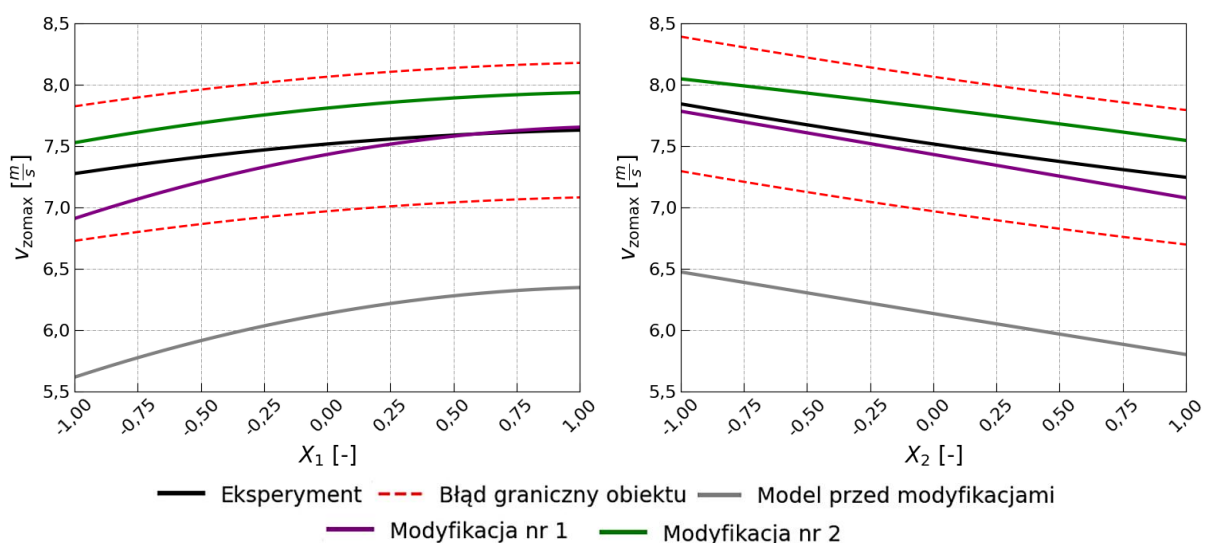
gazowego na działanie układu opóźnienia gazowego [2], w której dla jednego położenia otworu gazowego stosowano wkrętki o różnych średnicach otworu. Znając eksperymentalne wartości: maksymalnego ciśnienia gazów prochowych w lufie „na wysokości” otworu gazowego i maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej, przy wykorzystaniu modelu matematycznego dopasowano ξ_g dla każdej z trzech stosowanych średnic otworu tak, aby wyniki symulacyjne były tożsame z doświadczalnymi. Poprzez aproksymację otrzymanych wartości współczynnika strat przepływu równaniem drugiego stopnia uzyskano następującą funkcję (7.17):

$$\xi_g(X_2) = 0,415 + 0,045X_2 - 0,010X_2^2 \quad (7.17)$$

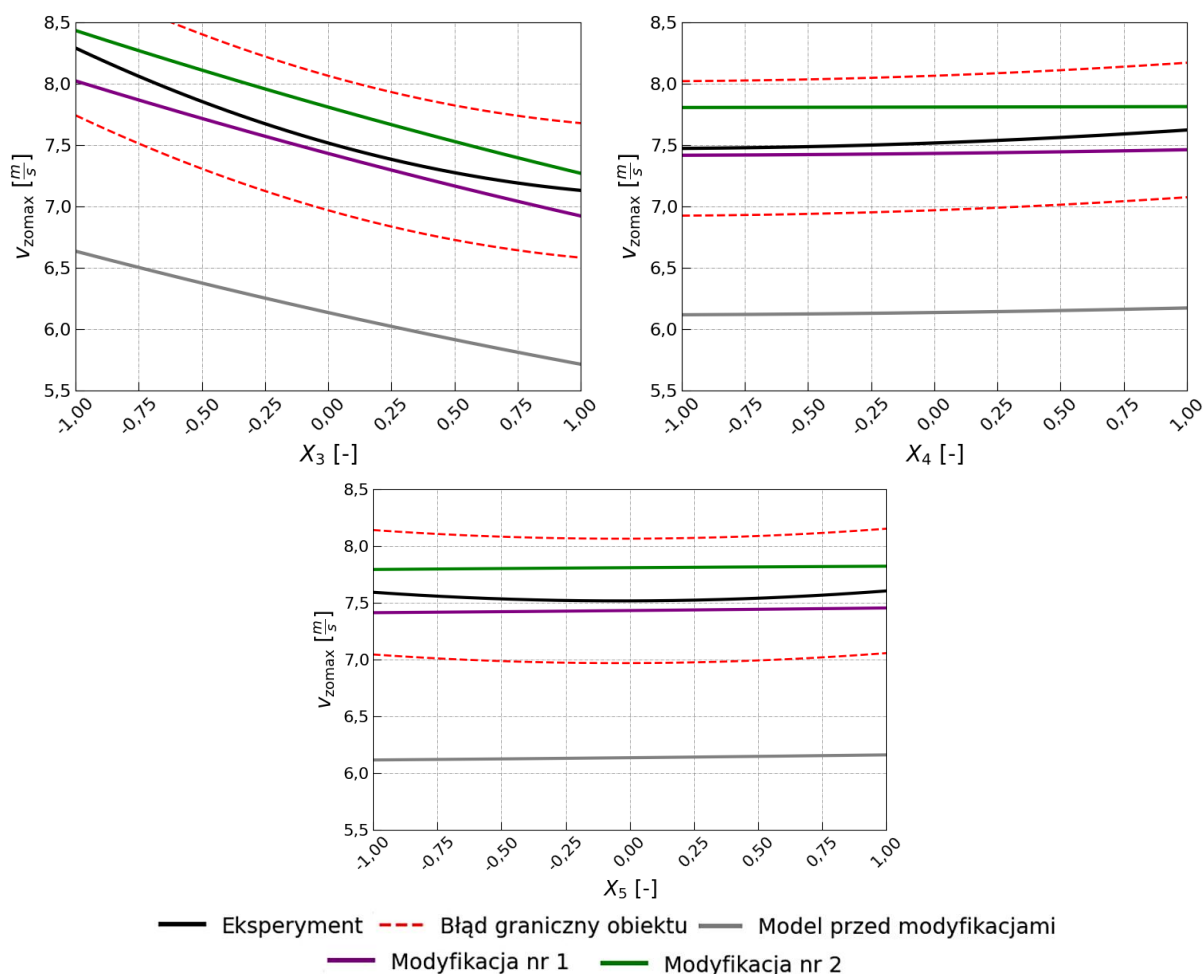
Funkcję zaimplementowano do modelu i ponownie sprawdzono adekwatność modelu zgodnie z przyjętym kryterium.

7.3.1. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego

Ponownie sprawdzono adekwatność modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego. Na rys. 7.11 przedstawiono porównanie przebiegów $v_{zomax}(X_k)$ uzyskanych w ramach badań eksperymentalnych i wyznaczonych z wykorzystaniem modelu matematycznego niezmodyfikowanego oraz po modyfikacji nr 1 i 2. Krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 2” zawiera zmiany w modelu wprowadzone w modyfikacji nr 1 i nr 2.



Rys. 7.11. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego v_{zomax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

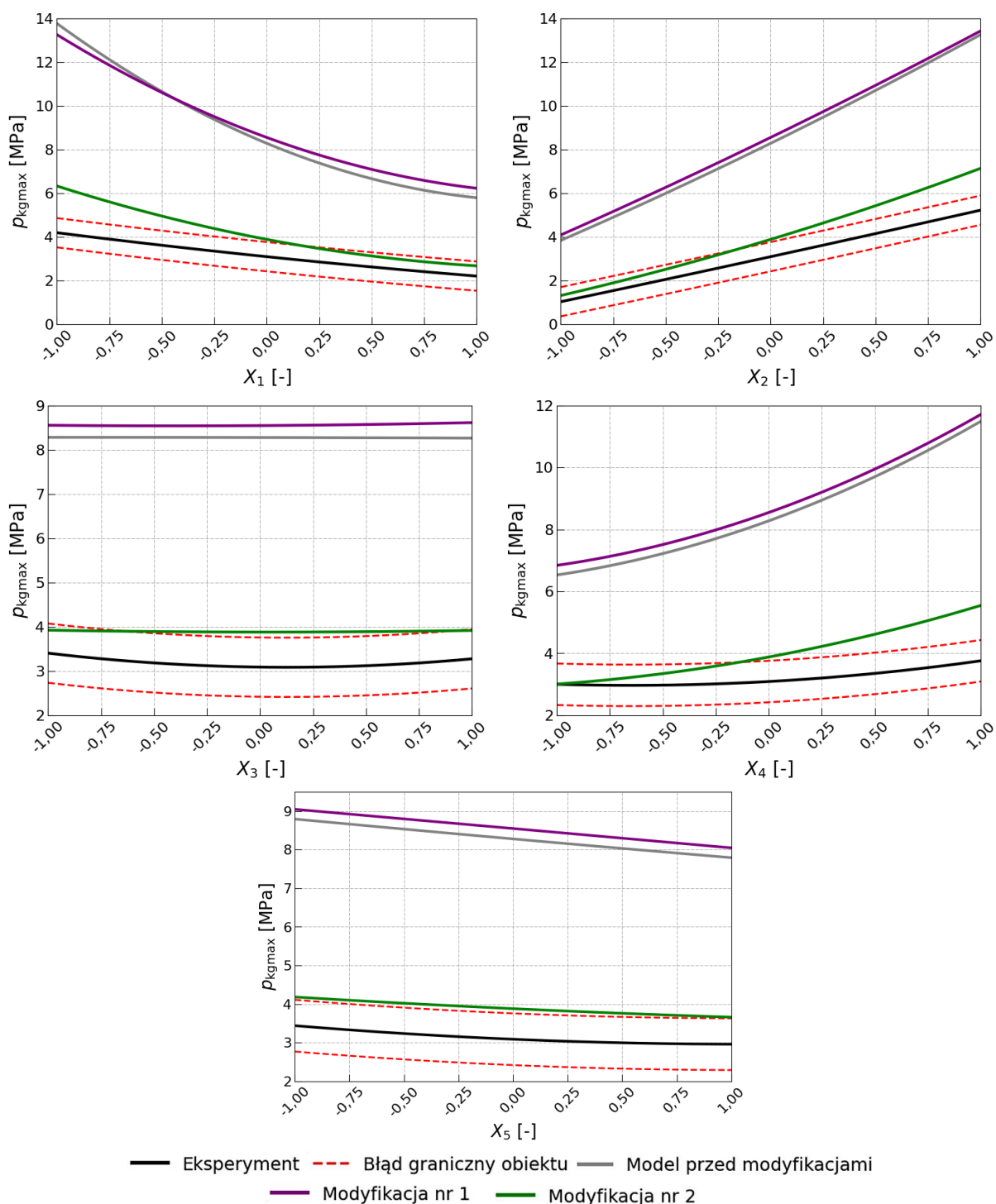


Rys. 7.11. c.d. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego v_{zomax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Dla każdego z parametrów, model matematyczny przewiduje wyniki dla v_{zomax} , które w całym rozpatrywanym zakresie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.

7.3.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej

Wyniki sprawdzenia adekwatności modelu do przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej zaprezentowano na rys. 7.12. Dla porównania, przedstawiono na nich przebiegi $p_{kgmax}(X_k)$ uzyskane z wykorzystaniem wyników badań eksperymentalnych, uzyskane przy użyciu modelu matematycznego niezmodyfikowanego oraz zmodyfikowanego w ramach modyfikacji nr 1 i modyfikacji nr 2. Krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 2” zawiera zmiany w modelu matematycznym wprowadzone w ramach modyfikacji nr 1 i modyfikacji nr 2.



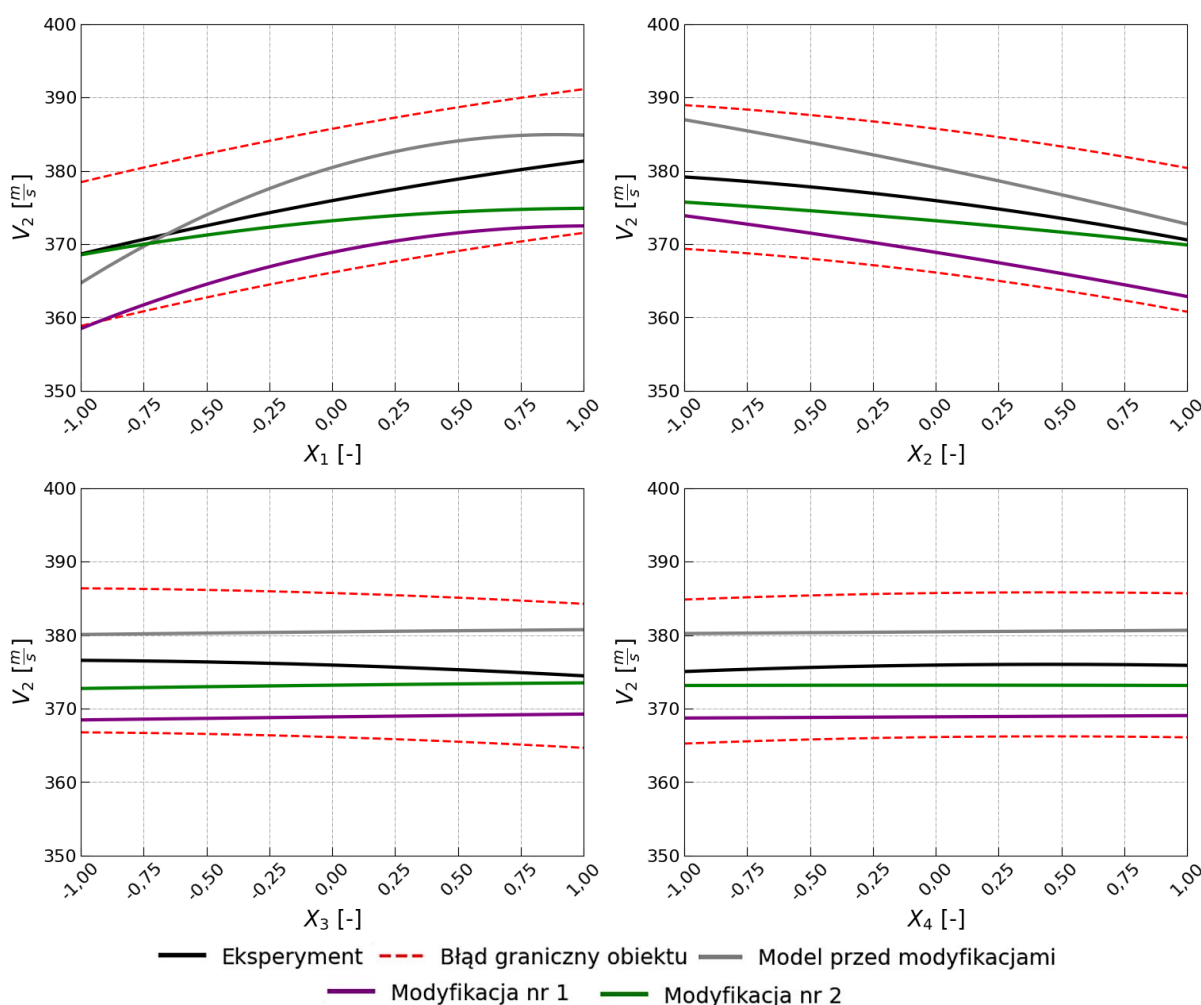
Rys. 7.12. c.d. Przebiegi maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej p_{kgmax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Dla jednego z pięciu parametrów model matematyczny przewiduje wyniki p_{kgmax} , które w całym rozpatrywanym zakresie znajdują się na granicy błędu granicznego obiektu. Natomiast dla czterech pozostałych parametrów wyniki uzyskane z modelu matematycznego po modyfikacji nr 2 w pewnym zakresie (zawsze w mniej niż 50%

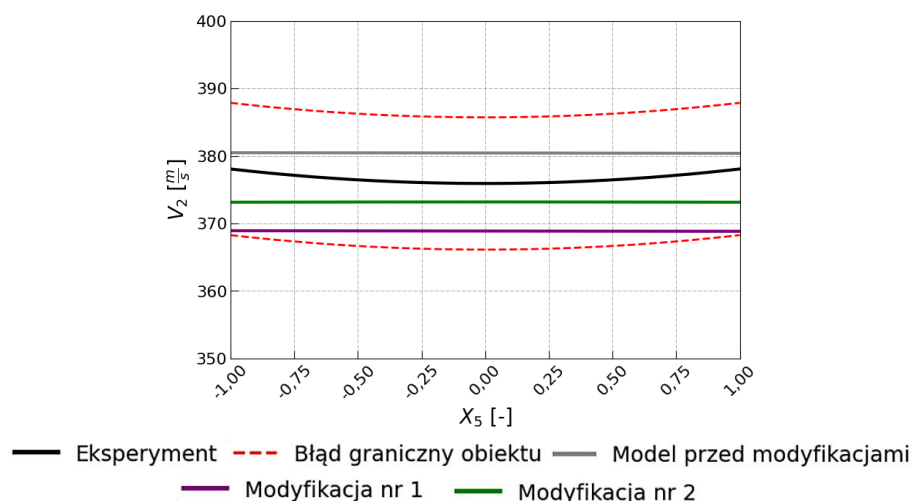
zakresu) mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu. Jest to poprawa rezultatów w porównaniu do tych uzyskanych po modyfikacji nr 1, jednakże model nadal nie jest adekwatny do przewidywania $p_{kgmax}(X_k)$.

7.3.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu

Ostatnią z porównywanych wielkości wyjściowych obiektu po modyfikacji nr 2 modelu matematycznego była prędkości pocisku na torze lotu. Na rys. 7.13 przedstawiono porównanie przebiegów $V_2(X_k)$ uzyskanych z wykorzystaniem wyników badań eksperymentalnych i z wykorzystaniem modelu matematycznego niezmodyfikowanego i zmodyfikowanego w ramach pierwszej i drugiej modyfikacji. Krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 2” zawiera zmiany w modelu wprowadzone w ramach pierwszej i drugiej modyfikacji.



Rys. 7.13. Przebiegi prędkości pocisku V_2 w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych



Rys. 7.13. c.d. Przebiegi prędkości pocisku V_2 w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Dla każdego z parametrów, model matematyczny przewiduje wyniki dla V_2 , które w całym rozpatrywanym zakresie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.

Na podstawie przyjętego kryterium (przedstawionego w pierwszym akapicie podrozdziału 7.1) należy stwierdzić, że model matematyczny po modyfikacjach nr 1 i nr 2 w sposób poprawny przewiduje wyniki dla dwóch z trzech parametrów wyjściowych obiektu (v_{zomax} i V_2). Dlatego model ten nadal należy uznać za nieadekwatny. Jednak należy zaznaczyć, że opisanie współczynnika strat przepływu za pomocą funkcji $\xi_g(X_2)$ znacznie poprawiło przewidywania modelu dla p_{kgmax} .

7.4. Modyfikacja nr 3 modelu matematycznego pracy układu z OZPOG

Wnioski z przeprowadzonej modyfikacji nr 2 modelu matematycznego potwierdziły słuszność założenia, że ξ_g ma duży wpływ na przewidywanie p_{kgmax} przez opracowany model matematyczny. Można na tej podstawie wnioskować, że opis tego współczynnika jako zależnego tylko od jednego parametru wejściowego obiektu jest niewystarczający. W związku z tym sformułowano funkcję aproksymującą funkcję obiektu dla współczynnika strat przepływu zależną od wszystkich parametrów wejściowych obiektu $\xi_g(X_k)$. W tym celu zastosowano metody aproksymacji funkcji opisane w podrozdziale 5.1. Współczynniki strat przepływu dla wszystkich

26 konfiguracji stanowiska laboratoryjnego badanego w ramach metodyki nr 2 „Programu badań” pn. „zasadnicze badania stanowiska laboratoryjnego” [2] określono iteracyjnie, dążąc do tego, żeby model przewidywał p_{kgmax} tożsame z wynikiem eksperymentu. Współczynniki funkcji aproksymującej funkcję obiektu wraz z odpowiadającymi im parametrami dla ξ_g przedstawiono w tab. 7.7, gdzie POWA oznacza parametr obiektu, do którego odnosi się współczynnik funkcji aproksymującej.

Tab. 7.7. Współczynniki funkcji aproksymującej funkcję obiektu wraz z odpowiadającymi im parametrami dla ξ_g : POWA – parametr obiektu, do którego odnosi się współczynnik funkcji aproksymującej

Współczynnik	Wartość współczynnika (*10 ⁻³)	POWA	Współczynnik	Wartość współczynnika (*10 ⁻³)	POWA
b_0	317,27	-	b_{11}	-3,94	X_1X_2
b_1	38,67	X_1	b_{12}	2,31	X_1X_3
b_2	24,39	X_2	b_{13}	-8,31	X_1X_4
b_3	-4,11	X_3	b_{14}	10,44	X_1X_5
b_4	-58,94	X_4	b_{15}	-0,31	X_2X_3
b_5	-3,83	X_5	b_{16}	9,06	X_2X_4
b_6	-23,77	X_1^2	b_{17}	5,06	X_2X_5
b_7	-45,27	X_2^2	b_{18}	-2,94	X_3X_4
b_8	31,23	X_3^2	b_{19}	0,06	X_3X_5
b_9	22,73	X_4^2	b_{20}	0,69	X_4X_5
b_{10}	13,73	X_5^2			

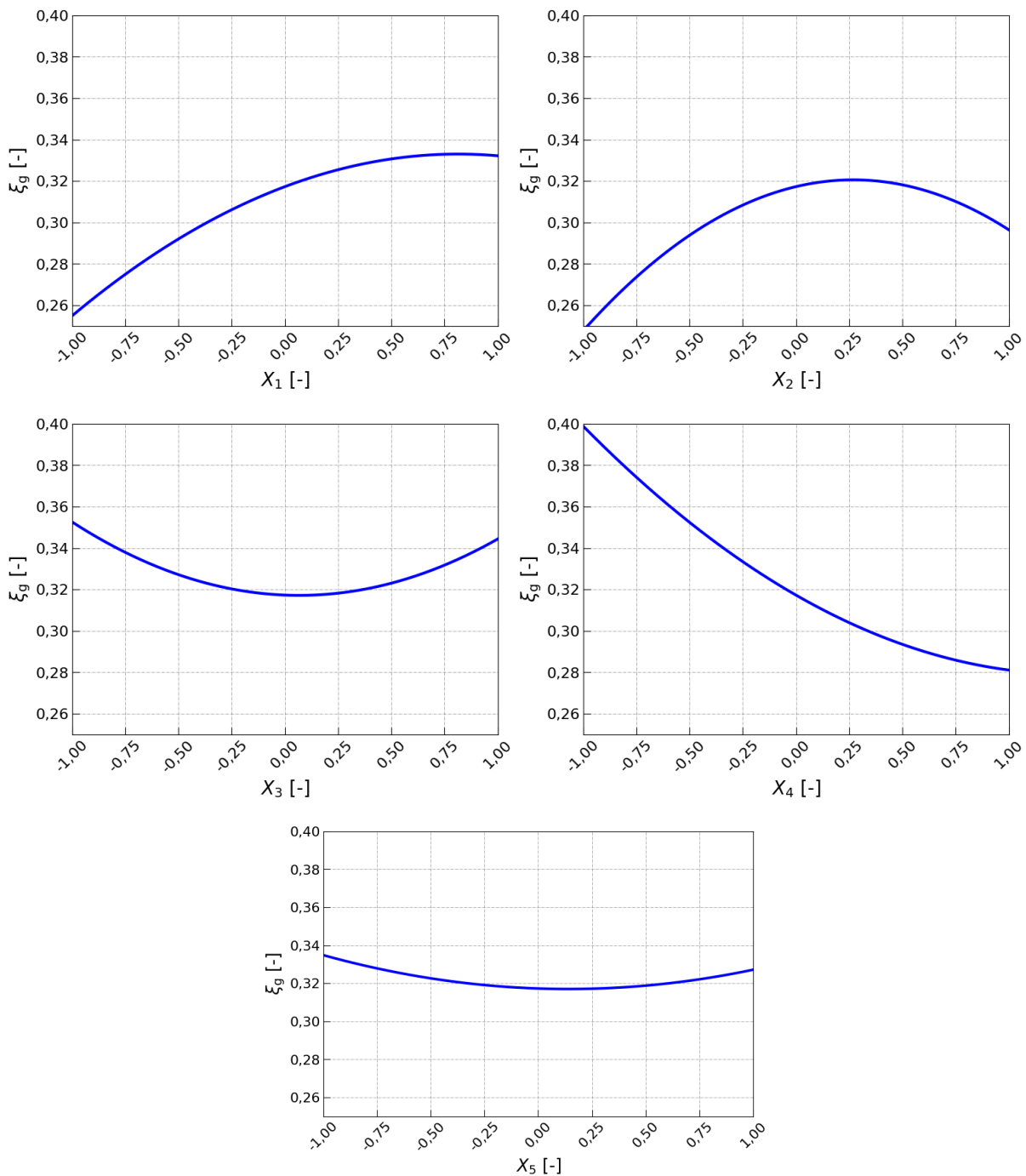
Funkcja aproksymująca funkcję obiektu dla współczynnika strat przepływu na podstawie pięciu parametrów ma postać (7.18):

$$\begin{aligned}
 \xi_g(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = & \\
 = & (317,27 + 38,67X_1 + 24,39X_2 - 4,11X_3 - 58,94X_4 - 3,83X_5 \\
 & - 23,77X_1^2 - 45,27X_2^2 + 31,23X_3^2 + 22,73X_4^2 + 13,73X_5^2 \\
 & - 3,94X_1X_2 + 2,31X_1X_3 - 8,31X_1X_4 + 10,44X_1X_5 - 0,31X_2X_3 + 9,06X_2X_4 \\
 & + 5,06X_2X_5 - 2,94X_3X_4 + 0,06X_3X_5 + 0,69X_4X_5) * 10^{-3} \quad (7.18)
 \end{aligned}$$

Analizę istotności współczynników aproksymacji funkcji obiektu dla współczynnika strat przepływu przeprowadzono w podrozdziale 7.4.4. W celach

poglądowych obliczono współczynnik korelacji wielokrotnej dla aproksymacji, którego wartość wyniosła $R = 0,98$.

Na rys. 7.14 przedstawiono przebiegi $\xi_g(X_k)$ w całym analizowanym zakresie. Każdy z wykresów przedstawia wpływ tylko jednego z parametrów (pozostałe parametry mają stałą unormowaną wartość 0) na wartość ξ_g .

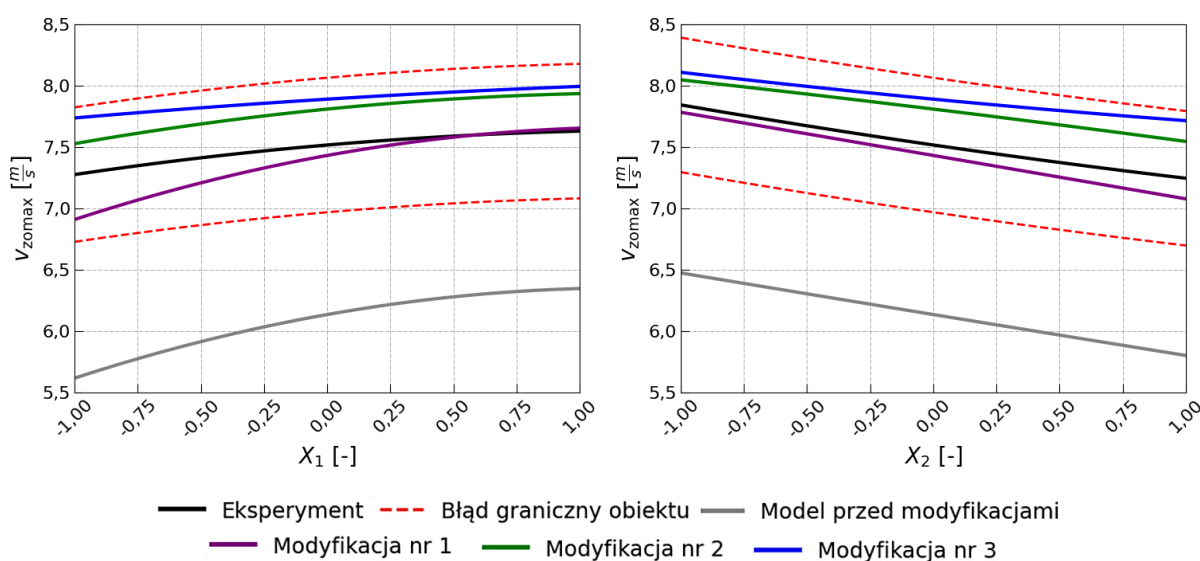


Rys. 7.14. Przebiegi zmian współczynnika strat przepływu ξ_g w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k

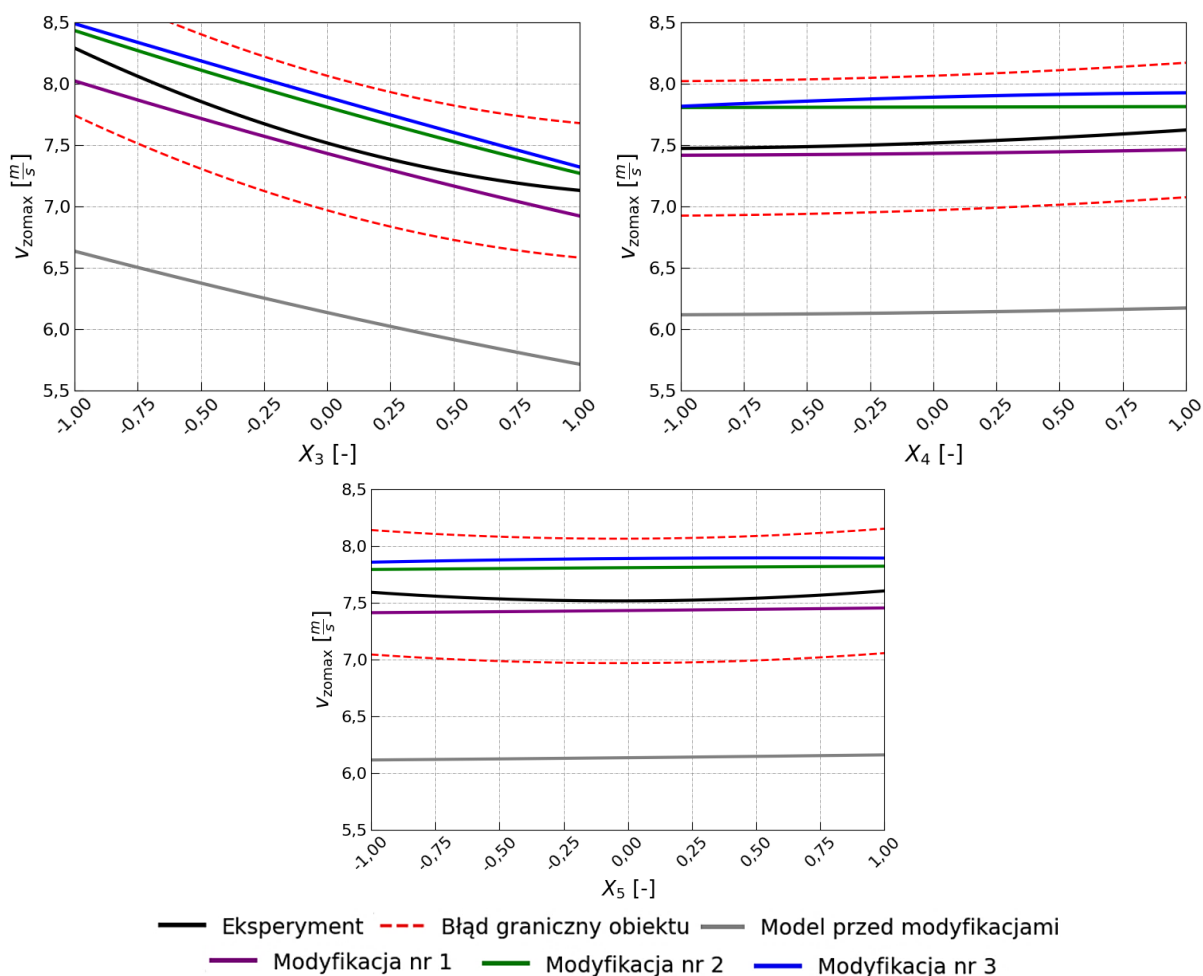
Na podstawie analizy krzywych (rys. 7.14) stwierdzono, że bez uwzględniania rozrzutu losowego, wszystkie parametry wejściowe obiektu wpływają nieliniowo na obiekt badań. Dodatkowo wykazano, że błędnie przyjęto średnicę otworu gazowego (X_2), jako parametru mającego największy wpływ na wartość współczynnika strat przepływu. Największy wpływ na ten współczynnik ma bowiem średnica tłoczyska (X_4). W zaprojektowanym stanowisku laboratoryjnym tłoczysko znajduje się bezpośrednio nad otworem gazowym. Zwiększanie jego średnicy skutkuje powiększeniem powierzchni bocznej, którą muszą opłynąć gazy prochowe przed wypełnieniem komory gazowej, oraz intensyfikacją tłumienia przepływu. Wyjaśnia to również pojawienie się tego parametru jako istotnego w analizie istotności współczynników funkcji aproksymującej funkcję obiektu dla maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego oraz maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej, przedstawionej w podrozdziałach 6.1 i 6.2 pracy [2].

7.4.1. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego

Po zaimplementowaniu funkcji $\xi_g(X_k)$ do modelu matematycznego sprawdzono jego adekwatność dla przewidywania $v_{zomax}(X_k)$. Na rys. 7.15 przedstawiono przebiegi uzyskane na bazie wyników badań eksperymentalnych i z wykorzystaniem modelu matematycznego niezmodyfikowanego oraz zmodyfikowanego w ramach modyfikacji nr 1, nr 2 i nr 3.



Rys. 7.15. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego v_{zomax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych



Rys. 7.15. c.d. Przebiegi maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego V_{zomax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Na rys. 7.15 krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 2” przedstawia wyniki dla modelu, który zawiera zmiany wprowadzone w ramach modyfikacji nr 1 i nr 2, natomiast krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 3” – dla modelu, który zawiera zmiany wprowadzone w ramach modyfikacji nr 1 i nr 3.

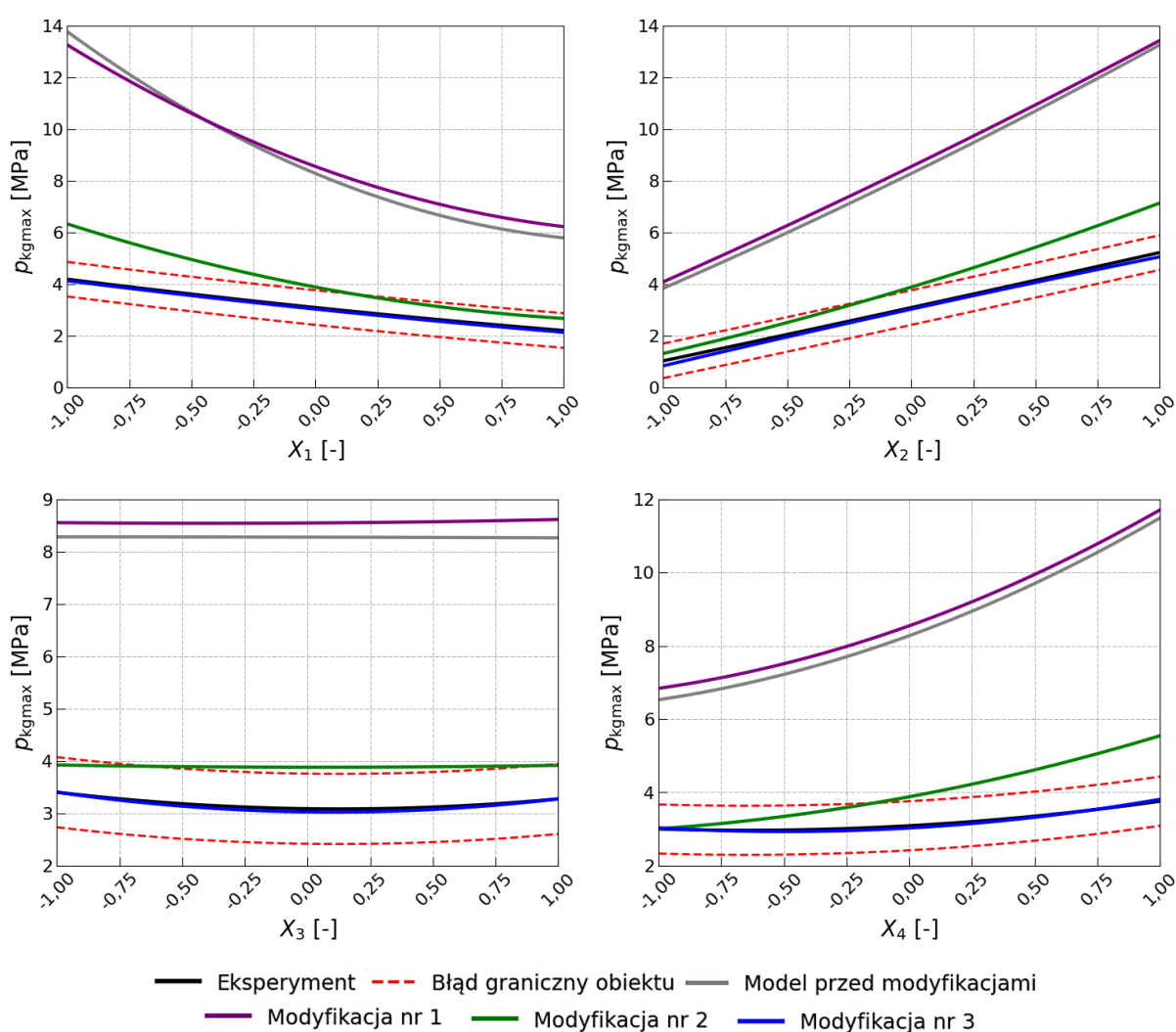
Po wprowadzeniu do modelu matematycznego zmian zawartych w modyfikacjach nr 1 i 3 model matematyczny przewiduje wyniki dla V_{zomax} , które w całym rozpatrywanym zakresie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.

7.4.2. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej

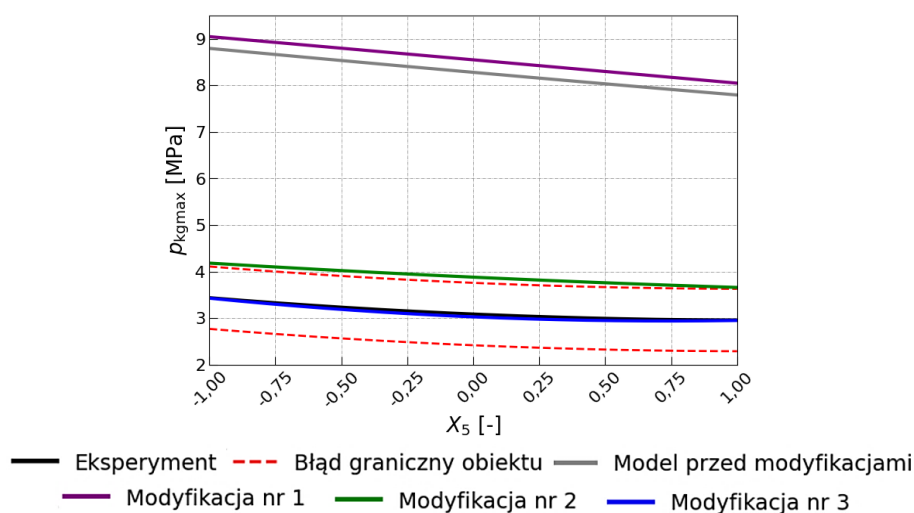
Wyniki sprawdzenia adekwatności modelu matematycznego dla przewidywania $p_{kgmax}(X_k)$ zaprezentowano na rys. 7.16. Przedstawiono na nim przebiegi uzyskane

na podstawie wyników badań eksperymentalnych i uzyskanych z wykorzystaniem modelu matematycznego niezmodyfikowanego oraz zmodyfikowanego w ramach modyfikacji nr 1, nr 2 i nr 3. Krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 2” przedstawia wyniki dla modelu, który zawiera zmiany wprowadzone w ramach modyfikacji nr 1 i nr 2, natomiast krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 3” – dla modelu, który zawiera zmiany wprowadzone w ramach modyfikacji nr 1 i nr 3.

Po wprowadzeniu do modelu matematycznego zmian zawartych w modyfikacjach nr 1 i 3 model matematyczny przewiduje wyniki dla p_{kgmax} , które w całym rozpatrywanym zakresie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.



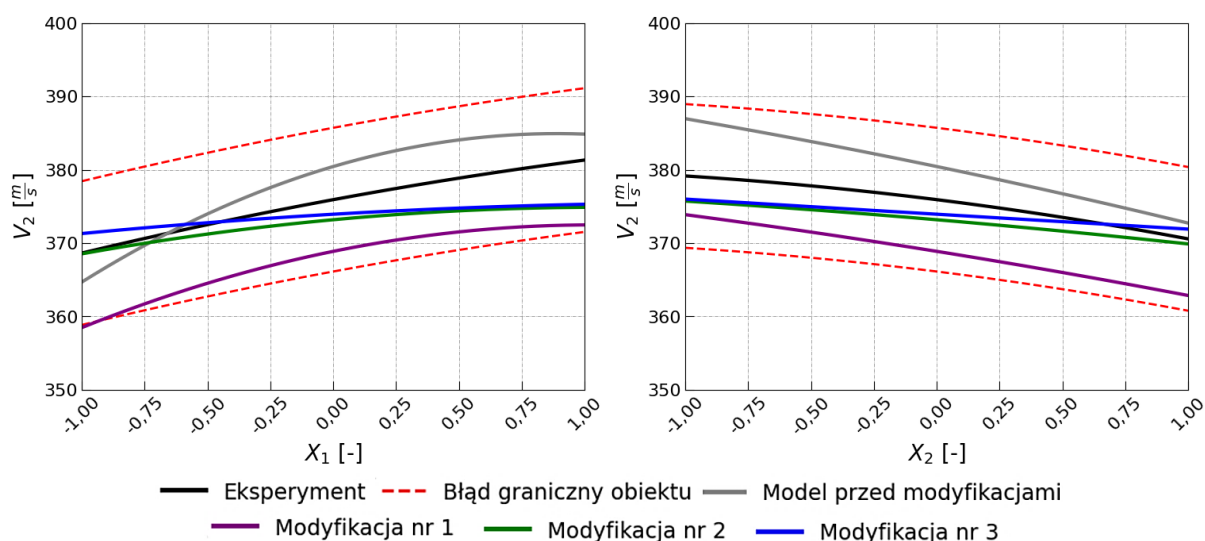
Rys. 7.16. Przebiegi maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej p_{kgmax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych



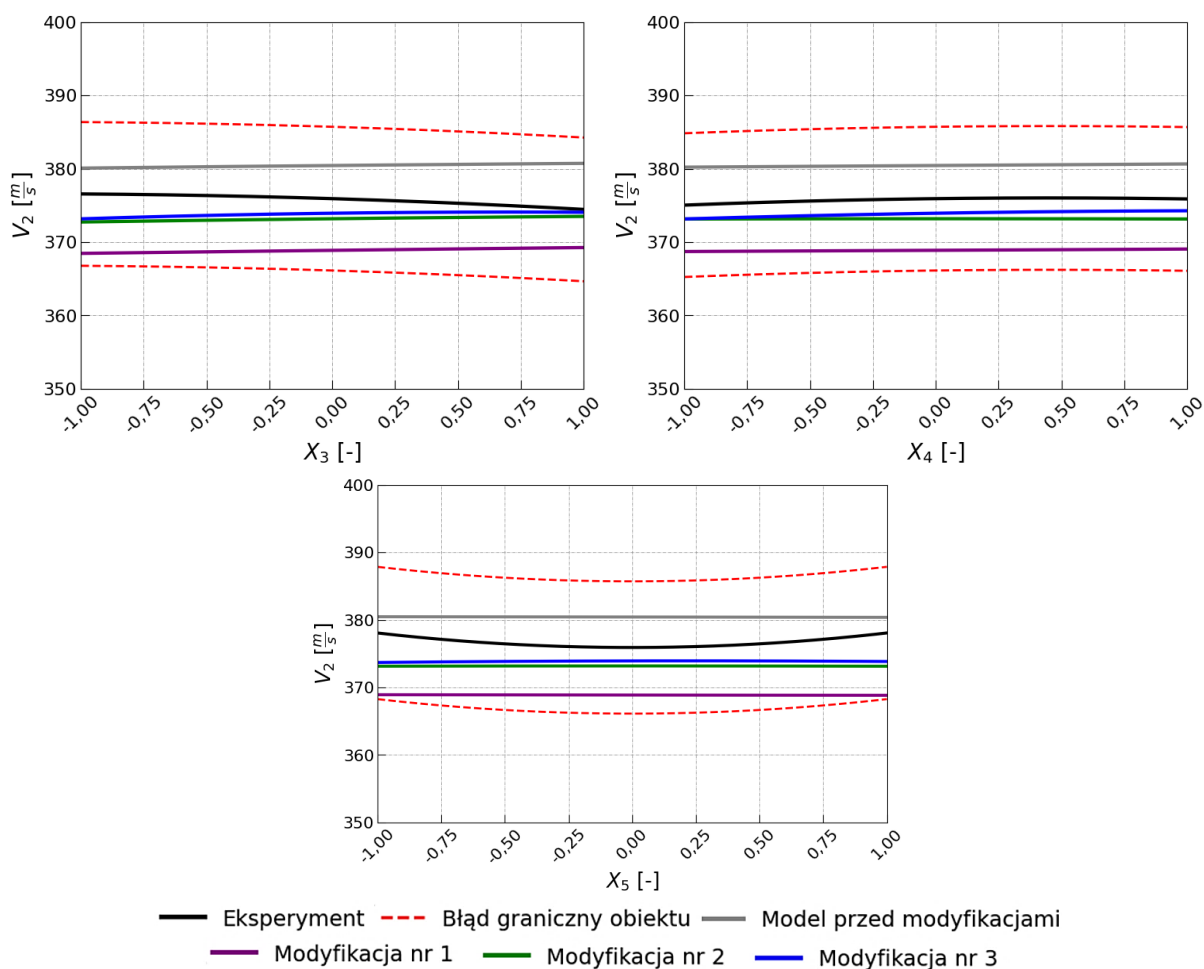
Rys. 7.16. c.d. Przebiegi maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej p_{kgmax} w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

7.4.3. Sprawdzenie adekwatności modelu dla przewidywania prędkości pocisku na torze lotu

Wyniki sprawdzenia adekwatności modelu matematycznego dla przewidywania $V_2(X_k)$ zaprezentowano na rys. 7.17. Przedstawiono na nim przebiegi uzyskane na bazie wyników badań eksperymentalnych i z wykorzystaniem modelu matematycznego niezmodyfikowanego oraz zmodyfikowanego w ramach pierwszej, drugiej i trzeciej modyfikacji. Krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 2” przedstawia wyniki dla modelu, który zawiera zmiany wprowadzone w ramach modyfikacji nr 1 i nr 2, natomiast krzywa oznaczona jako „modyfikacja nr 3” – dla modelu, który zawiera zmiany wprowadzone w ramach modyfikacji nr 1 i nr 3.



Rys. 7.17. Przebiegi prędkości pocisku V_2 w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych



Rys. 7.17. c.d. Przebiegi prędkości pocisku V_2 w funkcji wartości unormowanej poszczególnych parametrów wejściowych X_k , uzyskane z badań eksperymentalnych i symulacyjnych

Dla każdego z parametrów, model matematyczny przewiduje wyniki dla V_2 , które w całym rozpatrywanym zakresie mieszczą się w granicach błędu granicznego obiektu.

Na podstawie przyjętego kryterium (przedstawionego na początku rozdziału 7.1), model matematyczny po wprowadzeniu modyfikacji nr 1 i nr 3, poprawnie przewiduje wyniki dla wszystkich parametrów wyjściowych obiektu, dlatego uznano go za adekwatny.

7.4.4. Analiza istotności współczynników aproksymacji funkcji obiektu dla współczynnika strat przepływu

Przeprowadzone modyfikacje modelu matematycznego udowodniły, że współczynnik strat przepływu ξ_g jest istotnym parametrem przy rozpatrywaniu

obiektów tego typu. W związku z tym, chcąc poszerzyć wiedzę w tym zakresie, przeprowadzono dodatkowo analizę istotności współczynników funkcji aproksymującej ten parametr (wzór 7.18). W tym celu niezbędne było przeprowadzenie analizy błędu granicznego obiektu dla tego parametru. Aby ocenić miary rozrzutu losowego wartości współczynnika ξ_g , spośród wszystkich konfiguracji układu wybrano tą, dla której błąd graniczny dla p_{kgmax} był najbliższy błędowi granicznemu obiektu e . Kolejno, dla wybranej konfiguracji, dla wszystkich siedmiu prób eksperymentalnych, z wykorzystaniem opracowanego programu komputerowego zidentyfikowano wartość współczynnika ξ_g . Na tej podstawie obliczono błąd graniczny obiektu e dla współczynnika ξ_g . Wykorzystując otrzymane wartości, sprawdzono adekwatność funkcji aproksymującej. Dlatego też obliczono następujące parametry:

a) błąd średniokwadratowy aproksymacji M , ze wzoru (7.19):

$$M = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (z_{isym} - z_{ifun})^2}{n}} \quad (7.19)$$

b) maksymalny błąd względny aproksymacji Δz_{max} , ze wzoru (7.20):

$$\Delta z_{max} = \max_{i=1,n} |z_{isym} - z_{ifun}| \quad (7.20)$$

Porównano wartość błędu średniokwadratowego aproksymacji ($M = 0,0144$) z odchyleniem standardowym obiektu ($S(z) = 0,0466$) oraz maksymalny błąd bezwzględny aproksymacji ($\Delta z_{max} = 0,0406$) z błędem granicznym obiektu ($e = 0,1139$). Oba parametry odnoszące się do aproksymacji były niższe od parametrów opisujących obiekt. W związku z tym stwierdzono, że funkcja aproksymująca jest adekwatna.

Następnie, przeprowadzono analizę istotności współczynników w celu ustalenia, które wielkości w sposób istotny wpływają na wartość ξ_g . W tym celu, wykorzystano analizę metod weryfikacji istotności współczynników funkcji obiektu oraz wnioski z tej analizy, zawarte w opracowaniu [140] oraz publikacji [141] (której współautorem jest autor niniejszej dysertacji). W opracowaniu [140], ze względu na niepowodzenie w uogólnieniu metody oceny istotności współczynników (opartej na teście t-Studenta), która była przeznaczona dla regresji liniowej, przedstawiono propozycję alternatywnej metody, w której analizowana jest wartość współczynników względem

poziomu zaburzeń losowych. Odchylenie standardowe współczynników odnoszących się do wyrazów liniowych S_{bi} określano następująco (7.21):

$$S_{bi} = \sqrt{S^2 M_{ii}^{-1}} \quad (7.21)$$

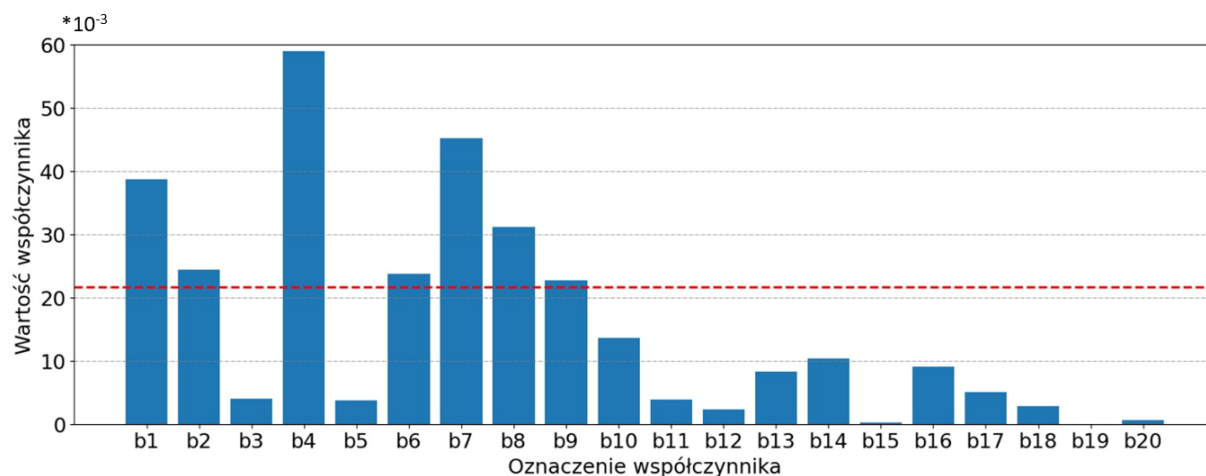
gdzie:

S^2 – wariancja współczynników stojących przy wyrazach liniowych,

M_{ii}^{-1} – element diagonalny odwrotnej macierzy informacyjnej.

Aby zastosować odchylenie standardowe współczynników wyrazów liniowych do oceny wpływu zaburzeń losowych na pozostałe współczynniki – analogicznie jak w teście t-Studenta – uwzględniono losowość poprzez przemnożenie odchylenia przez krytyczną wartość zmiennej¹⁷ $t_{\alpha,f}$. W ten sposób obliczono wartość krytyczną, którą wykorzystano poniżej do wyselekcjonowania istotnych współczynników funkcji.

Dla analizowanej funkcji (wzór 7.18) obliczona wartość krytyczna wynosi $t_{kr} = 21,78 \cdot 10^{-3}$. Na rys. 7.18 porównano bezwzględne wartości współczynników funkcji aproksymującej z parametrem t_{kr} (zaznaczonym czerwoną linią przerywaną).



Rys. 7.18. Bezwzględne wartości współczynników funkcji aproksymującej funkcję obiektu dla współczynnika strat przepływu

Na podstawie rys. 7.18 wybrano potencjalnie istotne współczynniki dla uproszczonej funkcji aproksymującej funkcję obiektu, a następnie obliczono dla niej nowe wartości współczynników. Uzyskana funkcja ma następującą postać (7.22):

¹⁷ Zmienna odczytywana dla rozkładu t-Studenta dla określonego poziomu istotności α i częstości f .

$$\begin{aligned}\xi_g(X_1, X_2, X_3, X_4) = \\ = (318,44 + 38,67X_1 + 24,39X_2 - 58,94X_4 - 20,76X_1^2 - 42,26X_2^2 \\ + 34,24X_3^2 + 25,74X_4^2) * 10^{-3}\end{aligned}\quad (7.22)$$

W celu sprawdzenia adekwatności uproszczonej funkcji, porównano wartość błędu średniokwadratowego aproksymacji $M = 0,0210$ z odchyleniem standardowym obiektu $S(z) = 0,0466$ oraz maksymalny błąd względny aproksymacji $\Delta z_{max} = 0,0448$ z błędem granicznym obiektu $e = 0,1139$. Stwierdzono, że uproszczona funkcja aproksymująca funkcję obiektu jest adekwatna, a parametry $X_1, X_2, X_4, X_1^2, X_2^2, X_3^2$ i X_4^2 zawarte w uproszczonej funkcji mają istotny wpływ na wartość współczynnika strat przepływu.

7.5. Model matematyczny pracy układu z OZPOG po wprowadzonych modyfikacjach

Ostateczny model matematyczny pracy układu z OZPOG po modyfikacjach zawiera następujące równania:

- **względna masowa szybkość spalania prochu (7.23):**

$$\frac{dz_p}{dt} = G(z_p) \left(\frac{p_{av}}{p_0} \right)^{n_p} \quad (7.23)$$

gdzie:

- z_p – względna masa spalonego prochu,
- t – czas,
- $G(z_p)$ – dynamiczna żywość prochu (stabilizowane wartości wyznaczone na podstawie zidentyfikowanej funkcji kształtu),
- p_{av} – średnie ciśnienie mieszaniny gazowo-prochowej w przestrzeni zapociskowej,
- p_0 – ciśnienie odniesienia,
- n_p – wykładnik funkcji ciśnienia gazów prochowych.

- **ciśnienie powietrza przed pociskiem (7.24):**

$$p_g = p_a \left[1 + k_a Ma^2 \left(\frac{1 + k_a}{4} + \sqrt{\left(\frac{1 + k_a}{4} \right)^2 + Ma^{-2}} \right) \right] \quad (7.24)$$

gdzie:

- p_a – ciśnienie atmosferyczne (początkowe ciśnienie w lufie),
- k_a – wykładnik izentropy dla powietrza,

Ma – liczba Macha dla ruchu pocisku względem powietrza, wyrażana jako (7.25):

$$Ma = \frac{v_p}{c_a} \quad (7.25)$$

gdzie:

v_p – prędkość ruchu postępowego pocisku,

c_a – prędkość dźwięku w powietrzu.

- **ciśnienie działające na dno pocisku (z przybliżonym uwzględnieniem gradientu ciśnienia) (7.26):**

$$p_b = \left(p_{av} + \frac{C_T(p_g + b_r)}{3m_p} \right) / \left(1 + \frac{C_T}{3m_p} \right) \quad (7.26)$$

gdzie:

C_T – całkowita masa prochu i ładunku zapłonowego,

b_r – ciśnienie oporów wcinania i oporów tarcia pocisku,

m_p – masa pocisku.

- **ciśnienie oporów wcinania i oporów tarcia pocisku (7.27÷7.29):**

$$b_r = p_x + f_R p_p \quad (7.27)$$

$$p_x = \begin{cases} p_r(1 - \frac{x_p}{x_{r1}}) & \text{dla } x_p < x_{r1} \\ p_{xm} f_{br}(x_p) & \text{dla } x_p \geq x_{r1} \end{cases} \quad (7.28)$$

$$f_{br}(x_p) = \begin{cases} 0 & \text{dla } x_p \leq x_2 \text{ i } x_p \geq x_5 \\ (x_p - x_2)/(x_3 - x_2) & \text{dla } x_p \in (x_2, x_3) \\ 1 & \text{dla } x_p \in [x_3, x_4] \\ 1 - (x_p - x_4)/(x_5 - x_4) & \text{dla } x_p \in (x_4, x_5) \end{cases} \quad (7.29)$$

gdzie:

f_R – współczynnik tarcia pocisku o przewód lufy,

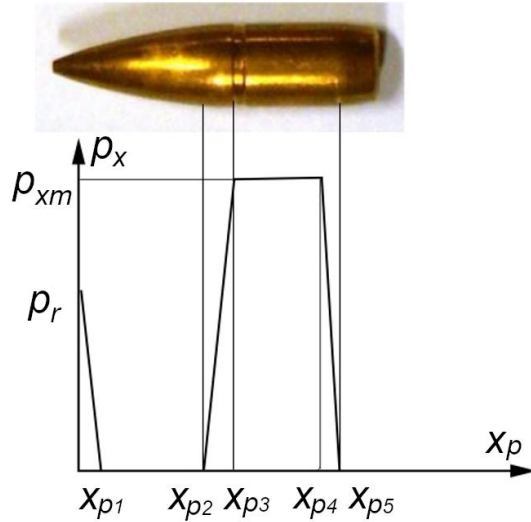
p_x – ciśnienie oporu pocisku (rozcalania naboju i wcinania pocisku w bruzdy przewodu lufy), w funkcji przemieszczenia pocisku,

p_r – ciśnienie rozcalania naboju,

p_{xm} – maksymalne ciśnienie oporów wcinania pocisku w bruzdy lufy,

f_{br} – funkcja ciśnienia oporu wcinania pocisku w bruzdy lufy,

x_{pi} – współrzędne wyznaczone na podstawie charakterystyki rozcalania naboju, a także geometrii pocisku i przewodu lufy, do obliczania ciśnienia oporu (rys. 7.19).



Rys. 7.19. Przebieg funkcji p_x w odniesieniu do przykładowej geometrii pocisku (na podstawie [89])

- **równanie ruchu postępowego pocisku (7.30):**

$$\frac{dv_p}{dt} = \frac{A(p_b - p_r - p_g)}{m_p} \quad (7.30)$$

gdzie:

A – pole powierzchni dna pocisku (z uwzględnieniem pola powierzchni bruzd) (7.31, 7.32):

$$A = \frac{\pi}{4} D_b^2 \quad (7.31)$$

gdzie:

$$D_b^2 = \frac{GLR \cdot DG^2 + DL^2}{GLR + 1} \quad (7.32)$$

gdzie:

GLR – stosunek szerokości bruzd do szerokości pól,

DG – średnica lufy mierzona między przeciwległymi bruzdami,

DL – średnica lufy mierzona między przeciwległymi polami.

- **przesunięcie pocisku (7.33):**

$$x_p = \int_0^t (v_p - v_{zo}) dt \quad (7.33)$$

gdzie:

v_{zo} – prędkość ruchu postępowego zespołu odrzucanego.

- ciśnienie działające na dno komory (7.34):

$$p_o = p_b + \frac{C_T}{2m_p}(p_b - b_r - p_g) \quad (7.34)$$

- średnie ciśnienie mieszaniny gazowo-prochowej w przestrzeni zapociskowej (7.35):

$$p_{av} = \frac{T_g}{V_c} \left(\frac{f_p C (z_p - \eta_g - \gamma_g)}{T_0} + \frac{f_z C_z}{T_{0z}} \right) \quad (7.35)$$

gdzie:

- T_g – temperatura gazów prochowych w lufie,
- V_c – swobodna objętość zapociskowa (7.36),
- f_p – „siła” prochu,
- C – początkowa masa prochu,
- η_g – względna masa gazów prochowych, które przepłynęły między lufą a komorą gazową,
- γ_g – względna masa gazów prochowych, które wypłynęły z lufy do otoczenia,
- T_0 – adiabatyczna temperatura płomienia prochu,
- f_z – „siła” materiału ładunku zapłonowego,
- C_z – początkowa masa ładunku zapłonowego,
- T_{0z} – adiabatyczna temperatura płomienia ładunku zapłonowego.

- swobodna objętość zapociskowa (7.36):

$$V_c = V_0 + Ax_p - \frac{C}{\rho} [1 - (z_p - \eta_g - \gamma_g)] - C\eta(z_p - \eta_g - \gamma_g) - C_z\eta_z \quad (7.36)$$

gdzie:

- V_0 – objętość początkowa komory spalania (łuski naboju z uwzględnieniem dennej części pocisku),
- ρ – gęstość prochu,
- η – kowolumen gazów prochowych,
- η_z – kowolumen gazów powstałych ze spalania ładunku zapłonowego.

- równanie bilansu energii w lufie (7.37÷7.39):

– gdy występuje przepływ z lufy do komory gazowej ($p_{av} > p_{kg}$):

$$\frac{dT_g}{dt} = \frac{(q_s - c_v T_g) C \frac{dz_p}{dt} - R_g T_g C \left(\frac{d\eta_g}{dt} + \frac{d\gamma_g}{dt} \right) - \frac{dE_{suma}}{dt}}{c_v C (z_p - \eta_g - \gamma_g)} \quad (7.37)$$

– gdy występuje przepływ z komory gazowej do lufy ($p_{av} < p_{kg}$):

$$\frac{dT_g}{dt} = \frac{(q_s - c_v T_g)C \frac{dz_p}{dt} + (T_g - k_g T_{kg})c_v C \frac{d\eta_g}{dt} - R_g T_g C \frac{d\gamma_g}{dt} - \frac{dE_{suma}}{dt}}{c_v C (z_p - \eta_g - \gamma_g)} \quad (7.38)$$

gdzie:

$$\frac{dE_{suma}}{dt} = \frac{dE_{pt}}{dt} + \frac{dE_{pr}}{dt} + \frac{dE_p}{dt} + \frac{dE_{br}}{dt} + \frac{dE_{zo}}{dt} + \frac{dE_d}{dt} + \frac{dE_h}{dt} \quad (7.39)$$

gdzie:

- q_s – ciepło spalania prochu,
- c_v – ciepło właściwe gazów prochowych przy stałej objętości,
- E_{suma} – suma energii uwzględnianych w równaniu bilansu energii w lufie,
- E_{pt} – energia kinetyczna ruchu postępowego pocisku (7.40),
- E_{pr} – energia kinetyczna ruchu obrotowego pocisku (7.41),
- E_p – energia kinetyczna mieszaniny gazowo-prochowej (7.42),
- E_{br} – praca przeciw oporowi wcinania pocisku w bruzdy lufy oraz tarcia pocisku o ścianki lufy (7.43),
- E_{zo} – energia kinetyczna ruchu postępowego zespołu odrzucanego (7.44),
- E_d – praca przeciw oporowi powietrza przed pociskiem w lufie (7.45),
- E_h – energia w postaci strat cieplnych na nagrzewanie ścianek komory nabojoyej i lufy (7.44),
- k_p – wykładnik adiabaty gazów prochowych,
- R_g – indywidualna stała gazowa mieszaniny gazów,
- T_{kg} – temperatura gazów prochowych w komorze gazowej.

• **energia kinetyczna ruchu postępowego pocisku (7.40):**

$$E_{pt} = \frac{m_p v_p^2}{2} \quad (7.40)$$

• **energia kinetyczna ruchu obrotowego pocisku (7.41):**

$$E_{pr} = \left(\frac{r_b}{r_p}\right)^2 t g^2 \alpha_l \frac{m_p v_p^2}{2} \quad (7.41)$$

gdzie:

- r_b – promień bezwładności pocisku,
- r_p – promień pocisku,
- α_l – kąt pochylenia bruzd.

- energia kinetyczna mieszaniny gazowo-prochowej (7.42):

$$E_p = \frac{C_T v_p^2}{6} \quad (7.42)$$

- energia zużyta na pokonanie oporu wcinania pocisku w bruzdy lufy oraz tarcia pocisku o ścianki lufy (7.43):

$$E_{br} = A \int_0^{x_p} b_r dx_p \quad (7.43)$$

- energia kinetyczna ruchu postępowego zespołu odrzucanego (7.44):

$$E_{zo} = \frac{m_{zo} v_{zo}^2}{2} \quad (7.44)$$

gdzie:

m_{zo} – masa zespołu odrzucanego.

- praca przeciw oporowi powietrza przed pociskiem w lufie (7.45):

$$E_d = A \int_0^t v_p p_g dt \quad (7.45)$$

- energia w postaci strat ciepłych na nagrzewanie ścianek komory naboowej i lufy (7.46):

$$E_h = \int_0^t A_w h (T_g - T_c) dt \quad (7.46)$$

gdzie:

A_w – pole powierzchni wymiany ciepła (7.47),

h – współczynnik przejmowania ciepła (7.48, 7.49),

T_c – temperatura ścianki lufy (7.50).

$$A_w = \left(\frac{V_0}{A} + x_p \right) \pi D_b + 2A \quad (7.47)$$

$$h = h_w \left(\frac{D}{D_b} \right)^{0,2} (\rho_g v_g)^{0,8} \quad (7.48)$$

gdzie:

$$D = \frac{378}{T_g + 105} \left(\frac{T_g}{273} \right)^{1,5} \quad (7.49)$$

- temperatura ścianki lufy (7.50):

$$T_c = \frac{E_h + f_p E_{br}}{c_{pw} \rho_w A_w D_w} + T_{c0} \quad (7.50)$$

gdzie:

- c_{pw} – ciepło właściwe materiału lufy,
- ρ_w – gęstość materiału lufy,
- T_{c0} – początkowa temperatura ścianki lufy,
- D_w – grubość ścianki lufy.

- średnia prędkość mieszaniny gazowo-prochowej w lufie (7.51):

$$v_g = \frac{v_p + v_{zo}}{2} \quad (7.51)$$

- średnia gęstość gazów prochowych w lufie (7.52):

$$\rho_g = \frac{C(z_p - \eta_g - \gamma_g) + C_z}{V_c} \quad (7.52)$$

- ciepło właściwe gazów prochowych (7.53):

$$c_p = \frac{f_p k_p}{(k_p - 1) T_0} \quad (7.53)$$

- średnie ciepło właściwe gazów prochowych (7.54):

$$c_{pav} = \frac{c_p C(z_p - \eta_g - \gamma_g) + c_z C_z}{C(z_p - \eta_g - \gamma_g) + C_z} \quad (7.54)$$

- równania względnej masowej szybkości przepływu gazów z lufy do komory gazowej ($p_{av} > p_{kg}$) (7.55, 7.56):

$$\frac{d\eta_g}{dt} = \frac{\xi_g S_{og}}{C} \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{1}{k_p - 1}} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p + 1}} \frac{p_{av}}{\sqrt{R_g T_g}}, \quad \text{dla } \frac{p_{kg}}{p_{av}} \leq \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{k_p}{k_p - 1}} \quad (7.55)$$

$$\frac{d\eta_g}{dt} = \frac{\xi_g S_{og}}{C} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p - 1} \left[\left(\frac{p_{kg}}{p_{av}} \right)^{\frac{2}{k_p}} - \left(\frac{p_{kg}}{p_{av}} \right)^{\frac{k_p + 1}{k_p}} \right]} \frac{p_{av}}{\sqrt{R_g T_g}}, \quad \text{dla } \frac{p_{kg}}{p_{av}} > \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{k_p}{k_p - 1}} \quad (7.56)$$

- równania względnej masowej szybkości przepływu gazów z komory gazowej do lufy ($p_{av} < p_{kg}$) (7.57, 7.58):

$$\frac{d\eta_g}{dt} = -\frac{\xi_g s_{og}}{C} \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{1}{k_p - 1}} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p + 1} \frac{p_{kg}}{\sqrt{R_g T_{kg}}}}, \text{ dla } \frac{p_{av}}{p_{kg}} \leq \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{k_p}{k_p - 1}} \quad (7.57)$$

$$\frac{d\eta_g}{dt} = -\frac{\xi_g s_{og}}{C} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p - 1} \left[\left(\frac{p_{av}}{p_{kg}} \right)^{\frac{2}{k_p}} - \left(\frac{p_{av}}{p_{kg}} \right)^{\frac{k_p + 1}{k_p}} \right] \frac{p_{kg}}{\sqrt{R_g T_{kg}}}}, \text{ dla } \frac{p_{av}}{p_{kg}} > \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{k_p}{k_p - 1}} \quad (7.58)$$

- równanie względnej masowej szybkości wypływu gazów z lufy do otoczenia (7.59):

$$\frac{d\gamma_g}{dt} = \frac{\xi_w A}{C} \left(\frac{2}{k_p + 1} \right)^{\frac{1}{k_p - 1}} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p + 1} \frac{p_{av}}{\sqrt{R_g T_g}}} \quad (7.59)$$

- ciśnienie gazów prochowych w komorze gazowej (7.60):

$$p_{kg} = \frac{T_{kg}}{V_{ckg}} \frac{f_p C}{T_0} \eta_g \quad (7.60)$$

- równanie bilansu energii w komorze gazowej (7.61, 7.62):

- gdy występuje przepływ z lufy do komory gazowej ($p_{av} > p_{kg}$):

$$\frac{dT_{kg}}{dt} = \frac{(k_p T_g - T_{kg}) c_v C \frac{d\eta_g}{dt} + \frac{dE_g}{dt}}{c_v C \eta_g} \quad (7.61)$$

- gdy występuje przepływ z komory gazowej do lufy ($p_{av} < p_{kg}$):

$$\frac{dT_{kg}}{dt} = \frac{R_g T_{kg} C \frac{d\eta_g}{dt} + \frac{dE_g}{dt}}{c_v C \eta_g} \quad (7.62)$$

gdzie:

E_g – praca na sprężanie gazów w komorze gazowej (7.64).

- swobodna objętość komory gazowej (7.63):

$$V_{ckg} = V_{0kg} + s_{kg} x_{zo} - C \eta_g \quad (7.63)$$

gdzie:

V_{0kg} – objętość początkowa komory gazowej,

- s_{kg} – robocze pole powierzchni tłoka gazowego (równe różnicy pola powierzchni tłoka i pola powierzchni przekroju poprzecznego tłoczyska),
 x_{zo} – przemieszczenie zespołu odrzucanego (również tłoka gazowego).

• **praca sprężania gazów w komorze gazowej (7.64):**

$$E_g = p_{kg} s_{kg} v_{zo} \quad (7.64)$$

• **równanie ruchu zespołu odrzucanego (7.65):**

$$\frac{dv_{zo}}{dt} = \frac{-Ap_{zo} + p_{kg}s_{kg}}{m_{zo}} \quad (7.65)$$

gdzie:

- p_{zo} – ciśnienie działające na zespół odrzucany (bez działania na tłok) wyrażone jako (7.66):

$$p_{zo} = p_o - \frac{F_s}{A} - b_r \quad (7.66)$$

gdzie:

- F_s – siła oporu sprężyny powrotnej, wyrażana jako (7.67):

$$F_s = F_{s0} - k_s x_{zo} \quad (7.67)$$

gdzie:

- F_{s0} – siła wstępnego napięcia sprężyny powrotnej,
 k_s – sztywność sprężyny powrotnej.

• **funkcja opisująca współczynnik strat przepływu między lufą a komorą gazową (zależna od pięciu parametrów) (7.68):**

$$\begin{aligned} \xi_g(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = & \\ & = (317,27 + 38,67X_1 + 24,39X_2 - 4,11X_3 - 58,94X_4 - 3,83X_5 \\ & \quad - 23,77X_1^2 - 45,27X_2^2 + 31,23X_3^2 + 22,73X_4^2 + 13,73X_5^2 \\ & \quad - 3,94X_1X_2 + 2,31X_1X_3 - 8,31X_1X_4 + 10,44X_1X_5 \\ & \quad - 0,31X_2X_3 + 9,06X_2X_4 + 5,06X_2X_5 \\ & \quad - 2,94X_3X_4 + 0,06X_3X_5 + 0,69X_4X_5) * 10^{-3} \end{aligned} \quad (7.68)$$

W równaniach 7.35÷7.38, 7.52, 7.54÷7.63 i 7.68 uwzględniono zależności związane z przepływami gazów z lufy do komory gazowej, z komory gazowej do lufy i z wypływem gazów z lufy do otoczenia.

7.6. Podsumowanie rozdziału VII

Na podstawie przeprowadzonej walidacji modelu matematycznego pracy układu z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie sformułowano następujące wnioski:

- wstępny model matematyczny przedstawiony w rozdziale IV, w którym dużą część parametrów pozyskano z literatury, poprawnie przewidywał wartości prędkości wylotowej pocisku (co przedstawiono w podrozdziale 7.1). Natomiast różnice w przewidywaniu wartości prędkości zespołu odrzucanego wynosiły maksymalnie około 20%;
- uszczegółowienie modelu matematycznego, identyfikacja parametrów układu oraz implementacja eksperymentalnej funkcji kształtu były wystarczające do tego, aby model prawidłowo przewidywał wyniki dla prędkości zespołu odrzucanego. Jednakże, duże rozbieżności wyników badań symulacyjnych z wynikami badań eksperymentalnych w przewidywaniu ciśnienia w komorze gazowej nie pozwalały na wykorzystanie tego modelu w procesie wytrzymałościowego projektowania układów automatyki broni z OZPOG;
- zmodyfikowanie modelu matematycznego – poprzez opisanie współczynnika strat przepływu funkcją zależną od wielkości wejściowych obiektu – przyniosło pozytywny rezultat i skutkowało spełnieniem kryterium adekwatności modelu. Należy zaznaczyć, że metoda opisu tego współczynnika, poza stratami związanymi z przepływem gazów, prawdopodobnie skompensowała również dodatkowe zjawiska mające wpływ na ciśnienie w komorze gazowej, np. straty związane z upływem gazów przez uszczelnienia;
- sprawdzenie istotności współczynników funkcji aproksymującej współczynnik strat przepływu pozwoliło ustalić, że na wartość tego współczynnika istotnie wpływa odległość otworu gazowego od płasku wlotowego lufy (X_1), średnica tego otworu (X_2) oraz średnica tłoczyska (X_4). Ponadto, istotny wpływ na ten współczynnik ma również masa zespołu odrzucanego (X_3), co może potwierdzać, że taki sposób opisu współczynnika strat przepływu kompensuje również inne zjawiska powodujące różnego rodzaju straty w układzie;
- po raz pierwszy w badaniach amunicji pistoletowej z powodzeniem wykorzystano metodę identyfikacji eksperymentalnej funkcji kształtu.

Strona celowo zostawiona pusta

PODSUMOWANIE

Głównym celem naukowym rozprawy doktorskiej było opracowanie modelu matematycznego pracy układu z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie oraz zwalidowanie go w oparciu o wyniki badań eksperymentalnych. Cel ten osiągnięto, gdyż zwalidowany model matematyczny pracy układu z OZPOG działa poprawnie, umożliwiając jego wykorzystanie w działalności inżynierskiej. Opracowany i zwalidowany model umożliwia przewidywanie zachowania układu dla różnych wariantów konstrukcyjnych, co ułatwia podejmowanie decyzji projektowych, ogranicza liczbę kosztownych prób eksperymentalnych oraz w konsekwencji przyspiesza proces wdrażania rozwiązań konstrukcyjnych. Znaczenie tych efektów jest szczególnie istotne w kontekście rosnących wymagań eksploatacyjnych i modernizacyjnych Sił Zbrojnych RP oraz dążenia do wzmacniania oraz usamodzielniania krajowego potencjału przemysłu zbrojeniowego.

Aby osiągnąć założony cel pracy doktorskiej na żądanym poziomie merytorycznym, rozprawę podzielono na siedem etapów, odpowiadających rozdziałom pracy.

W **rozdziale I** przeprowadzono analizę stanu wiedzy w obszarze broni działającej na zasadzie odrzutu zamka, zwracając szczególną uwagę na zastosowane rozwiązania konstrukcyjne. Na jej podstawie stwierdzono, że wykorzystanie układu zamka swobodnego jest najpopularniejsze w broni zasilanej amunicją pistoletową, która charakteryzuje się stosunkowo niską energią początkową pocisku. Zauważono, że zastosowanie układów z zamkiem półswobodnym umożliwia zmniejszenie masy zespołu odrzucanego przy zachowaniu jego prędkości na poziomie broni z zamkiem swobodnym. Analiza wykazała także, że układy z OZP nie są powszechnie stosowane zarówno w karabinkach (strzelających nabojem pośrednim), jak i karabinach (strzelających nabojem karabinowym). Wynika to z faktu, że w konstrukcjach tych stosuje się zazwyczaj mniej złożone mechanicznie układy z odprowadzeniem gazów prochowych lub odrzutem lufy. Spośród układów z OZP wyróżniono układ z OZPOG, którego stopień złożoności konstrukcyjnej jest zbliżony do układów z odprowadzaniem gazów prochowych. Dotychczasowe implementacje układu z OZPOG ograniczają się praktycznie tylko do broni, w której zespół

odrzućany „obejmuje lufę”, co występuje praktycznie tylko w pistoletach. Jednakże, stwierdzono, że układ ten ma duży potencjał do modyfikacji.

W **rozdziale II** gruntownej analizie literaturowej poddano problematykę modelowania pracy broni automatycznej i stwierdzono, że większość opracowanych modeli matematycznych pracy układów automatyki dotyczy broni działającej na zasadzie odprowadzenia części gazów prochowych przez boczny otwór w lufie, rzadziej zaś – odrzutu lufy lub odrzutu zamka swobodnego. Praktycznie nie występują opracowania dotyczące broni działającej na zasadzie OZPOG.

W **rozdziale III** przedstawiono istotę metod planowania eksperymentu (DoE) w kontekście ich zastosowania w badaniach uzbrojenia. Wykazano, że wykorzystanie tych metod umożliwia realizację założonych celów przy mniejszej niż dotychczas liczbie symulacji i strzelań (pomiarów), co w konsekwencji przekłada się na wymierne korzyści ekonomiczne. Ponadto stwierdzono, że w dostępnej literaturze przedmiotu brakuje przykładów zastosowania DoE w badaniach broni i amunicji. Z tego względu scharakteryzowano i przeanalizowano wybrane plany doświadczeń, uwzględniając ich wady i zalety oraz możliwości i ograniczenia.

W **rozdziale IV** przedstawiono model fizyczny i model matematyczny pracy układu z OZPOG. Na podstawie opracowanego modelu matematycznego wykonano oryginalny program komputerowy w środowisku MATLAB, który w dalszych etapach realizacji rozprawy doktorskiej umożliwił przeprowadzenie badań symulacyjnych pracy układu z OZPOG.

W **rozdziale V** opisano badania symulacyjne pracy układu z OZPOG przeprowadzone z wykorzystaniem programu komputerowego opracowanego w ramach rozdziału IV. Badania te wykonano w celu dobrania odpowiedniego planu eksperymentu do prowadzenia badań doświadczalnych (wykonanych w ramach rozprawy doktorskiej [2]) oraz sprawdzenia istotności wpływu wstępnie wytypowanych parametrów wejściowych na obiekt. Wnioski sformułowane podczas prowadzenia badań oraz równolegle prowadzonych prac nad konstrukcją stanowiska laboratoryjnego [2] skutkowały opracowaniem oryginalnej modyfikacji układu konstrukcyjnego z OZPOG, która umożliwia zastosowanie tego układu praktycznie w każdym typie broni.

W **rozdziale VI** zaprezentowano badania eksperymentalne prochów, których celem była identyfikacja wartości parametrów niezbędnych do rozwiązania równań zawartych w modelu matematycznym. Co więcej, wykonane badania prochów strzeleckich w dwóch komorach manometrycznych o różnych pojemnościach, pozwoliły na ocenę stosowanych dotychczas metod korekcji wyników ze względu na straty ciepłe.

W **rozdziale VII**, w oparciu o wyniki badań eksperymentalnych zrealizowanych w ramach rozprawy [2], przeprowadzono walidację modelu matematycznego, w ramach której wprowadzono do modelu trzy modyfikacje. Modyfikacja nr 1 polegała na jego uszczegółowieniu, identyfikacji parametrów układu oraz implementacji w nim eksperymentalnej funkcji kształtu (pierwszy raz dla amunicji pistoletowej). Zmiany wprowadzone w ramach tej modyfikacji poskutkowały zgodnością przewidywanych wyników badań symulacyjnych z badaniami doświadczalnymi dla maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego oraz prędkości pocisku na torze lotu. W celu poprawy modelu matematycznego w obszarze przewidywania wyników dla maksymalnego ciśnienia w komorze gazowej, w ramach modyfikacji nr 2, opisano współczynnik strat przepływu gazów prochowych z lufy do komory gazowej funkcją zależną od jednego z parametrów wejściowych obiektu. Nie przyniosło to zakładanych efektów, więc w ramach modyfikacji nr 3 współczynnik ten opisano funkcją aproksymującą zależną od wszystkich pięciu parametrów wejściowych obiektu. Zaimplementowanie do modelu matematycznego modyfikacji nr 1 i nr 3 spowodowało spełnienie przez model następującego kryterium adekwatności: model matematyczny opisujący obiekt uznaje się za adekwatny, jeżeli wartości wielkości wyjściowych obiektu uzyskane w ramach badań eksperymentalnych (tj. V_{zomax} , p_{kgmax} , V_2) mieszczą się w każdym przypadku w granicach błędu granicznego obiektu. Ponadto, analiza statystyczna pozwoliła na określenie wpływu parametrów wejściowych obiektu na współczynnik strat przepływu z lufy do komory gazowej.

Na podstawie rezultatów przedstawionych w niniejszej rozprawie doktorskiej sformułowano następujące główne wnioski:

- Układ działający na zasadzie odrzutu zamka półswobodnego z opóźnieniem gazodynamicznym (OZPOG) jest rozwiązaniem perspektywicznym o znacznym potencjale modyfikacyjnym, mogącym znaleźć zastosowanie w różnych konstrukcjach broni strzeleckiej, zwłaszcza takiej jak pistolet maszynowy.

Zastosowanie OZPOG w konstrukcji przyszłościowego pistoletu maszynowego powinno pozytywnie wpłynąć na istotne obniżenie jego masy oraz poprawę stabilności broni, zwłaszcza przy strzelaniu seriami.

- Projektowanie nowoczesnej broni strzeleckiej bazuje na wykorzystaniu modeli matematycznych pracy układów automatyki, walidowanych wynikami badań eksperymentalnych. Jednak w dostępnej literaturze przedmiotu nie zidentyfikowano publikacji, prezentujących zwalidowane modele działania układów broni z OZPOG.
- Zastosowanie metod planowania eksperymentu (DoE) wprowadza istotne usprawnienia w procesie projektowania broni, m.in. w zakresie doboru parametrów konstrukcyjnych, wyboru planu doświadczenia oraz organizacji prowadzenia badań. Ponadto przyczynia się do minimalizacji zakresu i kosztów badań, nie zmniejszając przy tym rzetelności uzyskanych wyników.
- Stosowana dotychczas metoda oceny strat cieplnych okazała się nieodpowiednia do analizy wyników eksperymentalnych uzyskanych w małej komorze manometrycznej (o pojemności 25 cm^3), co potwierdzają znaczące odchylenia opadających fragmentów przebiegów ciśnienia od ich aproksymacji funkcją wykładniczą. Prawdopodobną przyczyną tego jest dłuższy czas spadku szybkości przejmowania ciepła (niż w przypadku komory o pojemności 200 cm^3) oraz z charakteru spalania badanych prochów.
- Modyfikacje wstępnego modelu przedstawionego w rozdziale IV, polegające na jego uszczegółowieniu, identyfikacji parametrów układu, implementacji eksperymentalnej funkcji kształtu oraz opisanu współczynnika strat przepływu jako funkcji zależnej od wielkości wejściowych obiektu, umożliwiły dopasowanie wyników z symulacji do wyników uzyskanych doświadczalnie. Wynik ten potwierdza kluczowe znaczenie empirycznej walidacji w procesie opracowywania wiarygodnych modeli matematycznych działania automatyki broni.
- Opracowany i zwalidowany model matematyczny pracy układu z OZPOG stanowi narzędzie do prowadzenia symulacji dających adekwatne wyniki pracy automatyki. Dowodzi to możliwości praktycznego wykorzystania modelu w procesie projektowania i konstruowania broni z OZP oraz potwierdza słuszność przyjętej metodyki rozwiązania problemu badawczego.

- Przeprowadzona analiza stanu techniki w dziedzinie broni z OZ (rozdział I) oraz badania symulacyjne pracy układu z OZPOG (rozdział V) miały kluczowe znaczenie praktyczne, ponieważ zostały wykorzystane przy opracowywaniu modyfikacji konstrukcji układu z OZPOG. Opracowana modyfikacja stanowi istotne udoskonalenie istniejących rozwiązań z zamkiem półswobodnym, znacząco poszerzając zakres zastosowań układów OZP i umożliwiając wykorzystanie amunicji innej niż wyłącznie pistoletowa. W proponowanym rozwiązaniu konstrukcyjnym zachowano kluczową cechę działania układu, jaką jest redukcja maksymalnej prędkości zespołu odrzucanego (w porównaniu z zamkiem swobodnym), co potwierdzają m.in. wyniki badań symulacyjnych przeprowadzonych w niniejszej rozprawie doktorskiej.

Według autora niniejszej rozprawy najważniejsze i oryginalne osiągnięcia uzyskane w ramach tej pracy to:

- Wnioski z analizy stanu techniki (w tym patentowej) w zakresie konstrukcji broni wykorzystującej odrzut zamka, której rezultatem był wybór układu o dużym potencjale rozwojowym i modyfikacyjnym. Układ ten zapewnia korzystniejsze charakterystyki pracy niż zamek swobodny przy jedynie nieznacznie większej złożoności konstrukcyjnej, dlatego został zastosowany w stanowisku do badania odrzutu zamka [127].
- Zaimplementowanie metod teorii eksperymentu (DoE) do badań numerycznych działania automatyki broni, co jest innowacyjnym podejściem w tym obszarze. Zastosowanie DoE umożliwiło ograniczenie liczby wymaganych symulacji, przeprowadzenie aproksymacji funkcji obiektu oraz ocenę zgodności uzyskanej funkcji aproksymującej z wynikami z symulacji. Analiza wpływu parametrów wejściowych na kluczową wielkość wyjściową (maksymalną prędkość zespołu odrzucanego) pozwoliła zidentyfikować i wyeliminować parametr o pomijalnym wpływie. Ponadto wyniki badań symulacyjnych posłużyły jako punkt odniesienia przy planowaniu badań eksperymentalnych.
- Przeprowadzenie obszernych badań eksperymentalnych prochów (wraz z analizą ich wyników), które pozwoliły określić charakterystyki energetyczno-balistyczne ładunku miotającego wykorzystane w procesie walidacji opracowanego modelu matematycznego.

- Zaimplementowanie po raz pierwszy w modelu matematycznym, opisującym pracę układu automatyki zasilanego amunicją pistoletową, metody identyfikacji eksperymentalnej funkcji kształtu prochu, przedstawione w podrozdziale 7.2.1. Metoda ta była jednym z ważnych aspektów walidacji modelu matematycznego, umożliwiając m.in. dopasowanie przebiegu ciśnienia z symulacji do przebiegu ciśnienia z doświadczenia.
- Innowacyjne podejście do określania strat przepływu gazów prochowych, polegające na sformułowaniu funkcji odpowiedzi obiektu zależnej od wielkości wejściowych, co szczegółowo przedstawiono w podrozdziale 7.4. Adekwatność funkcji aproksymującej została potwierdzona poprzez identyfikację wartości współczynnika strat przepływu oraz analizę statystyczną.
- Opracowanie modelu matematycznego pracy układu z OZPOG (wraz z programem komputerowym do symulacji jego działania) oraz zwalidowanie go z wykorzystaniem wyników badań doświadczalnych amunicji (w tym prochów) oraz parametrów pracy układu z OZPOG na stanowisku laboratoryjnym [127]. Zwalidowany model, przedstawiony w podrozdziale 7.5, stanowi wiarygodne narzędzie do symulacji działania układu automatyki w procesie projektowania i badań nowoczesnej broni strzeleckiej.

Dalsze prace w przedmiotowej dziedzinie powinny być ukierunkowane w szczególności na:

- Opracowanie zmodyfikowanej metody oceny strat cieplnych dostosowanej do warunków badań prowadzonych w komorze manometrycznej o pojemności 25 cm^3 (tzw. małej komorze manometrycznej).
- Zidentyfikowanie eksperymentalnej funkcji strat przepływu gazów prochowych na podstawie doświadczalnych wartości: impulsu ciśnienia w komorze gazowej oraz prędkości zespołu odrzucanego.
- Przeprowadzenie badań doświadczalnych ukierunkowanych na zbadanie wpływu parametrów i charakterystyk układu z OZPOG na przepływ gazów prochowych z lufy do komory gazowej.
- Przeprowadzenie badań symulacyjnych pracy różnych rodzajów uszczelnienia komory gazowej oraz ocenę ich wpływu na charakterystyki pracy układu z OZPOG.

- Optymalizację konstrukcji układu z OZPOG z wykorzystaniem metod numerycznych i DoE w oparciu o zwalidowany model matematyczny, w tym m.in. pod kątem redukcji masy zespołu odrzucanego.
- Praktyczne zastosowanie zwalidowanego modelu matematycznego do wspomagania procesu projektowania, konstruowania i badań nowoczesnej, podstawowej broni strzeleckiej. Prace w tym obszarze są planowane do realizacji w Instytucie Techniki Uzbrojenia WML WAT we współpracy z Fabryką Broni „Łucznik”-Radom Sp. z o.o.
- Przeprowadzenie badań symulacyjnych działania układu z OZPOG z wykorzystaniem amunicji innej niż pistoletowa, pod kątem zastosowania tego układu w innych rodzajach broni strzeleckiej.

Wartym podkreślenia jest fakt, że podczas realizacji pracy doktorskiej jej autor opublikował częściowe wyniki prac w dwóch recenzowanych artykułach naukowych oraz dziewięciu referatach wygłoszonych na międzynarodowych kongresach, konferencjach i sympozjach naukowych. Są to:

- M. Morawski, M. Zahor, *Broń działająca na zasadzie odrzutu zamka półswobodnego w systematyce broni strzeleckiej*, „Materiały pokonferencyjne XIII Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. *Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa*”, Warszawa, 21-24.09.2020 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 45.
- M. Morawski, M. Zahor, *Delayed Blowback Operation Firearms in the Small Arms Classification*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Rok 2021, Tom 12, Nr 1 (43), str. 101-118.
- M. Morawski, B. Fikus, R. Woźniak, *Formulation of interior ballistic model of gas delayed blowback operation firearm*, „Proceedings of the International Scientific Conference – Defense Technologies DefTech 2021”, October 06-08, 2021, Shumen, Bulgaria, pp. 219-230.
- M. Morawski, R. Woźniak, *Theoretical analysis of the gas delayed blowback operation firearm action*, „Materiały konferencyjne XIV Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. *Naukowe aspekty techniki uzbrojenia*

i bezpieczeństwa”, Ryn, 19-22.09.2022 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 184.

- M. Morawski, B. Fikus, R. Woźniak, R. Trębiński, *Application of Design of Experimental Methods in Theoretical Analysis of the Gas-Delayed Blowback Operation Firearm Action*, “Applied Sciences”, No. 12(23), 12216, 2022.
- B. Fikus, D. Goździk, M. Morawski, *Investigations of 9x19 mm round disassembly force and its influence on interior ballistics*, „Materiały konferencyjne XIV Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. *Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa*”, Ryn, 19-22.09.2022 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 124.
- D. Goździk, M. Zahor, R. Woźniak, M. Morawski, *Laboratory stand for experimental researches of blowback operation firearm systems*, „Materiały konferencyjne XIV Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. *Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa*”, Ryn, 19-22.09.2022 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 135.
- M. Morawski, D. Goździk, D. Szupieńko, R. Woźniak, M. Zahor, R. Trębiński, B. Fikus, J. Kijewski, J. Bożejko, *Badania teoretyczne i doświadczalne broni działającej na zasadzie odrzutu*, „Materiały konferencyjne XIV Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. *Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa*”, Ryn, 19-22.09.2022 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 185.
- D. Goździk, M. Morawski, R. Woźniak, M. Zahor, R. Trębiński, *Preliminary results of investigations of the gas-delayed blowback operation firearm system using newly developed experimental stand*, „Proceedings of the 33rd International Symposium on Ballistics”, October 16-20, 2023, Bruges, Belgium.
- J. Bożejko, D. Cichy, W. Furmanek, B. Fikus., D. Goździk, W. Koperski, J. Kijewski, Z. Leciejewski, M. Morawski, Z. Surma, D. Szupieńko, R. Trębiński, R. Woźniak, M. Zahor, *Developing experimental methods and simulation tools to support weapon design process*, „Materiały kongresowe I Międzynarodowego Kongresu Uzbrojeniowego”, Kraków, 21-25.10.2024 r., Wydawca: Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, streszczenie str. 92.

- J. Bożejko, D. Cichy, W. Furmanek, B. Fikus, D. Goździk, W. Koperski, J. Kijewski, P. Kupidura, Z. Leciejewski, J. Michalski, M. Morawski, K. Piasta, Z. Surma, D. Szupieńko, R. Trębiński, R. Woźniak, M. Zahor, *Results of the completed university research grant no. 829/2023/WAT*, „Materiały kongresowe I Międzynarodowego Kongresu Uzbrojeniowego”, Kraków, 21-25.10.2024 r., Wydawca: Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, streszczenie str. 94.

Należy nadmienić, że rozprawa doktorska pt. **„Opracowanie i walidacja modelu działania układu automatyki broni z odrzutem zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie”** jest wynikiem moich badań teoretycznych i instrumentalnych w dziedzinie układów z OZPOG, które prowadziłem w Szkole Doktorskiej WAT w latach 2020-2025, we współpracy z kpt. mgr. inż. Dawidem GOŹDZIKIEM – autorem dysertacji pt. „Badania doświadczalne układu automatyki broni działającej na zasadzie odrzutu zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie”. Bez części wyników badań eksperymentalnych wykonanych w pracy [2] rzetelna walidacja opracowanego modelu matematycznego pracy układu z OZPOG byłaby praktycznie niemożliwa. Dlatego składam Mu serdeczne podziękowania za doskonałą, merytoryczną współpracę, w szczególności podczas organizacji badań instrumentalnych broni i amunicji.

Strona celowo zostawiona pusta

BIBLIOGRAFIA

- [1] D. Goździk, M. Morawski, *Badania teoretyczne i doświadczalne broni działającej na zasadzie odrzutu zamka*, WAT, Warszawa, 2025 (praca niepublikowana, dostępna w Szkole Doktorskiej WAT oraz w ITU WML WAT).
- [2] D. Goździk, *Badania doświadczalne układu automatyki broni działającej na zasadzie odrzutu zamka półswobodnego opóźnianego gazodynamicznie*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2025
- [3] *Priorytetowe kierunki badań naukowych w resorcie obrony narodowej na lata 2021-2035*, załącznik do Decyzji Nr 2/Din Ministra Obrony Narodowej z dnia 10 stycznia 2023 r., Departament Innowacji MON, Warszawa 2023.
- [4] Polska norma PN-V-01016:2004, *Broń strzelecka. Terminologia*, Warszawa, lipiec 2004.
- [5] H. Głowicki, S. Niezgodzki, S. Torecki, *Budowa i eksploatacja broni lufowej i amunicji. Część II. Budowa automatycznej broni strzeleckiej*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1987.
- [6] R. Woźniak, M. Zahor, *Współczesna broń strzelecka według zasady działania (1)*, „Broń i Amunicja”, nr 3/2003, 2003.
- [7] H. Głowicki, *Zasady konstrukcji automatycznej broni strzeleckiej*, „Wydawnictwo WAT”, Warszawa, 1987.
- [8] V. Krcma, *Fluted and Annular Grooved Barrel Chambers in Firearms*, „Journal of Forensic Sciences”, Vol. 41, No. 3, 1996.
- [9] M. Morawski, M. Zahor, *Broń działająca na zasadzie odrzutu zamka półswobodnego w systematyce broni strzeleckiej*, „Materiały pokonferencyjne XIII Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Warszawa, 21-24.09.2020 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 45.
- [10] M. Morawski, M. Zahor, *Delayed Blowback Operation Firearms in the Small Arms Classification*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Rok 2021, Tom 12, Nr 1 (43), str. 101-118.
- [11] J. Adkins, *Gas retarded blowback operating system for pistols and other short barreled weapons*, USA, Patent US6622610B2, zatwierdzony 23.08.2003.
- [12] <http://firearmshistory.blogspot.com/2010/08/actions-blowback-action-gas-delayed.html> (dostęp 05.06.2020).
- [13] P. Dannecker, *Verschlusssysteme von feuerwaffen*, „Blaufelden: DWJ”, 2016.
- [14] <https://mexarmory.pl/laugo-arms/> (dostęp 09.06.2020).
- [15] http://www.military-today.com/firearms/steyr_gb.htm (dostęp 08.06.2020).
- [16] H. Kepplinger, H. Schweighofer, *Small Arm*, USA, Patent US4010673, zatwierdzony 08.03.1977.
- [17] J. Blish, *Breech closure for firearms*, USA, Patent US1131319, zatwierdzony 09.03.1915.
- [18] <https://unblinkingeye.com/Guns/Mann/mann.html> (dostęp 29.05.2020).

- [19] F. Mann, *Anordnung zum Bremsen der Verschlussbewegung bei Rueckstossladern mit festem Lauf*, Niemcy, Patent DE334098, zatwierdzony 08.03.1921.
- [20] S. R. Blake, *Full Circle: A Treatise on Roller Locking*, „Collector Grade Publications”, 2006.
- [21] Heckler & Koch G.M.B.H., *Automatic Firearm*, Niemcy, Patent DE1021109, zatwierdzony 23.02.1966.
- [22] S. Kochański, *Automatyczna broń strzelecka*, „Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych SIGMA NOT”, Warszawa, 1991.
- [23] P. De Király, J. Kucher, *Breech mechanism for automatic firearms*, USA, Patent US2348790, zatwierdzony 16.05.1944.
- [24] P. Von Király, J. Lovász, *Automatic breech loading firearm*, USA, Patent US1073908, zatwierdzony 23.09.1913.
- [25] <https://modernfirearms.net/en/submachine-guns/hungary-submachine-guns/39m-43m-eng/> (dostęp 29.06.2020).
- [26] <http://www.hungariae.com/Cristo.htm> (dostęp 29.06.2020).
- [27] <https://www.forgottenweapons.com/french-famas-f1/> (dostęp 25.06.2020).
- [28] https://www.stengg.com/media/618553/stels_cpw.pdf (dostęp 01.07.2020).
- [29] A. W. Schwarzlose, *Toggle joint breech mechanism*, USA, Patent US1070633, zatwierdzony 19.08.1913.
- [30] *Instruktion über die Einrichtung und Verwendung der Maschinengewehre. Maschinengewehr (Schwarzlose) M.7.* 1913. Wien: Aus der k. k. Hof- und Staatsdruckerei.
- [31] J. D. Pedersen, *Magazine rifle*, USA, Patent US1737974, zatwierdzony 03.12.1929.
- [32] E. Reising, *Firearm*, USA, Patent US2356726, zatwierdzony 22.08.1944.
- [33] <https://unblinkingeye.com/Guns/Rem51/rem51.html> (dostęp 19.06.2020).
- [34] F. Mannlicher, *Automatisches Repetiergewehr*, Szwajcaria, Patent CH9117, zatwierdzony 09.08.1894.
- [35] A. B. Revelli, *Machine Gun*, USA, Patent US1286884, zatwierdzony 03.12.1918.
- [36] R. Woźniak, M. Zahor, *Stan obecny i tendencje rozwojowe w dziedzinie pistoletów wojskowych i amunicji pistoletowej*, „Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia”, Zielonka, Zeszyt 141, Nr 1, 2017.
- [37] L. Erenfeicht, *Dzikus z Nowego Jorku: Savage Model 1907*, „Strzał” 9-10/2014, 2014.
- [38] J.-L. Gathoye, *Elements for decelerating the recoil of the moving parts of a fire arm*, USA, Patent US5347912, zatwierdzony 20.09.1994.
- [39] J. L. Overstreet, T. Bradshaw, V. Davis, J. Wilson, *Radial delayed blowback operating system, such as for AR 15 platform*, USA, Patent US10436530B2, zatwierdzony 08.10.2019.

- [40] J. H. Jebsen, R. Kerbrat, K. Jenny, *Firearm with enhanced recoil and control characteristics*, USA, Patent US0025680A1, zatwierdzony 12.02.2004.
- [41] Ł. Szmit, *Badania teoretyczne i doświadczalne odrzutu, podrzutu i obrotu automatycznej broni strzeleckiej*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2016.
- [42] Z. Surma, Ł. Szmit, S. Torecki, R. Woźniak, *Model matematyczny podrzutu broni działającej na zasadzie odprowadzenia gazów*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 1, nr 2, str. 51-63, 2010.
- [43] Z. Surma, Ł. Szmit, S. Torecki, R. Woźniak, *Niektóre wyniki badań symulacyjnych wpływu charakterystyk konstrukcyjnych karabinka automatycznego na jego odrzut i podrzut*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 2, nr 2, str. 73-84, 2011.
- [44] Ł. Szmit, S. Torecki, *Szczegółowy model matematyczny odrzutu swobodnego broni działającej na zasadzie odprowadzenia gazów prochowych*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 3, nr 1 (7), str. 37-50, 2012.
- [45] Ł. Szmit, R. Woźniak, *Specificity of Design and Action of the Weapon's Jump and Recoil Laboratory Test Stand*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 3, nr 3 (9), str. 29-39, 2012.
- [46] Z. Leciejewski, J. Kijewski, Ł. Szmit, *Preliminary theoretical and experimental studies at the recoil and weapon's jump of the automatic firearms*, „University Review”, Vol. 7, nr 4, str. 38-46, 2013.
- [47] J. Kijewski, Ł. Szmit, *Badania teoretyczno-doświadczalne odrzutu automatycznej broni strzeleckiej*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 4, nr 3 (13), str. 49-65, 2013.
- [48] J. Kijewski, Ł. Szmit, *Badania teoretyczno-doświadczalne podrzutu automatycznej broni strzeleckiej*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 5, nr 4 (18), str. 83-100, 2014.
- [49] Ł. Szmit, J. Kijewski, *Wykorzystanie wyników badań odrzutu i podrzutu automatycznej broni strzeleckiej w procesie doskonalenia karabinków MSBS-5,56*, „Materiały konferencyjne XI Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. *Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia i Bezpieczeństwa*”, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2016.
- [50] J. Ewertowski, C. Suchocki, *Modeling and numerical simulation of semi-automatic pistol dynamics*, „Journal of Theoretical and Applied Mechanics”, Vol. 53, No. 1, pp. 81-91, 2015.
- [51] K. Russell, *A Rifle Operating Group for Small Arms Recoil Reduction*, „Recent Patents on Mechanical Engineering”, Vol. 6, Iss. 3, pp. 194-199, 2013.
- [52] B. Fikus, *Opracowanie i walidacja modelu broni działającej na zasadzie odrzutu zamka swobodnego*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2018.
- [53] R. Trębiński, B. Fikus, Z. Surma, *Investigations of Ballistic Characteristics of N340 Propellant*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 8, nr 4 (30), str. 9-22, 2017.

- [54] B. Fikus, R. Paszkowski, P. Płatek, *Application of 3D Scanning Technology for Evaluation of Virtual Model of Gun Geometry*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 9, nr 1 (31), str. 105-114, 2018.
- [55] M. Radomski, A. Radomska, *Rozwiązanie problemu głównego balistyki wewnętrznej pistoletu policyjnego HK 9 mm PARA*, „Problemy Techniki Uzbrojenia i Radiolokacji”, Zeszyt 34, str. 37-53, 1984.
- [56] G. Leśnik, M. Pac, *Badania teoretyczne i doświadczalne działania mechanizmów broni automatycznej z odprowadzeniem gazów*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2014.
- [57] G. Leśnik, Z. Surma, S. Torecki, R. Woźniak, *Termodynamiczny model działania broni z odprowadzeniem gazów prochowych w okresie*, „Biuletyn WAT”, Vol. LVIII, nr 3, str. 193-209, 2009.
- [58] J. Kijewski, G. Leśnik, *Badania doświadczalne i teoretyczne wpływu średnic otworów węzła gazowego na prędkość suwadła broni z odprowadzeniem gazów prochowych*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 1, nr 1 (1), str. 55-68, 2010.
- [59] G. Leśnik, S. Torecki, *Badania doświadczalne i teoretyczne wpływu początkowej objętości komory gazowej na prędkość suwadła broni z odprowadzeniem gazów*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, R. 40, Zeszyt 119, str. 91-98, 2011.
- [60] M. Pac, S. Torecki, *Działanie mechanizmów broni automatycznej z odprowadzeniem gazów po zatrzymaniu tłoka gazowego*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, R. 40, Zeszyt 120, str. 85-92, 2011.
- [61] J. Kijewski, G. Leśnik, M. Pac, *Badania teoretyczne i doświadczalne wpływu sztywności sprężyn powrotnych na prędkość suwadła broni z odprowadzeniem gazów*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 5, nr 3 (17), str. 107-118, 2014.
- [62] J. Gacek, M. Pac, *Porównawcze badania teoretyczne i doświadczalne wpływu wybranych parametrów konstrukcyjnych węzła gazowego na charakterystyki balistyczne i kinematyczne broni automatycznej*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 5, nr 4 (18), str. 101-114, 2014.
- [63] J. Gacek, G. Leśnik, *Badania wpływu wybranych parametrów konstrukcyjnych na charakterystyki balistyczne i kinematyczne automatycznej broni strzeleckiej z odprowadzeniem gazów. Część I – Przykładowe wyniki badań teoretycznych*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 6, nr 4 (22), str. 41-54, 2015.
- [64] J. Kijewski, G. Leśnik, *Wybrane wyniki badań wpływu średnicy otworu regulacyjnego na pracę mechanizmów broni z odprowadzeniem gazów prochowych*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, Zeszyt 145, nr 1/2018, str. 105-116, 2018.
- [65] Z. Surma, S. Torecki, R. Woźniak, *Badania symulacyjne jednoczesnego napędu pocisku i suwadła w broni z odprowadzeniem gazów*, „Biuletyn WAT”, Vol. 53, nr 9, str. 5-15, 2004.

- [66] Z. Surma, S. Torecki, R. Woźniak, *Model balistyczny układu miotającego z odprowadzeniem gazów prochowych*, „Biuletyn WAT”, Vol. 54, nr 11, str. 43-56, 2005.
- [67] S. Torecki, Z. Surma, R. Woźniak, *Napęd suwadła broni automatycznej w powylotowym okresie strzału*, „Biuletyn WAT”, Vol. LV, nr 3, str. 297-309, 2006.
- [68] P. Płatek, *Analiza numeryczno-eksperymentalna wpływu charakterystyk konstrukcyjno-dynamicznych na poprawność funkcjonowania automatycznej broni strzeleckiej z krótkim ruchem tłoka gazowego*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2012.
- [69] J. Gacek, J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, *Wstępna analiza procesu dynamicznego oddziaływania tłoka gazowego z suwadłem dla modułowego systemu broni strzeleckiej kalibru 5,56 mm*, „Mechanik”, Nr 7 (CD), 2010.
- [70] K. Damaziak, J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, *Analiza możliwości wykorzystania różnych metod numerycznych w procesie projektowania układu automatyki broni strzeleckiej kalibru 5,56 mm*, „Mechanik”, R. 84, nr 2, str. 120-123, 2011.
- [71] K. Damaziak, J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, *Badania wpływu zmiany parametrów masowo-bezwładnościowych podzespołu suwadła na charakterystyki kinematyczne karabinka standardowego*, „Mechanik”, nr 7, str. 935-942, 2011.
- [72] K. Damaziak, J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, *Badania sztywności sprężyny powrotnej suwadła w aspekcie dynamicznej odpowiedzi układu automatyki karabinka standardowego*, „Mechanik”, nr 7, str. 943-950, 2011.
- [73] J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, M. Zahor, *Analiza numeryczna działania układu tłoka gazowego z suwadłem w karabinkach podstawowych Modułowego Systemu Broni Strzeleckiej kalibru 5,56 mm*, „Problems of Mechatronics. Armament, Aviation, Safety Engineering”, Vol. 2, nr 2 (4), str. 85-96, 2011.
- [74] K. Damaziak, J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, *Badania sztywności materiału zderzaka suwadła w aspekcie dynamicznej odpowiedzi układu automatyki karabinka standardowego MSBS-5,56*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, R. 40, Zeszyt 117, str. 123-131, 2011.
- [75] K. Damaziak, J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, *Badania numeryczne dynamicznej odpowiedzi układu automatyki karabinka standardowego*, „Biuletyn WAT”, Vol. LXI, Nr 3, str. 181-194, 2012.
- [76] K. Damaziak, A. Dębski, J. Gacek, J. Małachowski, P. Płatek, R. Woźniak, *Badania numeryczne dynamicznej odpowiedzi układu automatyki karabinka podstawowego podczas strzelania ogniem seryjnym*, „Modelowanie Inżynierskie”, Tom 14, Nr 45, str. 12-20, 2012.
- [77] P. Płatek, K. Damaziak, J. Małachowski, P. Kupidura, R. Woźniak, M. Zahor, *Numerical Study of Modular 5.56 mm Standard Assault Rifle Referring to Dynamic Characteristics*, „Defence Science Journal”, Vol. 65, No. 6, pp. 431-437, 2015.

- [78] V. D. Tien, M. Macko, S. Procházka, V. V. Bien, *Mathematical Model of a Gas-Operated Machine Gun*, „Advances in Military Technology”, Vol. 17, No. 1, pp. 63-77, 2022.
- [79] D.T. Jevtic, D.M. Micković, S.S. Jaramaz, P.M. Elek, M.D. Markovic and S.Z. Zivkovic. *Modelling of Gas Parameters in the Cylinder of the Automatic Gun during Firing*, „Thermal Science”, No. 24(6), pp. 4135-4215, 2020.
- [80] P. Badurowicz, *Analiza numeryczno-eksperymentalna pistoletu PW INKA działającego na zasadzie krótkiego odrzutu lufy*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2022.
- [81] P. Badurowicz, P. Kupidura, W. Stępiak, B. Fikus, *Development of the Preliminary Numerical Model of the Short Recoil Operated Weapon Using the Multibody Systems*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 12, nr 1 (43), str. 27-40, 2021.
- [82] P. Badurowicz, A. Wróblewski, P. Kupidura, B. Fikus, *Impact of ballistic parameters of used ammunition on stress distribution on the parts of the short recoil operated weapon*, „Journal of Physics: Conference Series: 10th International Conference on Mathematical Modeling in Physical Sciences (IC-MSQUARE 2021)”, Greece, Vol. 2090, 6-9 September 2021.
- [83] P. Badurowicz, P. Kupidura, B. Fikus, *Numerical and Experimental Investigation of a Short-Recoil-Operated Weapon and Impact of Construction Characteristics on its Operation Cycle*, „Defence Science Journal”, Vol. 72, No. 3, pp. 326-333, 2022.
- [84] P. Badurowicz, P. Kupidura, B. Fikus, *Numerical Parametric Analysis of PW INKA Pistol*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 14, nr 2 (52), str. 35-50, 2023.
- [85] D. Szupieńko, *Teoretyczne i doświadczalne badania automatycznej broni palnej działającej na zasadzie odrzutu lufy*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2023.
- [86] STANAG 4367 LAND (Edition 2) – *Thermodynamic interior ballistic model with global parameters*, Bruksela, Belgia 2000.
- [87] D. Szupieńko, R. Woźniak, *Preliminary Physical and Mathematical Model of the Recoil Operated Firearm within the Bolt Recoil Period*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 12, nr 1 (43), str. 59-74, 2022.
- [88] D. Szupieńko, R. Trębiński, *Comparative analysis of different methods of calculating pressure inside the barrel in post-muzzle period of a shot*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 13, nr 3 (49), str. 83-98, 2022.
- [89] R. Trębiński, Z. Leciejewski, Z. Surma, B. Fikus, D. Szupieńko, *Identification of Experimental Form Function Using Lumped Parameters Interior Ballistics Model*, „Proceedings of the 32nd International Symposium on Ballistics”, pp. 421-432, Reno, Nevada, 2022.
- [90] R. Trębiński, R. Woźniak, D. Szupieńko, B. Fikus, *Estimation of Priming Mixture Force*, „Energies”, Vol. 15, No. 16, pp. 1-15, 2022.
- [91] R. Trębiński, R. Woźniak, D. Szupieńko, B. Fikus, *Estimation of Ignition Pressure in Ammunition*, „Energies”, Vol. 15, No. 16, pp. 1-10, 2022.

- [92] D. Szupieńko, B. Fikus, M. Zahor, R. Woźniak, R. Trębiński, *Theoretical and experimental investigations of weapons operating on the principle of recoiling barrel*, „Proceedings of the 33rd International Symposium on Ballistics”, pp. 961-973, Bruges, Belgium, 2023.
- [93] R. Trębiński, D. Szupieńko, B. Fikus, *Analysis of 0D interior ballistics model with experimental form function applied*, „Proceedings of the 33rd International Symposium on Ballistics”, pp. 1299-1309, Bruges, Belgium, 2023.
- [94] M. Macko, B. V. Vo, Q. A. Mai, *Dynamics of Short Recoil-Operated Weapon*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 12, nr 3 (45), str. 9-26, 2021.
- [95] Z. Idziaszek, M. Jasztal, *Model symulacyjny działka lotniczego NR-30*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, Zeszyt 94/2005, str. 203-212, Zielonka, 2005.
- [96] Z. Idziaszek, M. Jasztal, *Metodyka badań elementów działka lotniczego z wykorzystaniem systemów Cax*, „Materiały konferencyjne IV Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia i Bezpieczeństwa”, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2002.
- [97] J. Ewertowski, *Breech mechanism of a short-recoil weapon with a programmable mass separation*, „Mechanical Engineering”, Vol. LIX, No. 2, pp. 231-247, 2012.
- [98] P. D. Nguyen, B. V. Vo, P. M. Nguyen, T. H. Tran, *Dynamics of Automatic Firing System Type Gas-Operated Weapon*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 14, nr 4, str. 9-22, 2023.
- [99] N. V. Hung, D. V. Doan, *A mathematical model of interior ballistics for the amphibious rifle when firing underwater and validation by measurement*, „Journal of Science and Technology”, Vol. 58 (1), pp. 92-106, 2020.
- [100] J. Smith, A. Doe, *Analysis of gas flow losses in a gas-operated gun*, „Journal of Firearm Technology”, Vol. 12(3), pp. 45-60, 2023.
- [101] M. Cavazzuti, *Optimization Methods: From Theory to Design*, „Springer-Verlag”, Berlin, Heidelberg, 2013.
- [102] D. Selvamuthu, D. Das, *Introduction to Statistical Methods, Design of Experiments and Statistical Quality Control*, „Springer Nature”, Singapore Pte Ltd. 2018.
- [103] R. A. Fisher, *The arrangement of field experiments*, „Journal of the Ministry of Agriculture”, Vol. 33, pp. 503-515, 1926.
- [104] R. A. Fisher, *The design of experiments*, „Oliver & Boyd”, Edinburgh: Tweeddale Court, London: 33 Paternoster Row, E.C., 1935.
- [105] G. E. P. Box, K. B. Wilson, *On the Experimental Attainment of Optimum Conditions*, „Journal of the Royal Statistical Society”, Series B, Vol. 13, pp. 1-45, 1951.
- [106] V. L. C. P. Bigão, B. R. B. da Costa, J. Silva, B. S. De Martinis, D. R. Tapia-Blacido, *Use of statistical design of experiments (DoE) in Forensic Analysis: A tailored review*, „Forensic Chemistry”, Vol. 37, 2024.

- [107] S. Costa, M. Barroso, A. Castañera, M. Dias, *Design of experiments, a powerful tool for method development in forensic toxicology: application to the optimization of urinary morphine 3-glucuronide acid hydrolysis*, „Anal Bioanal Chem”, Vol. 396, pp. 2533–2542, 2010.
- [108] K. Hsueh, T. Lin, M. Lee, Y. Hsiao, Y. Gu, *Design of Experiments for Modeling of Fermentation Process Characterization in Biological Drug Production*, „Processes”, Vol. 10, No. 237, 2022.
- [109] S. Lamidi, R. Olalere, A. Yekinni, K. Adesina, *Design of Experiments (DOE): Applications and Benefits in Quality Control and Assurance*, „IntechOpen”, 2024.
- [110] N. M. Bozorg, M. Leclercq, T. Lescot, M. Bazin, N. Gaudreault, A. Dikpati, M. A. Fortin, A. Droit, N. Bertrand, *Design of experiment and machine learning inform on the 3D printing of hydrogels for biomedical applications*, „Biomaterials Advances”, Vol. 153, No. 11, 2023.
- [111] R. Djebali, D. Khilifi, M. Ferhi, *Design of Experiments Investigation of Synthetic Jets Cooling Efficiency*, „14th International Renewable Energy Congress (IREC 2023)”, pp. 1-6, Sousse, Tunisia, 2023.
- [112] A. M. Tîtu, A. V. Sandu, A. B. Pop, S. Tîtu, D. N. Fratila, C. Ceoce, A. Boroiu, *Design of Experiment in the Milling Process of Aluminum Alloys in the Aerospace Industry*, „Applied Sciences”, Vol. 10, No. 6951, 2020.
- [113] T. Grzegorzczak, J. Janiszewski, R. Trębiński, *Metrologia i teoria eksperymentu. Część II*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2004.
- [114] M. Sierebriakov, *Balistyka wewnętrzna*, „Wydawnictwo MON”, Warszawa, 1955.
- [115] Z. Leciejewski, *Analiza i ocena poprawności metod badań pirostatycznych prochów jedno i dwubazowych*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2008.
- [116] M. Morawski, B. Fikus, R. Woźniak, *Formulation of interior ballistic model of gas delayed blowback operation firearm*, „Proceedings of the International Scientific Conference – Defense Technologies DefTech 2021”, Shumen, Bulgaria, 6–8 October 2021.
- [117] M. Morawski, R. Woźniak, *Theoretical analysis of the gas delayed blowback operation firearm action*, „Proceedings of the 14th International Armament Conference on: Scientific Aspects of Armament & Safety Technology”, Ryn, Poland, 19-22 September 2022.
- [118] M. Morawski, B. Fikus, R. Woźniak, R. Trębiński, *Application of Design of Experimental Methods in Theoretical Analysis of the Gas-Delayed Blowback Operation Firearm Action*, „Applied Sciences”, No. 12(23), 2022.
- [119] TDCC – Tables of dimensions of cartridges and chambers, C.I.P. https://bobb.cip-bobb.org/en/tdcc_public (dostęp 31.08.2024).
- [120] Z. Polański, *Planowanie doświadczeń w technice*, „Wydawnictwo naukowe PWN”, Warszawa 1984.
- [121] STANAG 4115 Land (Edition 1), *Definition and determination of ballistic properties of gun propellants*, Military Agency for Standardization, Bruksela, 1997.

- [122] R. Trębiński, Z. Leciejewski, Z. Surma, B. Fikus, *Badania pirostatyczne prochu typu JA-2*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, Zeszyt 142 nr 2/2017, str. 7-23, 2017.
- [123] R. Trębiński, Z. Leciejewski, Z. Surma, *Wpływ uwzględnienia strat cieplnych na wartości charakterystyk prochów określone w badaniach pirostatycznych*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, Zeszyt 151 nr 3/2019, str. 7-20, 2019.
- [124] R. Trębiński, Z. Leciejewski, Z. Surma, *Modifications of the closed vessel test results analysis method*, „Proceedings of the 31st International Symposium on Ballistics”, Hyderabad, Indie, 4-7.11.2019.
- [125] W. S. Cleveland, *Robust Locally Weighted Regression and Smoothing Scatterplots*, „Journal of the American Statistical Association”, 74, 368, 829-836, 1979.
- [126] R. Trębiński, Z. Leciejewski, Z. Surma, *Determining the Burning Rate of Fine-Grained Propellants in Closed Vessel Tests*, „Energies”, 15(7), 2680, 2022.
- [127] D. Goździk, M. Zahor, R. Woźniak, M. Morawski, *Stanowisko do badania odrzutu zamka*, Polska, Patent PL 247883, 2025.
- [128] D. Goździk, M. Zahor, R. Woźniak, M. Morawski, *Laboratory stand for experimental researches of blowback operation firearm systems*, „Materiały konferencyjne XIV Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Ryn, 19-22.09.2022 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 135.
- [129] D. Goździk, M. Morawski, R. Woźniak, M. Zahor, R. Trębiński, *Preliminary results of investigations of the gas-delayed blowback operation firearm system using newly developed experimental stand*, „Proceedings of the 33rd International Symposium on Ballistics”, October 16-20, 2023, Bruges, Belgium.
- [130] J. Bożejko, D. Cichy, W. Furmanek, B. Fikus, D. Goździk, W. Koperski, J. Kijewski, Z. Leciejewski, M. Morawski, Z. Surma, D. Szupieńko, R. Trębiński, R. Woźniak, M. Zahor, *Developing experimental methods and simulation tools to support weapon design process*, „Materiały kongresowe I Międzynarodowego Kongresu Uzbrojeniowego”, Kraków, 21-25.10.2024 r., Wydawca: Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, streszczenie str. 92.
- [131] J. Bożejko, D. Cichy, W. Furmanek, B. Fikus, D. Goździk, W. Koperski, J. Kijewski, P. Kupidura, Z. Leciejewski, J. Michalski, M. Morawski, K. Piasta, Z. Surma, D. Szupieńko, R. Trębiński, R. Woźniak, M. Zahor, *Results of the completed university research grant no. 829/2023/WAT*, „Materiały kongresowe I Międzynarodowego Kongresu Uzbrojeniowego”, Kraków, 21-25.10.2024 r., Wydawca: Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, streszczenie str. 94.
- [132] B. Fikus, D. Goździk, M. Morawski, *Investigations of 9x19 mm round disassembly force and its influence on interior ballistics*, „Materiały konferencyjne XIV Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Ryn, 19-22.09.2022 r., Wydawca: Wojskowa Akademia Techniczna, streszczenie str. 124.
- [133] R. Kamiński, *Balistyczno-termiczne uwarunkowania procesu zużywania się luf broni automatycznej*, rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 2007.

- [134] J. Łazowski, J. Małachowski, R. Kamiński, *Analiza MES obciążeń cieplnych lufy podczas strzału*, „Biuletyn WAT”, Vol. LVII, No. 1, 2008.
- [135] B. Fikus, D. Goździk, J. Kijewski, *Preliminary Comparative Investigations on Ballistic Properties of Intermediate Cartridges*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 11, nr 4 (42), str. 27-44, 2020.
- [136] R. Trębiński, Z. Surma, Z. Leciejewski, *Influence of heat losses correction on powder characteristics determined in pyrostatic investigations*, „Problemy Techniki Uzbrojenia”, Vol. 151, nr 3, str. 7-20, 2019.
- [137] M. Czyżewska, B. Fikus, Z. Leciejewski, J. Michalski, Z. Surma, R. Trębiński, *Ballistic Analysis of Polish Low-Vulnerability Gun Propellants*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 9, nr 3, str. 75-92, 2018.
- [138] B. Fikus, Z. Surma, R. Trębiński, *Experimental Assessment of Primer Pressure in 9 mm Pistol Ammunition*, „Problemy Mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa”, Vol. 11, nr 2 (40), str. 25-30, 2020.
- [139] R. Trębiński, R. Woźniak, D. Szupieńko, B. Fikus, *Estimation of Priming Mixture Force*, „Energies”, 15, 5952, 2022.
- [140] R. Trębiński, *Ocena istotności współczynników funkcji aproksymującej*, Opracowanie 3/2023, Opracowanie wewnętrzne ITU WML WAT, niepublikowane.
- [141] M. Morawski, D. Goździk, R. Woźniak, M. Zahor, R. Trębiński, *Investigations of The Gas-Delayed Blowback Operation Firearm System*, artykuł złożony do opublikowania w „Bulletin of the Polish Academy of Sciences Technical Sciences” (18.09.2025 r.).