AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG WP wewn. 4164/88

POUFNE

Egz. nr 1

Płk pil. dypl. Bogdan PALEN

WYKORZYSTANIE UZBROJENIA RAKIETOWO-ARTYLERYJSKIEGO SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW NAZIEMNYCH

SKRYPT

WARSZAWA 1988

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG WP wewn. 4164/88

POUFNE

Egz. nr 1

Płk pil. dypl. Bogdan PALEN

WYKORZYSTANIE UZBROJENIA RAKIETOWO-ARTYLERYJSKIEGO SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW NAZIEMNYCH

SKRYPT

WARSZAWA 1988

A K A D E M I A S Z T A B U G E N E R A L N E G O WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH i OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG WP wewn. 4164/88

~~POUFNE~~

Egz.nr ... 1

Przeklasyfikowana z Poufne na jawne
podstawa przekl. Wykaz Aktualnych Wojskowych
Wydawnictw Wewnętrznych szt. gen. 1527/02
data i podpis 11.10.02 Wlodek Anna W.

Płk dypl. pil. Bogdan PALEŃ

WYKORZYSTANIE UZBROJENIA RAKIETOWO-ARTYLERYJSKIEGO SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW NAZIEMNYCH

S k r y p t

WARSZAWA 1988

SPIS TREŚCI

Strona

WSTĘP

Zastosowanie bojowe rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów oraz śmigłowców podczas zwalczania celów naziemnych jest jednym z bardziej złożonych rodzajów wyszkolenia bojowego. Warunki i sposoby zastosowania bojowego rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów na cele naziemne posiadają - w porównaniu ze zwalczaniem celów powietrznych - szereg właściwości, które należy uwzględnić w czasie organizacji działań bojowych.

Zasadnicze właściwości przedstawiają się następująco:

- cele naziemne są różnorodne pod względem wrażliwości, kształtu, wymiarów, konfiguracji, mobilności, składu, to znaczy mogą to być cele pojedyncze lub składać się z kilku oddzielnych obiektów rozmieszczonych w ukryciach i poza nimi;
- działania samolotów i śmigłowców mogą odbywać się na małych i granicznie małych wysokościach, gdzie możliwości zastosowania środków radiotechnicznych i celowników radiolokacyjnych są ograniczone. Pilot często będzie zmuszony poszukiwać cel wzrokowo i decyzję na atakowanie celu podejmować samodzielnie bez łączności z SD;
- podczas atakowania celu naziemnego charakterystyczna jest duża różnorodność manewrów stosowanych dla zajęcia położenia wyjściowego do ataku na krzywą celowania;
- zwiększone są wymagania dotyczące przestrzegania warunków bezpieczeństwa lotu podczas strzelania, ponieważ istnieje niebezpieczeństwo zderzenia się z ziemią lub odłamkami swoich środków rażenia stosowanych do zwalczania celu naziemnego;
- potrzebne są specjalne przedsięwzięcia dla zmniejszenia skuteczności obrony przeciwlotniczej celu naziemnego - stosowanie manewrów przeciwrakietowych i przeciwartyleryjskich, wykorzystanie wysokości lotów koszących, małych kątów nurkowania, dużych prędkości lotu;
- do zwalczania celów naziemnych mogą być stosowane praktycznie wszystkie środki rażenia na samolotach i śmigłowcach, a wśród nich i kierowane pociski rakietowe klasy "powietrze-powietrze".

Podane właściwości mówią przede wszystkim o tym, że personel latający zmuszony jest stosować broń w skomplikowanej sytuacji naziemnej i powietrznej. Trudno jest znaleźć cel, a jeśli jest on złożony, to nie łatwo będzie określić najbardziej wrażliwy jego punkt. Potrzebne są do tego wysokie kwalifikacje pilota, ażeby po ocenie powziąć prawidłową decyzję dotyczącą wyboru manewru odnośnie nalotu na cel, sposobu

strzelania, metody zużycia jednostki ognia i zastosowania systemu uzbrojenia w danych konkretnych warunkach prowadzenia działań bojowych. Dlatego dowódca lotniczy podczas organizacji działań bojowych, a także w czasie szkolenia personelu latającego powinien dobrze znać teorię, praktykę bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów i śmigłowców podczas zwalczania celów naziemnych, aby stosować broń z uwzględnieniem możliwości własnych środków rażenia w warunkach zapewniających wysoką skuteczność strzelania.

W czasie bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów i śmigłowców na cele naziemne należy rozwiązać m.in. dwa zagadnienia:

- określenie możliwych i wybór racjonalnych warunków zastosowania bojowego uzbrojenia samolotów podczas niszczenia konkretnego celu;
- realizację tych warunków w locie bojowym.

Niniejszy materiał przeznaczony jest dla słuchaczy ASG WP o kierunku lotniczym z założeniem, że czytelnik zapoznany jest z podstawowymi zagadnieniami z bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów i śmigłowców.

ROZDZIAŁ I

UZBROJENIE RAKIETOWE I ARTYLERYJSKIE WSPÓŁCZESNYCH SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

1. Kierowane pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia

1.1. Klasyfikacja kierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-ziemia

Pocisk rakietowy jest to bezpilotowy aparat latający, przenoszący odpowiedni ładunek bojowy umożliwiający rażenie celu, bądź tworzenie zakłóceń, oświetlenie terenu itp. Pocisk wyposażony jest w silnik rakietowy nadający mu prędkość oraz w aparaturę sterowania, która w określony sposób zmienia tor lotu[1/]. Typ toru pocisku rakietowego zależy od sposobu sterowania.

Według przeznaczenia kierowane pociski klasy powietrze-ziemia dzielą się na:

- bojowe - przeznaczone do niszczenia celów naziemnych;
- zakłócające - przeznaczone do wytwarzania zakłóceń przeciwko systemom dowodzenia i naprowadzania statków powietrznych, radiostacjom oraz stacjom radiolokacyjnym;
- szkolne - służące do wypracowywania nawyków i odpracowania czynności podczas przycelowania i odpalania w procesie bojowego przygotowania pilotów.

Według sposobu sterowania lotem pociski rakietowe dzielą się:

a/ samonaprowadzające się;

b/ sterowane zdalnie - a te dzielą się na

- z systemem dowódczym;
- z systemem sterowania za pomocą wiązki prowadzącej;

c/ sterowane autonomicznie.

W zależności od zasięgu działania; kierowane pociski rakietowe dzielą się na:

- dalekiego zasięgu;
- średniego zasięgu;
- bliskiego zasięgu.

1/ Zastosowanie bojowe rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów. Podręcznik - część I. Wyd. DWL. Warszawa 1970, s. 7.

Kierowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu przeznaczone są do niszczenia celów naziemnych na odległościach do 100 km; /np. H-58 z H=5000 m odległość odpalania do 70 km/.

Pociski średniego zasięgu przeznaczone są do niszczenia celów naziemnych na odległościach 10-50 km; /np. H-25 MP odległość odpalania do 42 km/.

Pociski rakietowe bliskiego zasięgu są przeznaczone do niszczenia celów naziemnych na odległościach do 10 km; /np. H-23 odległość odpalania do 10 km, H-25 MR, H-25 ML do 10 km/.

W zależności od zamocowania organów sterowania kierowane pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia dzielimy na:

- z normalnym układem sterowania;
- z układem typu "kaczka";
- z układem ruchomego skrzydła;
- z układem "delta".

Normalny układ aerodynamiczny charakteryzuje się tym, że skrzydła umieszczone są w pobliżu środka ciężkości, a stery w końcowej części rakiety.

Układ aerodynamiczny "kaczka" charakteryzuje się tym, że skrzydła znajdują się w końcowej części rakiety, a stery w przedniej /np. pocisk H-29 Ł/.

W układzie z ruchomym skrzydłem, umieszczone są one w pobliżu środka ciężkości rakiety, a stabilizatory umocowane z tyłu nieruchomo.

Układ "delta" charakteryzuje się tym, że stery rozmieszczone są z tyłu skrzydeł i przylegają do ich tylnego brzegu. Stery w tym przypadku spełniają rolę lotek.

Pracę wyżej wymienionych układów omówiono w wydawnictwie "Zastosowanie artyleryjsko-rakietowego uzbrojenia statków powietrznych w zwalczaniu celów powietrznych", dlatego też w niniejszym opracowaniu zagadnienie to zostało pominięte.

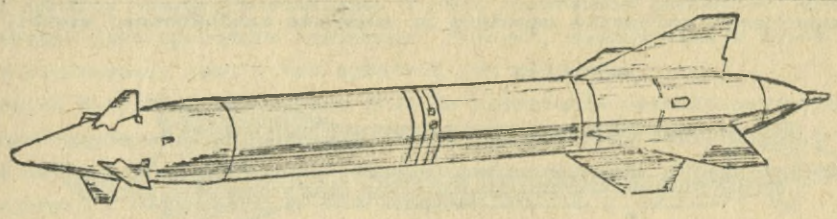
Osobnym zagadnieniem do omówienia są lotnicze pociski operacyjne klasy "powietrze-ziemia". Ze względu na niestosowanie tego typu pocisków w naszym lotnictwie, również i to zagadnienie nie będzie omawiane, pozostawiając szanownym czytelnikom dużą ilość opracowań popularno-naukowych, artykułów prasowych do samodzielnego zapoznania.

1.2. Charakterystyka pocisków rakietowych klasy "powietrze-ziemia"

Kierowany pocisk rakietowy H-23

Kierowany pocisk rakietowy H-23 /rys. 1/, klasy powietrze-ziemia przeznaczony jest do niszczenia naziemnych celów punktowych - mało-

wymiarowych /w tym nawodnych/, zarówno ruchomych jak i nieruchomych, w warunkach dobrej widzialności wzrokowej.



Rys. 1. Kierowany pocisk rakietowy H-23

Pociski H-23 mogą być wykorzystane do niszczenia:

- wyrzutni rakietowych na stanowiskach ogniowych i w marszu;
- czołgów i transporterów opancerzonych;
- samolotów na lotniskach;
- transportów kolejowych /pociągów/;
- okrętów desantowych na wodach przybrzeżnych i innych.

Naprowadzanie pocisku H-23 na cel odbywa się metodą trzech punktów, według której pocisk jest ciągle utrzymywany na prostej łączącej środek samolotu myśliwskiego z celem.

Pocisk H-23 wyposażony jest w smugacz, aby mógł być lepiej i z dalszej odległości widziany przez pilota z samolotu podczas naprowadzania na cel.

Kierowanie pociskiem po torze lotu do celu odbywa się za pomocą sygnałów wysyłanych z urządzenia "Delta" zamocowanego na samolocie - nosicielu pocisku.

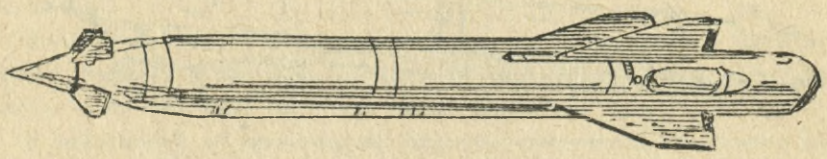
Kierowany pocisk rakietowy H-66

Kierowany pocisk rakietowy H-66 klasy powietrze-ziemia przeznaczony jest do rażenia ruchomych i nieruchomych celów naziemnych o małych rozmiarach przy ich widoczności wzrokowej.

Podstawowymi obiektami do niszczenia pociskami rakietowymi H-66 z samolotu MiG-21M /MF/ są następujące cele:

- wyrzutnie rakietowe na stanowiskach ogniowych i w marszu;
- czołgi;
- opancerzone pojazdy mechaniczne;
- samoloty na stoiskach i w ukryciach;
- transporty kolejowe;
- naziemne stacje radiolokacyjne;
- okręty desantowe oraz inne taktyczne cele naziemne i nawodne.

Aparatura naprowadzania i stabilizacji zabudowana jest w pocisku w przedziale końcowym. Zapewnia naprowadzenie pocisku na cel po linii równych sygnałów /LRS/ wytwarzanej przez ruch obrotowo-stożkowy anteny radiolokacyjnego celownika samolotu na zakresie zablokowanej wiązki.



Rys.2. Kierowany pocisk rakietowy H-66

Kierowany pocisk rakietowy H-25 ML

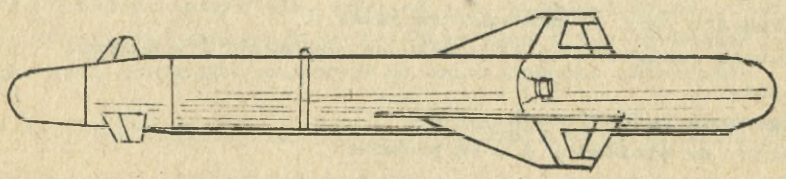
Pocisk H-25 ML klasy powietrze-ziemia wyposażony jest w półaktywną głowicę samonaprowadzającą. Układ naprowadzania pocisku jest półaktywny, wykorzystuje on oświetlanie celu za pomocą promienia z generatora optyczno-kwantowego stacji oświetlenia i pomiaru odległości "Klon-54".

Pocisk H-25 ML przeznaczony jest do niszczenia w warunkach widoczności wzrokowej małowymiarowych, ruchomych, nieruchomych, naziemnych /nawodnych/ celów między innymi takich jak:

- wyrzutni i stacji radiolokacyjnych zestawów przeciwlotniczych pocisków kierowanych;
- samolotów na odkrytych stoiskach oraz w ukryciach typu lekkiego;
- transportów kolejowych;
- okrętów transportowych i desantowych.

Celowanie przeprowadzane jest wzrokowo z wykorzystaniem głowicy celownika S-17W6-1 /na samolocie SU-21 M-4/.

Tor lotu pocisków do celu korygowany jest za pomocą przycisku sterowania urządzenia "Mietka".



Rys.3. Kierowany pocisk rakietowy H-25ML

Kierowany pocisk rakietowy H-25 MP

Pocisk H-25 MP klasy "powietrze-SRL" wyposażony jest w radiolokacyjną głowicę samonaprowadzającą. W celu sterowania pociskiem, wykorzystywana jest aparatura sterowania "Wiuga", zamontowana w zasobniku, który podwieszany jest w osi symetrii pod kadłubem.

Pocisk H-25 MP przeznaczony jest do niszczenia radiolokacyjnych stacji naziemnych, zestawów przeciwlotniczych pocisków rakietowych bliskiego zasięgu oraz zestawów małokalibrowej artylerii przeciwlotniczej, pracujących w zakresie A na fali ciągłej.

Budowa pocisku H-25 MP jest analogiczna do budowy pocisku H-25 ML, a różni się tylko głowicą naprowadzania.

Kierowany pocisk rakietowy H-29 Ł

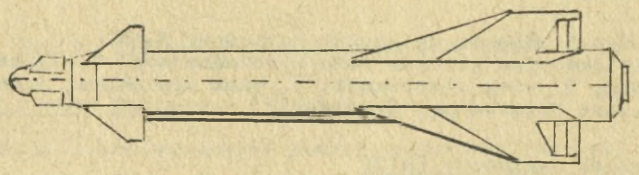
Pocisk H-29 Ł przeznaczony jest do niszczenia w warunkach widoczności wzrokowej umocnionych celów naziemnych takich jak:

- żelbetonowych ukryć dla samolotów;
- mostów kolejowych i szosowych;
- budowli przemysłowych i składów;
- stanowisk dowodzenia;
- dróg startowych i kołowania;
- środków desantowo-przeprawowych.

Pocisk H-29 Ł wyposażony jest w głowicę samonaprowadzającą 24N1, sterowaną za pomocą laserowej stacji oświetlania i pomiaru odległości "Klon-54".

Układ sterowania aerodynamicznego typu "Kaczka", ma zdejmowane stery w kształcie krzyża, przed sterami znajdują się destabilizatory zwiększające efektywność sterów oraz polepszają stateczność podłużną pocisku na kątach natarcia 8° /rys. 4/.

Na samolocie SU-22 M-4 mogą być podwieszone dwie rakiety.



Rys.4. Kierowany pocisk rakietowy H-29 Ł

Kierowany pocisk rakietowy H-58

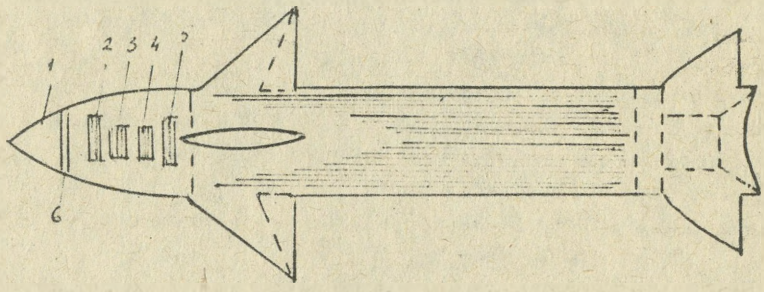
Przeciwradiolokacyjny kierowany pocisk rakietowy H-58 z pasywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzającą się jest pociskiem klasy "powietrze-RLS" i przeznaczony do:

- oznaczony literą A do rażenia stacji radiolokacyjnych pracujących w reżimie promieniowania ciągłego o długości fali 2,9-3 cm;
- oznaczony literą A' do rażenia stacji radiolokacyjnych pracujących w reżimie promieniowania impulsowego o długości fali 2,9-3 cm;
- oznaczony literą B do rażenia stacji radiolokacyjnych pracujących w reżimie promieniowania impulsowego o długości fali 8-9 cm;
- oznaczony literą C do rażenia stacji radiolokacyjnych pracujących w reżimie promieniowania impulsowego o długości fali 22-24 cm /rys. 5/.

Głowice radiolokacyjne pocisku mogą być dowolnie zamieniane; pocisk może być stosowany w dowolnych warunkach atmosferycznych.

Nosiciel przenosi dwie rakiety H-58 z aparaturą "Wiuga".

Przedział bojowy z głowicą typu burzącego o promieniu rażenia 20-22 m. Pocisk posiada optyczny zapalnik zbliżeniowy ROW inicjujący wybuch na wysokości 5 m nad powierzchnią celu, niezależnie posiada również zapalnik uderzeniowy bezwładnościowo-elektromagnetyczny.



Rys.5. Kierowany pocisk rakietowy H-58
1. p/radiolokacyjna głowica samonaprowadzająca; 2. żyrostabilizator anten; 3. blok sterowania; 4. blok zasilania; 5.urządzenie sterujące heterodyną; 6.antena.

Kierowany pocisk rakietowy 9M17P

Kierowany pocisk rakietowy 9M17P stanowi część przeciwczołgowego kierowanego systemu rakietowego i przeznaczony jest do rażenia nieruchomych i ruchomych opancerzonych celów nieprzyjaciela /rys. 6/.

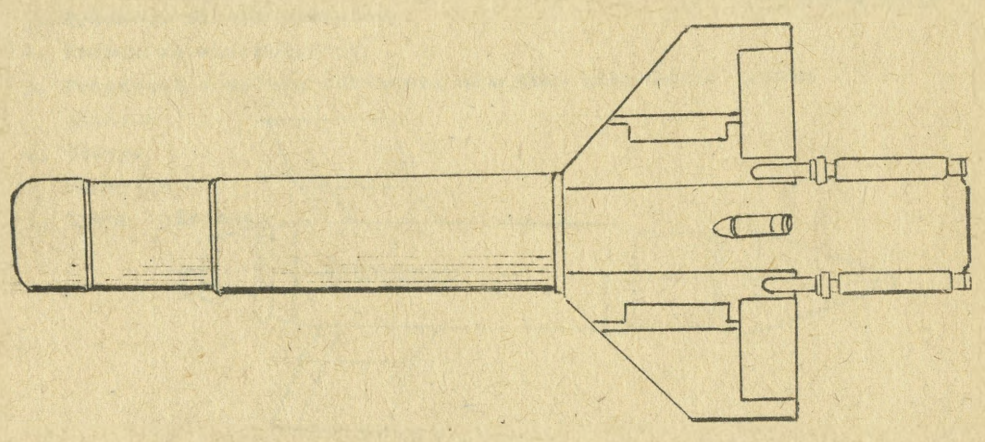
Kierowany pocisk rakietowy 9M17P charakteryzuje się wysokimi zaletami bojowymi, ma dużą zdolność przebicia, wysoką niezawodność oraz jest dostatecznie prosty w eksploatacji.

Może być wykorzystany przy temperaturze otaczającego powietrza w granicach od -40° do +50° C. Odpalenie może nastąpić w warunkach dobrej widzialności wzrokowej w dzień i o zmroku.

Maksymalny zasięg wynosi 4000 m, system kierowania półautomatyczny, radiowy przy optycznej widzialności celu /zabezpieczono również dublujące kierowanie ręczne/.

Maksymalna wysokość zastosowania bojowego nie większa niż 2500 m, wysokość zastosowania bojowego nad rzeźbą terenu w locie poziomym w dzień - 20-200 m, a po zmierzchu 50-200 m, wysokość zastosowania w zawisie nad rzeźbą terenu nie mniejsza niż 10 m. Odpalenie pocisku może nastąpić przy prędkości śmigłowca w zakresie 80-260 km/h.

Zdolność przebijania pancerza przy zetknięciu z nim pod kątem 60° względem prostopadłej nie większa niż 280 mm. Pocisk nie zadziała na przegrodach maskujących i przeciwkumulacyjnych.



Rys.6. Kierowany pocisk rakietowy 9M17P

Kierowany pocisk rakietowy "SZTURM"

Kierowany, przeciwczołgowy pocisk rakietowy "Szturm" przeznaczony jest do rażenia ruchomych i nieruchomych, małych opancerzonych i lekko opancerzonych celów /typu czołg, BWP, samochód opancerzony/ oraz punktów ogniowych nieprzyjaciela, w warunkach ich bezpośredniej optycznej

widzialności, przy prędkości śmigłowca 80-290 km/h i odległości odpalania 1000-5000 m.

Wysokość odpalania od 0-3000 m. Kierowanie-komendami radiowymi, półautomatyczne, zapalnik kontaktowy, zdolność przebicia pancerza od 280-560 mm.

Budową i wyglądem jest podobny do pocisku rakietowego 9M17P.

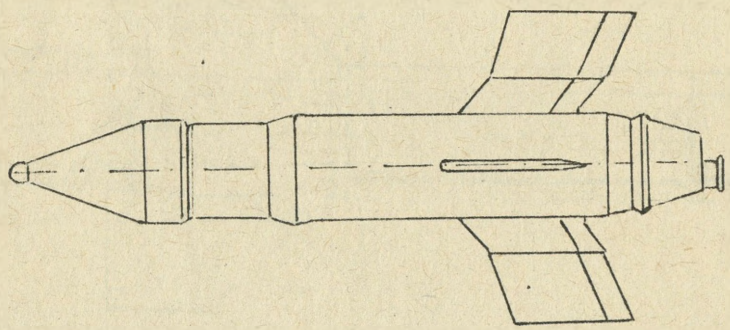
Przeciwpancerny pocisk kierowany 9M14M

Przeciwpancerny pocisk kierowany 9M14M przeznaczony jest do zwalczania opancerzonych celów stałych i ruchomych, znajdujących się w odległościach od 500 do 3500 m /rys. 7/.

Kierowanie pociskiem i naprowadzenie go na cel następuje za pomocą sygnałów przekazywanych na pocisk linią przesyłową z pulpitu operatora. Lot pocisku i cel obserwuje operator przez lornetę obserwacyjną.

Odległość maksymalna kierowanego lotu pocisku przy prędkości $V_{śmig}$ = 0 - 3000 m, a przy $V_{śmig} = V_{maks.}$ - 3500 m, odległość minimalna strzelania 500 m.

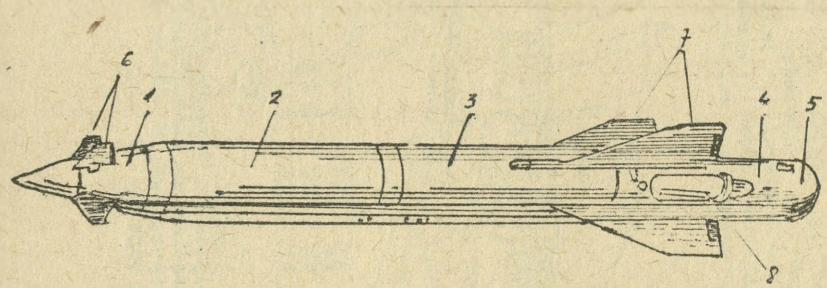
System kierowania ręczny przewodowy, a sposób kierowania metodą trzech punktów.



Rys.7. Kierowany pocisk rakietowy 9M14M

1.3. Budowa kierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-ziemia

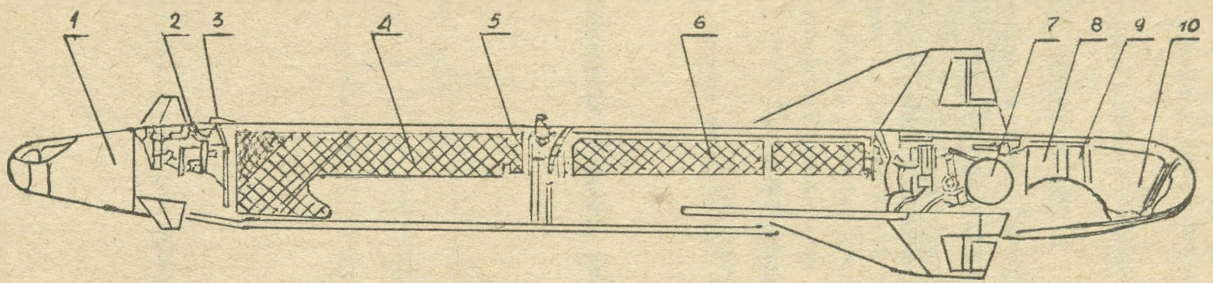
Pocisk H-23



Rys.8. Budowa pocisku H-23

1. Przedział urządzeń sterowniczych.
2. Część bojowa.
3. Prochowy silnik rakietowy.
4. Przedział energetyczny.
5. Przedział z anteną odbiorczą urządzeń kierowania lotem pocisku.
6. Stery.
7. Skrzydła.
8. Dysza wylotowa.

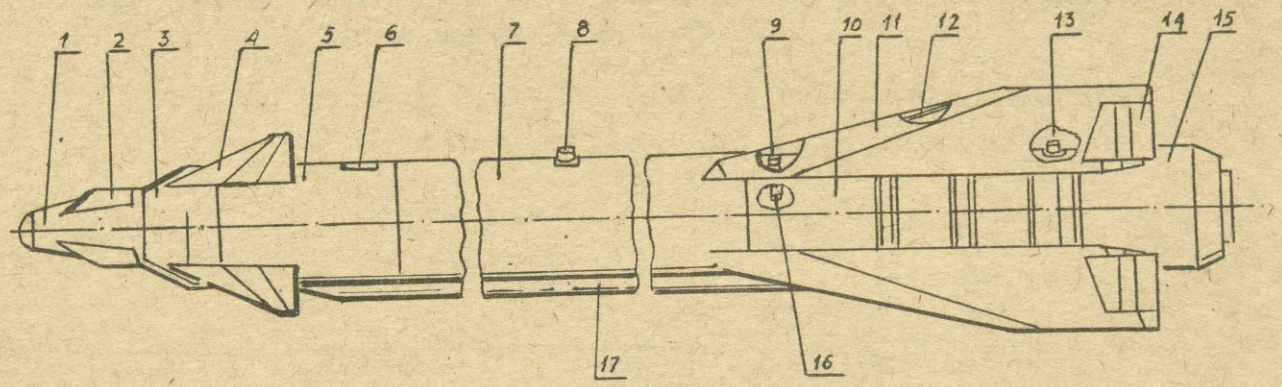
Pocisk H-25 ML /MP/



Rys.9. Budowa pocisku H-25 ML /MP/

1 - Półaktywna laserowa /radiolokacyjna/ głowica samonaprowadzająca; 2 - mechanizm zabezpieczający; 3 - blok sterowania; 4 - główna część bojowa; 5 - mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy; 6 - rakietowy silnik prochowy; 7 - blok powietrzno-osprzętowy; 8 - blok zasilania; 9 - mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy; 10 - dodatkowa część bojowa.

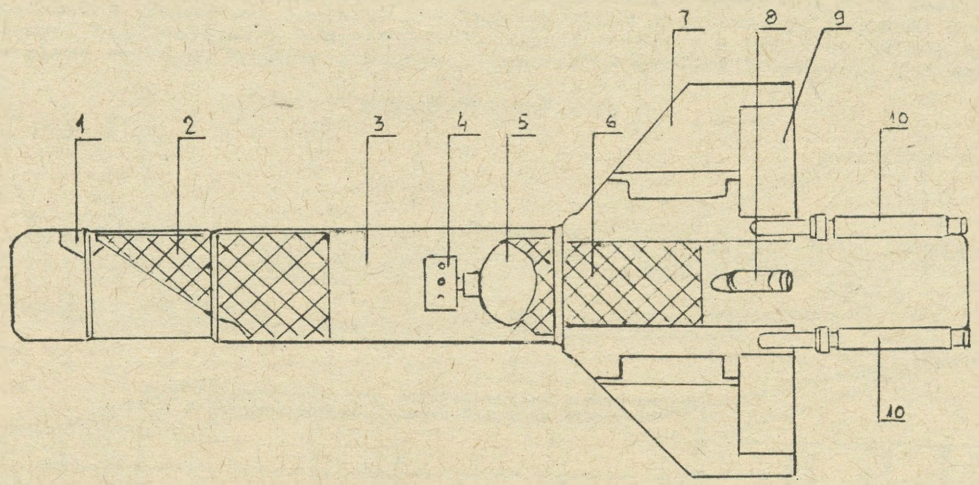
Pocisk H-29 Ł



Rys.10. Budowa pocisku H-29 Ł

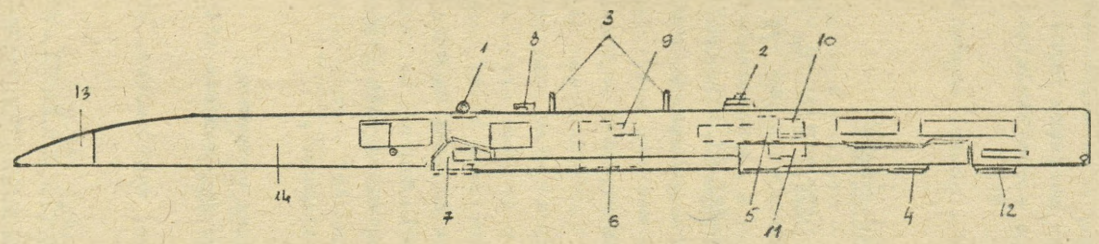
1 - Półaktywna laserowa głowica samonaprowadzająca /przedział pierwszy/; 2 - destabilizator; 3 - przedział przejściowy; 4 - ster; 5 - przedział drugi; 6 - odrywane złącze elektryczne; 7 - część bojowa /przedział trzeci/; 8 - przedni węzeł podwieszenia pocisku; 9 - przetyczka zapłonu silnika; 10 - rakietowy silnik prochowy /przedział czwarty/; 11 - skrzydło; 12 - styki zapalnika uderzeniowego; 13 - tylny węzeł podwieszenia pocisku; 14 - lotka; 15 - przedział piąty; 16 - przetyczka uruchomienia zapalnika uderzeniowego; opływ z instalacją elektryczną i gazową.

Pocisk 9M17P



Rys.11. Budowa pocisku 9M17P -

1 - Generator piecoelektryczny; 2 - przedział bojowy; 3 - blok zasilania elektrycznego; 4 - żyroskop o trzech stopniach swobody; 5 - przedział zasilania; 6 - przedział silnika - ładunek marszowy silnika; 7 - skrzydło; 8 - dysza wylotowa; 9 - ster; 10 - smugacze-lampowe.



Rys.12. Wyrzutnia rakietowa APU-68U-E

1 - przedni ustalacz; 2 - tylny ustalacz; 3 - sworznie z uchem; 4 - tylna prowadnica, blok nr 1; 7 - przednia prowadnica; 8 - złącze połączenia z pokładem samolotu; 9 - złącze połączenia z blokiem nr 1; 10 i 11 - złącza połączenia z blokiem nr 2; 12 - złącze połączenia z pociskiem rakietowym; 13 - nosek - odlew; 14 - obudowa - kadłub wyrzutni.

1.4. Wyrzutnie kierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-ziemia

Wyrzutnie kierowanych pocisków rakietowych, są to belki służące do podwieszania, transportu i odpalania kierowanych pocisków rakietowych jak również niekierowanych pocisków S-24.

Na belkach znajdują się ustalacze - przedni i tylny, węzły podwieszeń, wtyczko-złącza wtykowego, mechanizm blokujący z zabezpieczeniem elektromagnetycznym, mechanizm stykowy, prowadnice pocisków rakietowych, mechanizm odbezpieczający, bloki elektryczne - umożliwiające odpalanie różnych typów pocisków rakietowych.

Każda wyrzutnia składa się z opływu przedniego - noska, części mośnej oraz opływu tylnego.

2. Niekierowane pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia

Niekierowane pociski rakietowe w porównaniu z artyleryjskimi odznaczają się większym zasięgiem strzelania i przewyższają je pod względem siły rażenia. Charakteryzują się wysoką gotowością i szybostrzelnością, są proste w obsłudze i zbudowane z materiałów dostępnych w kraju.

Rażenie celu rakietami następuje nie tylko po bezpośrednim trafieniu, lecz również odłamkami, siłą wybuchu.

Niekierowany pocisk składa się z następujących części:

- silnika rakietowego;
- części bojowej;
- zapalnika;
- usterzenia ogonowego.

Najważniejszą częścią pocisku rakietowego jest ładunek bojowy. W zależności od przeznaczenia ładunki bojowe dzielą się na:

- burzące - przeznaczone do rażenia celów naziemnych siłą fali uderzeniowej;
- odłamkowe - przeznaczone do rażenia celów odłamkami;
- odłamkowo-burzące;
- kumulacyjne - przeznaczone do rażenia techniki pancernej;
- zapalające - przeznaczone do wzniecania pożarów, rażenia siły żywej i techniki bojowej ogniem;
- specjalne - mogą to być pociski oświetlające, zakłócające, dymne i inne.

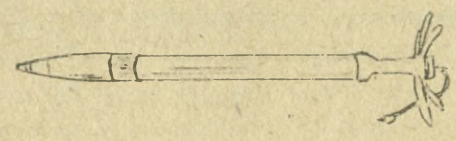
2.1. Charakterystyka niekierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-ziemia

Niekierowany pocisk rakietowy S-5M

Pocisk S-5M /S-5M-1/ o działaniu burzącym /rys. 13/, przeznaczony

jest do niszczenia celów powietrznych na wysokościach do 30 000 m. Może być także używany do niszczenia nieopancerzonych celów naziemnych /samoloty na lotniskach, samochody, przeprawy, składy MPS i inne/.

Pociski S-5M z zapalnikami W-5M1 są odpalane z jednoładunkowych wyrzutni otwartych, wchodzących w skład bloków UB-16-57 lub UB-32-57.



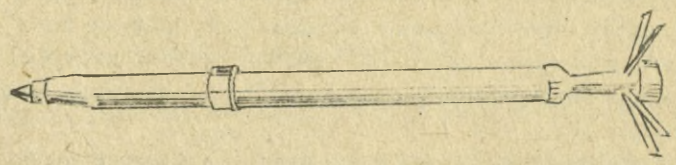
Rys.13. Lotniczy pocisk rakietowy S-5M

Kaliber pocisku - 57 mm, długość 882 mm, całkowity ciężar pocisku 3,86 kg w tym ciężar ładunku burzącego 0,258 kg. Prędkość maksymalna 673-617 m/sek.

Lotniczy pocisk rakietowy S-5KO

Pocisk S-5KO kalibru 57 mm, o działaniu kumulacyjno-odłamkowym, z zapalnikiem uderzeniowym W-5K /rys. 14/, przeznaczony jest do rażenia naziemnych celów opancerzonych /czołgów, transporterów opancerzonych, dział samobieżnych i innych/, stacji radiolokacyjnych samolotów na stoiskach, siły żywej nieprzyjaciela. Pociski S-5KO z zapalnikami W-5K odpala się również z 16-lufowej wyrzutni UB-16-57 UM lub 32-lufowej wyrzutni UB-32 zamocowanych na samolotach lub śmigłowcach.

Kaliber pocisku - 57 mm, długość z zapalnikiem 996-1006 mm, masa całkowita pocisku - 4,5 kg, masa części bojowej 1,36 kg, grubość pancerza przebijanego przez pocisk przy uderzeniu pod kątem 30° względem powierzchni - 150 mm, prędkość maksymalna pocisku 586 m/s.



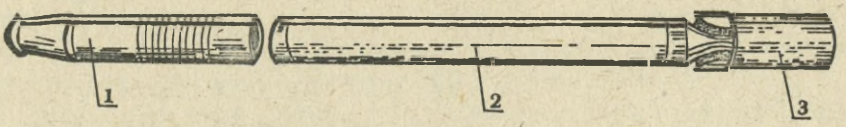
Rys.14. Ogólny widok pocisku S-5KO z zapalnikiem W-5K

Lotniczy rakietowy pocisk S-8A/M/

Pocisk S-8 o działaniu kumulacyjno-odłamkowym, przeznaczony jest do niszczenia naziemnych celów opancerzonych, nieopancerzonych oraz siły żywej nieprzyjaciela.

Pociski S-8 odpala się z 20-lufowej wyrzutni B-8M1, podwieszanej na współczesnych samolotach bojowych oraz na śmigłowcach.

Pocisk S-8 o kaliberze 80 mm, ciężar całkowity 11,6 kg w tym ciężar głowicy bojowej 3,6 kg, prędkość maksymalna 621 m/sek. Przebija pancerz do 420 mm.

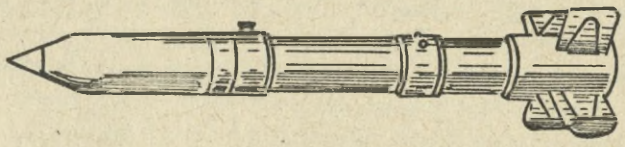


1. Część bojowa, 2. Silnik rakietowy, 3. Futerał do transportu

Rys.15. Lotniczy pocisk rakietowy S-8

Lotniczy pocisk rakietowy S-24

Niekierowany pocisk rakietowy S-24 /rys. 16/ przeznaczony jest do niszczenia słabo opancerzonych i nieopancerzonych celów naziemnych wskutek działania burzącego i odłamkami.



Rys.16. Pocisk S-24

Pocisk wyposaża się w mechaniczny zapalnik uderzeniowy W-24A, który może być ustawiony na jeden z trzech wybranych czasów opóźnień:

"O" - zadziałanie natychmiastowe /działanie odłamkowe/ - 0,001 s;

"M" - małe opóźnienie /działanie odłamkowo-burzące/ - 0,004-0,008 s;

"B" - duże opóźnienie /działanie burzące/ - 0,12-0,23 s.

Odległość odbezpieczenia zapalnika wynosi 275-500 m. Wybór czasu zwłoki zapalnika przeprowadza się w zależności od otrzymanego zadania /charakteru celu/.

Większość nieopancerzonych celów naziemnych podczas wybuchu pocisku w promieniu 5-8 m jest całkowicie niszczona, przy czym pocisk wybuchający z niedolotem w stosunku do celu razi go na długości półtora razy większej od promienia rażenia, niż wybuchający z przelotem. Jest to uwarunkowane charakterystyką rozrzutu odłamków.

Kaliber pocisku - 240 mm, długość z zapalnikiem 2220 mm, masa całkowita 233 kg, masa części bojowej 123,5 kg, maksymalna prędkość 413 m/sek.

Lotniczy pocisk rakietowy S-25

Pocisk S-25 przeznaczony jest do niszczenia schronów, schrono-hangarów, celów silnie opancerzonych oraz innej techniki bojowej - nieopancerzonej i siły żywej /rys. 17/.

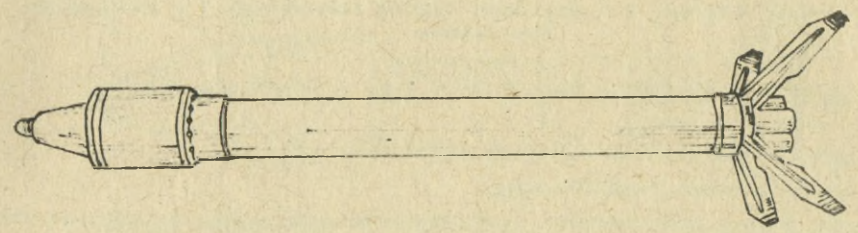
Pocisk oznaczony symbolem S-25-O jest odłamkowym i po wybuchu głowicy bojowej powstaje około 5500 odłamków o masie od 2 do 20 g. Prawdopodobieństwo rażenia wyrzutni rakietowej typu "Pershing" wynosi 0,69-0,73.

Pociski oznaczone symbolami S-25-OF i OFM są odłamkowo-burzącymi, które przebijają schrony o grubości od 0,8-1 m żelazobetonu plus 2 metry ziemi.

Kaliber pocisku S-25-O wynosi 420/260 /pierwsza cyfra oznacza kaliber głowicy, druga korpus w wyrzutni/, ciężar 370 kg, masa części bojowej 143, maksymalna prędkość 540 m/sek.

Pociski S-25-FM i OFM są kalibru 340/260, masa całkowita 425 kg, a masa części bojowej 193 kg. Prędkość maksymalna pocisku 500 m/s.

Do wyżej wymienionych pocisków można również zastosować laserową głowicę samonaprowadzającą się, co znacznie zwiększy skuteczność rażenia celu. Głowicę laserową można zamienić do normalnej rakiety S-25 w czasie do 8 minut.



Rys. 17. Pocisk rakietowy S-25

2.2. Budowa niekierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-ziemia

Lotnicze pociski rakietowe typu S-5 wyglądem zewnętrznym nie różnią się między sobą /S-5M, S-5K, S-5KO/. Budowa ich jest jednakowa. Każdy z nich posiada następujące zasadnicze części:

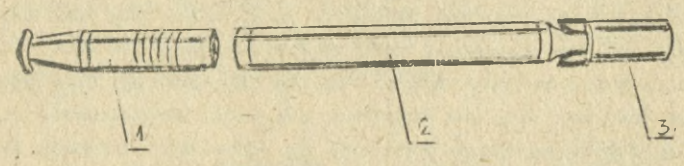
- głowicę bojową;
- prochowy silnik rakietowy;
- futerał transportowy, wewnątrz którego znajduje się stateczник pocisku.

Głowica pocisku jest przeznaczona do niszczenia celów naziemnych /powietrznych/, poprzez działanie burzące, kumulacyjne i odłamkowe.

Prochowy silnik rakietowy /rys. 18/ przeznaczony jest do nadania pociskowi ruchu postępowego. W skład silnika rakietowego wchodzą: komora rakietowa, ładunek prochowy, zapłonnik, dysza ze stateczniki em.

Komora rakietowa służy do połączenia wszystkich części silnika rakietowego oraz spalania ładunku prochowego.

Dysza ze stateczniki em składa się z następujących elementów: dyszy, stateczniki a, sprężyn, osi i ograniczników. Dysza przeznaczona jest do zamiany energii potencjalnej gazów prochowych na energię kinetyczną ich wpływu z prędkością niezbędną do uzyskania założonej prędkości postępowej pocisku. Stateczniki / brzechwy / zapewnia stateczność pocisku podczas lotu oraz jednocześnie ruch obrotowy pocisku w celu zmniejszenia rozrzutu.



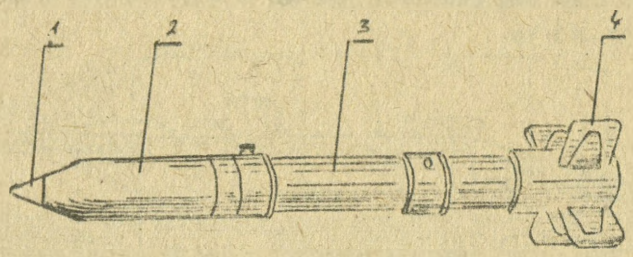
Rys. 18. Podstawowe części pocisku S-5KO
1 - część bojowa; 2 - prochowy silnik rakietowy; 3 - futerał do transportu.

Lotniczy niekierowany pocisk S-24 /rys. 19/ składa się:
- z części bojowej;
- prochowego silnika rakietowego;
- stabilizatora /stateczniki a/.

Część bojowa przeznaczona jest do niszczenia celów działaniem uderzeniowym /przebicie/ oraz odłamkowo-burzącym. Część bojowa jest wypełniona materiałem wybuchowym, którego detonację wywołuje mechaniczny zapalnik uderzeniowy W-24A /po spotkaniu z celem/, wkręcany w otwór głowicy pocisku rakietowego /rys. 19/.

Prochowy silnik rakietowy jest przeznaczony do nadania pociskowi prędkości początkowej w wyniku spalania ładunku prochowego, znajdującego się w komorze spalania.

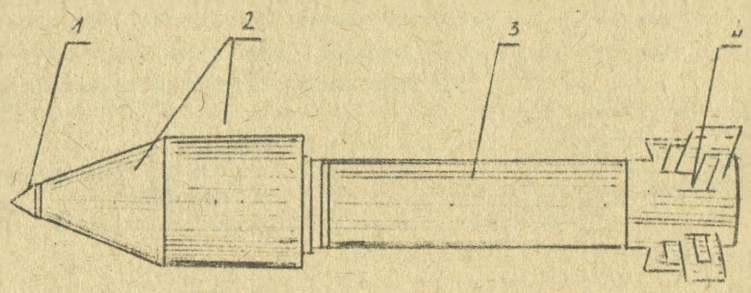
W tylnej części pocisku znajduje się blok dysz odrzutowych /sześć dysz/ przeznaczony do odprowadzania gazów prochowych powstających w procesie spalania ładunku prochowego. W koniecznych przypadkach do otworu centralnego bloku dysz może być wkręcony smugacz.



Rys.19. Podstawowe części pocisku S-24
1 - zapalnik; 2 - część bojowa; 3 - prochowy silnik rakietowy; 4 - stateczník

Zapłon ładunku prochowego w komorze spalania silnika odbywa się za pomocą dwóch pironaboi.

W czasie lotu, pocisk stabilizowany jest za pomocą czterobrzechwowego stabilizatora i obrotów wokół osi podłużnej. Obroty wokół osi podłużnej osiąga się w wyniku odpowiedniego nachylenia dysz odrzutowych.



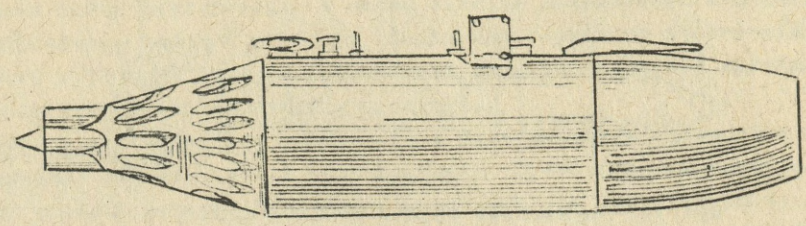
Rys.20. Podstawowe części rakiety S-25
1 - zapalnik; 2 - głowica bojowa; 3 - silnik rakietowy; 4 - układ sterowania

2.3. Wyrzutnie niekierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-ziemia

Wyrzutnia UB-32A-73 /UB-32M/ przeznaczona jest do przenoszenia i odpalania pocisków niekierowanych typu S-5M1, S-5K1, S-5KO, S-5MO, S-5Ґ1 /rys. 21/.

Składa się z korpusu, trzydziestu dwu luf, przedniego i tylnego podwieszenia, przedniej i tylnej opory, przedniego i tylnego opływu nadających wyrzutni opływowy kształt oraz układu elektrycznego.

Do wyrzutni ładuje się 32 pociski o kalibrze 57 mm, długość jej wynosi 2080 mm, waga bez pocisków 102 kg, a z pociskami w zależności od typu od 214 do 263 kg.

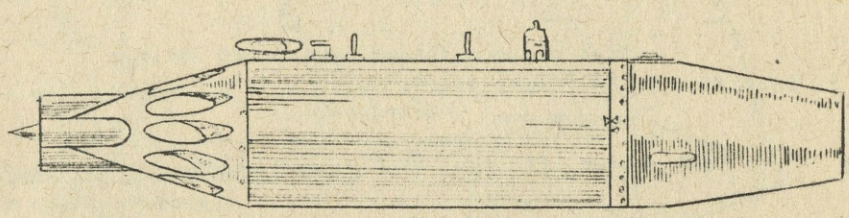


Rys.21. Wyrzutnia UB-32A

Wyrzutnia UB-16-57 UMP

Uniwersalna wyrzutnia rakietowa UB-16-57 UMP jest przeznaczona do przenoszenia i odpalania szesnastu niekierowanych pocisków rakietowych kalibru 57 mm /rys. 22/.

Ciężar wyrzutni bez pocisków 56-58 kg, a z pociskami 117-119 kg, długość 1880 mm.



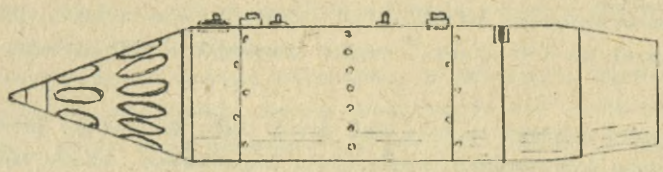
Rys.22. Wyrzutnia UB-16-57 UMP

Wyrzutnia B-8M1

Przeznaczona jest do odpalania niekierowanych pocisków rakietowych typu S-8.

Wyrzutnie są wzajemnie wymienialne według miejsc podwieszania na belki nośne. W razie potrzeby, wyrzutnia może być zrzucona z samolotu z pociskami jak i bez pocisków.

Wyrzutnia B-8M1 /rys. 23/ stanowi korpus, wewnątrz którego zamontowanych jest dwadzieścia luf w celu załadowania do każdej z nich po jednym niekierowanym pocisku rakietowym o kalibrze 80 mm. Masa wyrzutni z 20 pociskami - 376 kg, bez pocisków - 150 kg, długość 2760 mm.



Rys. 23. Wyrzutnia B-8M1

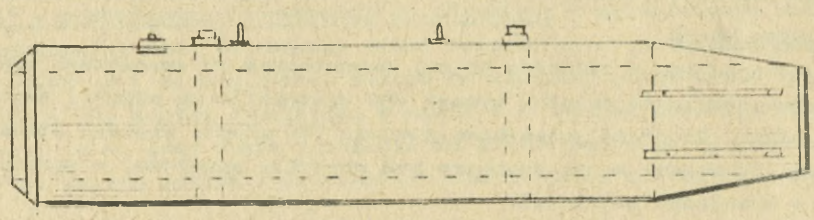
Wyrzutnia O-25

Wyrzutnia O-25 przeznaczona jest do jednorazowego odpalenia niekierowanego pocisku rakietowego S-25.

Załadowana pociskiem wyrzutnia podwieszana jest na belce nośnej i zapewnia:

- zablokowanie pocisku w lufie;
- odpalenie pocisku we wszystkich zakresach zastosowania bojowego;
- bezpieczny wylot i lądowanie samolotu z pociskiem w wyrzutni, a także lot z pociskiem;
- możliwość awaryjnego zrzutu wyrzutni z pociskiem.

Podstawowymi elementami wyrzutni O-25 /rys. 24/ są: rura montażowa, zamek, nasadka, pokrycie tylne, opory.



Rys. 24. Wyrzutnia O-25

3. Charakterystyka uzbrojenia artyleryjskiego będącego w wyposażeniu współczesnych samolotów i śmigłowców

Współczesne samoloty i śmigłowce wyposażone są w działka i karabiny maszynowe o kalibrze od 12,7 do 37 mm. Odznaczają się one dużą szybkostrzelnością i dużą prędkością początkową pocisków.

Karabin maszynowy 9-A-624

Jest czterolufowym szybkostrzelnym automatem, kalibru 12,7 mm, o szybkostrzelności 4000-5000 wystrzałów na minutę; ciężar karabinu wynosi - 48 kg. Komplet bojowy amunicji - 1470 sztuk.

Karabin maszynowy A-12,7

Jest jednolufowym szybkostrzelnym karabinem maszynowym kalibru 12,7 mm, o szybkostrzelności od 800-1000 wystrzałów na minutę. Prędkość początkowa pocisku 810 m/sek., zapas amunicji - 100 sztuk.

Działko GSz-23

Jest to dwulufowy automat o kolejnej pracy luf. Kolejność pracy luf zapewnia odpowiednia konstrukcja mechanizmu napędowego, który podaje naboje i przygotowuje działko do strzelania.

Kaliber działka wynosi - 23 mm, szybkostrzelność 3000-3400 strzałów na minutę, prędkość początkowa pocisków 715 m/sek., liczba naboi w skrzynce amunicyjnej i rękawie 200 sztuk, masa działka - 46 kg.

Działko NR-23

Jednolufowe, o kalibrze 23 mm. Zamocowane na samolotach typu Lim. Szybkostrzelność działka wynosi 800-950 strzałów na minutę, prędkość początkowa pocisku 780 m/sek. Zapas amunicji do działka wynosi 80 sztuk, ciężar - 39 kg.

Działko NS-23

Jednolufowe, o kalibrze 23 mm, montowane na samolotach typu Lim oraz na niektórych śmigłowcach. Ciężar działka - 37 kg, szybkostrzelność 570 wystrzałów na minutę, prędkość początkowa pocisku 780 m/sek. Zapas naboi 80 sztuk.

Działko NR-30

Jednolufowe o kalibrze 30 mm, zamontowane na samolotach typu SU. Szybkostrzelność działka wynosi 850 wystrzałów na minutę, zapas naboi 80 sztuk. Prędkość początkowa pocisku 780 m/sek. Podczas strzelania łuski wyrzucane są na zewnątrz pod skrzydła samolotu, a ogniwa zbierane w specjalne pojemniki.

Działko GSz-301

Jednolufowe o kalibrze 30 mm, zamocowane na samolocie MiG-29. Szybkostrzelność działka wynosi 1800 strzałów na minutę. Prędkość początkowa pocisku 780 m/sek., waga - 42 kg. Średnie odległości strzelania: do celów powietrznych od 200-1200 m; do celów naziemnych od 800-1800 m.

Działko N-37

Jednolufowe, o kalibrze 37 mm, zamontowane na samolotach typu Lim. Szybkostrzelność działka wynosi 400 wystrzałów na minutę, zapas naboi 40 sztuk, prędkość początkowa pocisku 700 m/sek.

4. Amunicja lotnicza

Za pomocą działek /karabinów maszynowych/ zwalczamy różnorodne cele

powietrzne, naziemne, nawodne, charakteryzujące się odmiennymi właściwościami i różnym stopniem wrażliwości na środki rażenia. Dlatego to powoduje konieczność stosowania różnego rodzaju pocisków do działek i karabinów maszynowych.

Stosuje się tu naboje zespolone, które muszą zapewniać maksymalnie niezawodną pracę broni. Naboje kompletuje się w odpowiednich ilościach w taśmy, które mają procentowo odpowiedni skład. I tak najbardziej typową taśmą do lotniczego działka jest - taśma składająca się z 70% pocisków odłamkowych, czy odłamkowo-burzących i 30% pocisków przeciwpancernych.

Do działka GSz-23 stosuje się naboje zespolone z pociskami:

"BZT" - przeciwpancerno-zapalająco-smugowy przeznaczony do rażenia celów powietrznych i naziemnych - ma działanie przebijające i zapalające. Wyposaża się go w smugacz, którego czas pracy wynosi 5-6 s. Średnia masa pocisku - 0,19 kg. Pocisk BZT przebija pancerz o grubości 10-15 mm przy kącie spotkania do 30° /w stosunku do powierzchni/;

"OFZ" - odłamkowo-burząco-zapalający przeznaczony do rażenia celów odłamkami ponadto ma działanie burzące i zapalające. Wyposaża się go w zapalnik W-23M o opóźnionym działaniu ze zdalnym odbezpieczeniem bez samolikwidatora. Zapalnik odbezpiecza się w odległości 3,5-5,5 m od wylotu lufy i zapewnia wybuch pocisku 200-300 mm za przeszkodą. Wyposażony w bardzo czuły zapalnik BSz służy do niszczenia balonów;

"BZA" - przeciwpancerno-zapalająco-odłamkowy o niedzielonym kadłubie przeznaczony jest do rażenia słabo opancerzonych celów powietrznych i naziemnych. Nie ma zapalnika. Kadłub ma końcówkę balistyczną, pod którą znajduje się kostka zapalająca o masie 5 g. Pocisk przebija pancerz o grubości 10 mm przy kącie spotkania do 30° /w stosunku do normalnej/ i powoduje zapłon paliwa w zbiornikach znajdujących się za opancerzeniem;

"OZT" - odłamkowo-zapalająco-smugowy przeznaczony do rażenia celów nieopancerzonych. Na odległościach do 1200 m daje bardzo dobrze widoczną smugę w dzień i w nocy koloru różowego.

"OFZT" - odłamkowo-burząco-zapalająco-smugowy podobny do OFZ posiada smugacz.

"PRL" - przeciwradiolokacyjny przeznaczony do zakłócania stacji radiolokacyjnych, pracujących w 3 cm zakresie fal. W kadłubie pocisku rozmieszczone są 4 pakiety odbijaczy dipolowych DOS-4 /DOS-15/. Za pomocą urządzenia wyrzutnikowego pakiety rozpraszane są po upływie 5-8 s od chwili wystrzału. Efektywna płaszczyzna obłoku odbijaczy po upływie 12-15 s od chwili rozpoczęcia strzelania wynosi około 3 m^2.

Do strzelania z działek NR-30 stosuje się amunicję z pociskami:

"OFZ" - odłamkowo-burząco-zapalający przeznaczony do niszczenia celów nieopancerzonych względnie słabo opancerzonych, przy tym rażącą częścią pocisku są odłamki, materiał wybuchowy i zapalający;

"BR" - przeciwpancerno-rozrywający przeznaczony do rażenia celów opancerzonych. Podczas uderzenia w przeszkodę zapalanik nie zadziała, a wybuch następuje poza nią.

"PRL" - przeciwradiolokacyjny przeznaczony do zakłócania stacji radiolokacyjnych pracujących w 3 cm zakresie fal. Posiada cztery pakiety DOS-15, które wyrzucane są po 5-8 s od momentu wystrzału, tworzą obłok dający efektywną płaszczyznę odbicia około 3 m^2.

"FZ" - burząco-zapalający wyposażony w bardzo czuły zapalnik przeznaczony do niszczenia balonów /aerostatów/.

Do strzelania z uzbrojenia artyleryjskiego z samolotów typu Lim używa się amunicję z pociskami następujących typów:

- dla N-37

"OZT" - odłamkowo-zapalająco-smugowy;

"BZT" - przeciwpancerno-zapalająco-smugowy;

- dla NR-23

"OZT" - odłamkowo-zapalająco-smugowy;

"BZ" - przeciwpancerno-zapalający.

Pocisk OZT kalibru 37 mm jest uzbrojony w zapalnik natychmiastowego działania A-37, ze zdalnym odbezpieczeniem /25-55 m/ i samolikwidatorem /2,5 - 3 s/.

Pociski przeciwpancerne różnią się tym od odłamkowych, że mają końcówkę balistyczną.

Przy średnich odległościach strzelania /600-400 m/, pocisk BZT-37 przebija pancerz 40 mm, a pocisk BZ-23 pancerz do 25 mm.

Pociski OZT i BZT są smugowe. Kolor smugi - czerwony, a jej długość wynosi:

- OZT-37 do 3000 m;
- BZT-37 do 1500 m;
- OZT-23 do 1200 m.

ROZDZIAŁ II

SPOSOBY KIEROWANIA POCISKAMI RAKIETOWYMI KLASY POWIETRZE-ZIEMIA

Sterowanie lotem pocisku rakietowego odbywa się za pomocą aparatury pokładowej według komend /sygnałów/ otrzymywanych z następujących źródeł:

- od celu naziemnego, kontrastowo wyróżniającego się na tle;
- nadajnika, umieszczonego na samolocie /śmigłowcu/ - nosicielu;
- urządzenia programowego, umieszczonego w pocisku rakietowym.

W zależności od tego istnieją, odpowiednio, następujące sposoby kierowania:

- samonaprowadzenie;
- kierowanie zdalne;
- kierowanie autonomiczne.

1. Samonaprowadzenie

Samonaprowadzenie polega na tym, że pilot wykrywa cel i odpala pocisk w chwili, gdy głowica samonaprowadzająca pocisku również uchwyci ten cel. Głowica samonaprowadzająca pocisku reaguje na określoną, szczególną cechę obiektu, np. na emitowane przez cel fale elektromagnetyczne, promienie podczerwone, czy świetlne.

W zależności od sposobu rozwiązania układu, samonaprowadzenie dzieli się na:

- aktywne;
- półaktywne;
- pasywne.

Samonaprowadzenie aktywne polega na tym, że pocisk wyposażony jest w nadajnik wysyłający w kierunku celu wiązkę fal elektromagnetycznych, które po odbiciu od celu wracają do odbiornika, również znajdującego się w pocisku. Na podstawie tego sygnału przelicznik oblicza współrzędne celu i jeżeli zachodzi potrzeba skorygowania toru, przekazuje sygnały na stery, które zmieniają kierunek lotu pocisku. Taki układ samonaprowadzenia uniezależnia pocisk po odpaleniu z samolotu /śmigłowca/ i nie wymaga żadnych dodatkowych sygnałów zewnętrznych. Ma np. zastosowanie w pocisku powietrze-ziemia typu Harpoon - przeznaczonym do zwalczania okrętów.

Samonaprowadzenie półaktywne polega na tym, że cel jest wykrywany i oprominiowany falami wysyłanymi z pokładowej stacji samolotowej. Sygnał

odbity od celu zostaje odebrany przez odbiornik pocisku i przetworzony na odpowiednie sygnały, które za pomocą sterów realizują korekty lotu. Do określenia położenia celu względem pocisku i wytworzenia sygnałów naprowadzających go na cel stosowana jest aparatura pokładowa, pracująca na zasadzie wykorzystania własności celu do odbijania energii elektromagnetycznej wysyłanej ze źródła umieszczonego na samolocie, /np. urządzenia "Wiuga"/. Półautomatyczność tego układu polega na istnieniu przesyłanej linii informacji między pociskiem a celem.

W zależności od rodzaju energii wysyłanej do celu, tego rodzaju samonaprowadzenie dzieli się na radiolokacyjne, cieplne /na podczerwień/ i optyczne. Z uwagi na zasięg działania nadajników energii i małą zależność układu od warunków pogodowych, najszersze zastosowanie znalazły układy samonaprowadzania radiolokacyjnego, pracujące na falach radiowych zakresu centymetrowego /np. pocisk H-58/. Wadą układu jest konieczność opromieniowywania celu aż do chwili jego zniszczenia, co uniemożliwia manewr samolotu.

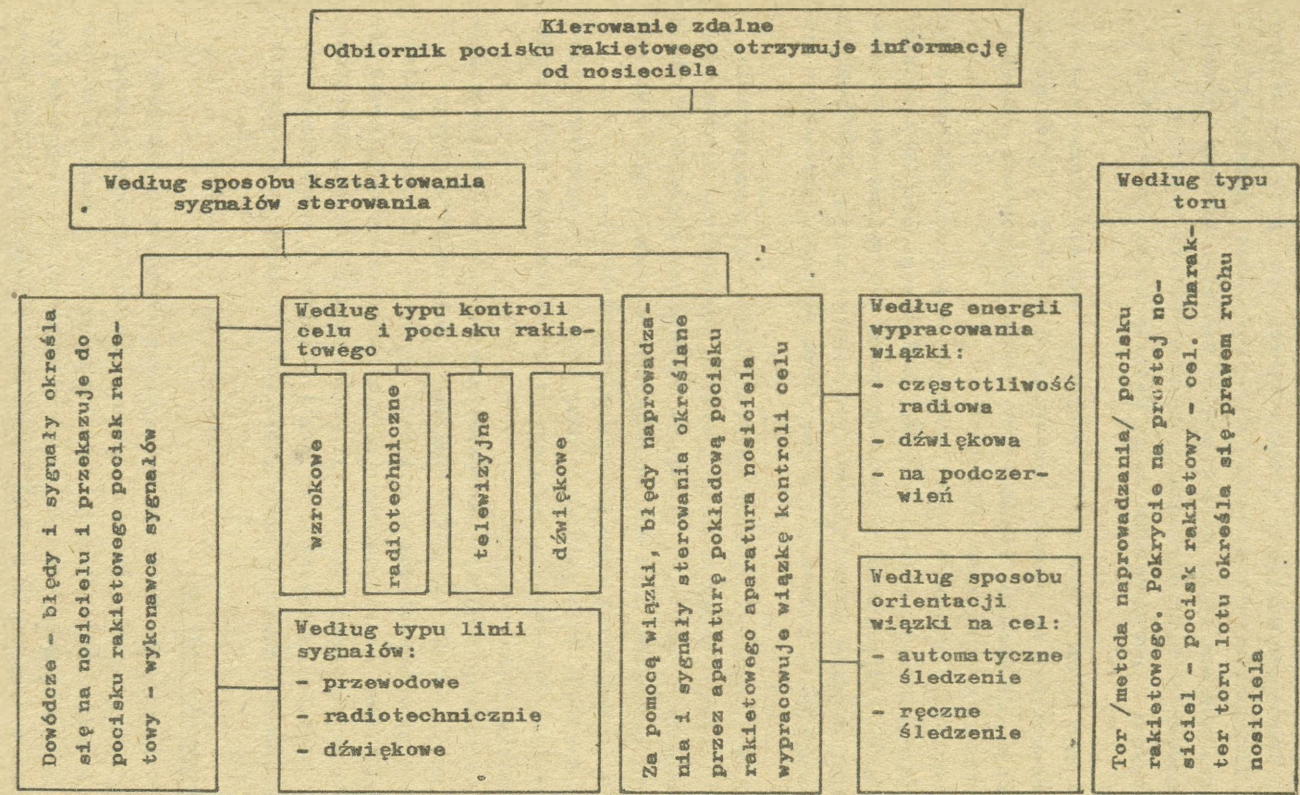
Samonaprowadzenie bierne realizowane jest w ten sposób, że w pocisku znajduje się tylko odbiornik sygnałów, który odbiera sygnały wysyłane przez cel w dowolnej postaci, np. fal radiowych, akustycznych, lub cieplnych /podczerwonych/ i dlatego niepotrzebne jest dodatkowe źródło energii. Taki układ samonaprowadzania może być stosowany głównie do naprowadzania pocisków na cele wyróżniające się na tle innych jakimś rodzajem promieniowania.

Główną zaletą biernego układu samonaprowadzania jest, względna prostota aparatury pokładowej, niezależność pocisku od innych źródeł energii po uchwyceniu celu oraz swobodny manewr samolotu, który nie musi śledzić przeciwnika.

Układy kierowania i naprowadzania wykorzystujące promieniowanie podczerwone są uniwersalne. Wykrywają one w zasadzie promieniowanie wysyłane przez dowolny obiekt, którego temperatura jest dodatnia i są bardziej odporne na zakłócenia niż radiolokatory. Skuteczność ich zależy w pewnym stopniu od warunków pogodowych. Są prostsze w konstrukcji, mają mniejszą masę i wymiary oraz cechują się mniejszymi kosztami produkcji w porównaniu do innych układów.

2. Kierowanie zdalne

Kierowaniem zdalnym nazywa się kierowanie na odległość. Przy takim sposobie kierowania, posiada ono trzy podstawowe elementy: punkt kierowania - nosiciel, obiekt kierowania - pocisk rakietowy i linię przesyłową.



Rys.25. Klasyfikacja układów zdalnego kierowania

2.1. Kierowanie dowódcze

Kierowaniem dowódczym nazywamy - takie kierowanie, przy którym wszystkie komendy kierowania wypracowywane są na samolocie /śmigłowcu/ - nosicielu i przekazywane linią przesyłową do rakiety. Komendy wypracowywane są na podstawie kontrolowania położenia rakiety względem celu. Komendy wypracowane i przekazywane są do rakiety automatycznie i półautomatycznie.

Podczas takiego rodzaju kierowania wszystkie sygnały kierowania całkowicie wypracowuje się na punkcie kierowania i za pomocą linii przesyłowej przekazuje do pocisku rakietowego. Aparatura pocisku rakietowego jest wykonawcą otrzymanych sygnałów.

W celu wypracowania sygnałów punkt kierowania posiada aparaturę kontroli wzajemnego położenia celu i pocisku rakietowego oraz połączenia z nim. Kontrola celu i pocisku rakietowego może być wykonywana wzrokowo lub za pomocą środków technicznych /radiotechnicznych, akustycznych, optycznych i innych/, a połączenie z pociskiem radiowe, przewodowe lub inne.

Pocisk rakietowy podczas kierowania dowódczego powinien posiadać urządzenie odbiorcze z deszyfratorem sygnałów dowódczych, system stabilizacji przechyłu i aparaturę wykonania odebranych sygnałów. Stabilizacja przechyłu potrzebna jest dla uzgodnienia sygnału /błędu naprowadzania/ z płaszczyzną sterowania pociskiem rakietowym.

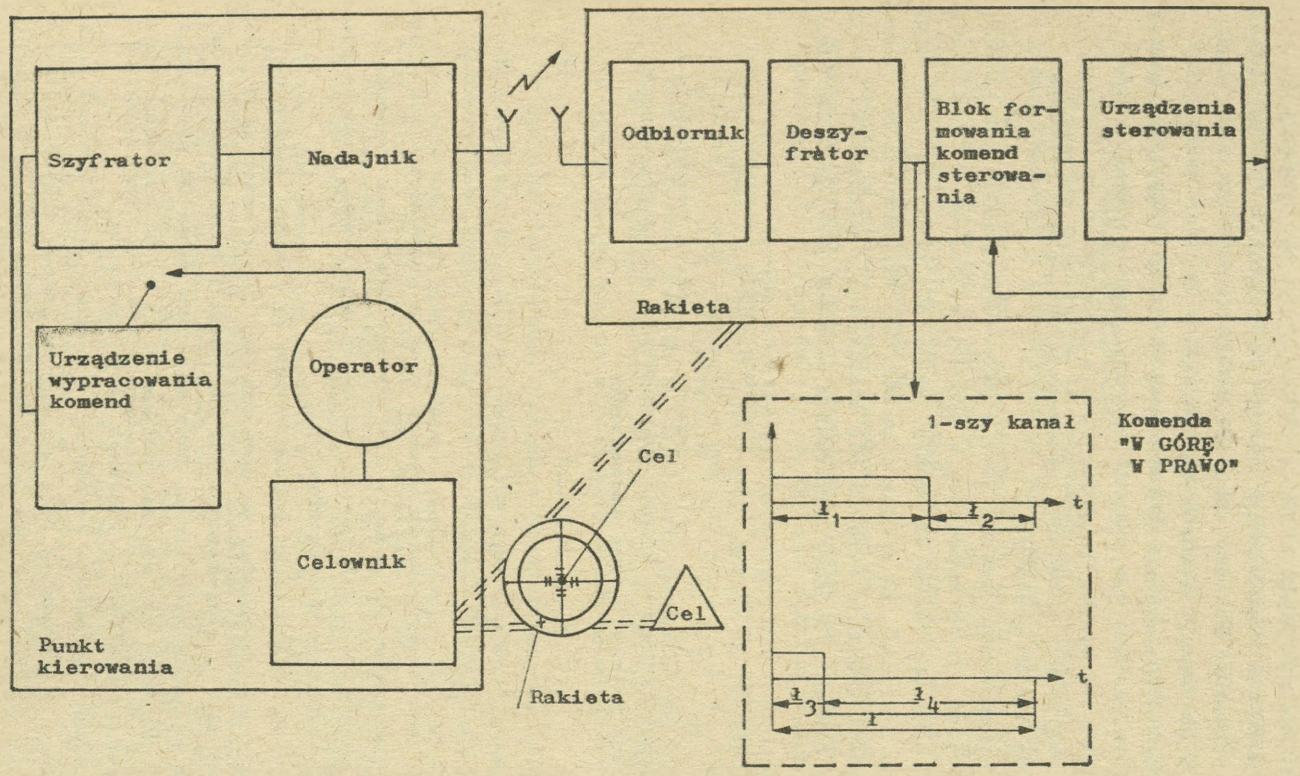
Kierowanie dowódcze może posiadać różny stopień automatyzacji, poczynając od zwykłego sterowania ręcznego aż do całkowicie zautomatyzowanego bez udziału operatora.

Kierowanie dowódcze znajduje szerokie zastosowanie w systemach kierowanych dla pocisków rakietowych średniego i dalekiego zasięgu.

System dowódczy z bezpośrednią kontrolą wzrokową położenia pocisku rakietowego względem celu i sterowaniem pociskiem rakietowym przez radio ze względu na prostotę konstrukcji, dostatecznie wysoką dokładność naprowadzania pocisku rakietowego na cel i możliwości zwalczania dowolnych celów naziemnych znajduje największe zastosowanie na samolotach i śmigłowcach.

2.1.1. Kierowanie radiowe

Rozpatrzymy kierowanie dowódcze ze wzrokową kontrolą i przekazywaniem komend drogą radiową. Schemat takiego systemu ukazuje rysunek 26 i składa się z dwóch części. Jedna część znajduje się w punkcie kierowania/na samolocie, śmigłowcu/. Zasadniczymi elementami tej części są celownik, urządzenie wypracowania komend, szyfrator i nadajnik. Druga część systemu znajduje się w rakiecie i składa się z: odbiornika, deszyfratora,



Rys.26. Schemat systemu kierowania dowódczego z kontrolą wzrokową i przekazywaniem komend przez radio

bloku formowania sygnałów kierowania sterami, urządzenia sterowania i elementów łączności zwrotnej.

Z pomocą urządzenia kontrolnego /celownika/ operator /pilot/ wzrokowo kontroluje położenie rakiety względem celu, określa wielkość błędu naprowadzania i przekazuje komendy na rakietę.

W systemie półautomatycznym operator odpowiednią dźwignią /drążkiem/ kierowania, która posiada dwa stopnie swobody, może podawać komendy "w górę", "w dół", "w lewo", "w prawo" linią przesyłową na rakietę. Naprowadzenie odbywa się wzrokowo, obserwacja celu przez celownik /lunetę/, metodą trzech punktów.

Urządzenie wypracowania komend jest elektromechanicznym lub elektronicznym komutatorem, który wypracowuje sygnały wyjściowe w formie krótkich impulsów ze zmianą czasu śledzenia, względnie prostokątnych impulsów prądu /plus i minus/, ze zmianą stosunku ich długotrwałości. Stosunek długotrwałości impulsów określa się wielkością i kierunkiem odchylenia od pionu dźwigni /drążka/ kierowania w dwóch prostopadłych płaszczyznach.

Niech, na przykład, czas τ_1 i τ_2 charakteryzują stosunek komend "w górę - w dół", a τ_3 i τ_4 - "w lewo - w prawo". Przy tym dzieje się tak, że $\tau_1 + \tau_2 = \tau_3 + \tau_4 = \tau$, gdzie τ - okres powtarzania komend. Dla scharakteryzowania komend wykorzystuje się współczynniki komend, określone następującymi stosunkami:

$$\left.\begin{aligned} k_1 &= \frac{\tau_1 - \tau_2}{\tau} \\ k_2 &= \frac{\tau_3 - \tau_4}{\tau} \end{aligned}\right\}$$

Szyfrator dokonuje szyfrowania komend w celu przekazania ich liniami łączności. Przetwarza on zadanie elektryczne wielkości w proporcjonalne prądy i natężenia w ten sposób, że każda przekazana komenda posiada odpowiednio określone charakterystyki.

Prace nadajnika i odbiornika zabezpieczone są liniami łączności. Z odbiornika sygnały przechodzą na deszyfrator. Deszyfrator zabezpiecza rozpoznanie ich według charakterystycznych oznak i rozprowadzenie do poszczególnych sygnałów kierowania. Oddziaływanie sygnałów kierowania na stery charakteryzuje się współczynnikami k_1 i k_2 od stosunku, których zależy średnia wielkość i kierunek siły kierującej.

Wzrokowe systemy kierowania dowódczego pozwalają wybierać cel według uznania operatora, co trudniej jest uzyskać za pomocą innych systemów. Wadą - natomiast tego systemu jest nieduża odległość wykrycia, ograni-

ozona wzrokiem operatora, warunkami atmosferycznymi, porą doby i roku.

Przyszłość należy do automatycznych systemów. Może to być system z telewizyjnym układem kierowania /zastosowany system w pocisku Maverick/, bądź to z laserowym /wersja pocisku Maverick AGM-65E/, które uniezależniają strzelanie od warunków atmosferycznych, pór doby i roku oraz zwalniają częściowo pilota z trudnego etapu prowadzenia pocisku do celu.

2.1.2. Kierowanie przewodowe

Kierowanie przewodowe ma zastosowanie w starszej generacji pocisków przeciwpancernych odpalanych ze śmigłowców. Przykładem może być zestaw 9S414 na śmigłowcu Mi-2 przeznaczony do zwalczania stałych i ruchomych celów opancerzonych z odległości 500 do 3500 m. Strzelanie pociskami 9M14M prowadzi specjalnie wyszkolony operator, obserwując pocisk i cel przez lornetkę obserwacyjną.

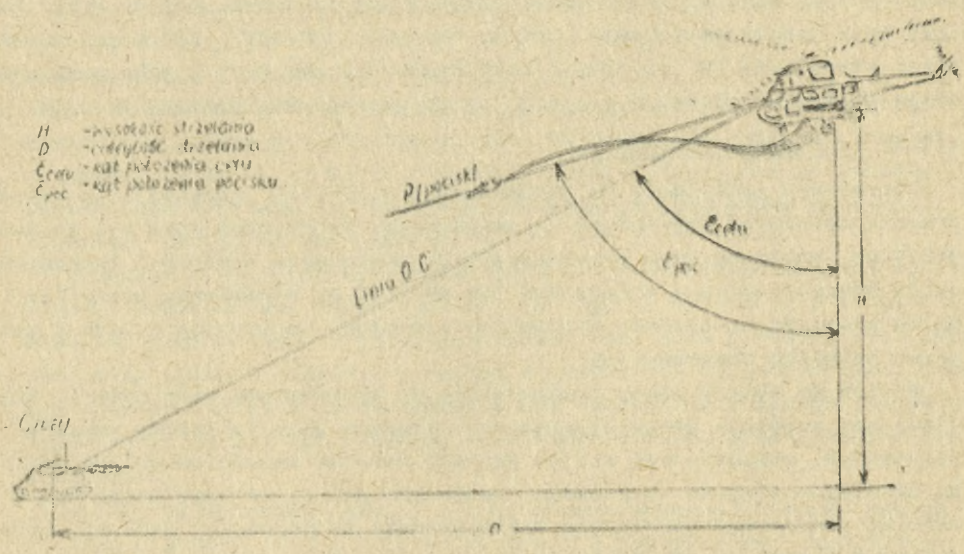
Pocisk ma cztery płaty przeznaczone do wytwarzania siły nośnej. Siła sterująca powstaje przez odchylenie strumieni gazu za pomocą nasadek obrotowych, znajdujących się na dyszach silnika zasadniczego. Na odcinku działania silnika startowego, ustawione pod określonym kątem dysze silnika startowego powodujące obrót pocisku do prędkości kątowej, wynoszącej 8,5 obr./s /53,4 rad./s /.

Ruch obrotowy pocisku w czasie lotu jest utrzymywany za pomocą płatów ustawionych pod kątem $3^{\circ}15'$ w stosunku do osi podłużnej pocisku oraz odwijającego się ze szpuli mikrokabla przewodowej linii przesyłowej.

W pulpicie kierowania następuje przekształcenie sygnału od operatora, odchylającego drążek kierowania, na sygnał elektryczny. Sygnał ten przekazywany jest linią przesyłową do zespołu sterującego pocisku; zespół sterujący odchyla jednocześnie w jedną stronę do osi podłużnej pocisku dwie nasadki dyszy o stały kąt wynoszący $\pm 14^{\circ}$.

Do kierowania pociskiem zastosowano jednokanałowy układ tzn. istnieje tylko jeden kanał kierowania i jeden organ wykonawczy - zespół sterujący, przerzucający nasadki w stosunku do pocisku tylko w jednej płaszczyźnie.

Strumienie gazów, wypływając z nasadek dysz silnika zasadniczego wytwarzają siłę ciągu. Składowa boczna siły ciągu, skierowana prostopadle do osi podłużnej pocisku, nazywa się siłą kierującą. Siła kierująca wytwarza moment kierowania względem środka ciężkości, który zmienia kierunek lotu pocisku. Metoda naprowadzenia pocisku na cel jest metodą trzech punktów: O-P-C /operator - pocisk - cel/ i polega na przesyłaniu przez operatora sygnałów sterujących, utrzymujących pocisk w czasie lotu na linii operator cel, do momentu spotkania z celem /rys. 27/.



Rys. 27. Zasada kierowania ppk ze śmigłowca

3. Kierowanie autonomiczne

Autonomicznym /lub programowym/ nazywa się takie kierowanie, przy którym pocisk rakietowy kierowany jest tylko za pomocą swojej aparatury pokładowej, obliczonej dla określonego programu działania. Przy tym sposobie kierowania ani start, ani cel podczas lotu pocisku rakietowego nie mają wpływu na jego ruch i wskutek tego nie można zmienić jego toru lotu.

Zastosowanie kierowania autonomicznego do naprowadzania pocisku rakietowego na cel odbywa się tylko podczas strzelania do celów nieruchomych o dużych wymiarach, z zasady ze startu nieruchomego /balistyczne pociski rakietowe/.

W pociskach rakietowych klasy powietrze-ziemia kierowanie autonomiczne odgrywa tylko rolę pomocniczą w postaci stosunkowo nieskomplikowanego czułego urządzenia bezwładnościowego. Niezależne kierowanie autonomiczne w tych pociskach rakietowych wykorzystuje się tylko na niewielkim, początkowym odcinku toru lotu pocisku. Czas trwania tego lotu wynosi od ułamków sekundy do kilku sekund, lecz nie dłużej od czasu pracy silnika startowego /ten odcinek lotu często nazywa się lotem niekierowanym, autonomicznym/.

Podczas lotu autonomicznego pocisk rakietowy sterowany jest za pomocą stabilizatorów żyroskopowych kątów przechyłu i kątów natarcia oraz akceleratorów, przeznaczonych do zmniejszenia wahań poprzecznych pocisku rakietowego.

Aparatura stabilizacji przechyłu, stabilizacji poprzecznej i podłużnej pocisku rakietowego wykorzystywana jest również i po zakończeniu lotu autonomicznego dla zapewnienia normalnych warunków działania podstawowego systemu kierowania i w celu zwiększenia dokładności naprowadzania pocisku rakietowego.

4. Kierowanie kombinowane

Kierowanie kombinowane jest połączeniem kolejnym lub równoległym, zasadniczo odmiennych sposobów kierowania.

Konieczność kierowania kombinowanego spowodowana została potrzebą zwiększenia zasięgu i dokładności naprowadzania pocisków rakietowych.

Zestaw i kolejność działania systemu kombinowanego zależą od charakterystyk celu /ruchliwości, kontrastowości, wymiarów i innych/, odległości do celu i parametrów aparatury sterowania /zasięgu działania, dokładności, wymiarów, ciężaru i innych/.

Systemy kombinowane wykorzystuje się przede wszystkim podczas strzelania na duże odległości, gdy wszystkie inne sposoby kierowania, stosowane oddzielnie, nie zapewniają naprowadzenia pocisku rakietowego od startu do celu. Mając na uwadze właściwości poprzednio rozpatrywanych sposobów kierowania wynika, że na końcowym odcinku lotu pocisku rakietowego celowe jest wykorzystanie samonaprowadzania.

W praktyce spotyka się następujące połączenia: kierowanie zdalne - samonaprowadzenie /klasy ziemia-powietrze , powietrze-ziemia /, kierowanie autonomiczne - samonaprowadzenie / ziemia-ziemia /, kierowanie zdalne - kierowanie autonomiczne / ziemia-ziemia /.

ROZDZIAŁ III

CZYNNIKI OKREŚLAJĄCE SPOSOBY I MOŻLIWE WARUNKI BOJOWEGO ZASTOSOWANIA RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

1. Sposoby bojowego zastosowania uzbrojenia samolotów i śmigłowców

Przez pojęcie "sposoby bojowego zastosowania uzbrojenia samolotów" rozumie się różne warianty działań wykorzystywane w czasie organizacji strzelania dla zwalczania celów naziemnych /powietrznych/.

Podczas zwalczania celów naziemnych strzelanie może być wykonywane z lotu nurkowego, z lotu poziomego i z lotu koszącego.

Strzelanie z lotu nurkowego jest zasadniczym sposobem zastosowania kierowanych i niekierowanych pocisków rakietowych oraz działek do celów naziemnych.

Sposób ten charakteryzuje nieznaczna zmiana kąta nurkowania i szybkie zbliżanie samolotu do ziemi. Dla osiągnięcia wysokiej skuteczności strzelania z uwzględnieniem bezpieczeństwa lotu wymagana jest duża dokładność utrzymywania przez pilota obliczonych parametrów lotu według ustalonego toru.

Praktycznie sposób ten stosowany jest dla strzelania do dowolnych celów naziemnych i prawie w każdych warunkach działań bojowych.

Strzelanie z lotu poziomego może być stosowane do zwalczania celów naziemnych kierowanymi pociskami rakietowymi, a także niekierowanymi pociskami rakietowymi i z broni artyleryjskiej zamontowanych na ruchomych stanowiskach tak ze zmieniającym się w procesie strzelania, jak i z ustalonym kątem odchylenia broni. Sposób ten charakteryzuje stała wysokość i prędkość lotu samolotu. W czasie lotu na małych wysokościach zmniejszają się możliwości obrony powietrznej przeciwnika, lecz jednocześnie zmniejszają się odległości wykrycia i rozpoznania celów, co ujemnie wpływa na możliwe warunki strzelania, szczególnie kierowanymi pociskami rakietowymi.

Strzelanie z lotu koszącego może być stosowane do zwalczania celów naziemnych niekierowanymi pociskami rakietowymi ze stanowisk nieruchomych. Dla zastosowania broni tym sposobem pilot utrzymuje na celu punkt środkowy siatki celownika, odchylony o stały kąt Δ_{ε}, od momentu wykrycia celu do zakończenia strzelania.

Dla tego sposobu charakterystyczna jest stała prędkość lotu i nieznaczna zmiana wysokości. Właściwością tego sposobu jest konieczność dokładnego utrzymania przez pilota obliczonych parametrów lotu /wyso-

kości i odległości rozpoczęcia celowania/ w celu uniknięcia zderzenia z ziemią.

Sposób ten ma zastosowanie do zwalczania celów, których odległość wykrycia nie jest mniejsza od minimalnej odległości rozpoczęcia celowania, a warunki działań bojowych pozwalają na wykonywanie lotu na wysokości 25-100 m.

Warunki zastosowania charakteryzują się: kierunkiem nalotu, kątem nurkowania, odległością strzelania, prędkością samolotu i inne.

Warunki zastosowania bojowego możemy poglądowo przedstawić w postaci strefy możliwego strzelania.

Strefą możliwego strzelania nazywamy część przestrzeni powietrznej wokół celu, wewnątrz której możliwe jest celowane strzelanie i rażenie celu.

Dla określenia strefy możliwego strzelania z lotu nurkowego trzeba ustalić odległość minimalną i maksymalną /bliższą i dalszą granicę strefy/, a także minimalny i maksymalny kąt nurkowania /boczne granice/; podczas strzelania z lotu poziomego - minimalną i maksymalną odległość i wysokość lotu; w czasie strzelania z wysokości lotu koszącego - minimalną i maksymalną odległość strzelania i minimalną wysokość lotu na początku celowania.

Pilot musi posiadać umiejętność szybkiego dokonania prawidłowej oceny sposobów i możliwych warunków strzelania oraz wybrania z nich racjonalnych, ponieważ sytuacja bojowa wymaga od niego samodzielnego rozwiązania tych zadań.

Sposób i możliwe warunki strzelania określamy na podstawie oceny następujących zasadniczych czynników:

- charakterystyki celu jako obiektu rażenia z uwzględnieniem warunków działań bojowych;
- bojowych i konstrukcyjnych charakterystyk uzbrojenia /broni, systemu celowniczego, systemu sterowania uzbrojenia/;
- danych lotno-taktycznych samolotu /śmigłowca/ i warunków bezpieczeństwa lotu.

Ocena celu jako obiektu rażenia dla wszystkich sposobów strzelania jest analogiczna i wykonujemy ją najlepiej i najpełniej, jeśli posłużymy się schematem podanym na /rys. 28/.

Z tego schematu wynika /rys. 28/, że początkowo przeprowadza się ogólną, a następnie szczegółową ocenę charakterystyki celu.

Szczegółowe charakterystyki ujawniają poszczególne właściwości obiektu, wpływające na wybór środków rażenia, sposobów i warunków ich zastosowania bojowego.

OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA

/typ, przeznaczenie bojowe, stopień ważności, skład/

S Z C Z E G Ó Ł O W E C H A R A K T E R Y S T Y K I

GEOMETRYCZNE I TAKTYCZNE	WRAŻLIWOŚĆ, MOŻLIWOŚCI OCHRONY	MOŻLIWOŚCI WYKRYCIA I CELOWANIA
- geometryczne wymiary obiektu i oddzielnych celów i jego składu; - rozmieszczenie w terenie i znaczenie oddzielnych celów dla funkcjonowania całego obiektu; - mobilność	- wrażliwość celu na stosowane środki rażenia; - obecność ukryć naturalnych; - przedsięwzięcia przeciwnika w zmniejszenia skuteczności stosowanych środków rażenia; - obrona powietrzna obiektu.	- kontrastowość celów i oznaki ułatwiające ich wykrycie; - odległości wykrycia i rozpoznania; - charakterystyki celów wykorzystywane dla celowania i właściwości celowania

W N I O S K I W S T Ę P N E

- korzystne środki rażenia
- cele ze składu obiektu podlegające zwalczaniu w pierwszej kolejności;
- możliwe sposoby i warunki zastosowania uzbrojenia /kierunek nalotu, manewr , kąt nurkowania, prędkość lotu, sposób zużycia jednostki ognia/

GEOMETRYCZNE I TAKTYCZNE charakterystyki dają możliwość:

- ułatwienia wykrycia i rozpoznania obiektu i jego elementów;
- wydzielenia ze składu obiektu celu elementarnego, który pozbawiony sprawności bojowej, przerywa funkcjonowanie całego obiektu na mniej lub więcej długotrwały okres czasu. Potrzebna jest również znajomość wymiarów celów elementarnych do obliczenia skuteczności zastosowanych środków rażenia;
- wybrania sposobu ataku /jednoczesny grupą, kolejno lub pojedynczymi samolotami względnie parami/, a także punktu celowania i sposobu określania momentu otwarcia ognia;
- ocenienia możliwości celu dotyczące przemieszczeń i zmiany charakteru działalności.

Jeżeli odległości pomiędzy celami elementarnymi obiektu grupowego są większe niż 300 m, cele rozpatrujemy jako pojedyncze /podczas obliczeń potrzebnej liczby samolotów zachowuje się organizacyjną jedność tych celów/, zaś od 300 do 60 m - jako grupowe, poniżej 60 m - cel zalicza się do rzędu celów powierzchniowych. Cel, którego wymiary w jednym kierunku znacznie przekraczają wymiary w drugim kierunku, nazywamy celem liniowym. Podczas atakowania celów z indywidualnym celowaniem grupa bojowa podzielona jest na pojedyncze samoloty, w czasie atakowania celów grupowych ma miejsce strzelanie z indywidualnyn celowaniem bez naruszenia ugrupowania bojowego; podczas atakowania celów powierzchniowych celowanie i strzelanie do dwóch sąsiednich celów przez samoloty typu myśliwskiego /samoloty myśliwskie, myśliwsko-bombowe/ w składzie grupy nie jest możliwe ze względu na niebezpieczeństwo zderzenia między samolotami lub rażenia prowadzącego przez prowadzonych.

Wymiary geometryczne oddzielnych celów elementarnych ważne są podczas wykrywania, rozpoznania jak również celowania.

Mobilność celu - zdolność do szybkiej zmiany pozycji i ruchliwość - określa rezerwę czasu dla jego rażenia i warunków celowania.

OCENA PORÓWNAWCZA WRAŻLIWOŚCI CELU potrzebna jest dla wyciągnięcia wstępnych wniosków co do wyboru środków rażenia, metody ich zużycia, parametrów ataku, a także dla obliczenia skuteczności strzelania.

Do przedsięwzięć przeciwnika mających na celu zmniejszenie skuteczności zastosowania uzbrojenia samolotów zaliczamy: wykorzystanie naturalnych ukryć maskowania, obwałowania, schrony itp.

Obrona powietrzna obiektu w zależności od stopnia jego ważności może mieć w swoim składzie małokalibrową artylerię przeciwlotniczą, przeciwlotnicze rakiety kierowane. Obrona powietrzna może w znacznym stopniu utrudnić, a nawet przerwać wykonanie ataku i rażenie celu kosztem ognio-

wego i psychologicznego oddziaływania na pilota. Dlatego należy obowiązkowo uwzględniać rozmieszczenie i możliwości bojowe środków obrony powietrznej podczas wyboru sposobu strzelania, kierunku nalotu i parametrów ataku.

Możliwość wykrycia, rozpoznania celu i celowania określamy na podstawie:

- znajomości przez personel latający wymiarów i konfiguracji celu, charakterystycznego rozmieszczenia w terenie, właściwości działalności bojowej i innych oznak charakterystycznych;
- kontrastowości - świetlna /optyczna/, kolorowa, cieplna /na podczerwień/, radiolokacyjna itp. różnicy między celem i tłem /powierzchnią ziemi/, zezwalającej na wykrycie i rozpoznanie celu, a także wykonanie celowania do niego;
- oznak, ułatwiających wykrycie i celowanie /ślady ruchu w działalności bojowej, cienie, charakterystyczne punkty orientacyjne w miejscu rozmieszczenia celu/.

Na podstawie oceny możliwości wykrycia, rozpoznania i celowania określamy odległości wykrycia i rozpoznania, a także właściwości celowania do danego celu /punkt celowania, określenie momentu otwarcia ognia/.

Charakterystyka celu będzie niepełną, jeśli rozpatrzymy ją w oderwaniu od warunków, w jakich przebiegają działania bojowe. Ich uwzględnienie polega na ocenie terenu i sytuacji taktycznej w rejonie celu, wybuchów jądrowych, pory roku i doby, a także warunków atmosferycznych z punktu widzenia ich wpływu na bojowe zastosowanie samolotu.

Teren tworzy naturalne ukrycia, często określające kierunek nalotu i kąty nurkowania. Obecność trudnych do przebycia terenów, zwężeń itp. może spowodować skupienie sprzętu i siły żywej przeciwnika i określić miejsce i czas wykonania uderzenia.

Sytuacja taktyczna w rejonie celu we współczesnej walce manewrowej może się okazać nadzwyczaj złożoną. Od dowódcy wymaga się dokładnego jej uwzględniania w czasie wyboru rodzaju manewru, podczas wyjścia na pozycję ogniową dla osiągnięcia dużej skuteczności zastosowania uzbrojenia i wykluczenia oddziaływania ogniowego na wojska własne.

Wybuchy jądrowe skażają teren w rejonie celu, utrudniają prowadzenie orientacji, w znacznym stopniu prawdopodobnie pogorszą widzialność, a wobec tego warunki wykrycia i rozpoznania celu; utrudniają prawdopodobnie również wyjście do ataku i celowanie.

Pora roku i doby, warunki atmosferyczne mogą tak utrudnić jak i ułatwić warunki poszukiwania, celowania i strzelania, polepszając maskowanie lub demaskując cel. Oprócz tego, warunki atmosferyczne /dolna gra-

nica chmur, widzialność/ mogą wpływać na określenie sposobu bojowego zastosowania uzbrojenia, kątów nurkowania i manewru wyjścia do ataku.

Na podstawie oceny ogólnej i charakterystyk szczegółowych celu z uwzględnieniem warunków działań bojowych wybieramy sposób strzelania, wyciągamy wstępne wnioski o korzystnych środkach rażenia i określamy najważniejsze cele ze składu obiektu, które należy zwalczać w pierwszej kolejności.

Ostateczny wybór środków rażenia w racjonalnych warunkach ich zastosowania dokonywany jest na podstawie analizy możliwych warunków strzelania i oceny skuteczności bojowej zastosowania broni w tych warunkach.

1.1. Sposoby atakowania i właściwości strzelania do celów naziemnych

Artyleryjskie i rakietowe uzbrojenie samolotów i śmigłowców szeroko stosuje się dla rażenia celów naziemnych /morskich/.

Strzelanie do celów naziemnych posiada szereg właściwości:

- olbrzymia różnorodność celów naziemnych zmusza do stosowania różnych środków rażenia;
- trudności wykrycia i oznaczenia celów małowymiarowych;
- ataki wykonuje się w warunkach silnej obrony przeciwlotniczej przeciwnika;
- bliskość ziemi utrudnia pilotowanie samolotów jak również stosowanie celowników radiolokacyjnych;
- stosunkowo krótki czas wykonania celowania i strzelania;
- wpływ wiatru na strzelanie do celów naziemnych.

Wszystkie cele naziemne, jako obiekty działania lotnictwa charakteryzują się wymiarami, konstrukcją, składem, stopniem gotowości bojowej, kontrastowością i innymi oznakami.

Według rozmiarów i konfiguracji cele naziemne dzielimy na trzy grupy:

- małowymiarowe - takie jak pojedyncze rakiety na wyrzutniach, stacje radiolokacyjne, samobieżne działa, czołgi, samochody, samoloty itp.;
- liniowe - kolumny wojsk, pociągi wojskowe, przeprawy;
- płaszczyznowe - baterie artylerii, dywizjony /baterie/ przeciwlotniczych pocisków rakietowych, wojska i technika w rejonach zośrodkowania.

Według ilości /składu/ cele dzielimy na:

- pojedyncze małowymiarowe;
- grupowe.

Cel pojedynczy małowymiarowy to taki, który w rezultacie strzelania bądź to przestaje funkcjonować, bądź zostaje nieporażony.

Grupowym nazywamy taki cel, w skład którego wchodzą jednorodne względnie niejednorodne cele elementarne, które w rezultacie ostrzału mogą być rażone lub nie. Przykładem celu grupowego jednorodnego może być kolumna czołgów, samoloty na stoiskach itp.; a celu grupowego niejednorodnego bateria przeciwlotniczych pocisków rakietowych /bateria Hawk/, zgrupowanie wojsk i techniki bojowej w rejonach załadowania i rozładowania itp.

Według wrażliwości cele dzielimy na:

- małoodporne /stacje radiolokacyjne, samoloty, pociski rakietowe/;
- odporne /transportery opancerzone/;
- szczególnie odporne /czołgi/.

W zależności od charakteru, cele naziemne dzielimy na ruchome lub nieruchome.

Zniszczenie celu osiąga się w rezultacie wykonania ataku, to jest wykonanie manewru i strzelania. W zależności od położenia wektora prędkości powietrznej samolotu w stosunku do płaszczyzny horyzontu w momencie strzelania /odpalania/, ataki możemy wykonywać trzema sposobami poznanymi już wcześniej.

Oprócz tego, śmigłowce mogą wykonywać ataki z zawisu.

Podczas wykonywania ataków pociskami rakietowymi i uzbrojeniem artyleryjskim ze stanowisk nieruchomych głównym sposobem jest atak z lotu nurkowego. Według wielkości kątów nurkowania możemy ataki podzielić na:

- z małymi kątami do 15°;
- średnimi od 46 do 45°;
- dużymi powyżej 45°;
- nurkowanie pionowe 85-90°.

Ataki z małymi kątami nurkowania pozwalają na wykonanie strzelania z wysokości 600-800 m, przy czym z wysokości tej ułatwione jest poszukiwanie i ostrzelanie celów małowymiarowych, jednak wadą jest stosunkowo duży rozrzut w donośności.

Ataki ze średnimi kątami nurkowania możemy wykonywać z wysokości od 1200-1500 m. Zabezpieczają najlepsze warunki wykrycia i rozpoznania celów, wysoką dokładność strzelania /duża skuteczność/, możliwości wykorzystania szerokiego zakresu prędkości samolotu i wykonanie strzelania w jednym ataku pociskami rakietowymi i z działek. Pomimo tych zalet, podstawowym mankamentem jest długi czas przebywania nad celem i w związku z tym możliwość porażenia przez środki OPL przeciwnika.

Ataki z dużymi kątami mogą być wykonywane z wysokości powyżej 3500 m. Charakteryzują się dużą złożonością, słabszymi możliwościami rozpozna-

nia i oznaczenia celów małowymiarowych, dużymi przyrostami prędkości nurkowania, szybką utratą wysokości, co zmusza pilota do strzelania z dużych odległości zmniejszając tym samym prawdopodobieństwo rażenia celu.

Ataki z nurkowaniem pionowym charakteryzują się dużymi trudnościami wykonania oraz dużą wysokością i momentem wprowadzenia w lot nurkowy. Na wykonanie takiego ataku potrzeba bardzo dużej wysokości oraz wykonania go pojedynczymi samolotami. Strzelanie takie można wykonać do takich celów jak mosty, okręty, przeprawy, SD lotnisk.

1.1.1. Manewry wykonywane podczas strzelania do celów naziemnych

W zależności od warunków ataki możemy wykonywać różnymi manewrami.

Podczas atakowania celu naziemnego możemy wykonywać tak proste jak i złożone manewry.

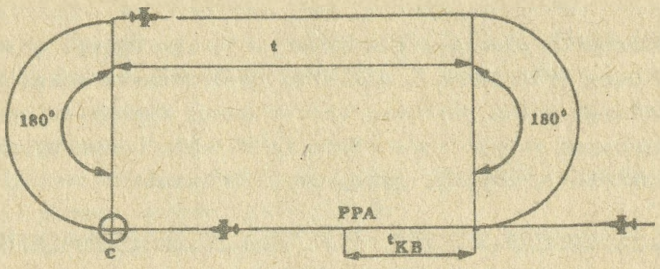
Przy prostych manewrach samolot wychodzi w rejon celu na wysokości ataku, po czym wprowadza się w lot nurkowy i wykonuje atak z prostej. Jeżeli samolot wychodzi w rejon celu na małej wysokości to przed atakiem wykonuje górkę z dowrotem na cel, a następnie wykonuje atak z lotu nurkowego. Nie zawsze można wykonać atak bezpośrednio z trasy, toteż należy wykonać manewry dopełniające, z wykonaniem figur prostego pilotażu. Najprostsze i możliwe do wykonania mogą być następujące manewry:

- dwa skręty o 180°;
- skręt standardowy;
- skręt o kąt większy niż 180°;
- skręt o kąt 270°.

Dwa skręty o 180° /rys. 29/ wykonuje się wówczas gdy samolot wychodzi bezpośrednio na cel z powodu późnego wykrycia go. Ten sposób manewru zabezpiecza wykonanie ataku wówczas gdy atak z pierwszego zajścia nie doszedł do skutku. Przy tym manewrze moment przelotu celu z kursem bojowym jest momentem wykonania skrętu w prawo lub w lewo o 180° na kurs przeciwny do kursu bojowego. Podczas wykonywania skrętu o 180° nabiera się wysokość nakazaną, a po skręcie leci się przez czas potrzebny na odszukanie celu, oznaczenie /umiejscowienie w terenie/ oraz zabezpieczenie ataku.

Drugi skręt o 180° wykonuje się z przechyleniem takim samym jak w pierwszym skręcie i kończy się go na kursie bojowym.

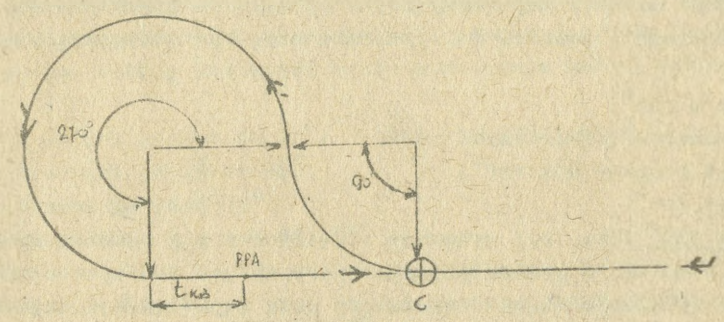
Na kursie bojowym wykonujemy poszukiwanie celu, ustalenie odpowiednich warunków lotu, wprowadzamy samolot w punkt nurkowania.



Rys. 29. Manewr dwoma skrętami o 180°

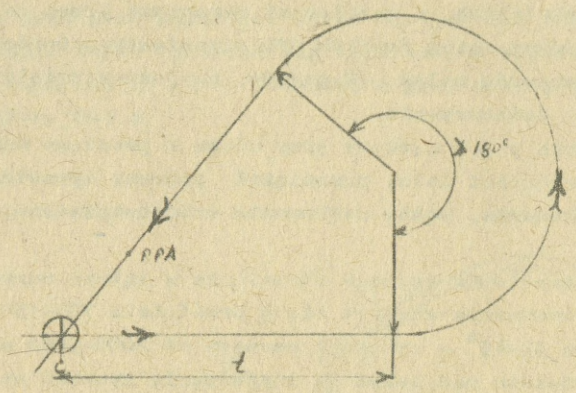
Skret standardowy /rys. 30/ zabezpiecza atak z kierunku przeciwnego niż pierwotny kierunek nalotu na cel.

W momencie przelotu celu rozpoczynamy skręt w prawo lub w lewo o 90°, następnie zmieniamy kierunek skrętu i wykonujemy skręt o 270° to jest do wyjścia na kurs bojowy przeciwny do nalotu.



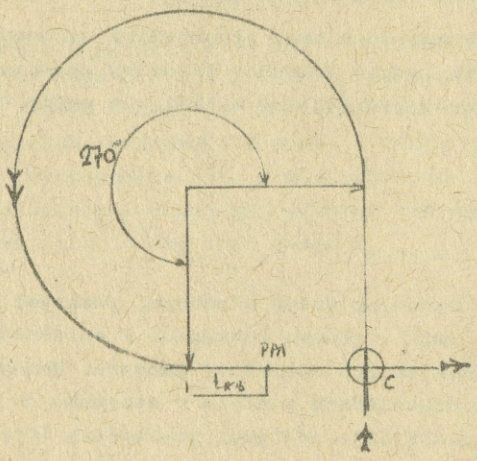
Rys. 30. Manewr skrętem standardowym

Manewr skretem wiekszym niż 180° /rys. 31/ zabezpiecza atak z kierunku bliskiemu do przeciwnego niż nalot na cel. Po przelocie nad celem po odpowiednim czasie wykonuje się skręt w lewo lub w prawo do momentu, gdy cel znajdzie się na wprost podłużnej osi samolotu to jest o kąt większy niż 180°.



Rys.31. Manewr skrętem większym niż 180°

<u>Manewr skrętem o 270°</u> /rys. 32/ jest częstym manewrem podobnie jak manewr ze skrętem o kąt większy niż 180°. Atak wykonuje się z kursem prostopadłym do kursu wyjścia na cel. Przy czym po przelocie celu wykonuje się lot prostolinijny przez odpowiedni czas, po czym wykonujemy skręt o 270° z przechyleniem takim, ażeby wyjść na cel po zakończeniu skrętu.



Rys.32. Manewr skrętem o 270°

Stosowanie prostych manewrów jest wygodne ze względu na prostotę pilotowania samolotu. Jednakże wadą jest to, że nad cel wychodzimy na stosunkowo dużych wysokościach, z ustalonymi warunkami przez co narażeni jesteśmy na skuteczny ogień środków OPL przeciwnika. Oprócz tego, stosowanie prostych manewrów zależy od pogody, to jest widzialności, podstawy chmur, ilości zachmurzenia.

Wysokość wprowadzenia w lot nurkowy przy ataku z prostego manewru uzależniona jest od prędkości lotu, przeciążeń podczas wprowadzenia i wyprowadzenia z nurkowania, kątów nurkowania oraz bezpiecznej wysokości wyprowadzania.

Dla współczesnych samolotów podczas strzelania z kątami nurkowania 10-20° - wysokość wprowadzenia zawiera się w przedziale 700-1500 m, a przy kątach nurkowania 30-45° - wysokość wzrasta do 2000-3000 m.

Czas od momentu przelotu nad celem do rozpoczęcia manewru na kurs bojowy można obliczyć ze wzoru:

$$t_{man} = \frac{\pi \varphi \cdot V}{180 g \, tg\gamma} + t_{lp}$$

gdzie:

φ - sumaryczny kąt skrętu podczas manewru w stopniach;

V - prędkość rzeczywista lotu w m/sek ;

γ - kąt przechylenia podczas skrętu w stopniach;

g - przyciąganie ziemskie m/sek^2;

t_{lp} - czas lotu na odcinku prostolinijnym w sek.

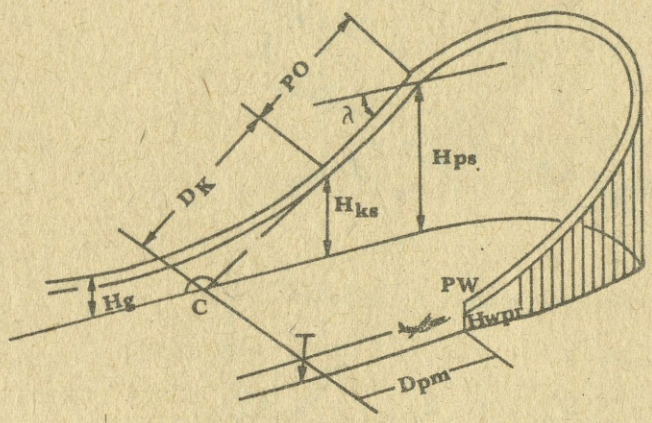
W warunkach silnej obrony przeciwlotniczej przeciwnika wykonanie zadania będzie wymagało stosowania innych manewrów bardziej skomplikowanych, lecz dających większe prawdopodobieństwo uniknięcia ognia OPL przeciwnika.

Takimi manewrami będą:

- manewr ze zwrotu bojowego;
- manewr z półpętli;
- manewr z pętli.

Zwrot bojowy /rys. 33/ jest manewrem dosyć złożonym, ponieważ wyjście na cel wykonuje się z boku celu w pewnym odstępie. W zależności od tej odległości bocznej wyjścia zależy charakter manewru. Manewr samolotu zaczyna się wykonywać w odpowiednim punkcie w stosunku do celu, położenie którego określa się wielkością odstępu, prędkością lotu, potrzebnego /nakazanego/ kąta nurkowania i obowiązkowo wzrokowego kontaktu z celem.

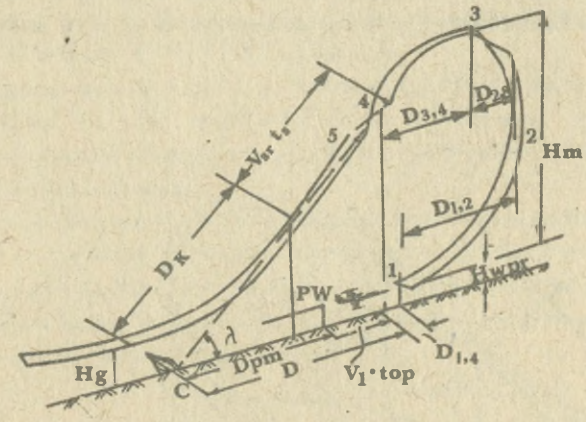
W zależności od położenia punktu początkowego manewru charakter manewru zwrotu bojowego, jego parametry i kierunek strzelania będą się zmieniać i może mieć charakter pętli ukośnej lub skrętu o 180° z naborem wysokości. Zwrot wykonuje się zazwyczaj w wypadku wyjścia na cel z bocznym odchyleniem około 500-3000 m przy dolnej granicy nie mniejszej niż 2000-3000 m.



Rys.33. Manewr zwrot bojowy

Manewr - półpętla /rys. 34/ - wykonanie tego manewru wskazane jest podczas działań na cele o małych wymiarach, ukryte, których wykrycie możliwe jest z odległości mniejszej niż 2,5 km lub podczas bezpośredniego przelotu nad nimi, a także w takim wypadku, kiedy potrzebne jest dokładne rozpoznanie celu przed wykonaniem ataku na niego.

Określenie położenia wyjściowego określa się według obiektów orientacyjnych, ale trzeba znać także $D_{pocz.m.}$



Rys. 34. Manewr - półpętla

Zgodnie z/rys. 34/

$$D_{pocz.m.} = D + D_{1,4} - V_1 \cdot t_{op}$$

$$D_{1,4} = D_{3,4} + D_{2,3} - D_{1,2}$$

Wartość D określamy według wzoru:

$$D = /D_k + V_{śr} \cdot t_p/ \cos\lambda$$

Czas początku manewru obliczamy według wzoru:

$$t_{pocz.m.} = \frac{D_{pocz.m.}}{V_{wpr.}}$$

Czas ten średnio dla współczesnych samolotów wynosi 8-12 sek.

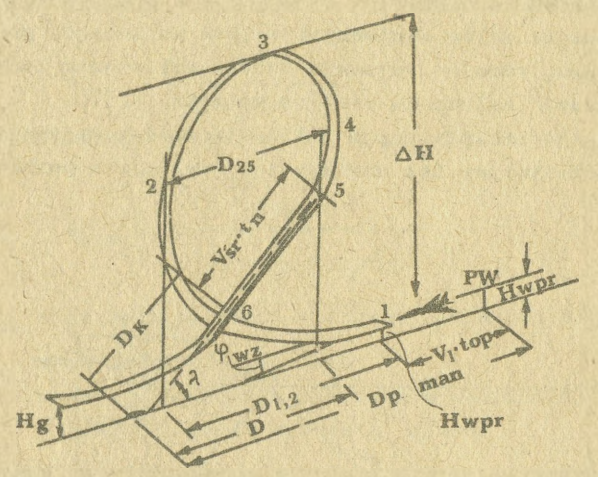
<u>Manewr - z pętli</u> /rys. 35/ - podczas wykonania ataku z pętli, położenie wyjściowe można określić według odległości od celu /odległości początku manewru $D_{pocz.m.}$ /rys. 35/.

Zwykle punkt ten określa się, wykorzystując naziemne obiekty orientacyjne, ale należy znać także $D_{pocz.m.}$

W celu określenia punktu rozpoczęcia wykonania pętli konieczne jest przede wszystkim mieć lub obliczyć parametry samego manewru.

Parametry standardowego manewru, jakim jest pętla, dla typowych warunków wykonania jego na samolotach będących w uzbrojeniu, są znane. Podstawowymi warunkami początkowymi, które przyjmuje się podczas obliczania parametrów manewru są: prędkość samolotu w momencie rozpoczęcia manewru V_{wpr}, przeciążenie podczas wprowadzania n_{wpr}, szybkość zmiany przeciążenia i wysokość lotu poziomego w punkcie początku manewru H_{wpr}.

Obecnie podczas wykonywania ataku ze złożonych rodzajów manewru, wyjście na cel wykonuje na wysokościach H_{wpr} = 100-300 m.



Rys. 35. Manewr - z pętli

Kiedy parametry pętli są znane, odległość początku manewru $D_{pocz.m}$, na podstawie /rys. 35/ możemy określić za pomocą następującego wzoru:

$$D_{pocz.m} = D_{1,2} + D - D_{2,5} + V_1 \cdot t_{op};$$

Wchodzące do tego wzoru wielkości $D_{1,2}$ i $D_{2,5}$ są parametrami pętli i określa się je w wyniku obliczeń aerodynamicznych podczas rozwiązywania układu równań różniczkowych.

Wielkość D_1 równa się:

$$D_1 = /D_k + V_{śr} \cdot t_n/ \cos\lambda$$

Uwarunkowana jest ona racjonalnymi warunkami strzelania /λD_{strz}/ oraz wyjścia z nurkowania /H_5/. Duży wpływ na wielkość $D_{pocz.m}$ posiada wybór wysokości początku manewru, H_{wpr}.

Pozostałe oznaczenia we wzorach są następujące:

V_1 - prędkość samolotu przed wprowadzeniem w manewr;

t_{op} - czas opóźnienia w czynnościach pilota;

$V_{śr}$ - średnia prędkość samolotu podczas nurkowania;

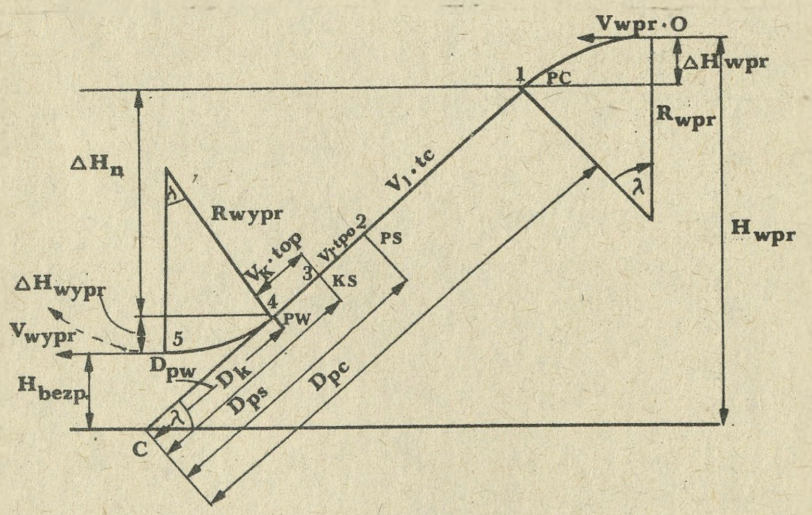
t_n - czas nurkowania

Wadą tego manewru jest /w większości wypadków/ konieczność rozpoczynania manewru w warunkach braku widoczności celu.

1.2. Metodyka obliczeń elementów toru lotu samolotu podczas strzelania z lotu nurkowego

Podczas atakowania celów naziemnych z lotu nurkowego, po zajęciu położenia wyjściowego, samolot wykonuje lot po obliczonym torze, który powinien zabezpieczyć celowanie oraz strzelanie.

Tor lotu /rys. 36/ składa się z kilku elementów: wprowadzenia w lot nurkowy 0-1, prostolinijny lot nurkowy 1-4, wyjście z nurkowania 4-5.



Rys.36. Elementy toru lotu w nurkowaniu

Wykorzystując /rys. 36/, rozpatrzymy metodykę obliczeń elementów toru lotu samolotu podczas strzelania, począwszy od punktu wprowadzenia w lot nurkowy.

Podczas wprowadzania w lot nurkowy można przyjąć, że samolot wchodzi w nie po łuku, który będzie miał średni promień R_{wpr}. Stratę wysokości podczas wprowadzania ΔH_{wpr} można obliczyć ze wzoru:

$$\Delta H_{wpr} = R_{wpr_{śr}} /1 - \cos\lambda/$$

gdzie λ - kąt nurkowania /w stopniach/.

Wielkość promienia wprowadzenia w nurkowanie zależy od prędkości wprowadzenia V_{wpr}, przeciążenia n_y, a podczas wprowadzenia z przechyleniem i od kąta pochylenia γ.

Podczas wprowadzania w nurkowanie z prostej średni promień obliczamy ze wzoru:

$$R_{wpr_{śr}} = \frac{V^2_{wpr_{śr}}}{g/n_y - \cos\frac{\lambda}{2}/}$$

a podczas wprowadzania w lot nurkowy z przechyleniem R_{wpr} określamy:

$$R_{wpr_{śr}} = \frac{V^2_{wpr_{śr}}}{g/\cos\frac{\lambda}{2} - n_y \cos\gamma/}$$

gdzie: $V_{wpr_{śr}}$ - średnia prędkość wprowadzenia w lot nurkowy;

n_y - przeciążenie samolotu;

γ - kąt przechylenia samolotu w stopniach;

g - przyspieszenie ziemskie, m/sek.^{2}

Przeciążenie aerodynamiczne samolotu możemy obliczyć ze wzoru:

$$n_y = \frac{\varphi_r - \cos^2\frac{\lambda}{2}}{\lambda \sin\gamma + \varphi_r \cdot \cos\gamma \cdot \cos\frac{\lambda}{2}}$$

Prędkość średnią obliczamy ze wzoru:

$$V_{wpr_{śr}} = \frac{V_{wpr} + V_{pn}}{2}$$

gdzie: ΔV_{wpr} - prędkość samolotu w początkowym okresie wprowadzania w lot nurkowy w m/sek ;

V_{pn} - prędkość samolotu w początkowym okresie ustalonego lotu nurkowego w m/sek.

Prędkość V_{pn} możemy określić metodą kolejnych przybliżeń ze wzoru:

$$V_{pn} = \sqrt{V^2_{wpr} - 2g\,/\Delta H_{wpr} - n_x \cdot R_{wpr_{śr}} \lambda/}$$

gdzie: ΔH_{wpr} - utrata wysokości podczas wprowadzania w lot nurkowy, przy założeniu że $V_{wpr_{śr}} = V_{wpr}$ w m/sek.;

n_x - przeciążenie podłużne;

$R_{wpr_{śr}}$ - promień wprowadzenia w lot nurkowy, w m;

λ - kąt nurkowania w stopniach.

Przeciążenie podłużne określa się według charakterystyk aerodynamicznych samolotu i obliczamy ze wzoru:

$$n_x = \frac{P + Q}{G}$$

gdzie: P - siła ciągu samolotu w KG;

Q - siła oporu w KG;

G - ciężar samolotu w KG;

Obliczenie minimalnej odległości strzelania wykonujemy na podstawie /rys. 36/, określając odległość minimalną rozpoczęcia wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego:

$$D_{pw_{min}} = \sqrt{2\,R_{wypr} \cdot r_{odł} + r^2_{odł}} + 0{,}5\,V_1 \cdot t_{n_{max}} \left[2 - \cos 2(\lambda - 15)\right];$$

a:

$$R_{wypr} = \frac{V_1^2}{g/n_{y_{max}} - \cos\frac{\lambda}{2}/}$$

$$t_{n_{max}} = \frac{n_{y_{max}} - \cos\lambda}{n^{\circ}}$$ - czas, w ciągu którego stwarza się maksymalne przeciążenie, a składnik $[2-\cos 2(\lambda - 15)]$ uwzględnia wpływ kąta nurkowania na odległość strzelania;

n° - tempo zmiany przeciążenia.

Po obliczeniu odległości minimalnej wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego, możemy określić:

- odległość zakończenia strzelania $D_{k_{min}}$;
- odległość rozpoczęcia strzelania D_{ps};
- odległość rozpoczęcia celowania, ze wzorów:

$$D_{k_{min}} = D_{pw_{min}} + V_1 \cdot t_{op}$$

gdzie: t_{op} - czas opóźnienia pilota w wyprowadzeniu samolotu z lotu nurkowego po zakończeniu strzelania;

$$D_{ps} = D_{k_{min}} + V_1 \cdot t_{po}$$

gdzie: t_{po} - czas prowadzenia ognia;

$$D_{po} = D_{ps} + V_1 \cdot t_c$$

gdzie: t_c - czas ogólnego i dokładnego celowania.

1.3. Tor lotu samolotu /śmigłowca/ podczas strzelania z lotu poziomego

Atakowanie celów naziemnych z lotu nurkowego, jest zasadniczym sposobem dla samolotów, mających rakietowe i artyleryjskie uzbrojenie zamocowane nieruchomo, a w niektórych przypadkach niemożliwości zaatakowania celu z lotu nurkowego należy wykonać atak z lotu poziomego. Zależało to będzie od charakteru celu, silnej obrony przeciwlotniczej i innych czynników.

Dla samolotów i śmigłowców mających ruchome stanowiska strzeleckie, atak z lotu poziomego może być zasadniczym.

Rozpatrzymy tor lotu samolotu /śmigłowca/ podczas strzelania do celów naziemnych z lotu poziomego z ruchomych stanowisk strzeleckich.

Na/rys. 37/ we względnym układzie współrzędnych widzimy sposób strzelania w ciszy do nieruchomego celu naziemnego z prostolinijnego lotu ze stanowiska ruchomego. Po odnalezieniu celu samolot wykonuje lot poziomy z niewielkim bocznym odchyleniem od celu "S". W czasie lotu strzelec naprowadza stanowisko na cel i zaczyna celowanie z odległości D_o. Ogień może prowadzić z odległości strzelania D_{ps} w czasie prowadzenia ognia t_{po} do odległości końca strzelania D_{ks}, ograniczonej kątami ostrzału stanowiska w pionowej ε_o i poziomej β_o płaszczyźnie.

Z rysunku 37 możemy określić odległość początku strzelania D_{ps} i końca strzelania D_{ks}.

$$D_{ps} = \sqrt{\left(V_1 \cdot t_{po} + S \operatorname{ctg} \beta_o\right)^2 + H^2 + S^2}$$

$$D_{ks} = \sqrt{\frac{H^2 + S^2}{1 - \cos^2 \varepsilon_o} \cdot \cos^2 \beta_o}$$

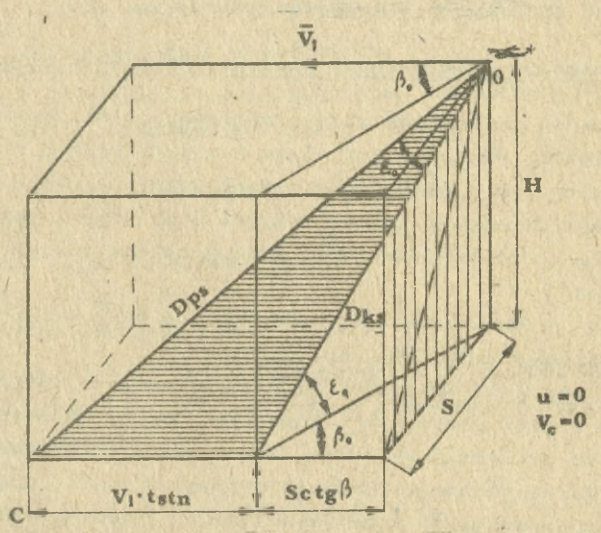
$$t_{po} = \frac{\sqrt{D_{ps}^2 - H^2 - S^2} - S \cdot \operatorname{ctg} \beta_o}{V_1}$$

Odpowiednio poprzeczna prędkość celu w momencie ukończenia strzelania /w punkcie A/ jest równa:

$$V_o = V_1 \sqrt{1 - \cos^2 \varepsilon_o \cos^2 \beta_o}$$

na podstawie czego maksymalna prędkość kątowa celu w tym punkcie $\omega_{c_{max}}$ jest równa:

$$\omega_{c_{max}} = \frac{V_c}{D_{ks}} = - V_1 / 1 - \cos^2 \varepsilon_0 \cos^2 \beta_0 / \sqrt{\frac{1}{H^2 + S^2}}$$



Rys. 37. Schemat strzelania z ruchomego stanowiska do celu naziemnego z lotu poziomego

Ze wzoru na czas strzelania t_{po} wynika, że podczas strzelania z nakazanej początkowej odległości strzelania z lotu poziomego ze zwiększeniem H i S możliwy czas strzelania zmniejsza się.

Podczas strzelania ze stanowisk ruchomych /w płaszczyźnie pionowej samolotu/, przyjmując S = 0 i β_0 = 0 czas strzelania będzie:

$$t_{po} = \frac{\sqrt{D^2 - H^2} - H\, tg\, \varepsilon_0}{V_1}$$

2. <u>Możliwe warunki strzelania kierowanymi pociskami rakietowymi do celów naziemnych</u>

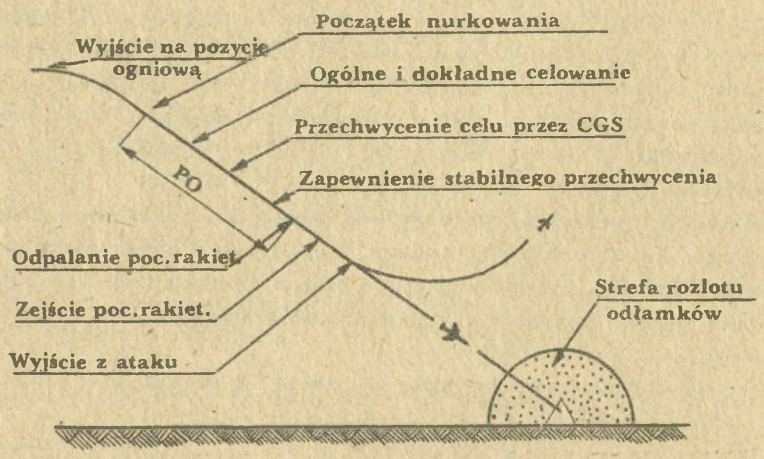
Do rażenia celów naziemnych mogą być stosowane różne typy pocisków kierowanych tak powietrze-powietrze jak i powietrze-ziemia . Zastosowanie ich na cele naziemne posiada szereg właściwości, które powinny być uwzględnione podczas oceny możliwych warunków strzelania. Zatrzymamy się na zasadniczych z nich.

2.1. Zależność warunków strzelania od typu kierowanego pocisku rakietowego

Do zwalczania celów naziemnych mogą być stosowane takie pociski kierowane klasy powietrze-powietrze jak R-23T, R-13M, R-60, R-3S, a przede wszystkim kierowane pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia jak H-23, H-25MP, H-25ML, H-25MR, H-29L, H-58, H-66.

Dla samonaprowadzających się pocisków rakietowych wzrasta wpływ kontrastowości celu na możliwe warunki strzelania. Cele naziemne posiadają mniejszą kontrastowość cieplną niż powietrzne. Dlatego odległości przechwycenia celu przez cieplną głowicę samonaprowadzania będą mniejsze, aniżeli podczas atakowania celu powietrznego.

Na rysunku 38 pokazany jest ideowy schemat lotu samolotu podczas atakowania celu naziemnego z zastosowaniem samonaprowadzającego się pocisku rakietowego. Pilot, po wyjściu na pozycję ogniową i wykonaniu celowania, powinien osiągnąć stabilne przechwycenie celu przez głowicę samonaprowadzania i dopiero po tym wykonać odpalenie pocisku rakietowego. Wymaga to pewnego zwiększenia czasu znajdowania się samolotu na pozycji ogniowej, lecz za to po odpaleniu można od razu wykonać wyjście z lotu nurkowego.



Rys.38. Schemat lotu samolotu podczas strzelania samonaprowadzającym się pociskiem rakietowym

Najkorzystniejszym sposobem atakowania znajdujących się na ziemi samolotów z pracującymi silnikami z zastosowaniem KPR z TGS będzie wykonanie zajścia i odpalenia do celu pocisku od strony dyszy. Natomiast przy ataku celów mających pokrycie metalowe nagrzane promieniami słonecznymi należy obierać taki kierunek ataku, który przebiega wzdłuż najdłuższego boku nagrzanej słońcem powierzchni, a jednocześnie słońce znajduje się z tyłu atakującego samolotu, przy czym kąt zawarty między kierunkiem padania promieni słonecznych i kierunkiem ataku wynosi $\varphi \leqslant 90^{\circ}$.

Odpalenie pocisków z TGS z samolotów myśliwskich do celów naziemnych zaleca się wykonywać z lotu nurkowego z kątem nurkowania 15-30°, na wysokościach od 1600-3500 m. Należy nadmienić, że zmiana kąta nurkowania w przedziale 15-30° w praktyce nie ma wpływu na dokładność i jakość samonaprowadzania się pocisku na cel. Natomiast odpalenie pocisków przy kącie nurkowania mniejszym niż 15° zmniejsza prawdopodobieństwo trafienia w cel, z kolei gdy kąt nurkowania jest większy niż 30°, trudniej jest wykonać dokładne celowanie, trudniejsze staje się wyprowadzenie samolotu z lotu nurkowego, trudniej jest usłyszeć sygnał dźwiękowy świadczący o przechwyceniu właściwego celu przez TGS pocisku na tle sygnałów pochodzących od innych obiektów na ziemi.

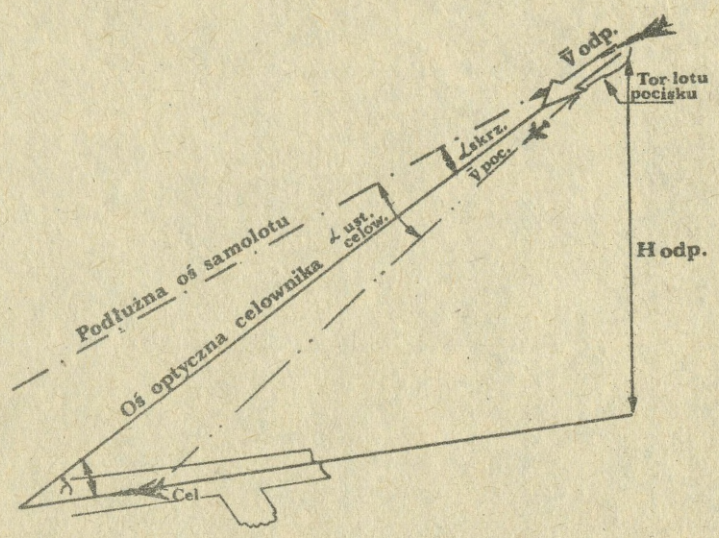
Warunki zastosowania tych pocisków do rażenia celów naziemnych ograniczone są wartościami minimalnej i maksymalnej dopuszczalnej odległości odpalania. Zalecany zakres odległości celowanego odpalania pocisków do celu naziemnego wynosi 1,5-4,0 km. Minimalna dopuszczalna odległość odpalania pocisku do celu zależy od czasu niezbędnego na wypracowanie poprawek kątowych samonaprowadzenia się pocisku na cel i zarazem od minimalnej dopuszczalnej odległości wyjścia samolotu z ataku. Jeżeli odpalenie pocisku nastąpiłoby z odległości mniejszej od dopuszczalnej, to samolot może się znaleźć w strefie rozlotu odłamków /$r_{odł}$ = 500 m dla pocisków R-23T, R-13M, R-3S, R-60/.

Maksymalna dopuszczalna odległość odpalania pocisków zależy od różnych czynników, a w tym od: całkowitego impulsu ciągu i od jednostkowego ciągu silnika rakietowego, prędkości i wysokości lotu samolotu nosiciela, kątów nurkowania, widzialności wzrokowej celu i innych czynników.

W tabeli 1 podane są warianty optymalnych warunków odpalania KPR z TGS do celu naziemnego.

Tabela 1

Typ samolotu	Prędkość wprowadz. w lot nurkowy Przyrząd. / Rzecz. w km	Wysokość wprowadz. w lot nurkowy Przyrząd. / Rzecz. w m	Kąt nurkowania w stopniach	Prędkość w chwili odpalania Przyrząd. / Rzeczywist. w km/h	Wysokość w chwili odpalania Przyrząd. / Rzeczywist. w m	Minimalna wysokość przelotu nad punktem wybuchu rakiety /m/ Rzeczywista	Przyrządowa	Odległość odpalania /m/
1	2	3	4	5	6	7	8	9
MiG-23MF	850/950	2100/2100	20°	940/1000	1000/1000	634	600	2900
MiG-21bis	850/900	1800/1800	20°	870/900	950/960	634	600	2800
MiG-23MF	780/880	2600/2600	30°	930/1000	1250/1250	634	600	2500
MiG-21bis	800/880	2400/2400	30°	850/900	1220/1250	634	600	2500



Rys. 39. Schemat celowania przy odpalaniu KPR z TGS do celu naziemnego z lotu nurkowego

Schemat celowania do odpalenia KPR z TGS do celu naziemnego pokazany jest na /rys. 39/, a warunki odpalania w tabeli powyżej.

Zasadniczym uzbrojeniem współczesnych samolotów przeznaczonym do niszczenia celów naziemnych są rakiety klasy powietrze-ziemia, wymienione na początku rozdziału.

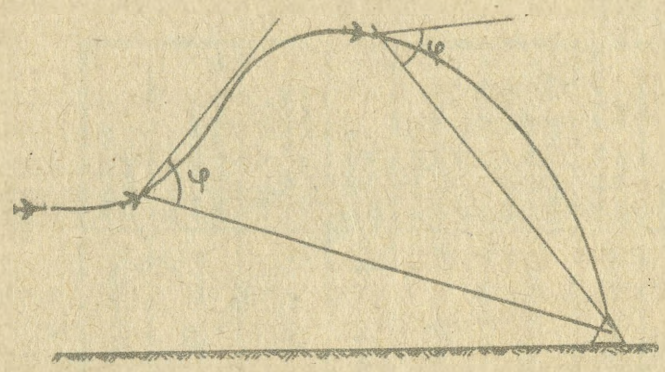
Kierowane pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia przeznaczone są do niszczenia naziemnych celów różnych typów, od małowymiarowych do płaszczyznowych i liniowych. Charakteryzują się dużymi prawdopodobieństwami rażenia celu, dużą przebijalnością, wyposażone w różne głowice, samonaprowadzające się sterowane za pomocą laserowej stacji oświetlenia i pomiaru odległości, względnie w radiolokacyjne głowice samonaprowadzające się lub sterowane sygnałami radiowymi.

Warunki strzelania uzależnione są od rodzaju pocisku, dla każdego typu pocisku inne.

Optymalne warunki strzelania KPR klasy powietrze-ziemia z różnych samolotów przedstawia tabela 2.

Tabela 2

Typ samolotu	Typ rakiety	Prędkość odpalania w km/h /przyrządowa/	Wysokość odpalania w m	Kąt nurkowania /w °/	Odległość odpalania maksymal. w m	Metoda naprowadzania
SU-22M-4	H-25 ML	650-1000	50-5000	10-30	3000-7000	Półaktywna głowica sam. LAS
	H-25 MP	650-1000	50-5000	10-30	2600-10000	Pasyw. gł. radiol. samon.
	H-29 L	650-1000	200-5000	10-30	3000-8000	Półaktyw. gł. laserowa samon.
	H-58	650-1000	80-5000	10-30	8000-10000	Pasywna radiol. gł. samon.
MiG-23MF	H-23	600-1000	100-5000	15-30	8000-10000	Trzech punktów
MiG-21M	H-66	600-1000	1100-5000	10-30	10000	Linia równych sygnałów /LRS/
MI-24D	SZTURM	80-290	0-3000	0-20	1000-5000	Naprow. radiowe trzech punktów
	FALANGA	130-220	0-3000	0-20	1000-4000	Trzech punktów



Rys.40. Schemat naprowadzania KPR H-29 z naborem wysokości

Podczas strzelania do celu naziemnego należy uwzględniać podczas wyprowadzania promień rozlotu odłamków od danego środka rażenia. Średni promień rozlotu odłamków przedstawia tabela 3.

Tabela 3

Środek rażenia	Działko	S-5	S-8	S-24 S-25	KPR
$r_{odł}$ m	200	224	348	645	500

Z tym związana jest bezpieczna wysokość wyprowadzania z lotu murkowego. W zależności od kąta murkowania średnią bezpieczną wysokość wyprowadzania przedstawia tabela 4.

Kąt murkowania λ w stopniach	10	20	30	40
H bezpieczna w m	100	150	200	300

2.2. Zależność warunków strzelania od charakterystyk pocisku rakietowego i zapalnika

Granice dalsza i bliższa oraz boczne granice strefy możliwego strzelania zależą od czasu kierowanego lotu pocisku rakietowego t_k, czasu odbezpieczenia zapalnika t_{odb}, prędkości v^x_{Dmin} i v^x_{Dmax} 1/ , przeciążenia rozporządzalnego potrzebnego dla normalnego naprowadzania pocisku rakietowego na cel, warunków bezpieczeństwa.

Części bojowe pocisków rakietowych klasy powietrze-powietrze w odróżnieniu od pocisków powietrze-ziemia nie są dostatecznie przystosowane do rażenia celów naziemnych, szczególnie podczas wybuchu odległościowego.

Pociski rakietowe powietrze-powietrze posiadają dwa zapalniki /uderzeniowy i zbliżeniowy/ z tym, że podczas strzelania do ziemi wykorzystuje się tylko zapalanik uderzeniowy, odłączając zapalanik zbliżeniowy /na przykład w pociskach rakietowych R-3S należy przed strzelaniem odłączyć NOW/.

Pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia posiadają ładunki bojowe w zależności od przeznaczenia, w związku z tym uformowane są i strefy rozlotu odłamków zgodnie z przeznaczeniem.

Dozwolone maksymalne odległości odpalania zależą od prędkości, wysokości i kąta nurkowania, natomiast odległość minimalna /D_{min}/ zależy od czasu odbezpieczenia się i nastawienia zapalnika oraz bezpiecznej wysokości wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego i jego przelotu nad celem w momencie wybuchu pocisku.

Prędkość lotu samolotu w nurkowaniu przed odpaleniem pocisku rakietowego powinna znajdować się w przedziale:

$$V_{min} \leqslant V_1 \leqslant V_{max},$$

gdzie: V_{min} - minimalna prędkość lotu samolotu; określana warunkami wejścia pocisku bądź to w wiązkę prowadzącą bądź uchwycenia przez zapalnik samonaprowadzający się sygnału celu, oraz zabezpieczenia przeciążenia potrzebnego dla normalnego sterowania pociskiem na początkowym torze lotu. Na przykład dla strzelania pociskiem rakietowym typu H-23 V_{min} = 600 km/h, a dla R-3S V_{min} powinna być nie mniejsza niż 0,6-0,8 Ma. V_{max} - maksymalna prędkość lotu samolotu; określa się ją warunkami normalnego sterowania pociskiem.

1/ $v^x_{D_{min}}$ i $v^x_{D_{max}}$ - są to granice wartości prędkości pocisku rakietowego.

Na dużych prędkościach lotu skuteczność sterów wskutek dużej gęstości powietrza zwiększa się, nieduże ich odchylenie prowadzi do energicznego manewru pocisku rakietowego. Dlatego też ograniczenie maksymalnej prędkości lotu samolotu w momencie odpalania pocisków jest podawane w odpowiednich opracowaniach metodycznych z zastosowania bojowego.

2.3. Wybór danych wyjściowych do obliczenia strefy możliwego strzelania

Podczas strzelania do celu naziemnego zakres wysokości lotu samolotu jest stosunkowo nieduży, co zezwala na przeprowadzenie obliczeń granic strefy możliwego strzelania według średniej wysokości równej połowie wysokości w momencie strzału:

$$H = \frac{H_{strz.}}{2}$$

Prędkość zbliżania samolotu do celu naziemnego jest równa prędkości jego lotu:

$$V_D = V_1$$

Ze względu na znaczny opór powietrza na małych wysokościach wpływ ciężaru pocisku rakietowego na jego prędkość lotu nie jest duży. W pierwszym przybliżeniu w czasie określania granic strefy możliwego strzelania możemy nie brać pod uwagę wpływu składowej siły ciężkości na prędkość lotu pocisku rakietowego i dla obliczeń posługiwać się wykresami $v_r/t,H/$ i $D_r/t,H/$ dla wybranej wysokości strzelania, przykładowo poniżej przedstawiono wykres zależności v_r i D_r pocisku rakietowego H-23.

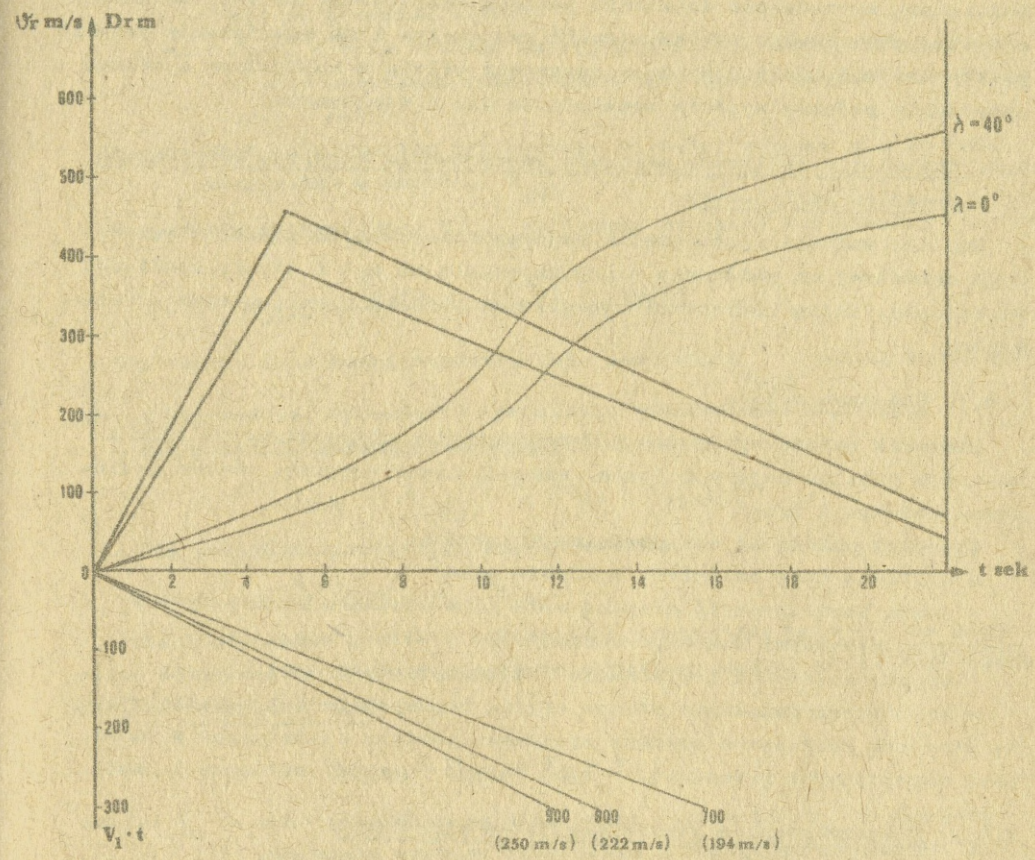
Uwzględnienie prędkości zbliżania, dla której obliczony jest zapalnik zbliżeniowy pocisku rakietowego $/v^x_{D_{min}}$ lub $v^x_{D_{max}}/$, możemy dokonywać /z pewnym przybliżeniem/ według bezwzględnej prędkości lotu pocisku rakietowego $v_R = v_r + V_1$, zapewniając w czasie podejścia pocisku rakietowego do celu spełnienie następujących wymagań:

$$v_D = /v_r + V_1/ \geqslant v^x_{D_{min}}$$

lub

$$v^x_r \geqslant v^x_{D_{min}} - V_1$$

Uwzględnienie wymagań bezpieczeństwa lotu /to znaczy zabezpieczenia przed zderzeniem samolotu z ziemią i rażeniem jego odłamkami wybuchów części bojowych/, dokonujemy wyboru potrzebnej odległości rozpoczęcia wyprowadzenia samolotu z lotu nurkowego D_{pw} /patrz wzory z podrozdziału 1.2./, uwzględniając $r_{odł}$ /tabela 3/



Rys.41. Wykres zależności v_r i D_r pocisku rakietowego H-23

$$D_{rbezp} \geqslant D_{k_{min}}$$

gdzie: $D_{k_{min}}$ -minimalna odległość zakończenia strzelania, określona na podstawie warunków bezpieczeństwa:

$$D_{k_{min}} = D_{pw} + V_1 \cdot t_{op}$$

D_{pw} - odległość rozpoczęcia wyprowadzenia samolotu z lotu nurkowego.

W czasie rozwiązywania zagadnień zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych przede wszystkim należy określić strefę możliwego

strzelania, następnie w jej przedziałach wyrysować warunki zapewniające największą skuteczność działania pocisku rakietowego na cel, to znaczy z możliwych warunków wybrać warunki racjonalne i na zakończenie ustalić praktyczne zalecenia dotyczące czynności pilota z konkretnym systemem uzbrojenia podczas wyjścia samolotu na cel i atakowania.

2.4. Określenie możliwych warunków zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych

Możliwe warunki zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych określamy na podstawie kierunku nalotu na cel i strefy możliwego strzelania, którą charakteryzują granice bliższa i dalsza oraz granice boczne.

2.4.1. Kierunek nalotu

Kierunek nalotu wybieramy z uwzględnieniem charakterystyk celu i warunków działań bojowych /czas, warunki atmosferyczne, obrona powietrzna obiektu i inne/.

Kierunek nalotu na cel powinien zapewniać:

- możliwie dużą odległość wykrycia celu;
- dobrą kontrastowość cieplną celu /dla pocisków rakietowych z cieplnymi głowicami samonaprowadzania/;
- wygodę celowania i wykonania celowanego odpalenia;
- największe działanie rażące części bojowych pocisków rakietowych na dany cel /najlepsze warunki spotkania pocisku rakietowego z celem, brak ekranujących przeszkód; rzeźba terenu, ukrycia sztuczne i inne/.

2.4.2. Bliższa granica strefy możliwego strzelania

Bliższą granicę określającą minimalne odległości odpalenia ustalamy z uwzględnieniem:

- zapewnienia bezpieczeństwa lotu samolotu podczas strzelania i wyprowadzenie z ataku /H_{bezp}, r_{odl}/;
- obliczonych parametrów zapalnika t_{odb}, $v^x_{D_{max}}$;
- charakterystyk energobalistycznych pocisku rakietowego n_R i v_R;
- metody zużycia pocisków rakietowych /strzelanie salwą lub pojedynczo-kolejno/.

Minimalną odległość określamy według wzoru:

$$D_{min} = D_r/t_{min}/ + V_1 \cdot /t_{min} + t_{zajść} + t_{sl}/$$

gdzie: $D_r/t_{min}/$ - względna odległość lotu pocisku rakietowego w momencie jego wybuchu przy celu; jeśli przyjąć, że samolot po odpaleniu nie zmieni kierunku lotu;

$t_{zejść}$ - czas zejścia pocisku rakietowego z urządzenia po naciśnięciu na przycisk bojowy;

$t_{sl} = \Delta t\ /n-1/$ - czas trwania salwy, gdzie Δt - odstęp czasowy pomiędzy pociskami rakietowymi, n - liczba pocisków rakietowych w salwie;

t_{min} - czas lotu pocisku rakietowego do celu; wybiera się go jako maksymalny z wartości t_{odb}.

Na podstawie określonej D_{strz} obliczamy wysokość strzelania:

$$H_{strz} = \frac{D_{strz} - V_1\ /t_{sl} + t_{zejść}/}{2} \sin \lambda_n$$

Dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu samolotu $D_{k_{min}}$ według metod podanych poprzednio, sprawdzamy spełnienie wymagania:

- dla pocisków samonaprowadzających się:

$$D_{min} \geqslant D_{k_{min}} + V_1\ /t_{sl} + t_{zejść}/;$$

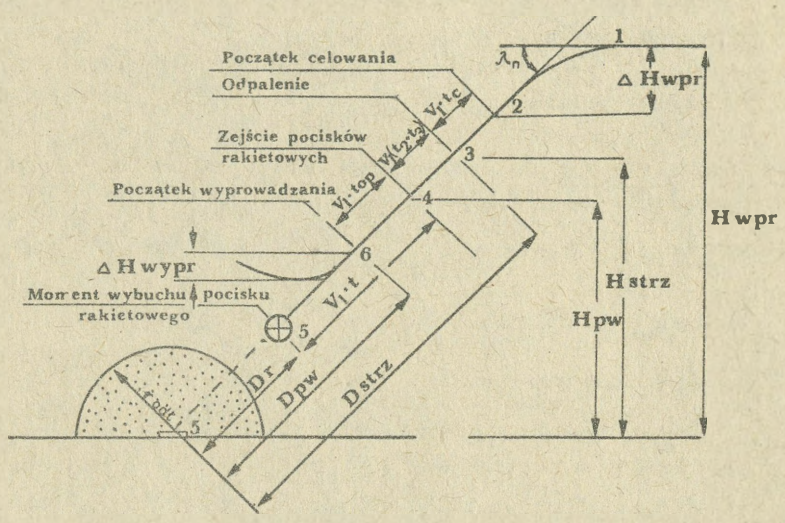
- dla pocisków kierowanych innymi metodami

$$D_r/t_{min}/ \geqslant D_{k_{min}}$$

Jeżeli odpalenie pocisków rakietowych wykonujemy kolejno, to minimalną odległość pierwszego odpalenia określamy według wzoru /dla dwóch pocisków rakietowych/:

$$D_{1\ min} = D_{min} + V_1 \cdot t_{\varepsilon}$$

gdzie: t_{ε} - czas potrzebny na uściślenie celowania $/t_o/$ i dla przygotowania systemu uzbrojenia do drugiego odpalenia, a w razie kontroli wyników działania pierwszego pocisku rakietowego na cel i czas, potrzebny dla kontroli wyników $/t_{kw}/$.



Rys.42. Schemat strzelania KPR

2.4.3. Dalsza granica strefy możliwego strzelania

Granicę, określającą maksymalne odległości odpalania /strzelania/, ustalamy z uwzględnieniem:

- odległości wykrycia celu;
- odległości przechwycenia celu przez głowicę /cieplną, radiolokacyjną, laserową/;
- charakterystyk energobalistycznych pocisków rakietowych: t_k, n_R^x, v_R^x;
- obliczonych parametrów zapalnika $v_{D_{min}}^x$ /dla zapalników zbliżeniowych.

Maksymalną odległość możemy określić ze wzoru:

$$D_{max} = D_r/t_{max}/ + V_1 \cdot t_{max}$$

Przyjmujemy minimalny czas lotu t_{max} z dwóch wartości t_k i t^x. Czas t^x określamy, pamiętając o tym, aby prędkość zbliżania pocisku rakietowego do celu była nie mniejsza od $v_{D_{min}}^x$, a bezwzględna prędkość pocisku rakietowego $v_{R_{min}}$ zapewniała stabilne sterowanie lotem pocisku. Wielkość $v_{R_{min}}$ określamy na podstawie minimalnego przeciążenia n_R^x, potrzebnego dla normalnego naprowadzania pocisku rakietowego, analogicznie do rozpatrzonego dla wypadku strzelania do celu powietrznego.

Podczas obliczania D_{max} wysokość lotu określamy analogicznie do obliczenia wykonywanego dla D_{min}.

Określona według wzoru odległość maksymalna D_{max} powinna być mniejsza od odległości wykrycia celu z uwzględnieniem drogi przebytej przez samolot w czasie potrzebnym na celowanie i przygotowanie pocisku do odpalenia t_{pp}, a dla pocisków z cieplnymi głowicami samonaprowadzenia - mniejsza od odległości przechwycenia celu przez głowicę:

$$D_{max} \leqslant D_{wykr} - V_1 \cdot t_{pp}$$

$$D_{max} \leqslant D_p - V_1 \cdot t_{pp}$$

Jeżeli warunki powyższe nie są spełnione, to na ich podstawie uściślamy odległość maksymalną D_{max} i wybieramy mniejszą z otrzymanych.

2.4.4. Boczne granice strefy możliwego strzelania

Możliwe kąty nurkowania samolotu podczas odpalania pocisku rakietowego $/\lambda n_{max} - \lambda n_{min}/$ charakteryzują boczne granice strefy możliwego strzelania. Zakres możliwych kątów nurkowania nie jest duży i dla pocisków rakietowych waha się w przedziale:

$$\lambda n_{min} = 10^\circ \leqslant \lambda_n \leqslant 30^\circ = \lambda n_{max}.$$

Na kąty nurkowania λ_n 10° zaczyna wywierać silny wpływ bliskość ziemi, gorzej pracuje zapalnik zbliżeniowy, więcej występuje wypadków wybuchów na torze lotu. Komplikują się warunki lotu ze względu na gorsze wykrycie celu i większy wpływ pofałdowań terenu.

Przy kątach nurkowania $\lambda_n > 30^\circ$ ma miejsce znaczny wzrost prędkości samolotu w locie nurkowym, trudniej utrzymywać warunki odpalenia pocisku rakietowego według $V_1 \leqslant V_{max}$. Na dużych kątach nurkowania potrzebna jest duża prędkość wprowadzania i wysokość wyjścia na cel, przez co zwiększa się skuteczność OPL obiektu jak również warunki atmosferyczne mogą utrudnić wykorzystanie ich.

Racjonalne kąty nurkowania określamy dla każdego typu pocisku rakietowego stosownie do charakterystyk lotnych samolotu.

2.4.5. Określenie prędkości wprowadzenia samolotu w lot nurkowy

Prędkość wprowadzenia samolotu w lot nurkowy powinna zapewniać spełnienie warunku:

$$V_{min} \leqslant V_1 \leqslant V_{max},$$

a także zezwalać na przeprowadzenie przygotowania pocisków rakietowych

do odpalenia i wykonanie celowanego odpalenia w czasie znajdowania się samolotu w strefie możliwego strzelania.

2.4.6. Określenie zakresu wysokości wprowadzenia w lot nurkowy

Dla zastosowania bojowego pocisków rakietowych należy znać:

- zakres możliwych wysokości wprowadzenia samolotu w strefę możliwego strzelania /H_{wpr}/;
- zakres wysokości odpowiadających możliwym odległościom strzelania /H_{strz}/;
- wysokość wyjścia z ataku zapewniająca bezpieczeństwo lotu samolotu.

Dowolna z powyższych wysokości zależy od kąta nurkowania, odległości strzelania i prędkości lotu samolotu. Z/rys. 42/ wynika, że wysokość wprowadzenia samolotu w lot nurkowy może być określona z wyrażenia:

$$H_{wpr} = \Delta H_{wpr} + /D_{strz} + V_1 \cdot t_c/ \cdot \sin\lambda_n$$

gdzie: ΔH_{wpr} - utrata wysokości podczas wprowadzenia w lot nurkowy;

t_c - czas potrzebny na ogólne i dokładne celowanie i przygotowanie systemu uzbrojenia do odpalenia pocisku rakietowego;

V_1 - średnia prędkość nurkowania;

λ_n - kąt nurkowania.

Podstawiając do wzoru na H_{wpr} wartości D_{max} i D_{min} otrzymujemy zakres wysokości wprowadzenia $H_{wpr_{max}} \div H_{wpr_{min}}$ dla danego kąta nurkowania.

W praktyce wykorzystuje się wskazania wysokościomierza /radiowysokościomierza/ i nadajnika kątów wzniesienia.

Dla wysokościomierzy barometrycznych należy uwzględnić przewyższenie /przeniżenie/ celu względem lotniska startu, a także poprawki aerodynamiczne i falowe dla wysokości lotu. Wówczas $H_{przyrządowa}$ otrzymujemy ze wzoru:

$$H_{prz} = D_{strz} \cdot \sin\lambda_n - \delta H \pm \Delta H$$

gdzie: H_{prz} - wysokość przyrządowa

$\delta H = \Delta H_a + \Delta H_f$ - suma poprawki aerodynamicznej i falowej;

ΔH - przewyższenie /+/ lub przeniżenie /-/ celu w stosunku do lotniska startu.

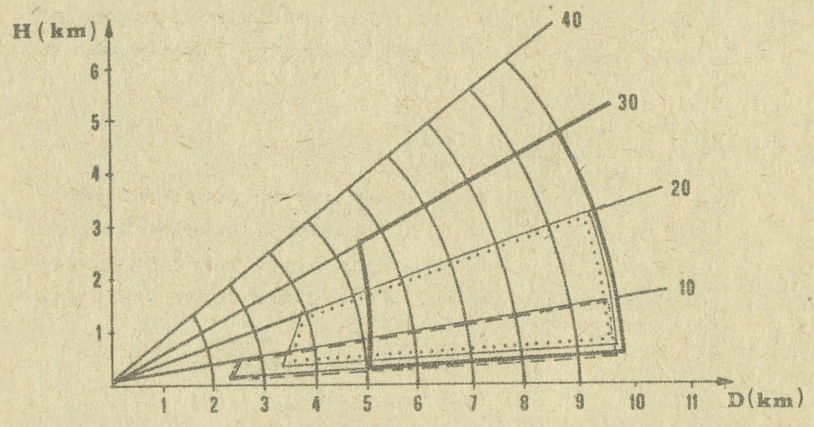
Wysokość wyjścia z nurkowania, zapewniającą bezpieczeństwo lotu samolotu, określamy ze wzoru:

$$H_{pw} = /D_{pw} + V_1 \cdot t_{op}/ \sin\lambda_n.$$

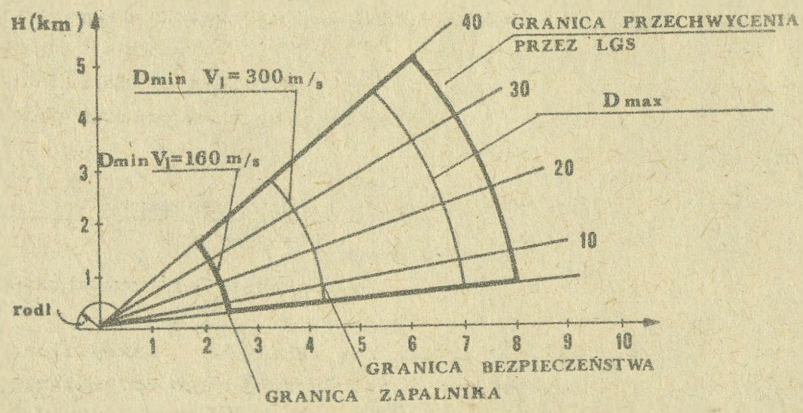
gdzie: D_{pw} - odległość początku wyprowadzenia z nurkowania.

2.4.7. Ogólny obraz strefy możliwego strzelania

Dla zbudowania strefy możliwego strzelania obliczamy D_{max} i D_{min} dla kątów nurkowania λn_{max} i λn_{min}. Budowę wykonujemy w biegunowym układzie współrzędnych. Ogólny obraz strefy możliwego strzelania dla pocisku rakietowego H-23 pokazany jest na/rys. 43/ a dla H-25 na rysunku 44.



Rys.43. Strefa możliwych strzelań pocisku H-23 do celu naziemnego w zależności od kąta λ_n



Rys.44. Strefa możliwych strzelań pocisku H-25ML do celu naziemnego

Jak wynika z rysunków pokazane są: granice bliższe, dalsze oraz boczne /górna i dolna/ strefy możliwego strzelania. Oprócz tego pokazana jest granica przechwycenia przez laserową głowicę rakiety, granice zapalnika oraz bezpieczeństwo.

3. Możliwe warunki strzelania z działek i niekierowanymi pociskami rakietowymi z lotu nurkowego

Warunki strzelania z lotu nurkowego określamy na podstawie kierunku nalotu na cel i strefy możliwego strzelania, ustalającej zakres odległości strzelania /bliższa i dalsza granica strefy/ i kątów nurkowania /boczne granice strefy/.

3.1. Określenie kierunku nalotu na cel

Określenia kierunku nalotu na cel dokonujemy na podstawie oceny charakterystyki celu i warunków działań bojowych z uwzględnieniem:

- możliwości wykrycia celu i celowania do niego tak z pojedynczego samolotu, jak z grupy samolotów na podstawie oświetlenia i widzialności celu;
- rozmieszczenia środków obrony powietrznej obiektu;
- obecności ukryć naturalnych i sztucznych;
- wpływu wybuchów jądrowych;
- ochrony i wrażliwości celu, a także wymiarów powierzchni rzutu celu na płaszczyznę rozrzutu w zależności od kierunku nalotu.

Dla wyboru kierunku nalotu należy ocenić również działanie rażące amunicji na dany cel. I tak dla rażenia celów opancerzonych kierunek nalotu powinien zapewniać najwygodniejszy kąt spotkania pocisku rakietowego /artyleryjskiego/ z celem.

Ostatecznego wyboru kierunku nalotu dokonujemy po obliczeniu skuteczności zastosowania uzbrojenia z różnych kierunków podczas określania racjonalnych warunków strzelania.

3.2. Określenie bliższej granicy strefy możliwego strzelania z lotu nurkowego

Bliższą granicę strefy możliwego strzelania /minimalną odległość strzelania/ określamy na podstawie:

- odległości /czasu/ odbezpieczenia zapalnika i maksymalnej prędkości lotu pocisku rakietowego, zapewniającej jego zadziałanie;
- charakterystyk lotnych samolotu i zabezpieczenia go przed zderzeniem z ziemią oraz odłamkami własnej amunicji.

Oprócz tego, podczas określania minimalnej odległości strzelania

uwzględniamy możliwości celownika w zakresie automatycznego rozwiązania zadania celowania podczas strzelania z bliższej strefy możliwego strzelania.

Według warunków odbezpieczenia zapalnika - minimalna odległość zakończenia strzelania $D_{k_{min}}$ powinna zapewniać gotowość do działania ostatniego pocisku rakietowego /artyleryjskiego/ w serii, a wobec tego nie powinna być mniejsza od odległości odbezpieczenia zapalnika.

$$D_{k_{min}} \geqslant D_{odb},$$

skąd odległość rozpoczęcia strzelania będzie

$$D_{ps_{min}} \geqslant D_{odb} + V_1 \cdot t_{po},$$

gdzie: D_{odb} - bezwzględna odległość odbezpieczenia zapalnika;
t_{po} - czas prowadzenia ognia /długotrwałość serii/.

Odległość D_{odb} i $D_{ps_{min}}$ na podstawie warunków odbezpieczenia zapalnika podane są w tabeli 5 /dla V_1 = 900 km/h i t_{po} = 1-2 s/.

Tabela 5

Środek rażenia	GSz-23	NR-30	S-5M S-5MO	S-5K S-5KO	S-8	S-24 S-25
D_{odb}, m	3-50	3-70	100-350	110-400	150-400	350-500
$D_{ps_{min}}$, m	300-550	330-570	600-850	650-900	650-900	750-1000

Jak wyniknie z dalszych rozważań, odległości te nie są określane podczas obliczania bliższej granicy strefy możliwego strzelania do celów naziemnych.

W czasie strzelania niekierowanymi pociskami rakietowymi z zapalnikami zbliżeniowymi minimalna odległość strzelania $D_{k_{min}}$ może być ograniczona maksymalną prędkością $v^x_{D_{max}}$ zbliżania pocisku rakietowego do celu, na której zadziała zapalnik.

Dla określenia $D_{k_{min}}$ należy w tym wypadku posłużyć się tabelami balistycznymi dla określania prędkości lotu pocisku rakietowego przy celu $v_o = f\ /v_{o1},\ o_H D/$. Porównując $v_o = v^x_{D_{max}}$ i według znanego wzoru $v_{o1} = v_o + V_1$ określamy początkowo parametr $o_H D$, a następnie $D_{k_{min}}$ ze wzoru:

$$D_{k_{min}} = \frac{o_H D}{o_H}$$

gdzie: $o_H = o \cdot \triangle$

Charakterystyki lotne samolotu powinny zapewniać lot po ustalonym torze w strefie możliwego strzelania i wyprowadzenie z lotu nurkowego na bezpiecznej wysokości i odległości od punktu wybuchu środków bojowych. Do charakterystyk określających parametry lotu nurkowego i wyprowadzenia z niego zaliczamy:

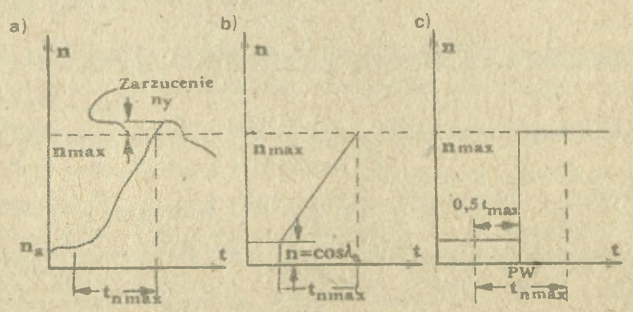
- maksymalną i owolucyjną prędkość lotu samolotu;
- maksymalne dopuszczalne przeciążenie na wyprowadzenie i możliwe tempo jego stwarzania;
- warunki stabilnej pracy silnika podczas strzelania.

Aby lot samolotu był bezpieczny, minimalna wysokość lotu H_{min} musi być większa lub równa wysokości bezpiecznej H_{bezp}, gwarantującej nie zderzenie się z ziemią, a minimalna odległość samolotu od punktu wybuchu amunicji musi być większa lub równa maksymalnemu promieniowi rozlotu odłamków $r_{odł}$, co z kolei zabezpiecza nas przed rażeniem przez nie.

Wielkości wysokości bezpiecznej H_{bezp} w zależności od kąta nurkowania podane są w tabeli 4, a promienie rozlotu odłamków w tabeli 3.

Aby określić minimalną odległość rozpoczęcia strzelania zgodnie z warunkami zabezpieczenia samolotu przed zderzeniem z ziemią i odłamkami własnej amunicji dla różnych prędkości lotu i kątów nurkowania, możemy posługiwać się graficzną i analityczną metodą obliczeń.

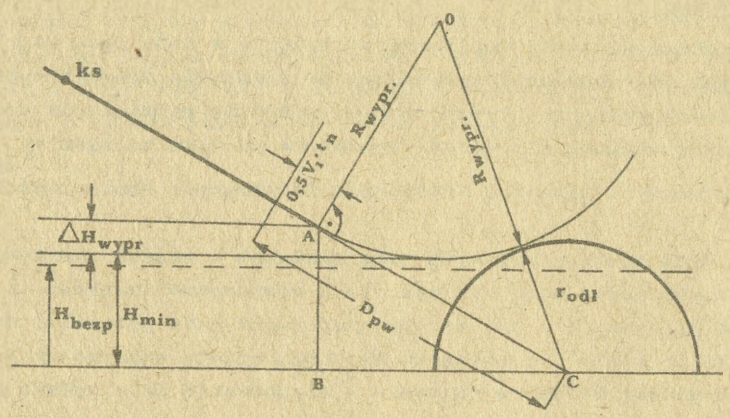
My zajmiemy się analityczną metodą i z niej skorzystamy, dla określenia ogólnej oceny minimalnej odległości strzelania na podstawie warunków zabezpieczających samolot w czasie lotu przed zderzeniem z odłamkami amunicji.



Rys.45. Sprowadzenie rozkładu zmiany przeciążenia na wyprowadzeniu samolotu z lotu nurkowego do postaci schodkowej

Dla uproszczenia wzorów obliczeniowych złożoną postać zmiany przeciążenia samolotu podczas wyprowadzania z lotu nurkowego /rys. 45, a/ sprowadzamy do postaci liniowej i zamieniamy na rozkład schodkowy /rys. 45, b/. Przyjmujemy przy tym, że dla połowy czasu stwarzania przeciążenia samolot przedłuża lot po prostolinijnym odcinku toru bez przeciążenia, a z kolei od razu rozpoczyna wyprowadzenie z maksymalnym przeciążeniem aerodynamicznym $n_{y_{max}}$ ze stałym promieniem, równym:

$$R_{wypr} = \frac{V_1^2}{g/n_{y_{max}} - \cos\frac{\lambda n}{2}/}$$



Rys.46. Określenie $D_{pw_{min}}$ metodą analityczną

Z trójkąta OAC /rys. 46/ wynika, że:

$$AC = \sqrt{2\,R_{wypr} \cdot r_{odł} + r_{odł}^2}\,,$$

a minimalną odległość rozpoczęcia wyprowadzenia samolotu z lotu nurkowego określamy według wzoru:

$$D_{pw_{min}} = \sqrt{2\,R_{wypr} \cdot r_{odł} + r_{odł}^2} + 0{,}5\,V_1 \cdot t_{n_{max}} \left[2 - \cos 2\,/\lambda_n - 15/\right]$$

gdzie: $t_{n_{max}} = \dfrac{n_{y_{max}} - \cos\lambda n}{n}$ - czas, w ciągu którego stwarza się maksymalne przeciążenie, a składnik $\left[/2 - \cos 2/\lambda_n - 15/\right]$ uwzględnia wpływ kąta nurkowania na odległość strzelania.

Po ustaleniu $D_{pw_{min}}$ określamy: odległość zakończenia strzelania $D_{k_{min}}$, rozpoczęcia strzelania D_{ps} i rozpoczęcia celowania D_{po} według wzorów:

$$D_{k_{min}} = D_{pw_{min}} + V_1 \cdot t_{op},$$

gdzie: t_{op} - czas opóźnienia pilota podczas wyprowadzenia samolotu z lotu nurkowego po zakończeniu strzelania;

$$D_{ps} = D_{k_{min}} + V_1 \cdot t_{po},$$

gdzie: t_{po} - czas prowadzenia ognia;

$$D_{po} = D_{ps} + V_1 \cdot t_o$$

gdzie: t_o - czas ogólnego i dokładnego celowania /ogólnie przyjmujemy $t_o \simeq 5-6$ s/.

3.3. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania z lotu nurkowego

Dalszą granicę strefy możliwego strzelania z lotu nurkowego /maksymalną odległość strzelania/ określamy na podstawie charakterystyk celu, odległości wykrycia i rozpoznania, warunków zadziałania zapalnika uwzględniając minimalną prędkość spotkania pocisku z celem $v_{D_{min}}$, a także praktycznych korzyści strzelania dotyczących skuteczności rażenia celu.

W warunkach działań bojowych cele naziemne o małych wymiarach i o małej kontrastowości mogą być wykryte i rozpoznane wzrokowo na odległości nie większej niż 3-6 km. Uwzględniając czas potrzebny do powzięcia decyzji do ataku i uściślenia kierunku nalotu maksymalna odległość strzelania według warunków wykrycia i rozpoznania celu będzie nie większa niż 2-3 km.

Maksymalną odległość D_{max} rozpoczęcia strzelania na podstawie warunków zadziałania zapalnika określamy metodą analogiczną do metody określania odległości minimalnej D_{min}, przy czym dla zapalnika zbliżeniowego przyjmujemy $v^{x}_{D_{min}}$, a dla zapalnika uderzeniowego wykorzystujemy równość $v_R = v_o - v_{D_{min}}$.

3.4. Określenie bocznych granic możliwego strzelania

Minimalny kąt nurkowania określamy, uwzględniając sztuczne i naturalne przeszkody stwarzające kąty zakrycia celu, a także warunki realizacji działania rażącego amunicji.

Dla lepszego wykorzystania odległościowego działania rażącego odłam-

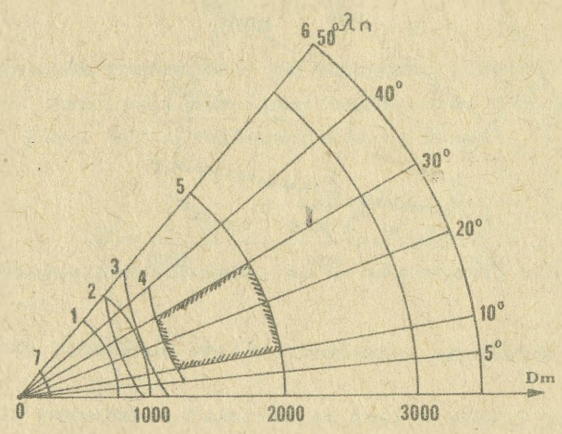
ków pocisku rakietowego typu S-24 minimalne kąty nurkowania, w miarę możliwości, powinny być większe od 15°, a dla pocisków typu S-5K i S-5KO minimalne kąty nurkowania należy przyjmować rzędu 20-25°.

Maksymalny kąt nurkowania określamy na podstawie lotnych charakterystyk samolotu, a także koniecznością stworzenia sprzyjających warunków dla pracy elementów bojowych amunicji. Na przykład dla samolotu SU-7 BKŁ maksymalnym kątem nurkowania jest kąt $\lambda_n = 50°$. Im większy kąt nurkowania, tym bardziej komplikuje się technika pilotowania samolotu, zwiększa się $D_{pw_{min}}$ i czas opóźnienia t_{op}.

3.5. Budowa strefy możliwego strzelania z lotu nurkowego

Strefę możliwego strzelania z lotu nurkowego budujemy w układzie współrzędnych biegunowych $D \cdot \lambda_n$. Za początek odczytu odległości przyjmujemy cel, a za początek odczytu kątów nurkowania - powierzchnię ziemi.

Na rysunkach 47 i 48 przedstawiono strefy możliwych strzelań pociskami rakietowymi S-5K z wykorzystaniem celownika ASP-PFD do czołgu podczas nalotu z boku /rys. 47/ oraz podczas strzelania z działka GSz-23 do samochodu z wykorzystaniem celownika ASP-23D /rys. 48/.



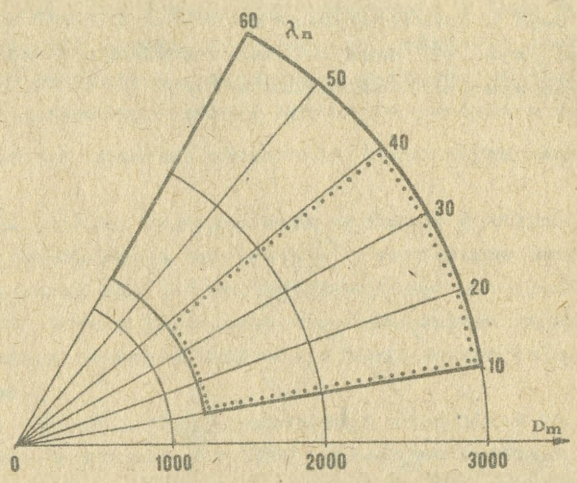
Rys.47. Strefa możliwego strzelania z lotu nurkowego pociskami rakietowymi typu S-5K

Krzywe 1 i 6 przedstawiają bliższą i dalszą granicę zadziałania zapalnika. Krzywa 2 odpowiada minimalnej odległości rozpoczęcia wyprowa-

dzenia samolotu z lotu nurkowego, krzywa 3 - zakończenie strzelania, krzywa 4 - początek strzelania, krzywa 7 - bliższą granicę obliczonych warunków pracy celownika typu ASP-PFD w zakresie "Żyro", a krzywa 5 - jest to dalsza granica pracy celownika.

Boczne granice strefy - to minimalny kąt nurkowania 5° według możliwych kątów zakrycia celu i maksymalny kąt nurkowania 30° według warunków zdolności przebijania pocisku S-5K.

Jak wynika z analizy strefy możliwego strzelania, bliższa granica określana jest na podstawie zabezpieczenia samolotu w czasie przed zderzeniem z ziemią i odłamkami amunicji /krzywa 2/, dalsza granica pokrywa się z granicą obliczonych warunków celownika typu ASP-PFD, boczne - określone są kątem zakrycia celu i potrzebnym kątem spotkania pocisku rakietowego z celem.



Rys.48. Strefa możliwego strzelania z lotu nurkowego działka GSz-23

Obszar oznaczony kropkami jest najbardziej efektywnym dla użycia działka.

4. Możliwe warunki strzelania z lotu poziomego ze stanowiska ruchomego

W tym wypadku strefa możliwego strzelania ograniczona jest minimalną odległością strzelania /bliższa granica/, maksymalną odległością

strzelania z uwzględnieniem czasu przygotowania systemu celowniczego do zastosowania bojowego /dalsza granica/, a także minimalną i maksymalną wysokością lotu /boczne granice/.

4.1. Określanie bliższej i dalszej granicy strefy możliwego strzelania z lotu poziomego ze stanowiska ruchomego

Bliższą granicę strefy możliwego strzelania /minimalną odległość strzelania/ określamy:

- odległością /czasem/ odbezpieczenia zapalnika;
- potrzebnymi kątami spotkania pocisku artyleryjskiego /rakietowego/ z celem;
- maksymalnym kątem odchylenia broni ruchomej;
- maksymalnie możliwą prędkością odchylenia broni;
- charakterystykami lotnymi samolotu;
- warunkami bezpieczeństwa;
- możliwościami systemu celowniczego.

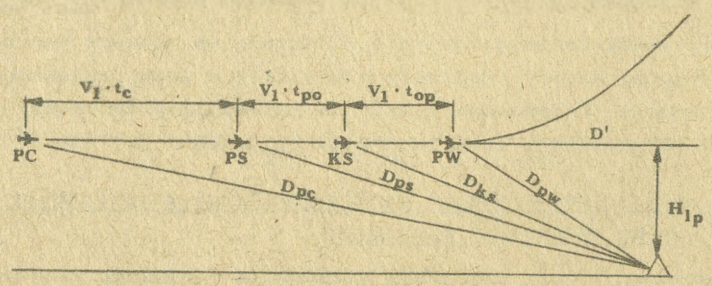
Odległość odbezpieczenia zapalnika wywiera wpływ na minimalną odległość strzelania z lotu poziomego tylko w tym wypadku jeśli jest ona większa od wysokości lotu. Minimalna odległość zakończenia strzelania powinna być równa odległości odbezpieczenia zapalnika:

$$D_{k_{min}} = D_{odb}$$

Dla stanowisk ruchomych w płaszczyźnie pionowej minimalną odległość zakończenia strzelania określamy maksymalnie możliwym kątem odchylenia broni φ_o^x /rys. 49/ i obliczamy według wzoru:

$$D_{k_{min}} = \frac{H}{\sin/\varphi_o^x - \Delta_\varepsilon - \alpha_n/}$$

W tym wzorze przewidziano, że na minimalnej odległości strzelania $\beta_1 > \alpha_n$.



Rys.49. Określenie D_k, D_{ps}, D_{pc} podczas strzelania z lotu poziomego

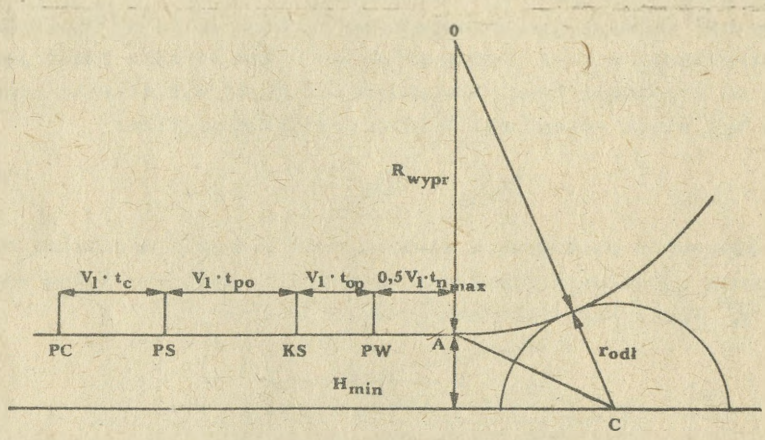
Charakterystyki lotne samolotu uwzględniamy w czasie wyboru $D_{k_{min}}$ tak samo jak podczas strzelania z lotu nurkowego.

Warunki bezpieczeństwa nie wywierają wpływu na wybór minimalnej odległości strzelania, jeżeli wysokość lotu H $r_{odł}$. Jeżeli H $r_{odł}$, to konieczne jest obejście strefy rozlotu odłamków stosowanych środków rażenia manewrem samolotu podczas wyprowadzenia z ataku. W tym wypadku odległość $D_{pw_{min}}$ określamy ze wzoru /rys. 50/:

$$D_{pw_{min}} = \sqrt{2 R_{wypr} \cdot r_{odł} + r_{odł}^2 - 2 R_{wypr} \cdot H_{bezp}} + 0,5 V_1 \cdot t_{n_{y_{max}}}$$

gdzie: $$R_{wypr} = \frac{V_1^2}{g / n_{y_{max}} - \cos \frac{\theta}{2} /}$$

θ - kąt "górki" w czasie obejścia strefy rozlotu odłamków.



Rys.50. Obliczenie $D_{pw_{min}}$ podczas strzelania z lotu poziomego z obejściem strefy rozlotu odłamków /jeśli $H_{min} < r_{odł}$/

Odległość zakończenia strzelania obliczamy ze znanego wzoru /str.78

Dalszą granicę strefy możliwego strzelania z lotu poziomego ze stanowiska ruchomego /maksymalna odległość strzelania/ określamy tak samo, jak podczas strzelania z lotu nurkowego /w punkcie 3.3 str.78

4.2. Określenie bocznych granic strefy możliwego strzelania z lotu poziomego ze stanowiska ruchomego

Boczne granice strefy możliwego strzelania określamy minimalną i

maksymalną wysokością lotu poziomego. Minimalną wysokość lotu określamy charakterystykami celu, terenu i warunkami bezpieczeństwa lotu, a maksymalną - dalszą i bliższą granicę strefy możliwego strzelania /maksymalną i minimalną odległością strzelania/ i warunkami atmosferycznymi w rejonie celu.

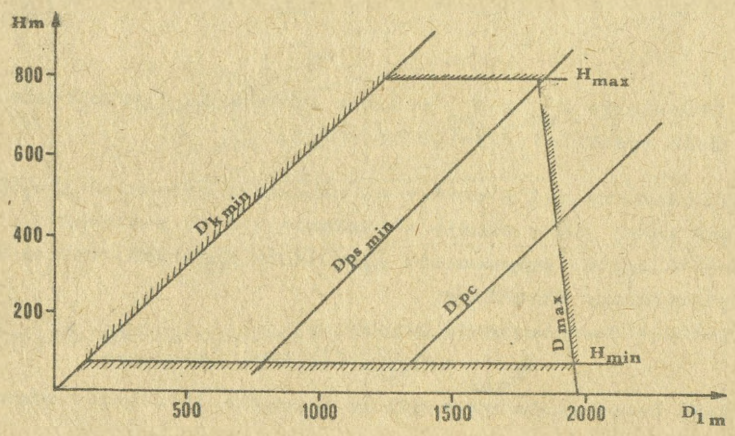
W oparciu o warunki widzialności celu minimalna wysokość lotu powinna zapewniać wykrycie celu na odległości pozwalającej na wykonanie dowrotu samolotu na kurs bojowy i celowanie /rzędu 3-4 km/. Przeciwdziałanie przeciwlotniczych rakiet kierowanych przeciwnika zmusza do zmniejszenia wysokości lotu do minimalnie możliwej.

Warunki bezpieczeństwa lotu wymagają, aby minimalna wysokość lotu H_{min} była większa lub równa wysokości bezpiecznej H_{bezp}, jeśli wykonuje się manewr obejścia strefy rozlotu odłamków amunicji, a jeśli nie wykonuje się obejścia strefy, to H_{min} powinna być większa lub równa $r_{odł}$.

Maksymalna wysokość lotu powinna zapewnić potrzebną długotrwałość serii pod warunkiem, że rozpoczęcie i zakończenie strzelania odbywa się na dalszej i bliższej granicy strefy możliwego strzelania.

Strefę możliwego strzelania z lotu poziomego budujemy we współrzędnych: odległość, wysokość. Za początek odczytu odległości przyjmujemy cel.

Na /rys. 51/ przedstawiona jest przykładowa strefa możliwego strzelania z lotu poziomego z działek umieszczonych na stanowiskach ruchomych.

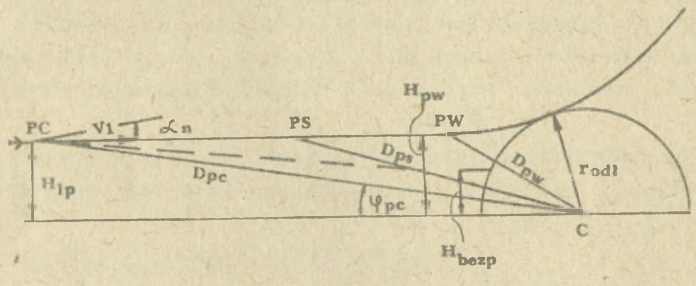


Rys.51. Strefa możliwego strzelania z lotu poziomego

5. Możliwe warunki strzelania z granicznie małych wysokości lotu /25-100 m/

Możliwe warunki strzelania z granicznie małej wysokości /25-100 m/ określamy prędkością lotu i kierunkiem nalotu, minimalną i maksymalną odległością strzelania /bliższa i dalsza granica strefy możliwego strzelania/ i wysokością lotu w zakresie 25-100 m /boczne granice strefy możliwego strzelania/.

Właściwością strzelania z wysokości 25-100 m /rys. 52/ jest konieczność dokładnego ustawienia obliczonej wielkości sumarycznej poprawki kątowej na celowniki w zakresie pracy "Nieruchomo" i dokładnego utrzymania przez pilota minimalnej wysokości lotu i odległości rozpoczęcia celowania, a także odległości rozpoczęcia strzelania w celu uniknięcia zderzenia z ziemią i odłamkami amunicji. Dopuszczalne jest tylko zwiększenie w porównaniu z obliczonymi - odległości i wysokości rozpoczęcia celowania, co nie powoduje naruszenia warunków bezpieczeństwa samolotu.



Rys.52. Określenie D_{pw} i H_{pc} podczas strzelania z granicznie małych wysokości /25-100 m/

Kierunek nalotu na cel w czasie strzelania z wysokości 25-100 m określamy tak samo, jak w czasie strzelania z lotu poziomego.

Minimalną odległość zakończenia strzelania /bliższa granica strefy możliwego strzelania/ określamy:

- odległością odbezpieczenia zapalnika

$$D_{k_{min}} = D_{odb};$$

- warunkami bezpieczeństwa samolotu w czasie lotu przed zderzeniem z odłamkami amunicji.

Minimalną odległość rozpoczęcia wyprowadzenia z ataku zgodną z warunkami zabezpieczenia samolotu przed zderzeniem z odłamkami amunicji obli-

czamy tak samo, jak podczas strzelania z lotu poziomego dla wypadku $H_{min} < r_{odł}$, to znaczy z uwzględnieniem konieczności obejścia strefy rozlotu odłamków.

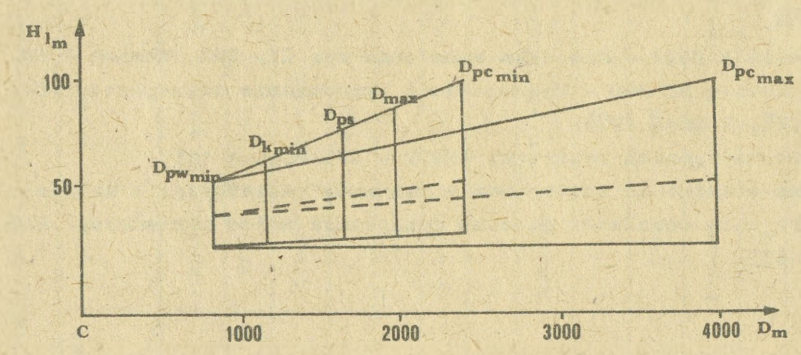
Maksymalną odległość rozpoczęcia strzelania /dalsza granica strefy możliwego strzelania/ określamy odległością wykrycia i rozpoznania celu, a także praktyczną celowością strzelania z warunkami skuteczności.

Minimalną wysokość lotu określamy na podstawie warunku zabezpieczenia samolotu w czasie lotu przed zderzeniem z ziemią:

$$H_{min} \geqslant H_{bezp}$$

Maksymalną wysokość rozpoczęcia celowania podczas strzelania tym sposobem przyjmujemy równą 100 m. W razie zwiększenia wysokości rozpoczęcia celowania sposób ten mało się różni od strzelania z lotu nurkowego.

W zależności od odległości i wysokości rozpoczęcia celowania strefa możliwego strzelania posiada obraz przedstawiony na /rys. 53/



Rys.53. Strefa możliwego strzelania z granicznie małej wysokości lotu /25-100 m/

ZAKOŃCZENIE

Duża różnorodność warunków i sposobów zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów na cele naziemne, które może wykorzystać pilot, daje mu możliwość - w każdym konkretnym wypadku - skutecznego stosowania uzbrojenia samolotu dla wykonania postawionego zadania. Dlatego też, musi on bardzo dobrze znać i umieć wykorzystać zalety każdego ze środków rażenia w danej sytuacji.

Podczas stosowania uzbrojenia do celów naziemnych należy szukać nowych, bardziej skutecznych sposobów wykonania ataku i strzelania. Tylko ciągłe poszukiwania i wytrwałość w opracowaniu skomplikowanego sprzętu lotniczego otwiera nowe i szersze możliwości zastosowania uzbrojenia samolotu, co zapewnia zwiększenie zdolności bojowych lotniczych jednostek i związków taktycznych.

WYKAZ LITERATURY

1. Wozdusznaja strelba - Min. Obr. SSSR, Moskwa 1972.
2. Zastosowanie bojowe rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów - cz. I i II, wyd. MON, Warszawa 1970.
3. Samolot Su-22M4 - uzbrojenie cz. II. DWL, Poznań 1984.
4. Samolot MiG-23MF - Metodyka szkolenia lotniczego cz. II. DWL, Poznań 1982.
5. Samolot MiG-21M - Metodyka szkolenia lotniczego cz. II. DWL, Poznań 1974.
6. Samolot MiG-21 - Metodyka szkolenia cz. II. DWL, Poznań 1980.
7. Śmigłowiec MI-24D - Uzbrojenie i wyposażenie transportowo-desantowe. DWL, Poznań 1979.
8. Kierowany pocisk rakietowy 9M17P - DWL Poznań 1981.
9. Ocena możliwości zastosowania systemów rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów podczas zwalczania celów naziemnych. ASG WP, Warszawa 1973.

Załącznik 1

Podstawowe dane KPR klasy powietrze-ziemia

Typ pocisku rakietowego / Podstawowe dane	H-66	H-23	H-25	H-29	H-58	SZTURM	FALANGA
H użycia H_{min} - H_{max} m	1100-5000	do 5000	500-4000	200-5000	200-5000	0-3000	0-3000
D_{min} - D_{max} km	do 10	3-10	2,6-10	2-8	10-70	1-5	1-4
v_1 km/h	600-1000	730-1000	650-1000	-	650-1000	Zawis 80-290	Zawis 130-220
v_r m/s		450	430	-	~ 430	390-520	200-220
t_k sek	20	22	20	38	200	15	22
$t_{silnika}$ prochow.	4,0-6,7	4,4-7	3,4-6,4			7-7,2	9,5
n_r		4-6			15	2	
Sposób naprowadzania	Radiolok.	Radiowy wg komend	Półaktywny samonapr.	Półaktywny samonapr.	Radiolok. samonapr.	Radiowy wg komend	Radiowy wg komend
Ciężar rakiety G w kg	277,8	288	318	648	640	45	31,5
Ciężar głowicy boj. w kg	105	108	136	300	150	9	7
Typ zapalnika	Kontakt.	Kontakt.	Kontakt.	Kontakt.	Optyczny zbliżeniow.	Kontakt.	Kontakt.
$t_{odbezp.}$ sek $D_{odb.}$ m	4-8	4-5	5-1	1,6-3,5	-	100 m	70-200 m
Grubość przebijanego pancerza w mm	250	300	-	-	-	560-280	500-280
Uchylenie radialne e w m	3,7	3,6	3,57	3,875	1,3	1,84	1,165
Kaliber PR d w mm		275	275	380	380	130	142

Załącznik 2

Podstawowe dane niekierowanych pocisków rakietowych

Typ pocisku / Podstawowe dane	S-25	S-24	S-8	S-5KO	S-5K	S-5M
Kaliber w mm	420/260	240	80	57	57	57
Długość w mm		2220	1541	1006	835	882
Masa pocisku w kg	370	235	11,6	4,5	3,65	3,86
Masa części bojowej w kg	193	123,4	3,6	1,36	1,095	0,815
Grubość pancerza przebijanego przez pocisk w mm	mur 750	mur 750	300-420	150	100-150	
$V_{r_{max}}$ w m/s	540	400	622	586	620	673
H zastosowania w m	do 3500	do 3500	do 3000	do 3000	do 3000	do 3000
Rozrzut poj. pocisku D = 1000 w tysięcznych	~ 5 m	~ 5 m	3,5	2	2,6	3,5

Załącznik 3

Podstawowe dane działek lotniczych i karabinów maszynowych

Typ działka / Podstawowe dane	N-37	NR-30	NR-23	GSz-23	9-A-624	PK-7,62
Kaliber w mm	37	30	23	23	12,7	7,62
Szybkostrzelność ilość/min	400	850	900	3400	4000-5000	650
Ciężar działka /karabinu/ kg	103	66	38,5	46	48	9
Komplet bojowych szt.	40	65	80	200-250	1470	600
V początkowa pocisku m/s	680	780	850	715	~ 800	825
Rodzaj amunicji	BZT-37 OZT	OFZ BR PRL	OZT BZ	BZT OFZT OFZ PRL BZA	zw. smug. pp. zapal.	zw. smug. pp. zapal.

Wydrukowano w 30 egz.
Egz.nr 1-30 Bibl.Nauk.DZS
Wyk. płk PALEŃ
Druk KP,dn.7.11.88
Druk ASG WP nr pf-145/pf-943/WW.
Kor. BS