



AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OP

~~ROZWIĄZANIE~~

ROZWÓJ PRECYZYJNYCH SYSTEMÓW RAŻENIA
W SIŁACH POWIETRZNYCH

"RAŻENIE - 2"

1-3
63899

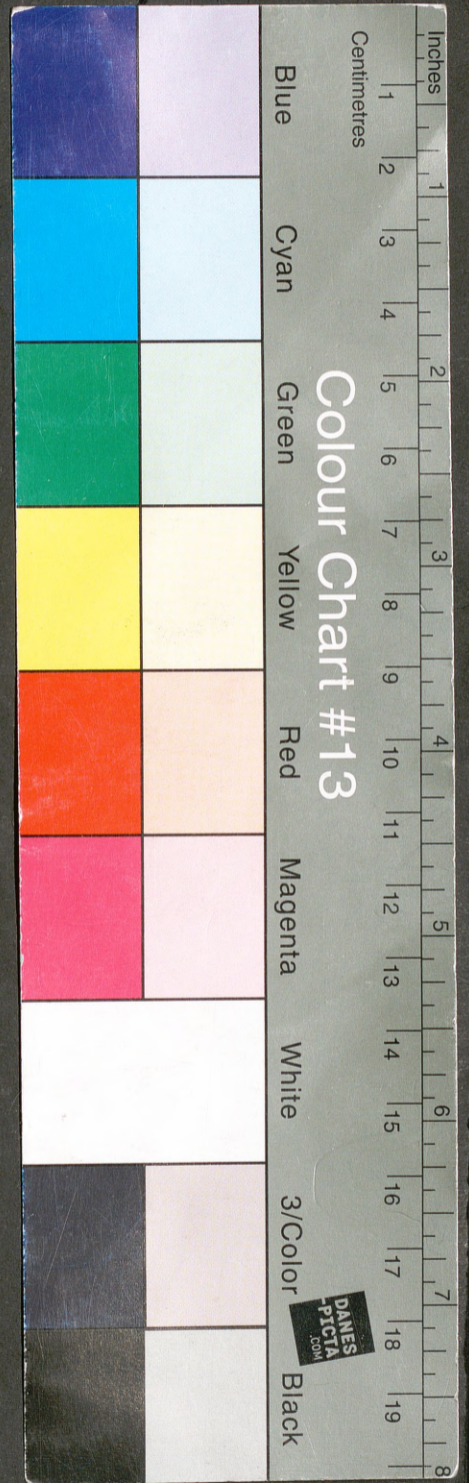
Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej
S/2723



05-002723-001-0

WARSZAWA

1995



AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OP

ROZWÓJ PRECYZYJNYCH SYSTEMÓW RAŻENIA
W SIŁACH POWIETRZNYCH

"RAŻENIE - 2"

1-3
63899

Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej
S/2723



05-002723-001-0

WARSZAWA

1995

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

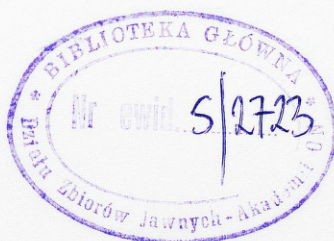
WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OP



~~XXXXXXXXXXXX~~

ROZWÓJ PRECYZYJNYCH SYSTEMÓW RAŻENIA W SIŁACH POWIETRZNYCH

"RAŻENIE - 2"



Warszawa

1995

ZESPÓŁ AUTORSKI

1. Opiekunowie naukowci: płk pil. prof. dr hab. Eugeniusz ZABŁOCKI
płk. pil. prof. dr hab. Wacław ŚWIĄTNICKI

2. Kierownik merytoryczny: kpt. dr inż. Mirosław ADAMSKI

3. Członkowie zespołu: płk pil.dr Ryszard OLSZEWSKI
płk dr inż. Stanisław KUREK
płk pil. dr Jan ORNAT
kpt. mgr inż. Stanisław SIRKO
mjr dr. inż. Zbigniew ŚWIĄTNICKI
st. chor. sztab. Bolesław EIM

4. Sekretarz zespołu: kpt. rez. Marian MIKOŁAJCZYK

5. Recenzent: ppłk. dr hab. inż. Marek ORKISZ
Profesor nadzwyczajny

SPIS TREŚCI

	str.
Wstęp.....	4
1. PRECYZYJNE RUCHOME STANOWISKA STRZELECKIE.....	6
1.1. Układy sterowania położeniem broni.....	8
2. LOTNICZE PRECYZYJNE UZBROJENIE RAKIETOWE SIŁ POWIETRZNYCH. 22	
2.1. Klasyfikacja sterowanych pocisków raketowych.....	22
2.2. Struktura sterowanego uzbrojenia raketowego.....	36
2.3. Ogólna budowa i zasada działania sterowanych pocisków raketowych.....	40
2.4. Przeznaczenie i zasięg pocisków sterowanych.....	58
2.5. Kierunki rozwoju precyzyjnych pocisków raketowych.....	67
3. PRECYZYJNE BOMBY LOTNICZE.....	94
	105
3.1. Torpedy lotnicze.....	
4. AUTOMATYCZNE CELOWNIKI LOTNICZE.....	109
	110
4.1. Charakterystyka systemów wyliczających.....	
4.2. Urządzenia zobrazowania celowników lotniczych.....	120
5. PERSPEKTYWY ROZWOJU BRONI PRECYZYJNYCH SIŁ POWIETRZNYCH. 138	
Zakończenie.....	143
Bibliografia.....	144

WSTĘP

Albert Speer napisał: "Pierwsze wyobrażenie o trudnościach, jakie czekały nas w roku 1943, uzyskaliśmy już w nocy z 30 na 31 maja 1942 roku, kiedy to Anglicy, skoncentrowawszy wszystkie swe siły, dokonali naloty na Kolonię przy użyciu 1046 bombowców."¹⁾ W innym miejscu autor ten podał następującą informację " Wyprodukowaliśmy w styczniu 1945 roku 3185 samolotów [w 1943 roku -2091 na miesiąc], dysponowaliśmy jednak tylko jedną trzynastą ilości paliwa."²⁾

Generał D. Eisenhower zawarł w swych wspomnieniach następujące informacje: "W wielu przełomowych fazach kampanii europejskiej lotnictwo dokonywało ponad 10000 lotów bojowych dziennie"³⁾, a nieco dalej " Oddziały desantowe rozpoczęły natarcie na 1572 samolotach i 1326 szybowcach; podczas lotu eskortowało je 889 myśliwców, a 2153 innych myśliwców osłaniało..."⁴⁾

Przytoczyliśmy powyższe dane aby zobrazować jakimi masami samolotów operowały floty Sprzymierzonych i Niemiec w II wojnie światowej. Od tamtych czasów minęło ponad 50 lat. W myśl układu CEF -1 Polska ma prawo posiadać obecnie ogółem do 460 samolotów bojowych, a kraje sąsiednie odpowiednio - Rosja 3450; Ukraina 1090 i Niemcy 900. Doszło do zgodnego ustalenia limitów samolotów i śmigłowców bojowych, ponieważ nawet państwa bogate nie są w stanie udźwignąć kosztów zakupu [produkcji] i eksploatacji dużych mas samolotów. Samolot średniej klasy kosztuje około 50 milionów dolarów, najnowszy amerykański F - 22 około 135 milionów dolarów. Do tego dochodzą wydatki na otoczenie logistyczne samolotów.

¹⁾ Albert Speer. Wspomnienia. MON, wyd. II. 1990 s. 336.

²⁾ Tamże, s. 517.

³⁾ Dwight D. Eisenhower. Krucjata w Europie. MON, 1959. s. 510.

⁴⁾ Tamże s. 516.

Wobec powyższego, współczesne samoloty bojowe powinny być i faktycznie są efektywniejsze bojowo wprost proporcjonalnie do wzrostu kosztów ich użytkowania. Nie ma rywalizacji w zwiększaniu liczby posiadanych samolotów, lecz w jakości systemów ich uzbrojenia oraz wyposażenia pokładowego. Klasyczne środki rażenia w postaci bomb balistycznych, rakiet i pocisków działek stosuje się do niszczenia obiektów o dużych rozmiarach i zarazem nieopłacalnych do niszczenia precyzyjnymi środkami rażenia.

W przyszłości większość zadań lotnictwo będzie wykonywało poprzez niszczenie wnikliwie wyselekcjonowanych obiektów. Nie będzie opłacalne burzenie całych zakładów przemysłowych. Wystarczy wyeliminowanie ich niewrażliwych elementów [układów sterowania i zasilania, napędów taśm, wybranego asortymentu części].

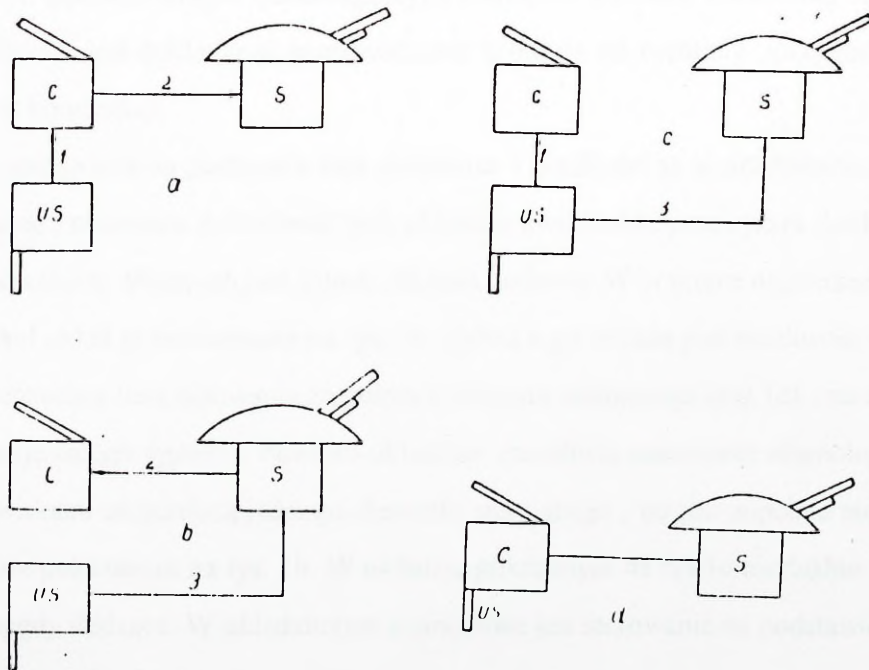
To co w drugiej wojnie światowej osiągnęto za pomocą tysięcy bombowców, współcześnie można będzie uzyskiwać kilkunastoma czy wręcz kilkoma samolotami. Do zburzenia mostu bombami balistycznymi trzeba do 50 samolotów. Bombami lub raketami samonaprowadzanymi zadanie takie może wykonać załoga jednego samolotu.

Lotnictwo przeżywa kolejną rewolucję rozwojową. Tym razem w sferze precyzyjnych systemów uzbrojenia. Zachodzące przemiany są kosztowne i niełatwe. Poznanie tych przemian i uwarunkowań je determinujących stało się przedmiotem badań zespołu i opisu w niniejszym opracowaniu.

I. PRECYZYJNE RUCHOME STANOWISKA STRZELECKIE.

Każdy układ sterowania ruchomego stanowiska strzeleckiego powinien umożliwiać naprowadzenie broni na cel , przeładowanie broni oraz sterowanie ogniem.

Naprowadzenie broni na cel polega na uzgodnieniu położenia osi przewodu lufy z linią celowania celownika. Na ruchomych stanowiskach strzeleckich , obsługiwanych przez operatora (strzelca pokładowego) , broń na cel naprowadza się przez odpowiedni obrót uchwyty sterującego. Taki sposób naprowadzania broni na cel wiąże pomiędzy sobą broń , celownik i uchwyt sterujący. Sposoby powiązania mogą być różne. Pokazano je schematycznie na rys.1. Rys.1a ilustruje układ , w którym ruch uchwyty sterującego (US) przekazywany jest na celownik C , a stąd na stanowisko broni. W układzie na rys. 1b ruch uchwyty sterującego przekazywany jest jednocześnie na celownik i stanowisko broni.



Rys.1. Sposoby powiązania uchwyty sterującego z celownikiem i stanowiskiem broni:

US - uchwyt sterujący ; C - celownik ; S - stanowisko broni

Charakter więzi między uchwytem sterującym , celownikiem , a stanowiskiem broni zależy od przyjętego sposobu sterowania. Można wyróżnić trzy sposoby sterowania: na podstawie kąta położenia , na podstawie prędkości i mieszany.

W układzie sterowania na podstawie kąta położenia element sterowany obraca się zwykle o kąt proporcjonalny do kąta obrotu elementu sterującego. W układzie sterowania na podstawie prędkości - od kierunku i wielkości kąta obrotu elementu sterującego zależy kierunek i prędkość obrotu elementu sterowanego. Jeżeli w tym przypadku element sterujący znajduje się w położeniu środkowym to element sterowany pozostaje nieruchomy , niezależnie od kąta rozbieżności między nimi. Kąt obrotu elementu sterowanego kontrolowany jest przez operatora wzrokowo.

Układ mieszany jest połączeniem układu sterowania na podstawie położenia i na podstawie prędkości. W układzie mieszanym prędkość elementu sterowanego zależy od kąta obrotu elementu sterującego i kąta rozbieżności. Kąt obrotu elementu sterowanego w tym układzie jest również kontrolowany przez operatora wzrokowo.

Kryterium porównawczym poszczególnych rodzajów układów sterowania stanowiskami strzeleckimi jest dokładność naprowadzenia broni na cel ruchomy , przy jednoczesnej prostocie konstrukcji.

Układy sterowania na podstawie kąta położenia i prędkości są w przybliżeniu jednako dokładne , natomiast dokładność tych układów dwukrotnie przewyższa dokładność układów mieszanych. Wadą ich jest jednak złożona budowa. W praktyce najszersze zastosowanie zyskał układ przedstawiony na rys. 1a. Zaletą tego układu jest możliwość bezpośredniego sterowania linią celowania za pomocą uchwyty sterującego (rys. 1d) , co upraszcza konstrukcję całego systemu. Ponadto układ ten umożliwia sterowanie równolegle kilkoma stanowiskami za pomocą jednego elementu sterującego , co jest zupełnie niemożliwe w układzie pokazanym na rys. 1b. W układzie pokazanym na rys. 1c niezbędne są dwa dokładne napędy śledzące. W układzie tym niemożliwe jest sterowanie na podstawie prędkości i sposobem mieszanym.

Oddzielne umieszczenie na statku powietrznym broni i operatora zmusiło do zastosowania w układach sterowania stanowiskami strzeleckimi układów przeladowania i sterowania ogniem.

Na współczesnych statkach powietrznych występują wyłącznie elektryczne układy sterowania ogniem. Przeładowanie zaś, w zależności od konstrukcji broni, następuje przez podanie napięcia elektrycznego na odpowiedni zawór elektropneumatyczny lub zapłonnik elektryczny pironaboju. Ogniem steruje się przeważnie ręcznie, przez naciśnięcie przycisku bojowego. Przeładowaniem można sterować ręcznie - również przez naciśnięcie odpowiedniego przycisku elektrycznego lub automatycznie - za pomocą tzw. automatu przeładowania. Automat przeładowania bez udziału operatora przeładowuje broń w razie zaistnienia podczas strzelania zacięcia typu niewypał.

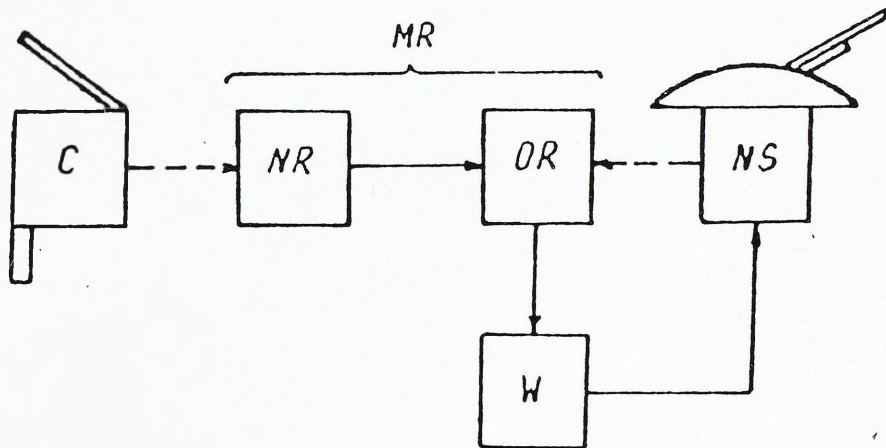
1.1. Układy sterowania położeniem broni.

1.1.1. Układy sterowania na podstawie kąta położenia

Układ sterowania położeniem broni na podstawie kąta położenia (napęd śledzący) składa się z dwóch zasadniczych części (rys.2): miernika rozbieżności MR i napędu siłowego NS.

Miernik rozbieżności porównuje kąt obrotu elementu sterującego (uchwyty lub celownika) z kątem obrotu broni. W wyniku porównania tych kątów na wyjściu miernika określona zostaje wielkość fizyczna, np. napięcie elektryczne, pole magnetyczne itp. Znak i moduł tej wielkości zależą od znaku i wartości kąta rozbieżności. Wielkość wyjściowa miernika rozbieżności wykorzystywana jest do sterowania napędem siłowym tak, aby przy zaistnieniu rozbieżności obrócił on broń w kierunku zmniejszenia rozbieżności.

Miernik rozbieżności składa się zazwyczaj z dwóch części. Jedna z nich jest związana z elementem sterującym i nazywa się nadajnikiem rozbieżności (NR), druga zaś z bronią i nazywa się odbiornikiem rozbieżności (OR). Mechaniczne sprzężenie broni z odbiornikiem nazywa się sprzężeniem zwrotnym. Przy ruchu broni do uzgodnionego położenia sprzężenie zwrotne powoduje obrót odbiornika do położenia uzgodnionego z nadajnikiem.



Rys.2. Układ sterowania naprowadzaniem broni na podstawie kąta położenia:

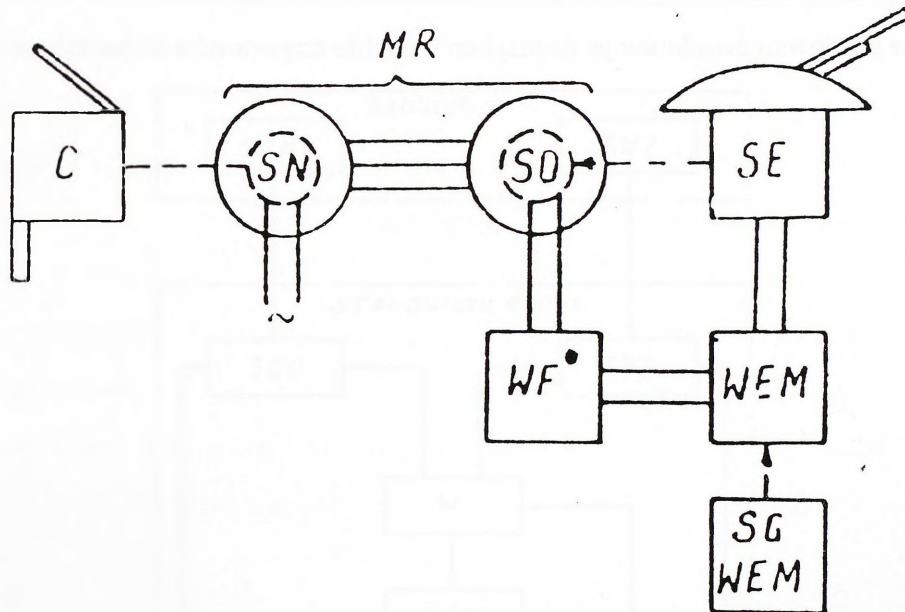
C - celownik ; NR - nadajnik rozbieżności ; OR - odbiornik rozbieżności ; MR - miernik rozbieżności ; W - wzmacniacz ; NS - napęd siłowy

W celu wzmocnienia sygnału wyjściowego miernika rozbieżności, którego moc nie jest wystarczająca do sterowania napędem siłowym, sygnał ten podawany jest do wzmacniacza. Następuje w nim uzgodnienie charakteru wielkości fizycznej sygnału wyjściowego z charakterem sygnału sterującego napędem siłowym i wzmocnienie.

Na współczesnych stawkach powietrznych najszerze zastosowanie znalazły dwa rodzaje napędów śledzących: elektryczne i elektrohydrauliczne.

Elektryczne napędy śledzące składają się z elektrycznych mierników rozbieżności i napędów elektrycznych prądu stałego z jedno- lub dwukaskadowym wzmacniaczem elektromaszynowym (amplidyna)

Elektrohydrauliczny napęd śledzący ma siłownik hydrauliczny z regulacją objętościową i elektryczny miernik rozbieżności.



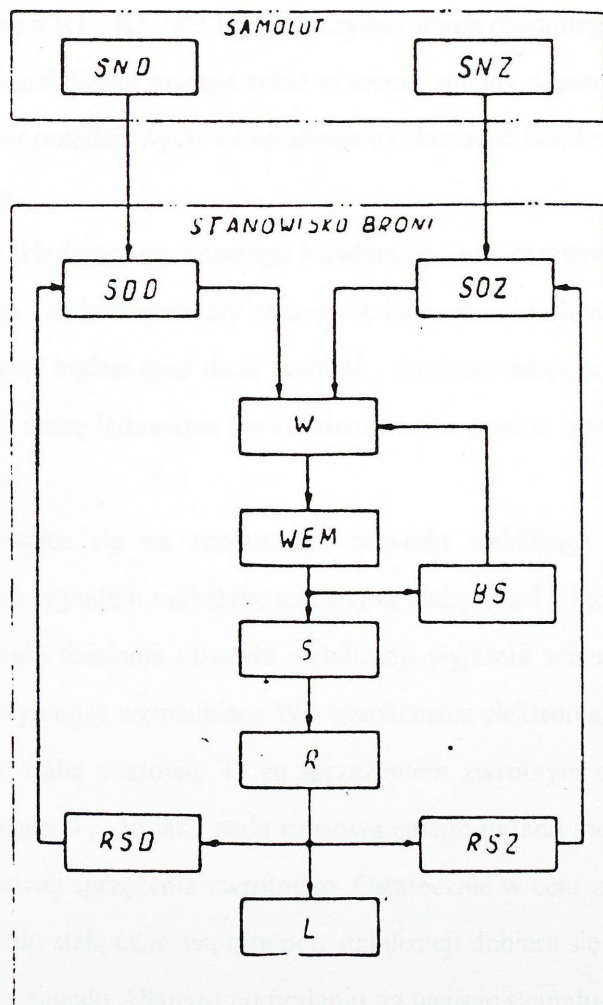
Rys. 3. Schemat strukturalny napędu elektrycznego z selsynowym układem nadążnym:

C - celownik ; SN selsyn nadajnik ; SO - selsyn odbiornik ; SE - silnik elektryczny ; WF - wzmacniacz fazoczuły ; WEM - wzmacniacz elektromaszynowy ; SG WEM silnik generatora wzmacniacza elektromaszynowego ; MR - miernik rozbieżności

W charakterze mierników rozbieżności w obu rodzajach napędów znalazły szerokie zastosowanie selsynowe układy nadążne. Schemat strukturalny napędu elektrycznego z selsynowym układem nadążnym jest pokazany na rys.3. Selsyn nadajnik (SN) sprzęgnięty jest z osią obrotu celownika , zaś selsyn odbiornik (SO) z osią obrotu stanowiska. Sygnał rozbieżności powstaje w selsynie odbiorniku jako prąd przemienny , którego wartość i faza określają wartość i znak kąta rozbieżności. Element siłowy napędu elektrycznego stanowi silnik prądu stałego SN i wzmacniacz elektromaszynowy WEM (amplidyna). Sygnał wyj-

ściowy z selsyna odbiornika podawany jest do wzmacniacza fazoczułego WF, w którym zostaje przetworzony na prąd stały o kierunku i wielkości zależnej od fazy i wielkości sygnału rozbieżności oraz wzmocniony do wielkości dostatecznej do sterowania wzmacniaczem elektromaszynowym.

W celu zwiększenia dokładności naprowadzenia broni stosuje się dwa selsynowe układy nadążne: zgrubny i dokładny. Schemat strukturalny układy sterowania naprowadzaniem broni z dwoma selsynowymi układami nadążnymi jest pokazany na rys.4. Elementami wyjściowymi selsynowych układów nadążnych są wirnikowe uzwojenia selsynów



Rys.4. Schemat układu sterowania naprowadzaniem broni z dwoma selsynowymi układami nadążnymi:

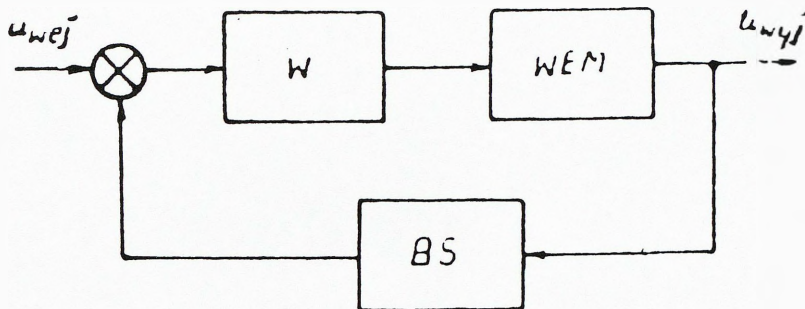
SND - selsyn nadajnik dokładny; SNZ - selsyn nadajnik zgrubny; SOD - selsyn odbiornik dokładny; SOZ - selsyn odbiornik zgrubny; W - wzmacniacz; WEM - wzmacniacz elektromaszynowy; BS - blok stabilizacji; S - silnik elektryczny; R - reduktor; RSD - reduktor selsyna dokładnego; RSZ - reduktor selsyna zgrubnego; L - laweta.

odbiorników SOD i SOZ. Napięcie wzmacniacza elektromaszynowego WEM, który zasilą silnik napędowy S, obracający - poprzez reduktor R- lawetę L z działkiem. Wraz z lawetą obracają się przekładnie (reduktory) selsynów odbiorników RSD i RSZ do uzgodnionego położenia z selsynami nadajnikami SND i SNZ, znajdującymi się w celowniku.

Przedstawiony układ charakteryzuje się wysoką czułością na sygnał wejściowy, dlatego dla zapewnienia odpowiedniego zapasu stabilności ma blok stabilizacji BS. Blok stabilizacji to ogniwo sprzężenia zwrotnego, składające się z dwóch szeregów kondensatorów C1 i C2 oraz rezystorów R1, R2, R3 (rys.5) przyłączonych równolegle do silnika (poz. 4, rys.5) napędu. Blok stabilizacji pracuje tylko w czasie zmiany napięcia w wirniku silnika tzn. podczas procesów przejściowych. Gwarantuje to obecność kondensatorów w ogniwie sprzężenia zwrotnego.

Jeżeli na obwód składający się z szeregu kondensatorów i rezystorów zostanie podane napięcie prądu stałego, to kondensatory zaczną się ładować i w obwodzie popłynie prąd. W pierwszej chwili prąd będzie miał dużą wartość, a odpowiadające mu napięcie pojawi się na rezystorach. W miarę ładowania się kondensatorów prąd w obwodzie, a z nim napięcie zmniejszą do zera.

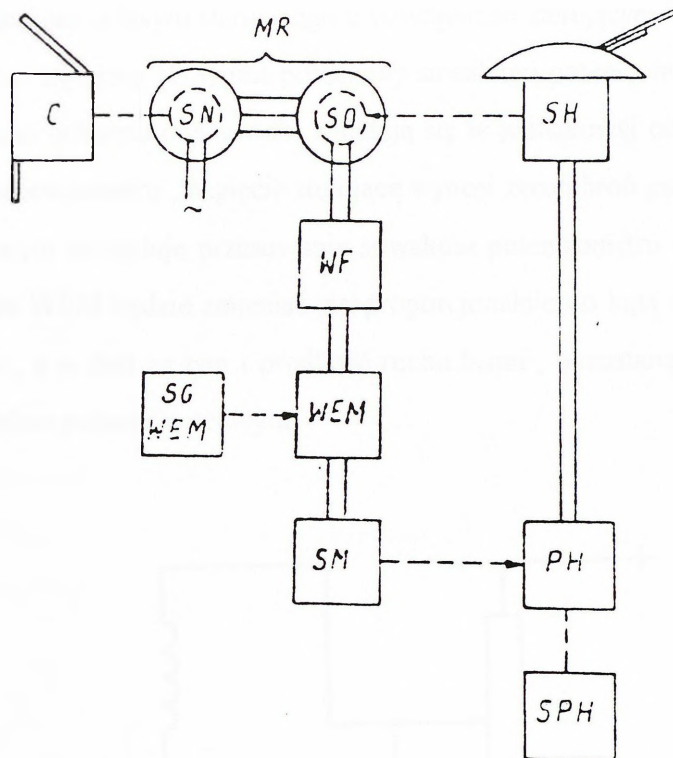
Napięcie pojawiające się na rezystorach obwodu stabilizacji podawane jest do wzmacniacza 7 wraz z sygnałem rozbieżności selsyna nadajnika 1, który przechodzi przez transformator 3. Zasadę działania obwodu stabilizacji wyjaśnia schemat blokowy przedstawiony na rys.6. Przyjmując wzmacniacz W i wzmacniacz elektromaszynowy WEM jako obwód elektryczny o stałej czasowej T_1 ze sprzężeniem zwrotnym o stałej czasowej T_2 znacznie przewyższającej T_1 , to jako stałą czasową całego układu można przyjąć T_2 , to jest równą stałej czasowej sprzężenia zwrotnego. Ostatecznie w celu zabezpieczenia stabilnej pracy całego układu stałą czasową obwodu stabilizacji dobiera się znacznie wyższą od stałej czasowej silnika napędu. Dlatego po podaniu na wejście sygnału U_{wej} napięcie na



Rys.6. Schemat blokowy obwodu stabilizacji:

W - wzmacniacz ; WEM - wzmacniacz elektromaszynowy ; BS - blok stabilizacji.

Na rys.7 pokazany jest schemat funkcjonalny elektrohydraulicznego napędu śledzącego. Miernikiem rozbieżności jest tutaj selsynowy układ nadążny. Napięcie rozbieżności z selsyna odbiornika jest podawane do wzmacniacza fazoczułego WF, a stąd do wzmacniacza elektromaszynowego WEM. Z wyjścia WEM napięcie jest podawane do silnika wspomagającego SM prąd stały z niezależnym wzbudzeniem, nazywany serwomotorem. Zadaniem serwomotoru jest zmiana kąta nachylenia bloku cylindrów pompy hydraulicznej PH w celu zmiany jej wydatku. Pompa tłoczy ciecz do silnika hydraulicznego SH obracającego stanowiskiem broni.



Rys.7. Schemat funkcjonalny elektrohydraulicznego napędu śledzącego:

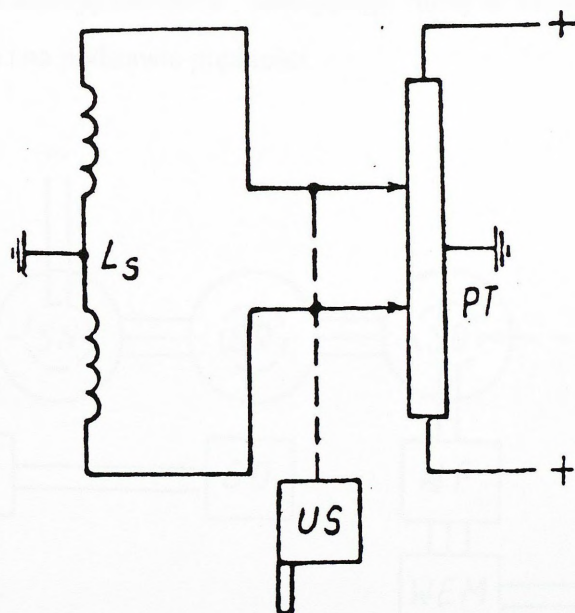
C - celownik ; SN - selsyn nadajnik ; SO - selsyn odbiornik ; SH - silnik hydrauliczny ; WEM- wzmacniacz elektromaszynowy ; SG WEM - silnik generatora wzmacniacza elektromaszynowego ; SM - serwowmotor ; PH - pompa hydrauliczna ; SPH - silnik pompy hydraulicznej ; MR - miernik rozbieżności.

1.1.2. Układy sterowania na podstawie prędkości.

W układach sterowania położeniem broni na podstawie prędkości uchwyt sterujący jest zazwyczaj sprzęgnięty z bronią , przy czym jakość naprowadzenia broni na cel sprawdza się na podstawie specjalnej strzałki celownika połączonej z bronią za pomocą układu śledzącego.

Elektryczny układ sterowania na podstawie prędkości może być zbudowany na bazie napędu elektrycznego ze wzmacniaczem elektromaszynowym. Jeżeli na uzwojenie sterujące WEM podany zostanie sygnał sterujący , proporcjonalny do kąta obrotu uchwyty steru-

jącego, to prędkość obrotu broni będzie proporcjonalna do tego kąta. Jeden z możliwych sposobów połączenia uchwyty sterującego z uzwojeniem sterującym WEM jest pokazany na rys.8. Uchwyt sterujący (US) jest połączony suwakami potencjometru PT. Przy środkowym położeniu uchwyty oba suwaki znajdują się w jednakowej odległości od środkowego punktu potencjometru, napięcie sterujące wynosi zero i broń pozostaje nieruchoma. Obracanie uchwyty powoduje przesuwanie suwaków potencjometru i napięcie na uzwojeniu sterującym WEM będzie zmieniać się proporcjonalnie do kąta obrotu uchwyty. Napięcie sterujące, a w ślad za tym i prędkość ruchu broni, pozostaną niezmiennie dopóki operator nie zmieni położenia uchwyty.



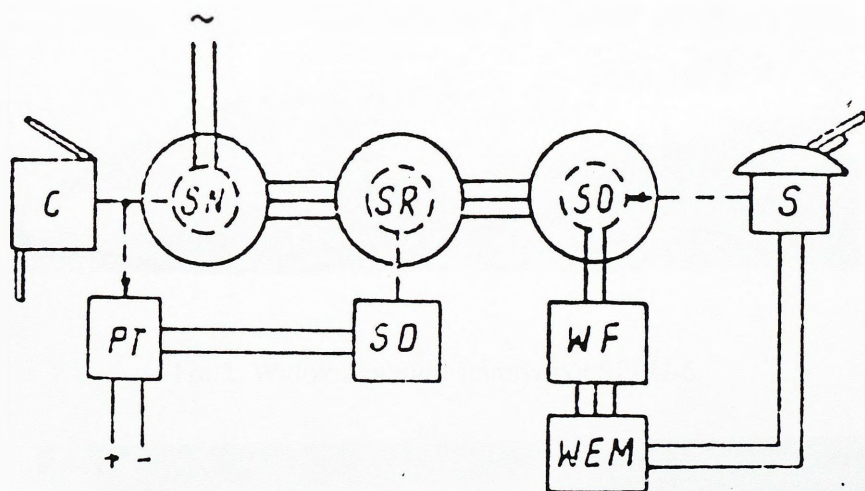
Rys. 8. Połączenie uchwyty sterującego z uzwojeniem sterującym WEM:

1 - uzwojenie sterujące WEM ; 2 - US - uchwyt sterujący ; PT - potencjometr.

Elektrohydrauliczny układ sterowania na podstawie prędkości może być zbudowany na bazie napędu hydraulicznego. Jeżeli kąt odchylenia bloku cylindrów pompy zmieniać proporcjonalnie do kąta odchylenia uchwyty sterującego, to prędkość i kierunek ruchu broni będą określane położeniem uchwyty.

1.1.3. Mieszane układy sterowania.

Mieszane układy sterowania położeniem broni otrzymuje się z połączenia układów sterowania na podstawie kąta położenia i sterowania na podstawie prędkości. Połączenie takie można zrealizować na przykład w sposób pokazany na rys.9. Między selsynem nadajnikiem SN, a selsynem odbiornikiem SO włączony jest selsyn różnicowy SR, którego wirnik jest obracany za pomocą silnika dodatkowego SD. Prędkość obrotu SD jest regulowana za pomocą potencjometru PT, połączonego z uchwytem sterującym. Przeznaczenie pozostałych elementów układu jest takie samo jak to wynika z rys.3. Selsyn różnicowy pełni w tym układzie funkcję sumatora, sumującego ruchy w kanale sterowania na podstawie kąta położenia i na podstawie prędkości.

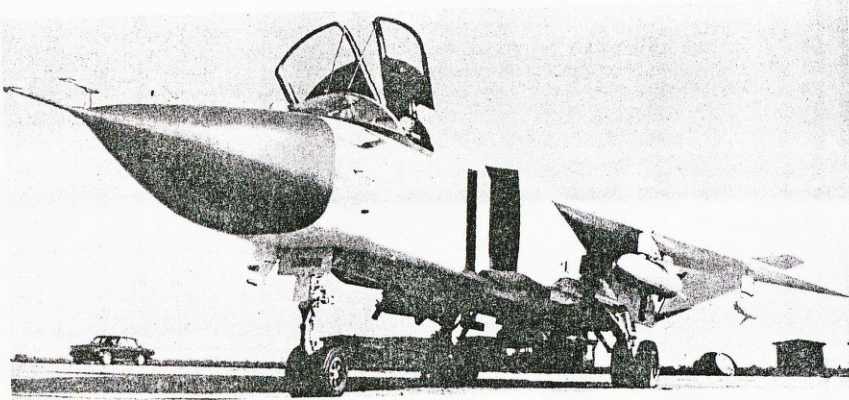


Rys.9. Schemat funkcjonalny mieszanego układu sterowania położeniem broni:

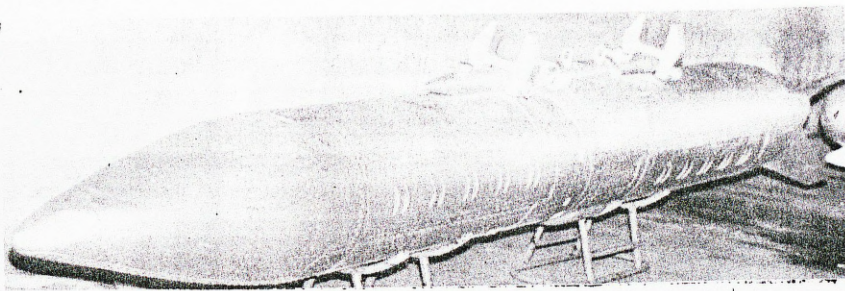
C - celownik ; SN - selsyn nadajnik ; SR - selsyn różnicowy ; SO - selsyn odbiornik ; S - silnik ; PT - potencjometr ; SD - silnik dodatkowy ; WF - wzmacniacz fazoczuły ; WEM - wzmacniacz elektromaszynowy.

Każdy układ sterowania położeniem broni może mieć jeden lub kilka niezależnych od siebie kanałów. Liczba kanałów sterowania odpowiada liczbie stopni swobody, jakie

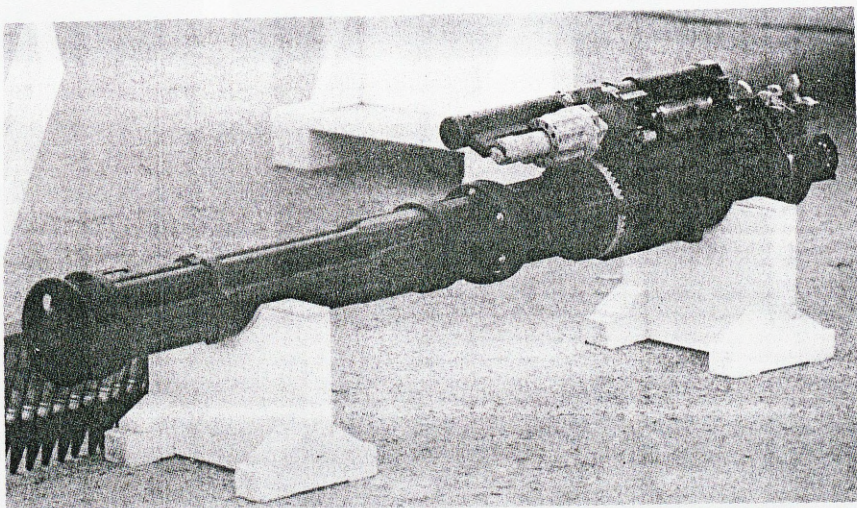
ma stanowisko broni. Na przykład, jeżeli stanowisko ma dwa kanały: poziomy i pionowy, których struktura i budowa są identyczne.



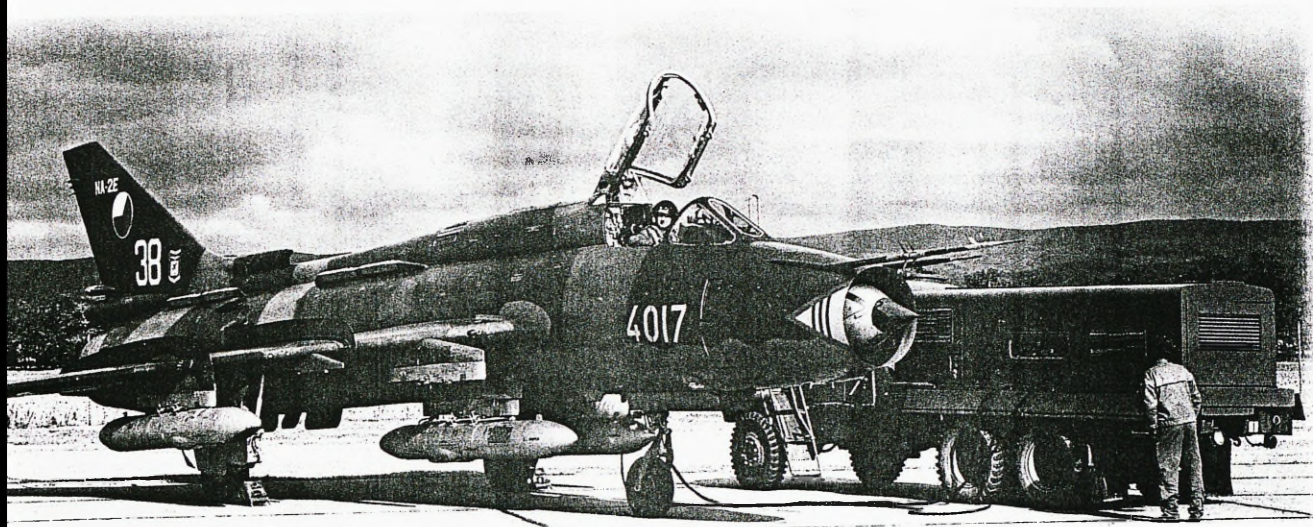
Fot.1. Samolot Su-24M z podwieszonym stanowiskiem SPPU-6.



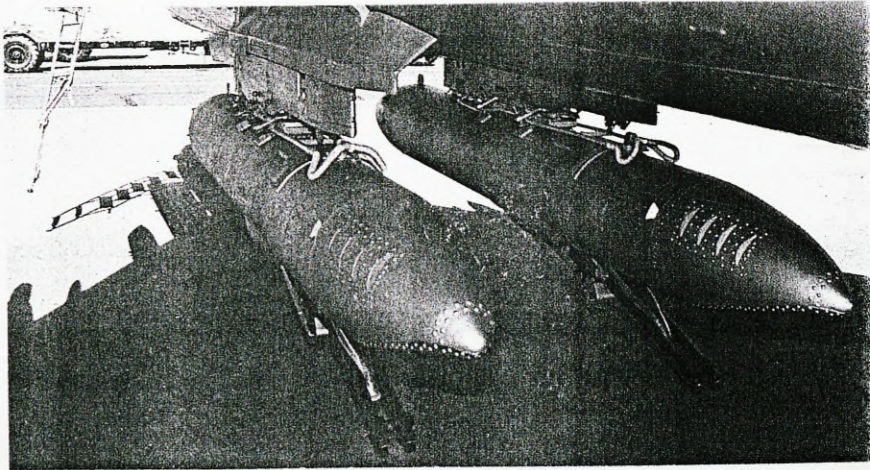
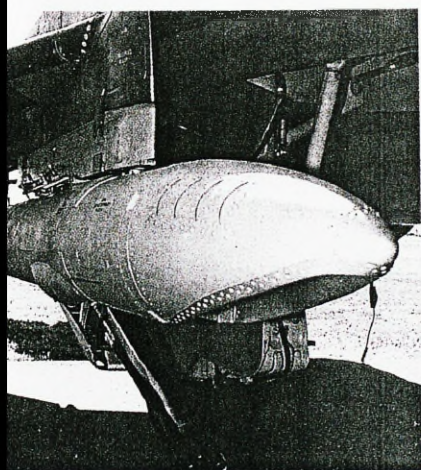
Fot.2. Widok z przodu stanowiska SPPU-6.



Fot.3. Działko Gsz-23-6 główny element stanowiska SPPU-6.



Fot.4. Samolot Su-22M4 z czterema zasobnikami SPPU-22-01.



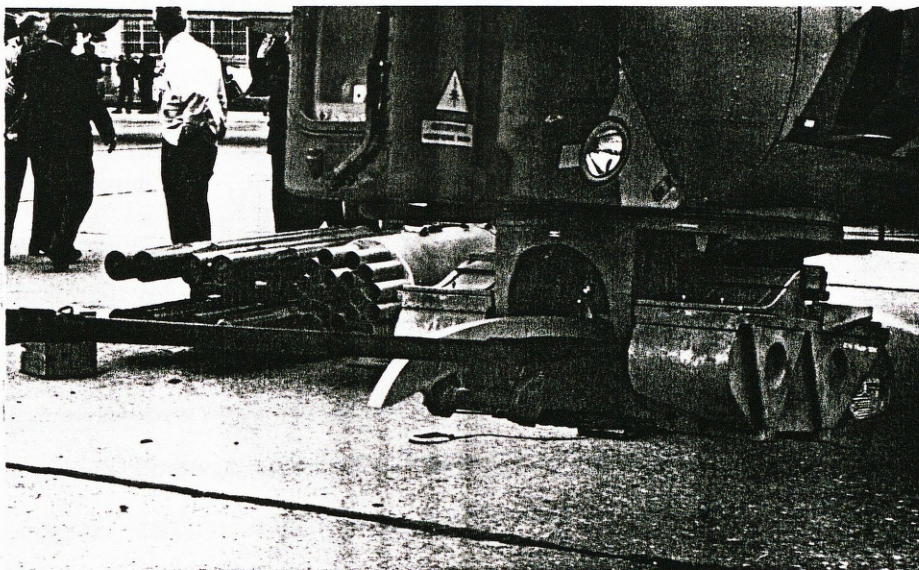
Fot.5. Z lewej SPPU-22-01 podwieszony pod skrzydłem przystosowany do strzelania do przodu oraz z prawej dwa SPPU-22-01 podwieszony pod kadłubem przystosowany do strzelania do tyłu.



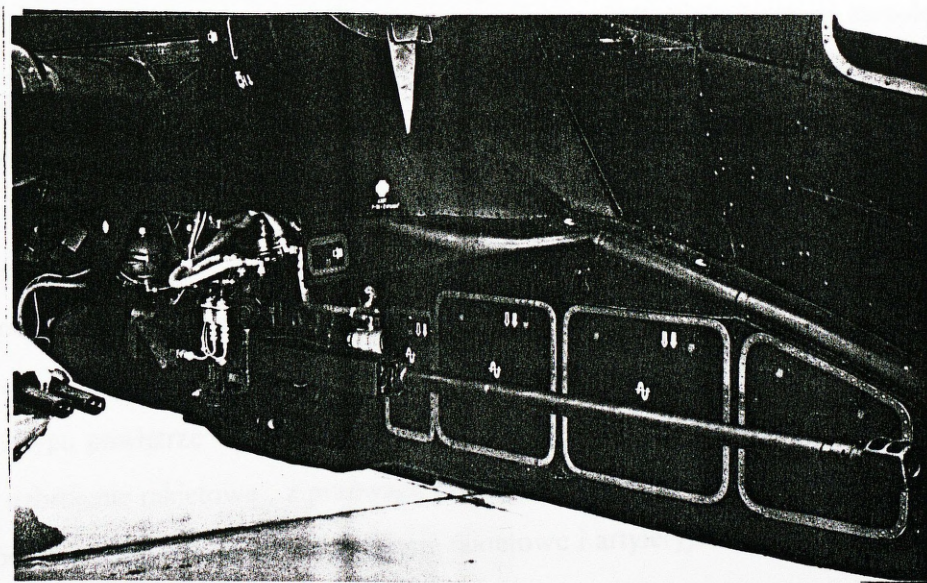
Fot.6. Śmigłowiec Mi-28 z działkiem 2A-42.



Fot.7. Śmigłowiec Ka-50 z działkiem 2A-42.



Fot.8. Widok z przodu na działko 2A-42.

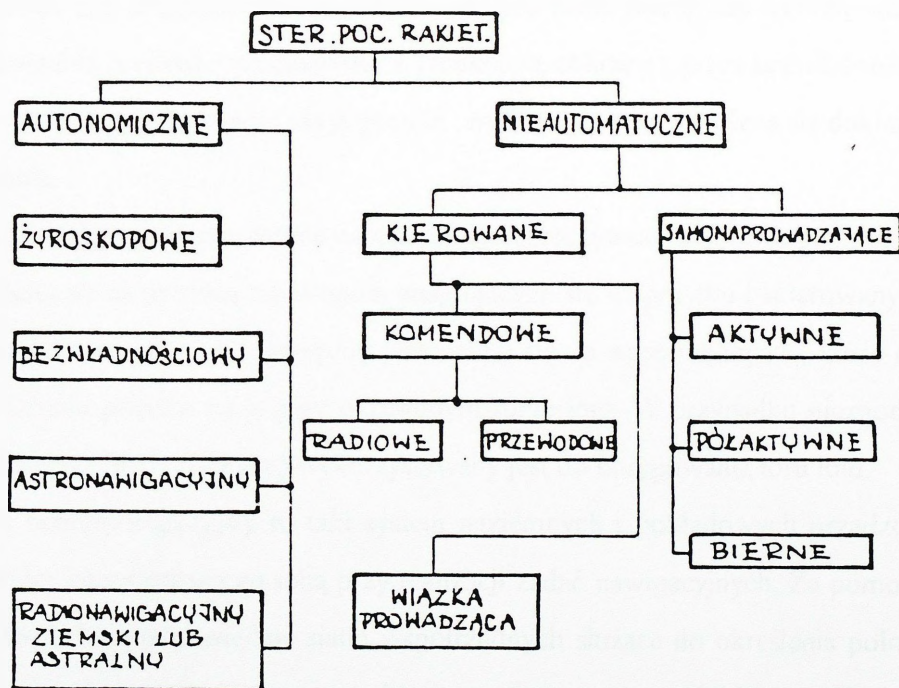


Fot.9. Sposób zamontowania działka na Ka-50.

- b) metod naprowadzania,
- c) zjawisk fizycznych wykorzystywanych w lokacji celu,
- d) faktycznego przeznaczenia pocisku.

W wojskowej technice raketowej za najbardziej adekwatny uważa się podział sterowanych pocisków raketowych przedstawiony na rys.10.

W lotniczych sterowanych pociskach **autonomicznych** tor pocisku wyznacza obliczony wcześniej program. Sterowanie w tym systemie polega na realizacji założonego toru lotu, przy czym kontrola odbywa się na podstawie pomiaru współrzędnych znajdujących się na jego pokładzie. Pocisk podczas lotu nie korzysta z informacji pochodzących od celu lub przesyłanych z punktu naprowadzania i zachowuje pełną autonomiczność.



Rys.10 Klasyfikacja sterowanych pocisków raketowych.

W lotniczych **nieautonomicznych** pociskach sterowanych tor lotu pocisku wyznaczony jest na podstawie informacji pochodzących od celu lub przesyłanych z punktu naprowadzania.

W systemie **mieszanym** naprowadzanie sterowania polega na tym , że na pewnym odcinku toru pocisk jest autonomiczny , np. lot od momentu startu do rejonu celu , natomiast w końcowej fazie lotu , aby zwiększyć dokładność ataku , jest on kierowany lub sam naprowadza się na cel.

W **żyroskopowym autonomicznym** systemie sterowania tor lotu jest z góry ustalony , według programu , za pomocą aparatury znajdującej się w pocisku. Urządzenia żyroskopowe w tym systemie służą do wytworzenia nieruchomego układu odniesienia.

W systemie **autonomicznym bezwładnościowym** na pokładzie pocisku raketowego zabudowane są czujniki przyspieszeń. Opierając się na ich wskazaniach pokładowe przeliczniki określają prędkość , drogę i znoszenie pocisku raketowego. Po porównaniu tych danych z programem otrzymuje się sygnał błędu , który oddziałuje na organy sterujące. Innym rozwiązaniem systemu bezwładnościowego jest dopplerowski system naprowadzania. W systemie tym prędkość lotu pocisku względem ziemi mierzy się metodą radiową. Drogą porównania prędkości rzeczywistej z prędkością obliczoną przez bezwładnościowe urządzenia nawigacyjne wyznacza się poprawki , na skutek czego zwiększa się dokładność naprowadzania.

W **astronawigacyjnym** systemie naprowadzania rzeczywiste położenie pocisku raketowego określa się za pomocą teleskopów znajdujących się na pocisku i skierowanych na ciała niebieskie. Otrzymane współrzędne porównuje się ze współrzędnymi , które odpowiadają położeniu pocisku na z góry określonym torze lotu. W przypadku niezgodności tych danych sygnał błędu (uchybu) wykorzystywany jest do korygowania toru lotu.

System **radionawigacyjny** to taki system naziemnych i pokładowych urządzeń radiowych , które współpracują ze sobą przy realizacji zadań nawigacyjnych. Za pomocą fal radiowych tworzy się odpowiednie siatki współrzędnych służące do określenia położenia pocisku za pomocą autonomicznego urządzenia pomiarowego , znajdującego się na pocisku. Przez porównanie współrzędnych rzeczywistych z wymaganymi uzyskuje się sygnał błędu (uchyb) wykorzystywany do korekcji toru lotu.

W systemie aparatura zainstalowana na pocisku orientuje go względem punktów związanych z ziemią , wykorzystując w tym celu siłę przyciągania , pole magnetyczne , pole elektryczne , atmosferę itp. Na przykład w zaliczanym do tej grupy magnetometrycznym systemie sterowania jako wielkość odniesienia wykorzystuje się względną stałość pola

magnetycznego ziemi. Układ ten mierzy wielkości magnetyczna , a pocisk utrzymywany jest pod określonym kątem do linii ziemskiego pola magnetycznego. Wartość tego kąta jest tak dobrana , aby tor lotu pocisku przecinał się z celem.

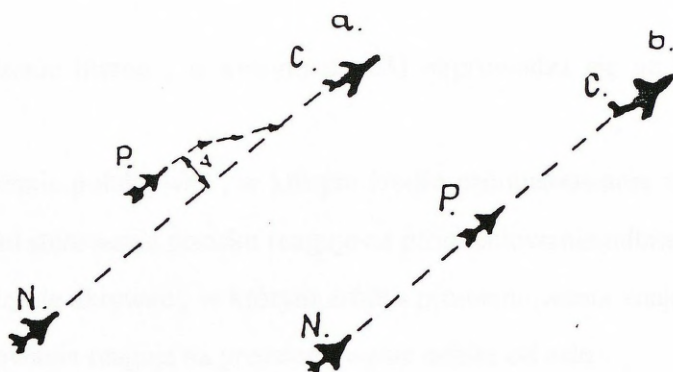
W systemie **radionawigacyjnym astralnym** elementy toru lotu pocisku określane są za pomocą urządzeń bezwładnościowych. W tym systemie przyrządy astronomiczne wykorzystywane są do określenia współrzędnych geograficznych położenia oraz do zwiększenia dokładności urządzeń bezwładnościowych.

Kierowane pociski raketowe są to takie pociski , w których sterowanie lotem odbywa się za pomocą sygnałów przekazywanych do pocisku z punktu naprowadzania znajdującego się na samolocie , śmigłowcu lub na ziemi. Tor pocisku określa się w punkcie naprowadzania na podstawie informacji o położeniu celu i pocisku. Układy służące do pomiaru współrzędnych celu znajdują się w punkcie naprowadzania lub na pocisku. Odpowiednie sygnały sterujące podawane są do aparatury wykonawczej pocisku.

W pociskach raketowych kierowanych , naprowadzanych na cel metodą **komendową** , sygnały wypracowane w punkcie naprowadzania podawane są w postaci komendy do aparatury wykonawczej pocisku. Sygnały te mogą być przesyłane drogą radiową , przewodową lub przy pomocy innego rodzaju promieniowania.

W pociskach kierowanych przy pomocy **wiązki prowadzącej** aparatura sterowania zabudowana w pocisku mierzy położenie pocisku względem osi wiązki , a w przypadku odchylenia się pocisku od niej wytwarza sygnały , które wychylają stery pocisku o taką wartość , aby zajął on położenie w osi wiązki. Wiazką prowadzącą może być wiązka fal elektromagnetycznych , światła , podczerwieni lub fal radiowych. W procesie celowania aparatura wytwarzająca odpowiednią wiązkę zabudowana na nosicielu musi być utrzymywana na celu aż do momentu trafienia pocisku w cel.

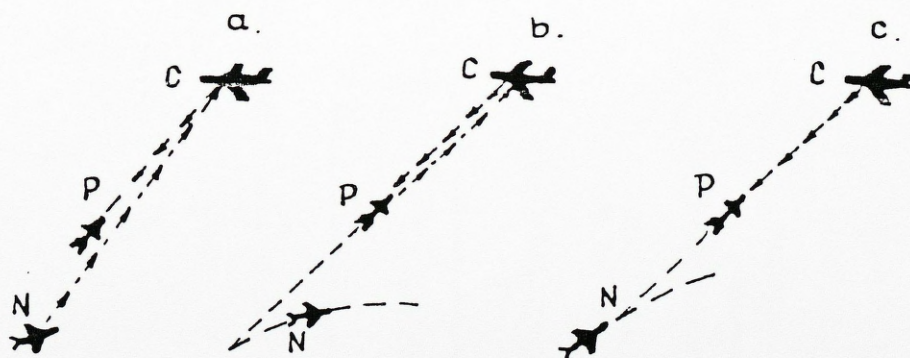
Naprowadzanie pocisków odbywa się metodą **trzech punktów**. Polega ona na dążeniu do tego , aby w każdym momencie naprowadzania nosiciel (N) , pocisk (P) i cel znajdowały się na linii prostej. Każde odchylenie od tej linii jest sygnałem błędu „ Δ ” (rys. 11). Sygnał ten podawany jest do przedziału sterowania pociskiem w celu wychylenia sterów o wartość proporcjonalną do tego błędu , powodującą wprowadzenie pocisku na linię N-P-C.



Rys. 11. Naprowadzanie pocisków metodą trzech punktów:

a - pocisk lecący z błędem „ Δ ”; b - pocisk lecący w kierunku celu po zlikwidowaniu błędu.

Samonaprowadzające się pociski raketowe wyposażone są w system sterowania, którego wszystkie urządzenia zabudowane są na pocisku. Naprowadzanie pocisku odbywa się samoczynnie, na podstawie informacji o ruchu celu uzyskiwanej na bieżąco za pomocą aparatury pokładowej pocisku - metoda **dwóch punktów** (rys. 12).



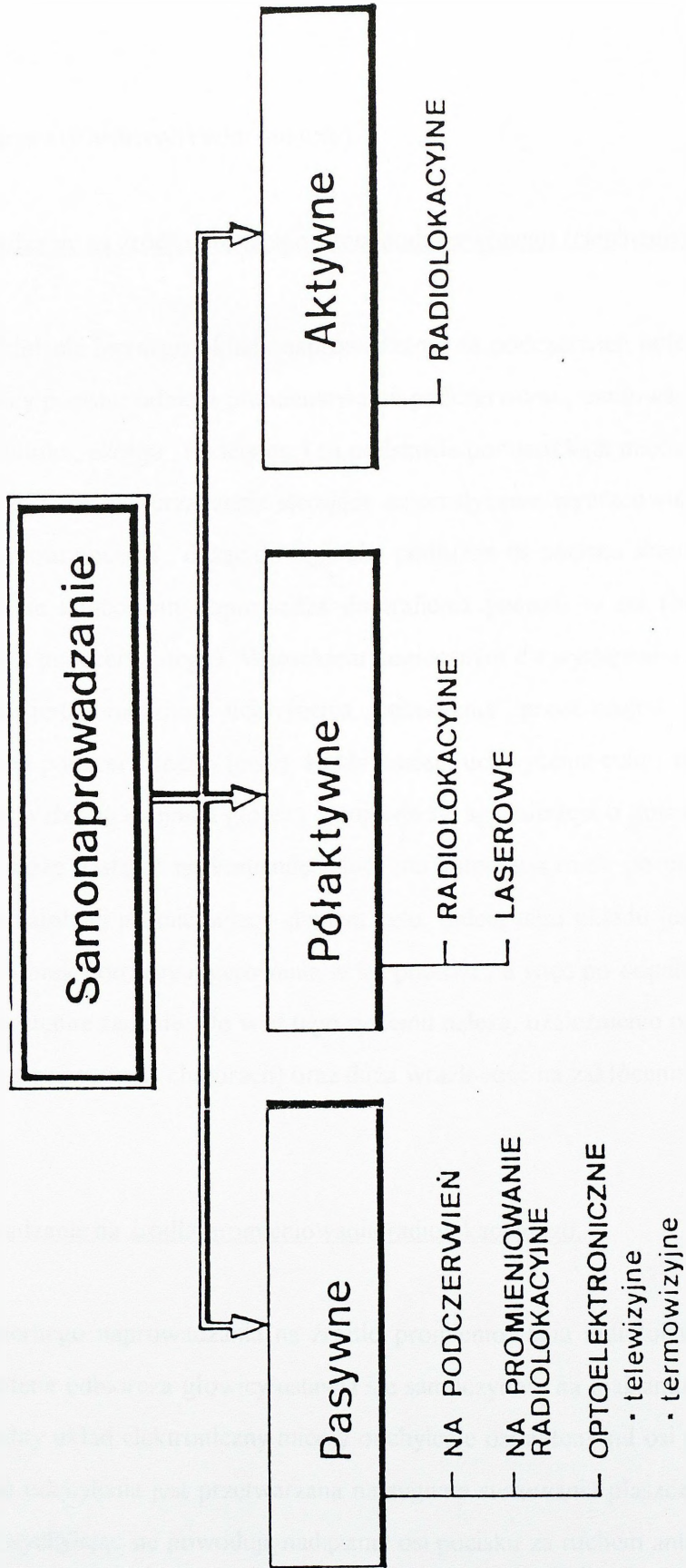
Rys. 12. Samonaprowadzanie pocisków metodą dwóch punktów:

a - półaktywne ; b - aktywne ; c - bierne.

W zależności od tego gdzie znajduje się aparatura wytwarzająca promieniowanie różniamy:

1. Samonaprowadzanie bierne , w którym pociski naprowadza się na promieniowanie ciepłe celu.
2. Samonaprowadzanie półaktywne , w którym źródło promieniowania znajduje się poza pociskiem. Układ sterowania pocisku reaguje na promieniowanie odbite od celu.
3. Samonaprowadzanie aktywne , w którym źródło promieniowania znajduje się na pocisku. Układ sterowania reaguje na promieniowanie odbite od celu.

Do samonaprowadzania pocisków może być wykorzystane promieniowanie ciepłe , radiolokacyjne , widzialne , akustyczne i laserowe.



Rys.13 Sposoby i rodzaje samonaprowadzania pocisków raketowych.

A) SAMONAPROWADZANIE PASYWNE (BIERNE).

Samonaprowadzanie na źródło promieniowania podczerwonego (cieplnego)

Zasada działania biernego układu naprowadzania na podczerwień polega na tym, że czujnik głowicy pocisku odbiera promieniowanie podczerwone, emitowane przez obiekt (np. silnik samolotu, czołgu, rakiety itp.) na podstawie pomiaru kąta między osią czujnika a podłużną osią pocisku, urządzenie sterujące automatycznie wypracowuje dane do korekty kierunku lotu pocisku, dążąc do tego aby podłużna oś pocisku skierowana była na cel co w efekcie końcowym doprowadza do trafienia pocisku w cel (będący źródłem promieniowania podczerwonego). Warunkiem koniecznym do wystąpienia samonaprowadzania pocisku jest konieczność uchwycenia „zobaczenia” przez czujnik głowicy źródła promieniowania podczerwonego (celu). Kiedy nastąpi uchwycenie celu, tzn. znajdzie się on w sektorze widzenia czujnika głowicy, pojawia się sygnalizacja o gotowości do odpalenia, które może nastąpić na komendę pilota lub automatycznie po odpaleniu pocisk kieruje się na najsilniej promieniujący element celu. Zaletą tego układu jest duża dokładność trafienia i brak potrzeby ingerowania w lot pocisku, a więc po odpaleniu pilot może wykonywać następne zadanie. Do wad tego systemu należą: uzależnienie od pogody (brak możliwości zastosowania w chmurach) oraz duża wrażliwość na zakłócenia (flary cieplne, słońce).

Samonaprowadzanie na źródła promieniowania radiolokacyjnego.

Układ biernego naprowadzania na źródło promieniowania radiolokacyjnego polega na tym, że antena odbiorcza głowicy ustawia się samoczynnie na maksimum sygnału źródła, a oddzielny układ elektroniczny mierzy odchylenie osi anteny od osi podłużnej pocisku. Wielkość odchylenia jest przetwarzana na sygnały sterowania płaszczyznami sterującymi, które wychylając się powodują nadążanie osi pocisku za ruchem anteny, aż do cał-

kowej zgodności ich wzajemnego położenia , czyli ustawiając pocisk prosto na źródło promieniowania.

Układy tego typu stosowane są w pociskach przeciwradiolokacyjnych odpalanych z samolotów , ostatnio jednak stosuje się je i w innych środkach rażenia np. bezpilotowych samolotach uderzeniowych i rozpoznawczych. W wypadku pocisków przeciwradiolokacyjnych samoloty - nosiciele posiadają radiolokacyjne urządzenia rozpoznawczo - ostrzegawcze , zdolne do wykrywania stacji radiolokacyjnych , dokonania analizy ich sygnałów i wyboru tej stacji spośród wielu wykrytych , której działanie stanowi w danej chwili największe zagrożenie. Urządzenie rozpoznawczo - ostrzegawcze wskazuje pilotowi kierunek na wybraną stację radiolokacyjną , programując jednocześnie głowicę pocisku na parametry celu i sygnalizuje najkorzystniejszy profil ataku oraz moment odpalenia pocisku.

Samonaprowadzanie optoelektroniczne.

Stanowią całą grupę układów do których należą:

- telewizyjne układy samonaprowadzania, występujące w wielu odmianach,
- termowizyjne układy samonaprowadzania.

Telewizyjne układy samonaprowadzania stosowane praktycznie od 1966 roku , posiadają kilka odmian. Podstawowym wariantem jest układ , w którym na samolocie znajduje się tylko niewielki monitor telewizyjny z nieruchomą siatką celownika i przycisk włączający układ śledzenia celu przez urządzenie śledzące środka rażenia. W rejonie celu pilot uruchamia kamerę telewizyjną środka rażenia i obserwuje cel na monitorze , manewruje tak samolotem aby wybrany cel znalazł się w środku skrzyżowania siatki celowniczej. Kiedy to zostanie osiągnięte naciska przycisk uruchamiający automat śledzenia i zwalnia lub odpala środek rażenia. Kamera telewizyjna samoczynnie utrzymuje swą oś optyczną na wybranym punkcie celu , a odchylenie tej osi podłużnej środka rażenia jest przetwarzane w zespole elektronicznym na sygnały sterowania lotem w taki sposób , by oś podłużna środka rażenia pokryła się z osią podłużną kamery , co automatycznie kieruje środek rażenia w cel. Pilot po zrzuconiu bomby lub odpaleniu pocisku raketowego może niezwłocznie wykonać dowolny manewr samolotem.

Innym wariantem telewizyjnego kierowania stosowanym w środkach o większym zasięgu lub zrzuconych z dużych wysokości jest układ z kamerą o dużym powiększeniu obrazu. Przeszukiwanie terenu odbywa się przy normalnym kącie widzenia (10° ... 15°), a po skierowaniu samolotu w rejon gdzie spodziewany jest cel, pilot przełącza kamerę na mały kąt widzenia ($\approx 2,5^{\circ}$) uzyskując większe powiększenie. Dalsze czynności celowania odbywają się tak samo jak przy układzie poprzednim.

Kolejną odmianą systemu telewizyjnego jest układ umożliwiający operatorowi ręczne prowadzenie bomby aż do celu. W takim wariacie na pokładzie nosiciela znajduje się dodatkowo pulpit sterowniczy, za pomocą którego operator obserwując na monitorze obraz przekazywany przez kamerę środka rażenia ręcznie koryguje tor lotu. Przekazywanie obrazu z kamery na samolot i komend sterowania z samolotu do bomby odbywa się za pośrednictwem zespołu nadawczo odbiorczego transmisji danych. Czynności naprowadzania środka rażenia mogą się odbywać niezależnie od położenia samolotu względem celu (po zrzuceniu lub odpaleniu środka rażenia), bądź też mogą być przyjęte przez załogę innego samolotu. Dodatkową zaletą tej odmiany jest możliwość zrzutu „ślepego”. Pilot lecąc na małej wysokości ustawia samolot według przyrządów nawigacyjnych w kierunku celu, uruchamia kamerę środka rażenia i zrzuca lub odpala go zanim zobaczy cel na monitorze. Środek rażenia lecąc w kierunku celu przekazuje obraz terenu na monitor, a operator po zauważeniu na monitorze obiektu - celu naprowadza ręcznie środek rażenia, mając do wyboru, albo prowadzenie go do końca, albo przełączenie jej na automatyczne śledzenie i samonaprowadzanie się.

Termowizyjny układ samonaprowadzania (IIR - Imaging Infra Red)

Opracowany został w końcu lat 70 - tych jest obecnie w eksploatacji. System ten jest najbardziej uniwersalny, ale jednocześnie najbardziej złożony i kosztowny. Układ działa podobnie jak telewizyjny, z tym, że obraz celu tworzy kamera termowizyjna (pracująca w podczerwieni w paśmie $8\text{...}14\ \mu\text{m}$). Kamera ma zdolność stałego utrzymywania swej osi optycznej na wybranym punkcie celu, a różnice pomiędzy położeniem tej osi w stosunku do osi podłużnej środka rażenia są przetwarzane na sygnały sterowania. Do wyszukiwania celów w tym systemie wykorzystuje się samolotowe urządzenia do obserwacji w pod-

czerwieni (FLIR) , stacje (celowniki) radiolokacyjne , systemy nawigacyjne (LORAN) oraz urządzenia określające położenie źródeł promieniowania elektromagnetycznego.

Do zrzutu bomb z termicznym układem kierowania wykorzystuje się tą samą aparaturę pokładową , która służy do bomb kierowanych telewizyjnie , analogiczne są również czynności załogi przy zrzucie.

Zasadniczą zaletą układu termowizyjnego jest możliwość wykorzystania w nocy i przy złej widoczności celu. Dodatkowe zalety układu to dwukrotnie większy niż przy laserowym i telewizyjnym układzie , zasięg wykrywania i śledzenia celu , możliwość wykrywania i śledzenia celów w warunkach zamglenia , zapylenia czy zadymienia , a także możliwość wykrywania celów ukrytych i zamaskowanych oraz rozróżnienie obiektów pracujących (przy włączonych silnikach). Praktyczne zastosowanie tego układu miało miejsce w konflikcie „Pustynna burza”.

B) PÓŁAKTYWNE UKŁADY SAMONAPROWADZANIA.

Samonaprowadzanie półaktywne , jako rodzaj samonaprowadzania środków rażenia na cel , polega na ciągłym odbieraniu fal elektromagnetycznych , akustycznych odbitych od celu lecz wysyłanych przez nadajnik znajdujący się poza środkiem rażenia. Do samonaprowadzania półaktywnego można używać nadajnika wysyłającego promieniowanie radiowe , widzialne , podczerwone itp.

Obecnie ze względu na położenie podświetlającego cel źródła wyróżnia się trzy metody podświetlania:

- podświetlanie przez źródło umieszczone na nosicielu środka rażenia,
- podświetlanie przez źródło umieszczone na innym aparacie latającym,
- podświetlanie przez źródło umieszczone na środkach naziemnych lub w kosmosie.

We współczesnych środkach rażenia praktycznie stosuje się:

- półaktywne radiolokacyjne układy samonaprowadzania,
- półaktywne laserowe układy samonaprowadzania..

Półaktywne radiolokacyjne układy samonaprowadzania

W układach tych cel podświetlony jest przez stację radiolokacyjną, a środek rażenia kieruje się na cel, będący źródłem promieniowania radiolokacyjnego, które w rzeczywistości tylko odbija.

Najczęściej układy tego typu stosowane są w pociskach raketowych klasy powietrze - powietrze. Pociski te mogą być wykorzystywane w każdych warunkach atmosferycznych. (bez konieczności wzrokowej widzialności celu) - mogą atakować cel z każdej półsfery. System ten wymaga jednak ciągłego utrzymywania celu w polu widzenia swojej stacji radiolokacyjnej od momentu odpalenia do bezpośredniego uderzenia pocisku w cel, stanowi to duże zagrożenie dla nosiciela, który może być w tym czasie łatwo zaatakowany przez inne samoloty przeciwnika. Poważną wadą jest również wrażliwość na czynne i bierne zakłócenia.

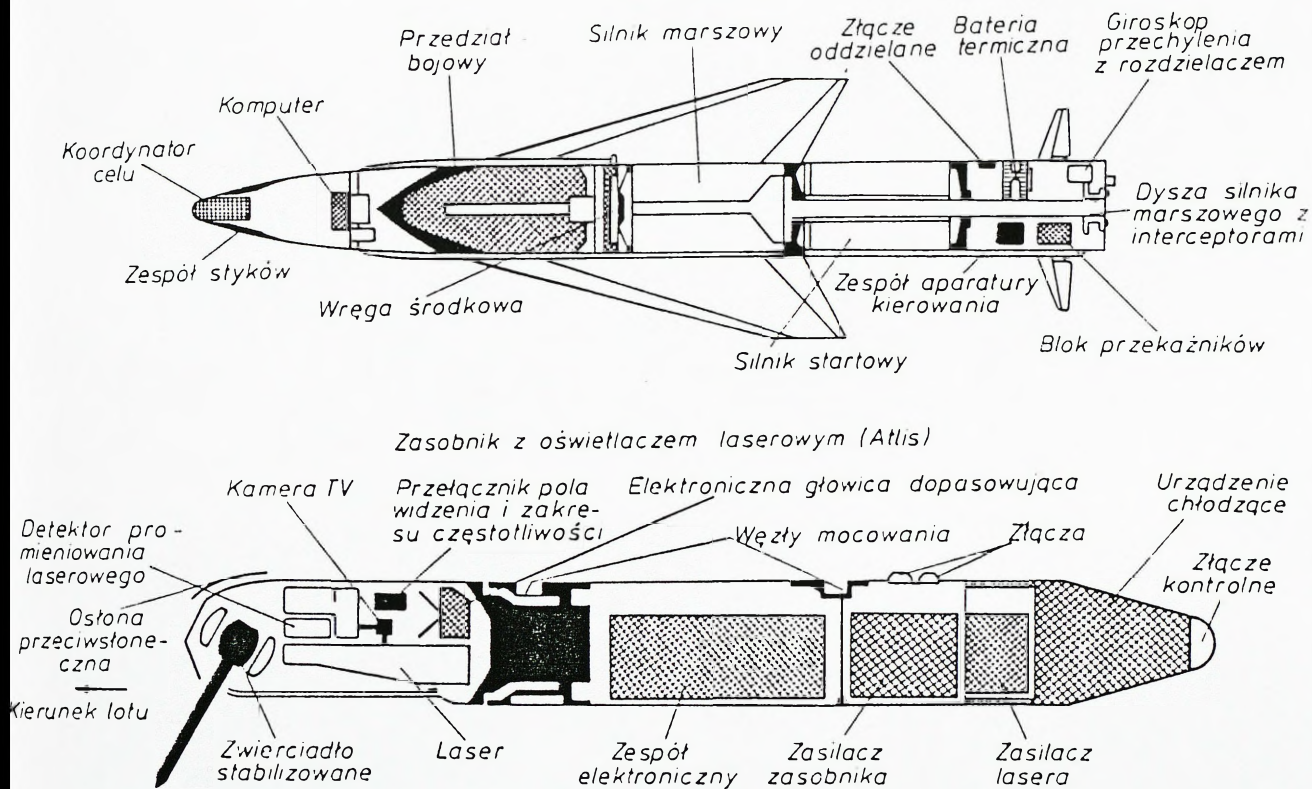
Półaktywne laserowe układy samonaprowadzania.

W układach tego typu cel podświetlony jest światłem lasera przy czym w najnowszych rozwiązaniach stosuje się specjalne podświetlacze o działaniu impulsowym z kodowanym ciągiem impulsów. Przed wejściem w strefę działań programuje się głowice pocisków w celu współpracy z różnymi podświetlaczami emitującymi określone sygnały kodowane. W tym układzie środki rażenia mogą być zrzucane lub odpalane na rubieży ataku serią lub salwą i każdy z nich samoczynnie nakierowuje się na „swoją cel”.

Środki rażenia, przystosowane do współpracy z podświetlającym laserem impulsowym, mogą być odpalane lub zrzucane poza strefą widzialności celu przez głowicę śledzącą. W tym przypadku środek rażenia w początkowej fazie lot leci po stałym torze w kierunku celu. Jego układ śledzenia poszukuje celu, który jest oświetlony takim rodzajem światła laserowego na jaki zaprogramowana jest głowica śledząca. Po wykryciu takiego celu realizowany jest program samonaprowadzania. Rozwiązanie to zmniejsza zagrożenie załogi nosiciela ze strony środków OPL poprzez możliwość wykonania ataku z zaskoczenia, spoza zasięgu środków OPL, daje także większą swobodę manewru obronnego. Sam atak może być wykonywany z dowolnego kierunku i przy dowolnym profilu lotu. Pewnym ograniczeniem może być wysokość zrzut gdy dotyczy to bomb ślizgowych.

Główne zalety laserowych układów naprowadzania to względna prostota konstrukcji i działania, stosunkowo niski koszt, krótki czas kontaktu nosiciela z celem oraz duża dokładność trafienia.

Do wad zalicza się pełną zależność od pracy urządzeń wskazujących cele, konieczność ścisłego współdziałania załóg.



Rys. 14. Przykład półaktywnego systemu samonaprowadzania pocisku A-30L z głowicą laserową ARIEL i zasobnik z oświetlaczem laserowym ATLAS.

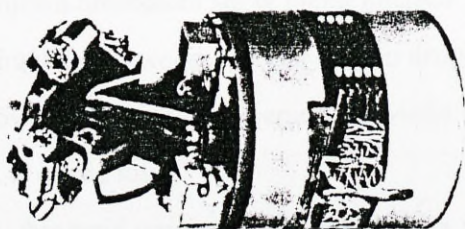
C) SAMONAPROWADZANIE AKTYWNE.

W układach tych stosowane jest samonaprowadzanie aktywne, polegające na ciągłym opromieniowywaniu celu falami elektromagnetycznymi (różnych zakresów) przez nadajnik znajdujący się w pocisku i odbieraniu fal odbitych od celu przez układ odbiorczy znajdujący się również w pocisku (środki rażenia).

Samonaprowadzanie aktywne - radiolokacyjne

Ten układ samonaprowadzania jest obecnie najczęściej stosowany. Pocisk (środek rażenia) wyposażony jest w miniaturową stację radiolokacyjną, uruchamiającą się samoczynnie w określonym momencie. Stacja ta wysyła impulsy, które po odbiciu od celu i odebraniu przez odbiornik tej stacji są przetwarzane na odpowiednie sygnały sterowania. Stacja ta samoczynnie przeszukuje przestrzeń w określonym sektorze i lokalizuje cel, a następnie umożliwia samonaprowadzanie pocisku na cel. Najnowsze rozwiązania techniczne umożliwiają zapisywanie parametrów celu w pamięci mikroprocesora, a następnie porównywanie cech rozpoznawczych celów z tymi, które znajdują się w pamięci. W ten sposób układ ten ma możliwość wyboru pożądanych celów spośród innych oraz automatycznego samonaprowadzania się na zidentyfikowany cel.

Zaletą układów tego typu jest możliwość stosowania wyposażonych w nie środków na dużych odległościach w dowolnych warunkach atmosferycznych. Nosiciele środków rażenia tego typu umożliwiają jednoczesne prowadzenie kilku celów i kolejne ich zwalczanie z bezpiecznej odległości. Jednak środki rażenia tego typu, aktywne poszukiwanie i śledzenie celu mogą prowadzić ze stosunkowo niedużej odległości, dlatego też we wcześniejszej fazie ich lotu zastosowane muszą być inne systemy samonaprowadzania. Kolejną wadą tego systemu jest wysoki koszt pocisku oraz konieczność instalowania na nosicielu skomplikowanej aparatury wykrywania celów na dużych odległościach.



Fot. 10. Radiolokacyjna głowica samonaprowadzająca pocisku raketowego Sparrow.

2.2. Struktura sterowanego uzbrojenia raketowego

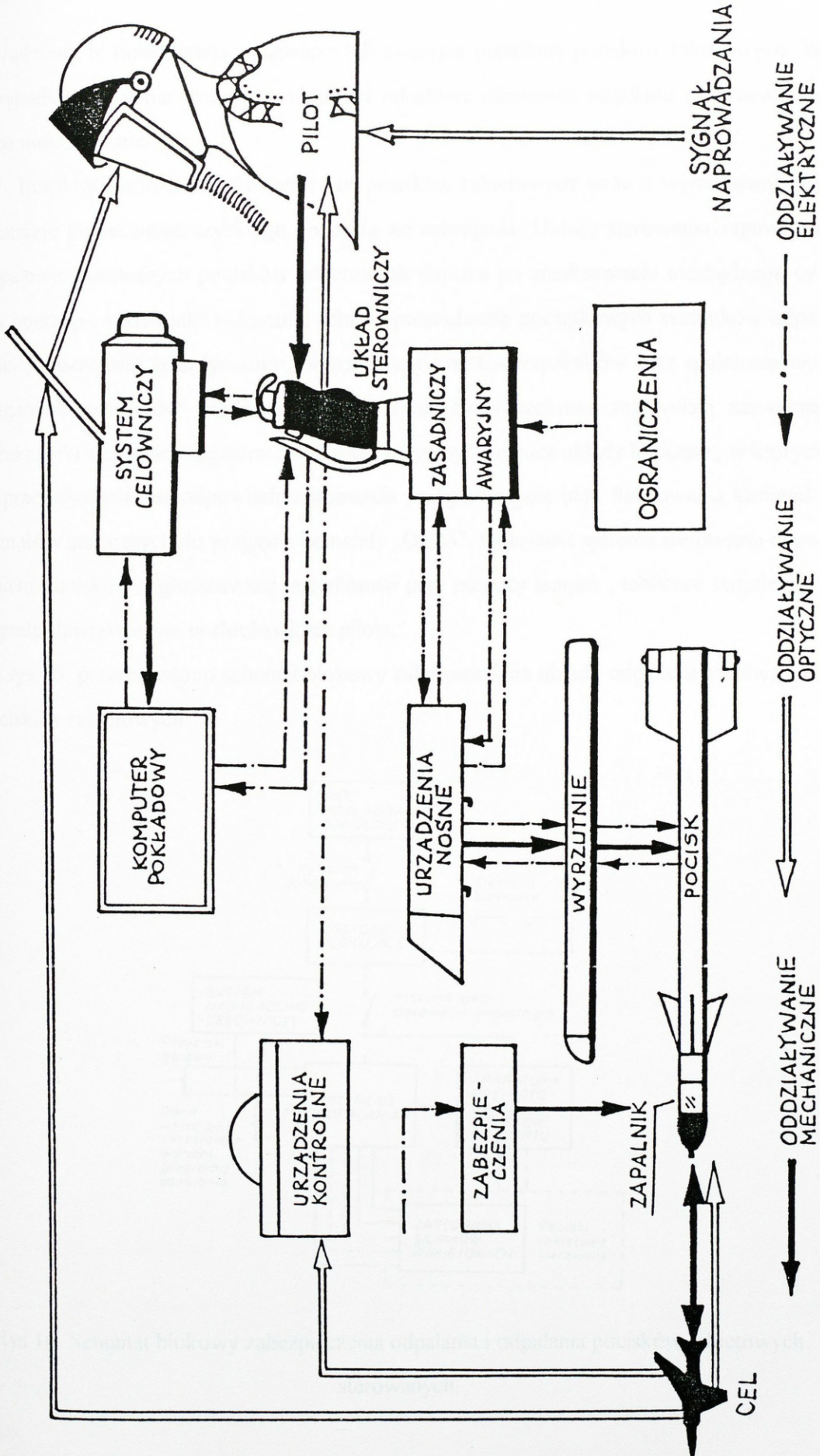
W wojskach lotniczych stosowane są najczęściej **nieautonomiczne** pociski raketowe kierowane lub samonaprowadzające się na cel. W skład systemu sterowanego uzbrojenia raketowego wchodzi: układy sterowania odpaleniem, urządzenia odpalające (wyrzutnie pocisków raketowych), kierowane lub samonaprowadzające się pociski raketowe, celowniki lub systemy celownicze. Na rys. 15 przedstawiony został schemat strukturalny kierowanych i samonaprowadzających się pocisków raketowych.

Układy sterowania

Układy sterowania kierowanymi i samonaprowadzającymi się na cel pociskami raketowymi rozmieszczone są w kabine samolotu w takich miejscach, aby zapewniały pilotowi jak najlepszą ich obsługę i nie zakłócały procesu sterowania samolotem. Znajdują się więc w bezpośrednim zasięgu jego wzroku i rąk. W związku z tym muszą być spełnione następujące warunki:

- elementy sterowania uzbrojeniem (przyciski bojowe, przyciski włączania przełączników energii itp.) umieszczane są przeważnie na drążku sterowym lub dźwigni sterowania silnikiem („DSS”),
- inne elementy uzbrojenia umieszcza się w takim miejscu, aby ich włączanie nie wymagało przekładania drążka sterowego z jednej ręki do drugiej,
- większość elementów sterowania uzbrojeniem powinna być włączona przed lotem, a minimalna ich ilość w czasie lotu,
- sygnalizacja stanu uzbrojenia powinna być realizowana w sposób jednoznaczny i czytelny oraz łatwy do zapamiętania (stosuje się przeważnie lampki, tabliczki świetlne, sygnały dźwiękowe itp),

W skład systemów sterowania uzbrojeniem raketowym wchodzi: automaty zabezpieczenia sieci, wyłączniki, przyciski, lampki lub tabliczki sygnalizacyjne oraz wskaźniki.

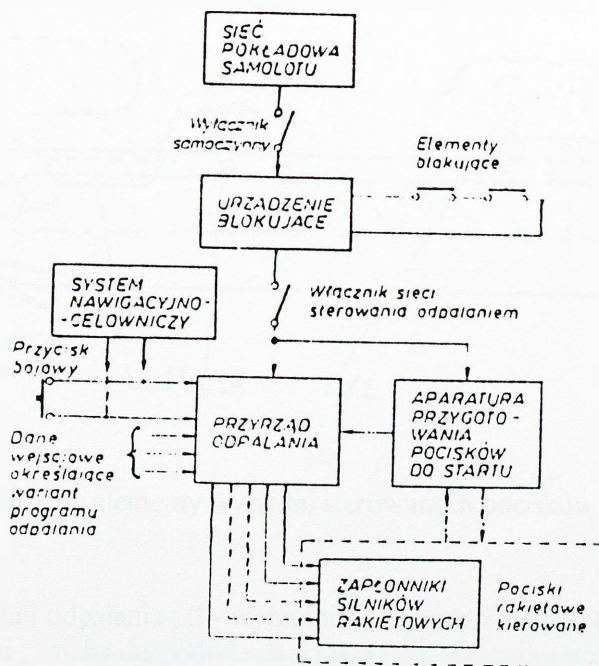


Rys.15 Schemat strukturalny sterowanego uzbrojenia rakietowego

Urządzenia te umożliwiają zasadnicze lub awaryjne odpalenie pocisków raketowych. W przypadku odpalania awaryjnego pociski raketowe sterowane odpalane są przeważnie jako niekierowane.

Instalacja umożliwia również zrzut pocisków raketowych wraz z wyrzutniami gdy zaistnieje konieczność szybkiego pozbycia się uzbrojenia. Układy sterowania zapewniają odpalenie sterowanych pocisków raketowych dopiero po zrealizowaniu niezbędnego cyklu operacji, takich jak: wskazanie celu, wprowadzenie początkowych warunków odpalania, nastrojenie koordynatora, wprowadzenie nastaw zapalników oraz spełnienie wymaganych warunków bezpieczeństwa. Warunki bezpieczeństwa zapewniają zazwyczaj przekładniki sterowania ogniem. Stosowane mogą być również układy logiczne, w których wypracowywana jest odpowiednia komenda przygotowująca blok formowania komend i sygnałów sterujących do przyjęcia komendy „Ogień”. Gotowość systemu sterowania odpalaniem pocisków sygnalizowana jest pilotowi przy pomocy lampek, tabliczek świetlnych i sygnału dźwiękowego w słuchawkach pilota.

Na rys. 16. przedstawiono schemat blokowy zabezpieczenia układu odpalania sterowanych pocisków raketowych.

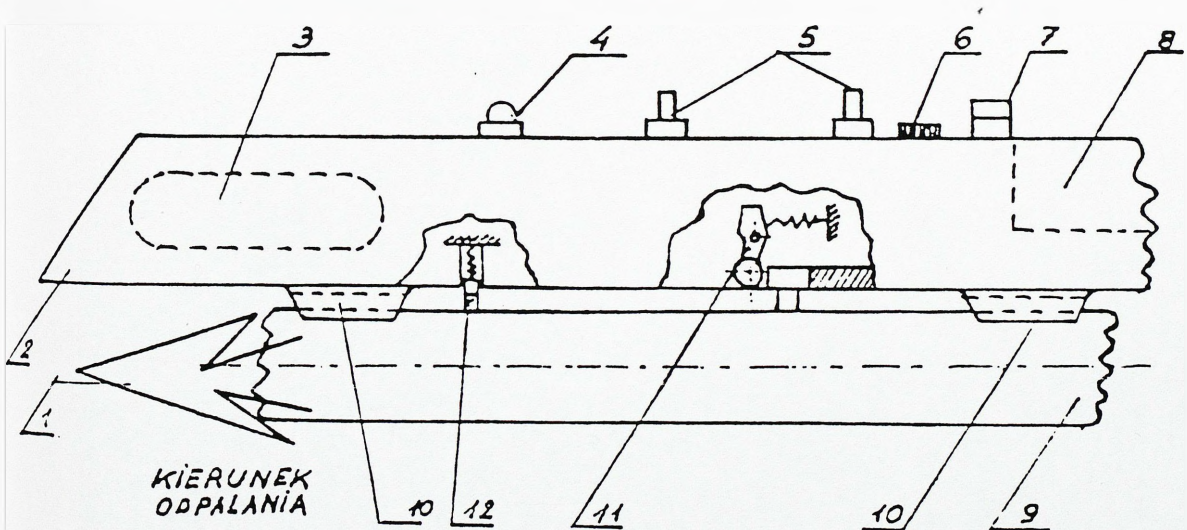


Rys. 16. Schemat blokowy zabezpieczenia odpalania i odpalania pocisków raketowych sterowanych.

Urządzenia nośne i wyrzutnie sterowanych pocisków raketowych.

Wyrzutnie sterowanych pocisków raketowych zawieszane są na tych samych urządzeniach nośnych, na których podwieszają się bomby. Wyrzutnie sterowanych pocisków raketowych przeznaczone są do przenoszenia pocisków raketowych oraz ich odpalenia w odpowiednim momencie. Są to jedno- lub wieloprowadnicowe wyrzutnie szynowe. Wyrzutnie są to belki nośne, w których zabudowano: urządzenia niezbędne do zamocowania wyrzutni na urządzeniach nośnych, instalację elektryczną, prowadnice pocisków, urządzenia mocujące pocisk na wyrzutni, elektryczne urządzenia odpalające oraz układy chłodzące przeznaczone do obniżenia temperatury głowic naprowadzanego pocisku. Jako czynnik roboczy w tego rodzaju układach stosuje się najczęściej oczyszczony z cząsteczek mechanicznych azot techniczny.

Podstawowe elementy wyrzutni pokazano na rys. 17.



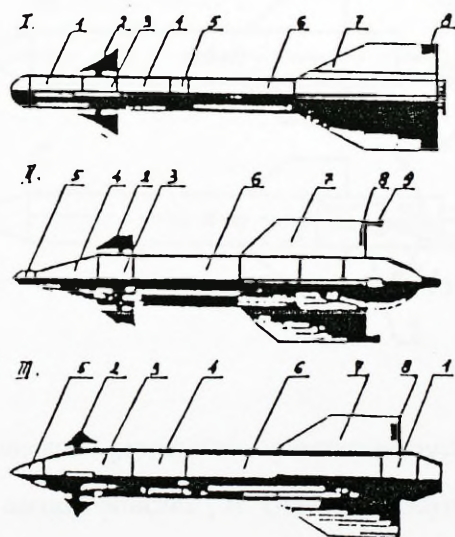
Rys. 17. Główne elementy wyrzutni sterowanych pocisków raketowych.

1 - kierunek lotu i odpalenia ; 2 - wyrzutnia ; 3 - butla z azotem technicznym ; 4, 7 - wsporniki wyrzutni ; - ucha do podwieszania wyrzutni na zamku nośnym ; 6 - złącze elektryczne ; 8 - urządzenia odpalające ; 9 - pocisk ; 10 - prowadnice ; 11 - zaczep ; 12 - styk elektryczny zasilający zapłonnik pocisku raketowego.

Wyrzutnie sterowanych pocisków raketowych mogą być również wyposażone w mechanizmy katapultowe. W wyrzutniach tego typu w pierwszym etapie odpalania pocisku następuje jego odrzucenie wraz z częścią prowadnicową wyrzutni, za pomocą silownika - najczęściej pneumatycznego - zabudowanego w wyrzutni. Odległość na jaką odrzucony jest pocisk eliminuje wpływ gazów spalinowych silnika raketowego na pracę silnika nosiciela. Start pocisku następuje po czasie rzędu dziesiątych części sekundy.

2.3. Ogólna budowa i zasada działania sterowanych pocisków raketowych.

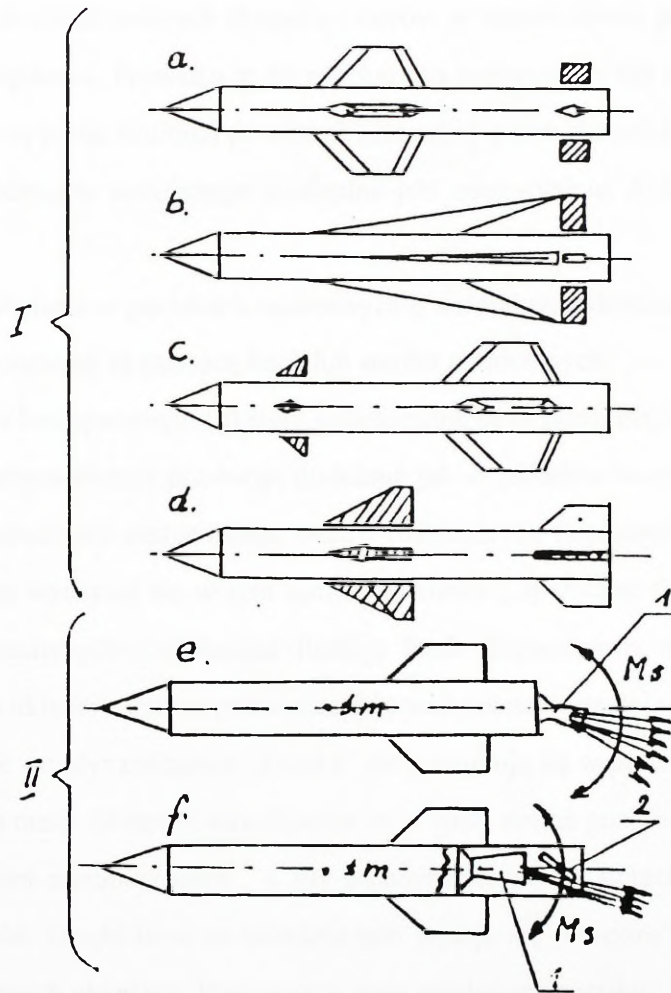
Kierowane i samonaprowadzające się pociski raketowe są podstawowym rodzajem uzbrojenia współczesnych samolotów i śmigłowców bojowych. Każdy pocisk zbudowany jest z kilku przedziałów i zespołów. Podstawowe przedziały pocisku połączone są w jedną całość, na którą składają się: silnik raketowy, zapalnik (zapalniki), przedział bojowy, skrzydła, stery i lotki, przedział kierowania, przedział sterowania oraz źródła energii elektrycznej i mechanicznej (rys. 18.).



Rys. 18. Schematy lotniczych sterowanych pocisków raketowych.

- I. Pocisk samonaprowadzający się na cel ; II. Pocisk kierowany w wiązkę prowadzącej ;
 III. Pocisk naprowadzany metodą komendową.
 1 - przedział kierowania ; 2 - stery ; 3 - przedział sterowania ; 4 - przedział bojowy ; 5 -
 zapalnik ; 6 - silnik raketowy ; 7 skrzydła ; 8 - żyrolotki (lotki) ; 9 - smugacze.

W zależności od przeznaczenia i kształtu pocisku podstawowe jego elementy lotne mogą być rozmieszczone w różnych miejscach jego kadłuba (rys. 19).



Rys. 19. Układy aerodynamiczne i gazodynamiczne sterowanych pocisków raketowych.

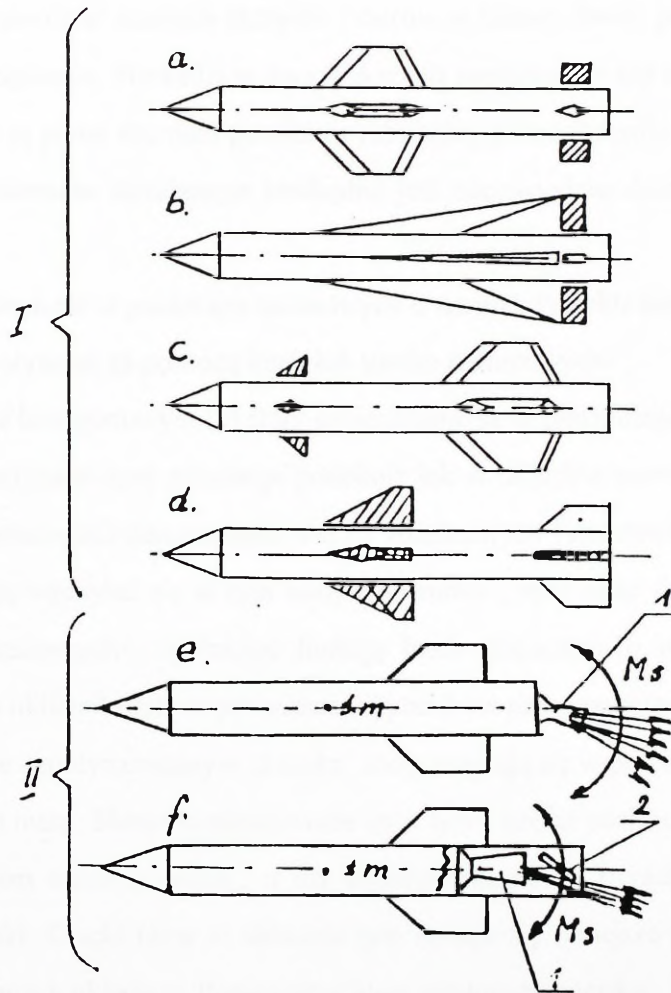
I. Układy aerodynamiczne ; II. Układy gazodynamiczne.

a - układ klasyczny (normalny) ; b - układ bezogonowy ; c - układ „kaczka” ; d - układ z obrotowymi skrzydłami ; e - układ z ruchomą dyszą ; f - układ z ruchomymi sterami w strumieniu wypływających z dyszy gazów ; 1 - dysza ; 2 - ster.

Zakreskowane na rysunku elementy pocisku oznaczają ruchome części usterzenia.

W układzie klasycznym (a) skrzydła znajdują się w przedniej, a stery w tylnej części pocisku. Zaletą tego układu jest praca skrzydeł w niezaburzonym strumieniu - ponieważ

W zależności od przeznaczenia i kształtu pocisku podstawowe jego elementy lotne mogą być rozmieszczone w różnych miejscach jego kadłuba (rys. 19).



Rys. 19. Układy aerodynamiczne i gazodynamiczne sterowanych pocisków raketowych.

I. Układy aerodynamiczne ; II. Układy gazodynamiczne.

a - układ klasyczny (normalny) ; b - układ bezogonowy ; c - układ „kaczka” ; d - układ z obrotowymi skrzydłami ; e - układ z ruchomą dyszą ; f - układ z ruchomymi sterami w strumieniu wypływających z dyszy gazów ; 1 - dysza ; 2 - ster.

Zakreskowane na rysunku elementy pocisku oznaczają ruchome części usterzenia.

W układzie klasycznym (a) skrzydła znajdują się w przedniej , a stery w tylnej części pocisku. Zaletą tego układu jest praca skrzydeł w niezaburzonym strumieniu - ponieważ

znajdują się przed sterami. Wzrasta więc efektywność wykorzystania skrzydeł w wytwarzaniu siły nośnej. Drugą zaletą jest możliwość wychylania sterów na dostatecznie duże kąty natarcia bez obawy, że może nastąpić oderwanie strug opływającego go powietrza, ponieważ kąty natarcia sterów i skrzydeł są odpowiednio duże. Wadą układu klasycznego jest przeciwny zwrot sił nośnych skrzydła i sterów w czasie obrotu pocisku raketowego wokół środka ciężkości. Prowadzi to do zwiększenia sumarycznej siły sterującej. Ponieważ stery opływane są przez strumień powietrza zaburzony przez skrzydła, dla uzyskania odpowiedniego momentu sterującego niezbędna jest odpowiednio duża ich powierzchnia nośna.

Momenty przechylenia w pociskach raketowych o normalnym układzie aerodynamicznym mogą być wywoływane za pomocą lotek lub sterów różnicowych.

W układzie bezogonowym (b) stery umieszczone są w tylnej części skrzydła. Wytwarzanie siły aerodynamicznej przebiega podobnie jak w układzie normalnym. W układzie tym istnieje konieczność zastosowania sterów różnicowych (sterolotek). Skrzydełka pary sterolotek mogą wychylać się w tym samym kierunku, spełniając funkcję steru, lub w kierunkach przeciwnych, spełniając funkcję lotek. Stosunkowo niewielka rozpiętość skrzydeł w tym układzie ułatwia podwieszanie pocisków na wyrzutniach.

W układzie aerodynamicznym „kaczka” stery znajdują się w przedniej części pocisku, przed środkiem masy. Skrzydła zabudowane są w tylnej części pocisku. Stery opływane są więc strumieniem niezaburzonym, a siły aerodynamiczne na sterach i skrzydłach mają jednakowe znaki. Dzięki temu w układzie tym stosuje się mniejsze powierzchnie nośne sterów niż w innych układach. Ponieważ w locie ustalonym pocisku, kąty natarcia sterów są zawsze większe od kątów natarcia skrzydeł, właściwości nośne skrzydeł nie są w pełni wykorzystywane. Oprócz tego wskutek nierównomiernego opływu poszczególnych płatów tego samego skrzydła powstaje moment przechylenia obracający pocisk wokół osi podłużnej. Moment ten jest kompensowany przez żyrolotki zabudowane w tylnej części skrzydeł.

W pociskach raketowych z obrotowymi skrzydłami (d) główna składowa siły nośnej powstaje na skrzydłach wskutek ich obrotu. Obrót skrzydeł następuje znacznie szybciej niż obrót pocisku, szybciej zostają wypracowane ustalone kąty natarcia, stąd wysoka manewrowość tego typu pocisków. Wadą jego jest mała efektywność nośna prze jednocześnie

dużej powierzchni i masie skrzydła oraz konieczność stosowania stosunkowo silnych mechanizmów napędu skrzydeł o dużej masie. Konieczność stosowania skrzydeł o dużej powierzchni spowodowana jest mniejszą efektywnością stabilizatorów zabudowanych w tylnej części kadłuba, na skutek ich opływu przez strumień powietrza zaburzonego przez skrzydła. W pociskach tego typu istnieje również konieczność stosowania sterów różnicowych.

Sterowanie gazodynamiczne (e i f) polega na tym, że sygnały błędu proporcjonalne do wielkości odchylenia pocisku od planowanego toru lotu przekazywane są do przedziału sterowania pociskiem najczęściej metodą komendową. Sygnały te wykorzystywane są do wychylania dysz silnika raketowego pocisku lub sterów znajdujących się w strumieniu wypływających z dyszy gazów spalinowych silnika o wartości kątowe proporcjonalne do sygnału błędu. Następuje obrót pocisku wokół środka ciężkości i zmiana kierunku jego lotu. Sygnały mogą być wysyłane przez operatora lub urządzenie automatyczne. Każdy z omawianych układów ma więc swoje zalety i wady, dlatego też na etapie projektowania pocisku dobiera się taki układ, aby te cechy najbardziej odpowiadały jego przeznaczeniu.

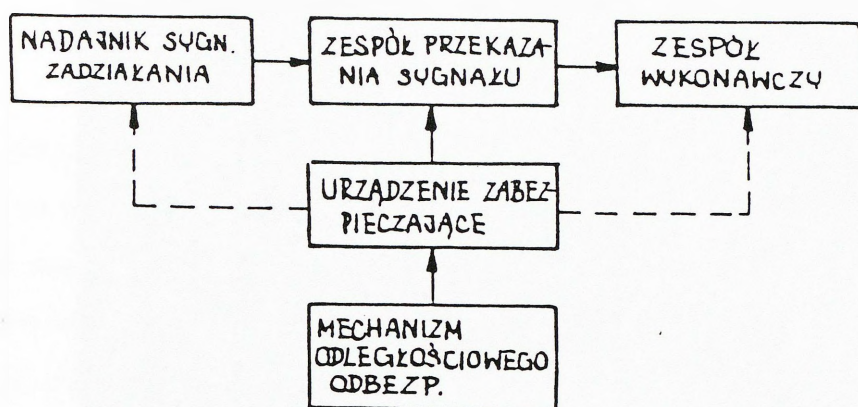
Silniki raketowe pocisków sterowanych zbudowane są z takich samych elementów jak silniki raketowe niekierowanych pocisków raketowych.

2.3.1. Zapalniki sterowanych pocisków raketowych.

W kierowanych i samonaprowadzających się pociskach raketowych stosuje się zapalniki uderzeniowe i zbliżeniowe. Zapalniki uderzeniowe stosowane są często w tego rodzaju pociskach raketowych jako urządzenia dublujące. Pobudzają one głowicę bojową pocisku w momencie bezpośredniego trafienia w cel. Podstawową rolę w pobudzaniu głowic bojowych sterowanych pocisków raketowych spełniają zapalniki zbliżeniowe.

W zapalniku zbliżeniowym wyróżnia się następujące zespoły (rys.20):

- nadajnik sygnałów zadziałania,
- zespół przekazywania sygnałów zadziałania,
- zespół wykonawczy,
- urządzenie zabezpieczające,
- mechanizm wykonawczy.



Rys.20. Schemat funkcjonalny zapalnika.

Czujniki sygnału zabudowane w nadajniku sygnału zadziałania wytwarzają sygnały elektryczne, których wartości są proporcjonalne do oddziaływania energii promieniowanej przez cel lub odbitej od niego (promieniowanie termiczne, elektromagnetyczne, laserowe itp.). Sygnały elektryczne podawane są do zespołu przetwarzania sygnałów. Gdy sygnały te osiągną odpowiednią wartość, tzw. wartość progową oraz gdy usunięte zostaną mechanizmy zabezpieczające i zacznie działać układ odbezpieczania odległościowego powstaje sygnał zadziałania zapalnika, który przekazany do zespołu wykonawczego powoduje detonację obwodu bojowego.

Oprócz wyżej wymienionych zespołów zapalniki zbliżeniowe mogą być wyposażone w samolikwidatory (pociski klasy p - p), które powodują zadziałanie zapalnika i zniszczenie pocisku w momencie gdy minie cel w odległości większej od maksymalnego promienia zadziałania. Zespoły wykonawcze, urządzenia zabezpieczające oraz mechanizmy odległościowego odbezpieczenia wykonane są podobnie jak w zapalnikach uderzeniowych. Odległość zadziałania zapalników zbliżeniowych wynosi od kilku do kilkunastu metrów od celu.

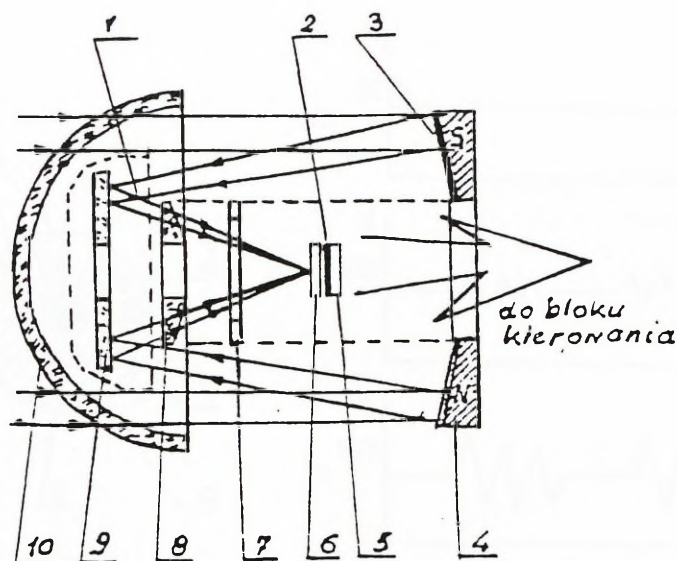
2.3.2. Przedziały kierowania.

W przedziałach kierowania realizowany jest cały proces naprowadzania pocisku rakietowego na cel. Proces ten obejmuje wstępne przygotowanie parametrów kierowania - gdy pocisk znajduje się jeszcze na wyrzutni - poprzez wszystkie fazy lotu kierowanego. W procesie tym odbywa się pomiar parametrów kierowania oraz przetwarzania ich na sygnały sterujące, podawane do zespołów sterowania. W pociskach samonaprowadzających się na cel do przedziału kierowania przychodzi sygnał imitowany przez cel lub odbity od celu. W pociskach kierowanych sygnały te podawane są z punktu kierowania (np. z pokładowej stacji radiolokacyjnej nosiciela). W pociskach autonomicznych sygnały podawane są z urządzenia programowego.

A. Przedziały kierowania pocisków samonaprowadzających się na cel.

W pociskach tego typu formowanie parametrów kierowania odbywa się za pomocą koordynatora celu, którym jest urządzenie mierzące katowe położenie celu względem swojej osi. Sygnały celu zostają skupione w układzie optycznym koordynatora i skierowane na detektor, który przekształca je w sygnały elektryczne odpowiednio zmodulowane, proporcjonalne do wielkości odchylenia osi podłużnej pocisku od linii pocisk - cel.

Przykładowy sposób modulacji sygnału pokazano na rys.22.

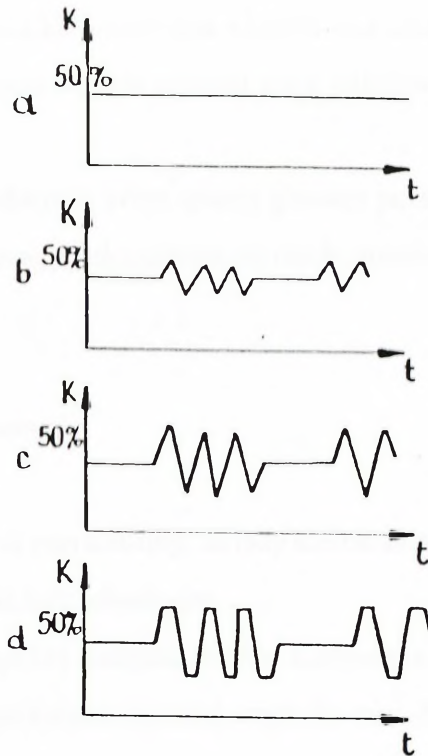
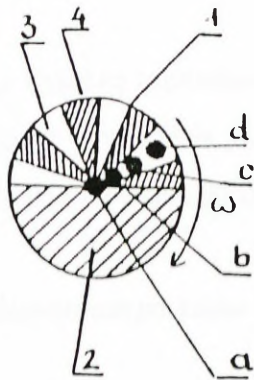


Rys.21. Przykład układu optycznego koordynatora.

1 - osłona optycznie przezroczysta ; 2 - filtr ; 3 i 9 - zwierciadła ; 4 - magnes ; 5 - fotorezystor ; 6 - tarcza modulacyjna ; 7 - diafragma ; 8 - soczewka ; 10 - optyw przezroczysty.

Po odbiciu od zwierciadeł (3 i 9) promieniowanie zostaje skupione przez soczewkę (8) i w postaci plamki podane na tarczę modulacyjną (6), zabudowaną na wimiku żyroskopu, a następnie na fotorezystor (5), gdzie przetworzone zostaje w sygnał elektryczny (rys.21).

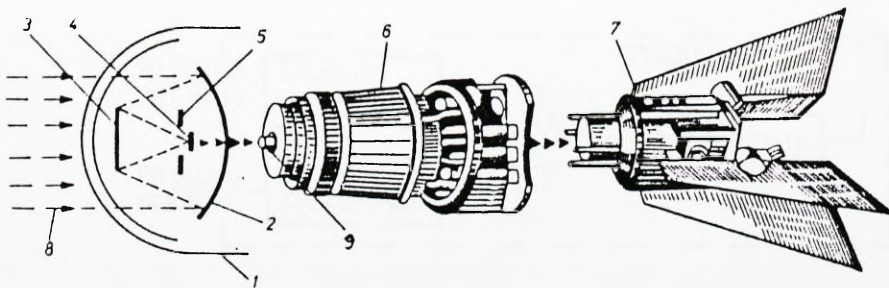
Obracająca się tarcza modulacyjna powoduje przecinanie poszczególnych jej sektorów przez skupiony w postaci plamki sygnał celu, dając w efekcie kształty impulsów pokazanych na rys.21 a,b,c i d. Impulsy te, proporcjonalne do wielkości odchylenia toru lotu pocisku od toru wymaganego, przekształcone są w fotorezystorze (4 - rys.22) w sygnały elektryczne, które podawane są do przedziału kierowania (6) a następnie, po odpowiednim uformowaniu, do przedziału sterowania (7), który jest układem wykonawczym, powodującym wychylenie sterów (8) o kąt proporcjonalny do sygnału błędu. W efekcie następuje zmiana kierunku lotu pocisku. W procesie naprowadzania dąży się do tego, aby plamka promieniowania znajdowała się w położeniu „a” (rys.21) - nastąpi to wówczas gdy pocisk podąży bezpośrednio za celem.



Rys.22. Przykładowy sposób modulacji sygnału celu.

a, b, c, d. - kształty modulowanego sygnału gdy skupione w postaci plamki zobrazowanie celu znajduje się w położeniu a, b, c lub d tarczy modulacyjnej.

1 - tarcza modulacyjna ; 2 - sektor przepuszczający 50% promieniowania ; 3 - sektor przepuszczający 0% promieniowania ; 4 - sektor przepuszczający 100% promieniowania ; ω - prędkość kątowa tarczy modulacyjnej.



Rys.23. Układ samonaprowadzania pocisków raketowych:

1 - przezroczysta owiewka ; 2 - zwierciadło sferyczne ; 3 - zwierciadło płaskie ; 4 - filtr świetlny ; 5 - analizator odwzorowania celu ; 6 - przedział elektroniczny ; 7 - przedział sterowania ; 8 - kierunek promieniowania ; 9 - odbiornik promieniowania.

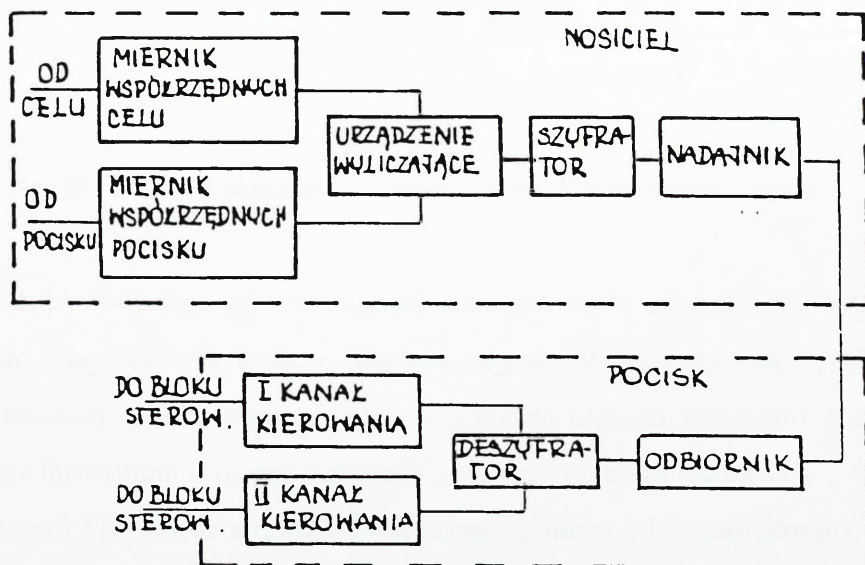
W samonaprowadzających się półaktywnych pociskach raketowych wykorzystujących promieniowanie radiolokacyjne głowica kierowana jest miniaturową stacją radiolokacyjną pracującą na zasadzie odbioru odbitego od celu sygnału stacji radiolokacyjnej nosiciela.

Impulsy energii wysokiej częstotliwości odbierane przez antenę głowicy pocisku przetwarzane są na sygnały dowodzenia, a następnie przekazywane do mechanizmów wykonawczych w przedziale sterowania pociskiem.

B. Przedziały kierowania pocisków kierowanych.

W kierowanych pociskach raketowych rozróżniamy: układy kierowania komendowe, układy kierowania w wiązce sterującej i układy telewizyjne.

W układach kierowanych komendowo (rys.24) nadajnik punktu kierowania zabudowany jest na nosicielu i generuje fale elektromagnetyczne wysokiej częstotliwości. Fale te modulowane są sygnałem szyfratora.

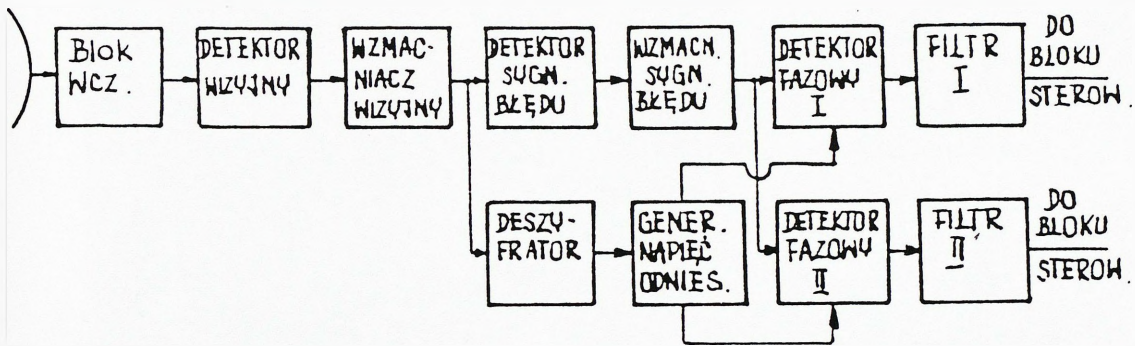


Rys.24. Schemat funkcjonalny komendowego układu kierowania.

Zabudowany na pocisku raketowym odbiornik przyjmuje drgania wysokiej częstotliwości. Wysłane przez nadajnik nosiciela, wzmacnia je, deszyfruje oraz wydziela odpowiednio uformowane dwa sygnały sterujące, które jako komendy w postaci sygnałów elektrycz

nych przekazane zostają do bloku sterowania , a następnie do dwóch kanałów organu sterowania.

W pociskach raketowych kierowanych w wiązkę , wiązka formowana jest w nadajniku zabudowanym na samolocie nosicielu. W procesie celowania wiązkę należy utrzymywać na celu. Jeżeli pocisk znajduje się w osi wiązki , to jego odbiornik przyjmuje sygnały o stałej amplitudzie. Jeżeli pocisk odchyli się od osi wiązki to sygnały odbierane przez odbiornik są proporcjonalne do kąta rozbieżności (o zmiennej okresowo amplitudzie). Sygnał wysokiej częstotliwości odbierany przez antenę odbiornika pocisku raketowego (rys.25) zostaje wyselekcjonowany , wzmacniony i poddany detekcji w detektorze wizyjnym.

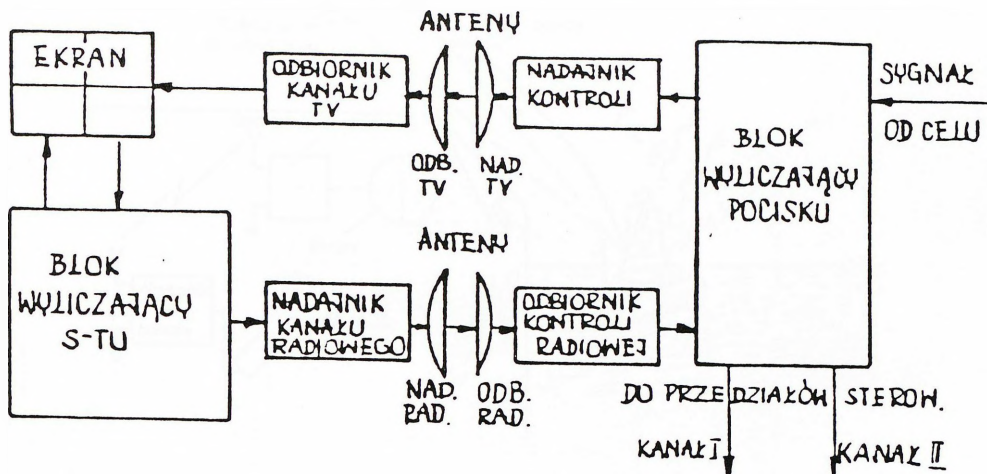


Rys.25. Schemat blokowy odbiornika układu kierowania w wiązkę.

Na wyjściu detektora wizyjnego otrzymuje się szereg impulsów , które wzmacniane są we wzmacniaczu wizyjnym. Na wyjściu detektora sygnału błędu otrzymuje się obwiednię składowej zmiennej sygnału. Po porównaniu z sygnałem napięcia odniesienia sygnały sterujące zostają formowane w dwóch kanałach i podawane do bloku sterowania.

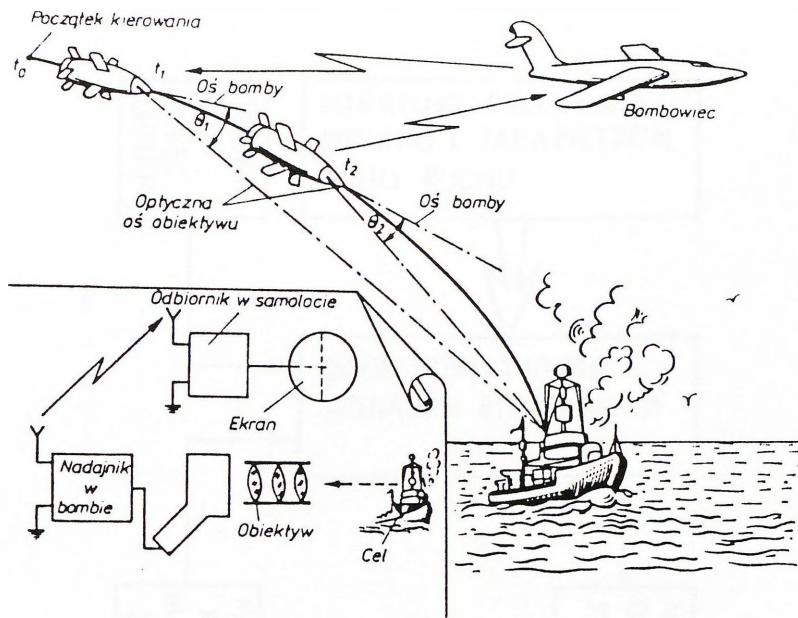
W układach kierowania z telewizyjnym zobrazowaniem celu zainstalowana na pocisku raketowym nadawcza część układu telewizyjnego przekazuje na samolot nosiciel obraz celu wraz z częścią jego otoczenia (rys.27). Po osiągnięciu odległości umożliwiającej odbiór sygnału telewizyjnego operator obserwuje cel i jego otoczenie na ekranie zabudowanym w kabinie samolotu i ma możliwość przekazania do pocisku raketowego komend kierowania za pomocą radiolinii , dążąc do tego , aby obraz celu pokrył się ze środkiem siatki na ekranie. Jeśli obraz celu nie pokrywa się ze środkiem siatki , co oznacza odchy-

lenie podłużnej osi pocisku od kierunku na cel, wówczas operator lub automatyczny miernik współrzędnych celu określa parametry celowania



Rys.26. Schemat strukturalny telewizyjnego układu kierowania.

i poprzez antenę nadajnika sygnału radiolinii podaje (proporcjonalne do parametrów celowania) sygnały do bloku wyliczającego pocisku. W bloku tym formowane są odpowiednie sygnały sterujące przekazywane następnie do przedziału sterowania pociskiem w celu wychylenia sterów o taką wartość, aby oś podłużną pocisku skierować w kierunku celu. Układy tego typu wyposaża się w specjalne urządzenia pamięciowe przeznaczone do zapamiętywania współrzędnych kątowych celu, na wypadek przerwania telewizyjnego kanału obserwacji. Ponieważ samolot nosiciel wyposażony jest w ruchomą antenę telewizyjną operator nie musi w czasie podawania komend wykonywać manewru samolotem w kierunku celu np. obronę przed atakiem raketowym przeciwnika.



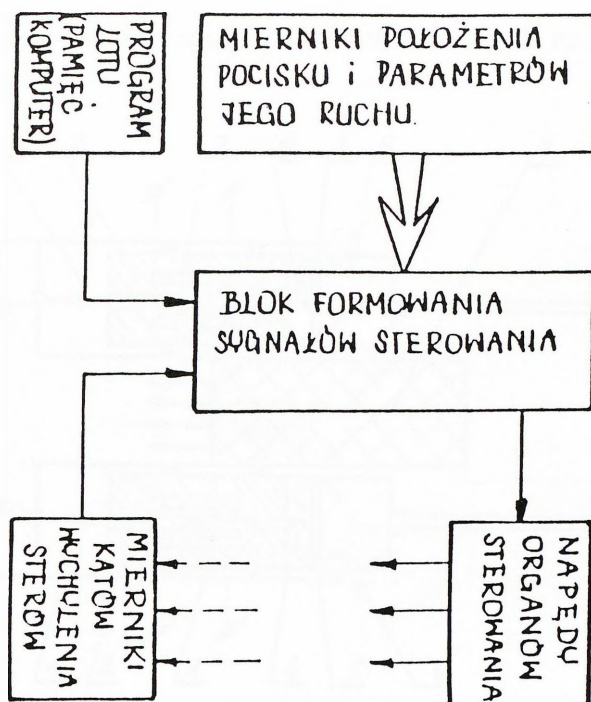
Rys.27. Schemat telewizyjnego systemu kierowania komendowego z programową zmianą kąta pochylenia kamery względem kadłuba bomby.

2.3.3. Przedziały sterowania.

Przedziały sterowania przeznaczone są do wychylania organów sterowania pociskiem w celu zmiany kierunku jego lotu i stabilizacji położenia kąowego, tak aby można było realizować zastosowaną metodę naprowadzania.

Sygnaly naprowadzania formowane w bloku formowania sygnałów sterowania podawane są do napędu organów sterowania. Urządzenia takie nazywamy pilotami automatycznymi - autopilotami (rys.28).

Oprócz wymienionych wyżej urządzeń oraz urządzeń pomiarowych w skład pilota automatycznego mogą wchodzić urządzenia programowe. Pilot automatyczny powinien gwarantować właściwą sterowność pocisku oraz wytwarzać dostatecznie duże siły sterujące, niezależnie od parametrów jego lotu. Powinien się charakteryzować odpowiednio krótkim okresem procesów przejściowych w czasie ruchu pocisku wokół środka masy.



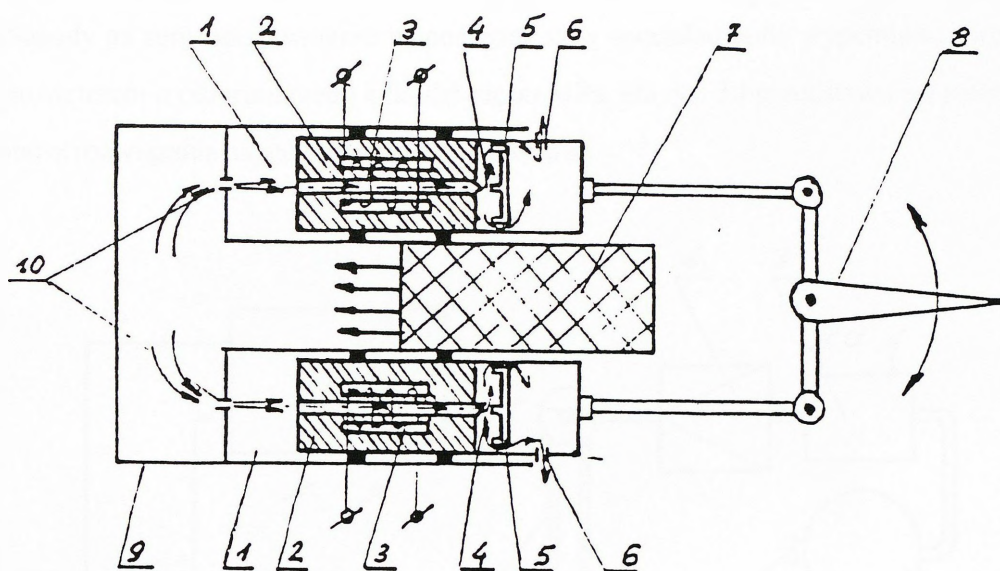
Rys.28. Schemat funkcjonalny pilota automatycznego

Właściwie przekształcone, wzmocnione i rozdzielone na poszczególne kanały kierowania sygnały przekazywane są do napędu organów sterowania: kierunku, wysokości i przechylenia, powodując w efekcie lot pocisku w wymaganym kierunku. We współczesnych pociskach rakietowych stosowane są napędy sterów: gazowe, elektryczne i hydrauliczne. Do napędu gazowego może być stosowane sprężone powietrze lub „gorący gaz” otrzymywany w wyniku spalania materiału miotającego (prochu).

2.3.3.1. Napędy sterów na „gorący gaz”

Napędy sterów na „gorący gaz” mają zwartą konstrukcję i są proste w eksploatacji ponieważ ładunek pirotechniczny nie wymaga sprawdzania i uzupełniania, lecz tylko okresowej wymiany. Wadą ich jest wysoka temperatura (650...3500K), która wytwarza się podczas spalania ładunku, co może prowadzić do przegrzania sąsiadujących z nim ele-

mentów. Dlatego też lot sterowany pocisku z tego typu napędem nie przekracza 1 minuty. Na rys.29 przedstawiono jeden ze sposobów rozwiązania napędu na „gorący gaz”.



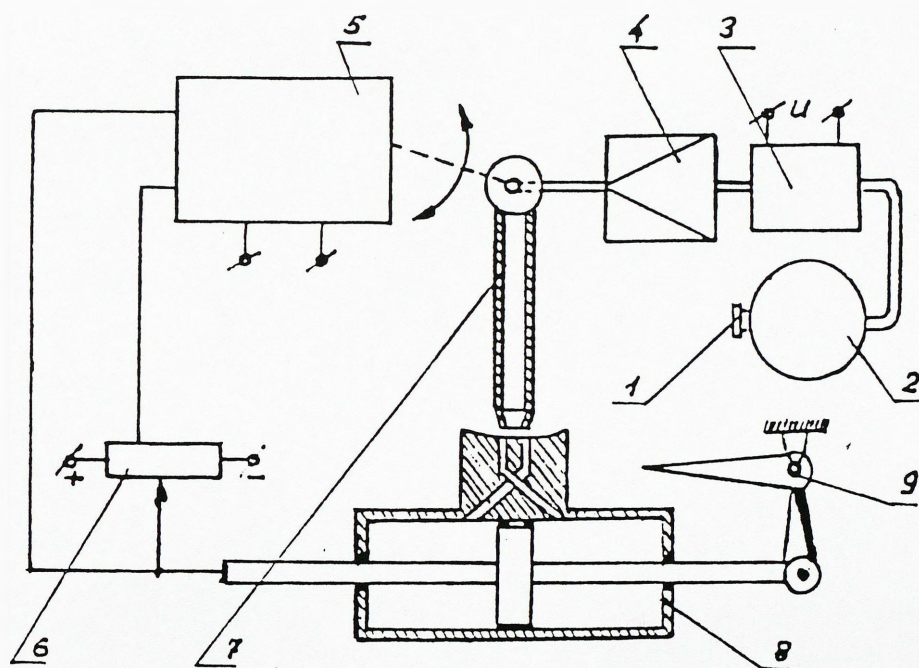
Rys.29. Przykładowy napęd sterów na „gorący gaz”.

1 - komora gazowa ; 2 - tłok ; 3 - elektromagnes ; 4 - dysza o zmiennej szczelinie ; 5 - zwora ; 6 - otwór ; 7 - wytwornica gazów (wypełniona prochem) ; 8 - ster ; 9 - kadłub mechanizmu wykonawczego ; 10 - dysza o stałej średnicy.

W czasie startu pocisku zapalany jest ładunek prochowy wytwornicy gazów (7). Powstałe podczas spalania prochu gazy pod dużym ciśnieniem przedostają się poprzez dysze (10) do komór (1) i działają na tłoki powodując ich przemieszczanie się. Równocześnie część gazów przepływa przez otwory kalibrowane w rdzeniach. Tłoki cylindrów są jednocześnie elektromagnesami. Na uzwojenia elektromagnesów podawane są prądy sterujące. Jeśli wartości prądowe podawane na obydwie elektromagnesy są jednakowe, to zwory (5) są przyciągane przez elektromagnesy równomiernie, a dysze (4) posiadają jednakowe szczeliny - tłoki są nieruchome. Jeśli na uzwojenia elektromagnesów podawane są różne wartości prądów sterujących, szczeliny (4) mają różne wartości i równowaga ciśnień działających na tłoki zostaje naruszona. Tłoki przemieszczają się w jedną lub w drugą stronę powodując wychylenie sterów (8) i zmianę kierunku lotu pocisku. Gazy prochowe przedostają się do atmosfery przez otwory (6).

2.3.3.2. Napędy sterów na sprężone powietrze.

Napędy na sprężone powietrze wyposażone są w specjalne butle wypełnione sprężonym powietrzem o ciśnieniu rzędu kilkudziesięciu MPa. Na rys. 30 przedstawiono jeden ze sposobów rozwiązania napędu na sprężone powietrze.



Rys.30. Przykładowy napęd sterów na sprężone powietrze.

1 - króciec ładowania ; 2 - butla powietrzna ; 3 - zawór przepustowy ; 4 - reduktor ; 5 - przetwornik elektromagnetyczny ; 6 - potencjometr sprężenia zwrotnego ; 7 - ruchoma dysza strumieniowa ; 8 - siłownik ; 9 - ster.

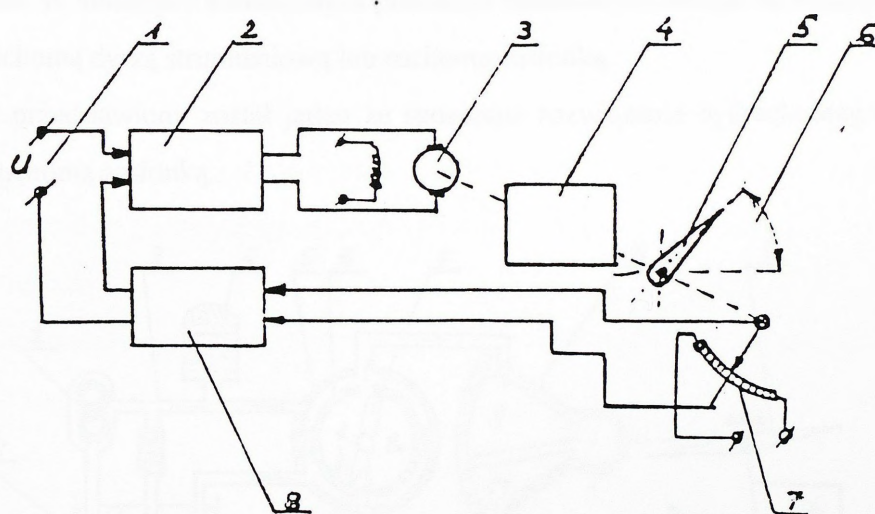
Dysza strumieniowa napędzana za pomocą przetwornika elektromagnetycznego (5) wykonuje niewielkie obroty proporcjonalne do wartości sygnału sterującego. Powietrze wypływające z dyszy (7) przedostaje się przez kanałowe otwory do siłownika (8). Jeżeli oś dyszy znajduje się między otworami siłownika, do obu jego komór przekazane zostaje jednakowe ciśnienie - układ jest wówczas nieruchomy. Jeżeli dysza przesunie się w kierunku jednego z otworów to ciśnienie w jednej komorze siłownika zwiększy się a w dru-

giej zmniejszy. Nastąpi przesuwanie się tłoka silownika, który powoduje obrót steru (9). Sprzężenie zwrotne układu realizowane jest przez potencjometr (6), z którego odpowiednie sygnały podawane są do przetwornika (5).

2.3.3.3. Elektryczne napędy sterów.

Elektryczne napędy sterów powodują dodatkowe zużycie energii elektrycznej, dlatego też mogą być stosowane w pociskach raketowych wyposażonych w silne źródła zasilania elektrycznego. W napędach tych mogą być wykorzystywane urządzenia z elektromagnesem lub silniki elektryczne.

Na rys.31 przedstawiony został przykładowy, poglądowy, sposób rozwiązania elektrycznego napędu sterów z silnikiem.



Rys.31. Przykładowy elektryczny napęd sterów z silnikiem.

1 - napięcie sterujące ; 2 i 8 - wzmacniacz prądu stałego ; 3 - silnik elektryczny ; 4 - reduktor ; 5 - ster ; 6 - kąt wychylenia steru ; 7 - potencjometr sprzężenia zwrotnego ;

Obroty silnika mogą być regulowane, w bardzo szerokim zakresie, za pomocą bardzo prostych urządzeń regulacyjnych. Silnik poprzez reduktor powoduje obrót steru o kąt proporcjonalny do wartości napięcia sterującego. Ster połączony kinematycznie z potencjometrem powoduje zasilanie uzwojenia sprzężenia zwrotnego (7) napięciem proporcjo-

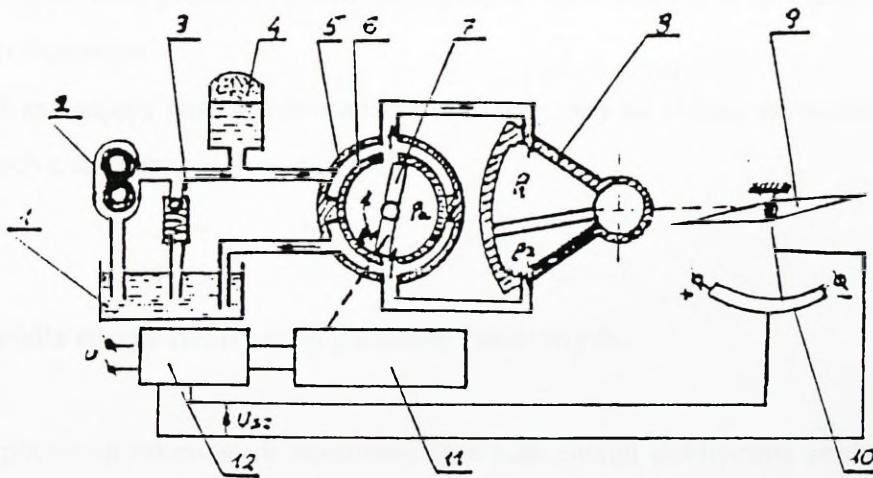
nalnym do kąta wychylenia steru. W ten sposób realizowane jest sztywne sprzężenie zwrotne.

Podstawowe zalety elektrycznego napędu sterów to wysoka niezawodność działania, prostota konstrukcji, taniosc i latwosc automatyzacji jego pracy, stalą gotowosc do pracy oraz automatyzacja.

2.3.3.4. Hydrauliczne napędy sterów.

Zasada działania hydraulicznego napędu sterów jest podobna do zasady działania napędów gazowych. Różnica polega głównie na tym, że hydrauliczne napędy posiadają znacznie większą szybkość działania, co wynika z różnych własności dynamicznych cieczy i gazów. W lotniczych kierowanych pociskach raketowych stosuje się napędy hydrauliczne z ruchomą dyszą strumieniową lub ruchomą zasłonką.

Na rys.32 przedstawiony został jeden ze sposobów rozwiązania hydraulicznego napędu sterów z ruchomą zasłonką.



Rys.32. Przykład hydraulicznego napędu sterów.

1 - zbiornik z cieczą ; 2 - pompa ; 3 - zawór przelewowy ; 4 - hydroakumulator ; 5 - rozdzielacz ; 6 - tulejka śledząca ; 7 - ruchomy element rozdzielacza ; 8 - siłownik hydrauliczny ; 9 - ster ; 10 - potencjometr sprzężenia zwrotnego ; 11 - przetwornik elektromagnetyczny ; 12 - wzmacniacz elektryczny ; U - sygnał sterujący ; USZ - sygnał sprzężenia zwrotnego.

Do przestrzeni pomiędzy zasłonką a tuleją doprowadzana jest ciecz pod ciśnieniem „pk”. W przeciwległej komorze ciśnienie jest równe ciśnieniu atmosferycznemu „pa”. Komora ta jest połączona z magistralą, zlewca tuleja może obracać się wokół osi symetrii o kąty zadane z przetwornika elektromagnetycznego. Zasłonka może się obracać w obie strony tylko o wartość kątów odpowiadających maksymalnemu otwarciu otworów roboczych tulei oraz razem z nią. W położeniu neutralnym, gdy nie wymagane jest wychylenie sterów, zasłonka zamyka oba otwory robocze. Gdy zasłonka zostanie przemieszczona przez przetwornik elektromagnetyczny o kąt proporcjonalny do wartości sygnału sterującego, ciecz pod wysokim ciśnieniem (p_1) przedostaje się do siłownika, przemieszcza łopatkę, a wraz z nią ster, który połączony jest z nią kinematycznie. Ze sterem połączona jest kinematycznie tulejka śledząca, która obraca się o kąt równy kątowi obrotu steru. Tulejka wraz ze sterem obraca się aż do zamknięcia otworów roboczych przez zasłonkę.

W pociskach raketowych klasy powietrze - powietrze, w których lot sterowany nie przekracza 60 sekund, nie stosuje się pompy. Napęd przekazywany jest wówczas do siłowników hydraulicznych z naładowanego akumulatora, z którego ciecz wypychana jest za pomocą ciśnienia gazowych produktów spalania wytwarzanych w specjalnym urządzeniu pirotechnicznym.

Hydrauliczne napędy sterów stosowane są wówczas, gdy od układu sterowania wymaga się dobrych charakterystyk dynamicznych.

2.3.4. Źródła energii elektrycznej pocisków raketowych.

W pociskach raketowych stosowane są źródła energii elektrycznej prądu stałego i prądu przemiennego. Jako źródło prądu stałego stosuje się baterie akumulatorowe lub termobaterie. Ze źródłem elektrycznym prądu stałego współpracuje odpowiedni przetwornik tego prądu, który przetwarza go na prąd przemienny. Pierwotnym źródłem prądu mogą być również prądnice synchroniczne, których turbina napędzana jest za pomocą ciśnienia gazów prochowych.

Źródła energii elektrycznej współpracują z układami elektrycznymi sterowanych pocisków raketowych. Układy elektryczne tych pocisków umożliwiają:

- połączenie pokładowych urządzeń pocisku raketowego z aparaturą samolotu - nosiciela i wyrzutni oraz zasilanie poszczególnych urządzeń pocisku z pokładowych źródeł energii elektrycznej do momentu odpalenia ,
- włączenie do pracy pokładowych źródeł energii i zapłon silnika raketowego podczas odpalania pocisku,
- zasilanie urządzeń pocisku raketowego z pokładowych źródeł energii elektrycznej w celu zapewnienia funkcjonowania aparatury kierowania , organów sterowania i zapalnika podczas lotu pocisku do celu,
- sprawdzenie parametrów układu kierowania pocisku raketowego podczas sprawdzania naziemnego i podczas lotu na samolocie nosicielu.

2.4. Przeznaczenie i zasięg pocisków sterowanych.

W zależności od środowiska celu w jakim ma być zniszczony , lotnicze sterowane pociski raketowe dzielimy na klasy: powietrze - powietrze , powietrze - ziemia , powietrze - woda , powietrze - kosmos , kosmos - ziemia.

Tabela 1

Kierowane pociski rakietowe klasy powietrze-powietrze WNP.

Lp.	Nazwa pocisku	Masa [kg]	Zasięg [km]	System kierowania	Nosiciel
1.	RS - 2US	83,2	7	KOMENDOWY - RADIOWY	MiG-21, SU-9 MiG-19 PM
2.	R - 3S R - 3R	75,3 82,0	8,8	BIERNY - TERMOLOKACYJNY POŁAKTYWNY - R/LOK.	MiG-21 MiG-23
3.	R - 4RM R - 4TM	460 445	50 20	POŁAKTYWNY - R/LOK. BIERNY - TERMOLOKACYJNY	TU-128
4.	R - 13M	88,2	15	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	MiG-21BIS MiG-23
5.	R - 23R R - 23T	235 215	27 18	POŁAKTYWNY - R/LOK. BIERNY - TERMOLOKACYJNY	MiG-23
6.	R - 27ER R - 27ET	357 350	60 60	PROGRAM. -POŁAKT. R/LOK. -BIERNY-T/LOK.	MiG-29 SU-27
7.	R-33E R-33S	490 -	120 -	PROGRAM. -POŁAKT. -R/LOK. -	MiG-31
8.	R-40TD R-40RD	- 461	40 80	BIERNY - TERMOLOKACYJNY PROGRAM. -POŁAKT. -R/LOK.	MiG-25 MiG-31
9.	R-60M	43,5	12	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	MiG-21BIS MiG-23, 25 SU-22, SU-24
10.	R-73E	104	20	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	MiG-29 SU-27
11.	R-77	175	80	PROGRAM. AKTYWNY-R/LOK.	MiG-31D MiG-29M
12.	R-98R R-98T	275 275	40 25	POŁAKT. -R/LOK. BIERNY - TERMOLOKACYJNY	SU-15 JAK-28MP
13.	H-31P	650	200	PROGRAM. -BIERNY-R/LOK. -AKTYWNY-R/LOK.	MiG-29M MiG-27D SU-35

Tabela 2

Kierowane pociski rakietowe klasy powietrze-powietrze państw NATO.

Lp.	Nazwa pocisku	Masa [kg]	Zasięg [km]	System kierowania	Nosiciel
1.	Sidewinder AIM-9B	75	10	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	Wszystkie SP NATO
2.	Sidewinder AIM-9L	84,5	18	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	-, -, -
3.	Sidewinder AIM-9C/D	84	18	BIERNY - TERMOLOKACYJNY AKTYWNY-RADIOLOKACYJNY	-, -, -
4.	Sparrow AIM-7F	228	50	PÓŁAKTYWNY - R/LOK.	F-4, F-104, F-111, F-14, F-15, F-18
5.	Falcon AIM-4E	63,5	11	PÓŁAKTYWNY - R/LOK.	Wszystkie SP NATO
6.	Phoenix AIM-54A	443	160	PROGRAM. - AKTYWNY-R/LOK.	F-14, F-15, F-111B
7.	Sky Flash	193	35	PÓŁAKT. - RADIOLOKACYJNY	Tornado, F-16, F-18
8.	Aspide	220	100	PROGRAM. - PÓŁAKT. - R/LOK.	Tornado, Alpha Jet
9.	Matra Super 530	240	21	PÓŁAKT. - RADIOLOKACYJNY	Mirage, Jaguar, Alpha Jet
10.	Matra R-530A R-530B	192	18 10	PÓŁAKT. - RADIOLOKACYJNY BIERNY - TERMOLOKACYJNY	-, -, -
11.	Matra R-550 (Magic)	91	10	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	-, -, -
12.	Shafrir	93	6	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	Kfir
13.	Kormoran	600	37	PÓŁAKT. - RADIOLOKACYJNY	Tornado, Mirage, F-4,
14.	Falcon HM-55	119	10	PÓŁAKT. - RADIOLOKACYJNY	F-4, F-15, F-16, F-18
15.	PAVEARM	200	22	BIERNY - RADIOLOKACYJNY	F-15, F-16, F-18, Tornado
16.	AMRAAM AM-120A	149	50	PROGRAM. - AKTYWNY-R/LOK.	-, -, -

Tabela 3

Kierowane pociski rakietowe klasy powietrze - ziemia WNP

Lp.	Nazwa pocisku	Masa [kg]	Zasięg [km]	System kierowania	Nosiciel
1.	K-11 K-16	3500	220	PROGRAM. -BIERNY-R/LOK. -AKTYWNY-R/LOK.	TU-16
2.	K-22A K-22N K-22P	6000	500	PROGRAM. -AKTYWNY-R/LOK. -POŁAKT. -R/LOK. -BIERNY -R/LOK	TU-22M3
3.	H-23M	228	10	KOMENDOWY-RADIOWY	MIG-23 MIG-27
4.	H-25MP H-25MR H-25ML	315 300 318	40 10 10	BIERNY-RADIOLOKACYJNY KOMENDOWY-RADIOWY POŁAKTYWNY-LASEROWY	SU-22, SU-24 MIG-23BN
5.	H-28E	715	100	RADIOWY-BIERNY-R/LOK.	SU-24, SU-17
6.	H-29T H-29L	670 657	10 10	BIERNY-TELEWIZYJNY POŁAKTYWNY-LASEROWY	SU-24, SU-35 SU-25T
7.	H-31P	650	200	PROGRAM. -BIERNY -R/LOK. -AKTYWNY-R/LOK.	MIG-29M, MIG-27D
8.	H-55MS	1500	3000	PROGRAM. -AKTYWNY-T/LOK. -R/LOK.	TU-95MS, TU-160
9.	H-58U H-58E	640 650	100 120	PROGRAM. -RADIOWY -BIERNY-R/LOK.	SU-24, SU-17 SU-25
10.	H-59T H-59L H-59M	875 - 1000	40 - 120	PASYWNY-TELEWIZYJNY RADIOWY-TELEWIZYJNY	SU-24 SU-35
11.	H-65	1250	280	PROGRAM. -AKTYWNY-T/LOK. -AKTYWNY-R/LOK.	TU-95MS, SU-35
12.	H-66	287	10	KOMENDOWY-RADIOWY	MIG-21
13.	9M14	10,9	3,5	KOMENDOWY-PRZEWODOWY	MI-2, MI-8MT
14.	9M17	31,5	5	KOMENDOWY-RADIOWY	MI-24D
15.	9M114	31,8	5	KOMENDOWY-RADIOWY	MI-24W
16.	9M120	-	10	POŁAKTYWNY-LASEROWY	K-50, SU-25T

Tabela 4

Kierowane pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia państw NATO

I.p.	Nazwa pocisku	Masa [kg]	Zasięg [km]	System kierowania	Nosiciel
1.	AS-30	520	12	BIERNY - TERMOLOKACYJNY	F-4, MIRAGE JAGUAR
2.	AS-30L	520	12	PÓŁAKTYWNY-LASEROWY	F-4, MIRAGE JAGUAR
3.	ASMP	900	300	PROGRAM. - GŁ. JĄDROWA	MIRAGE
4.	MARTEL AJ-168	530	40	PROGRAM. - TELEWIZYJNY	F-4, MIRAGE BUCCANEER
5.	ALCM AGM-86 (Cruise)	1270	2500	PROGRAM. - AKTYWNY T/LOK - TELEWIZYJNY	B-52, C-5A FB-111
6.	MAVERICK AGM-65	200	13	TELEWIZYJNY	F-111, A-7 A-10, F-4, F-16, F-5
7.	SRAM AGM-69A	1020	160	PROGRAM. - GŁ. JĄDROWA	FB-111, B-62, B-1
8.	BULLPUP AGN-12C-9B	810	16,5	RADIOWY	F-104, F-111 MIRAGE TORNADO
9.	MARTEL AS-37	530	30	PROGRAM. - BIERNY R./LOK	MIRAGE, F-4
10.	HARM AGM-881	367	18,5	BIERNY - RADIOLOKACYJNY	F-16, F-18
11.	SHRIKE AGM-45A	177	16	BIERNY - RADIOLOKACYJNY	F-4, F-105 A-6, F-111A
12.	STANDARD ARM AGM-78B	630	50	BIERNY - RADIOLOKACYJNY	F-4, A-6, A-4, F-111A
13.	HELLFIRE AGM-114A	44,8	5	PÓŁAKTYWNY - LASEROWY	AH-1, AH-64 A-10
14.	WASP	40	10	AKTYWNY-RADIOLOKACYJNY	F-16, F-18
15.	TOW 2	19,1	4	KOMENDOWY - PRZEWODOWY	AH-1, BO-105 AH-64
16.	HOT	25	4	KOMENDOWY - PRZEWODOWY	AH-1, BO-105 AH-64
17.	HARPOON AGM-84A	526	90	KOMENDOWY - RADIOWY	B-52, A-6 ORION, F-4 TORNADO
18.	EXOCET AM-39	652	70	KOMENDOWY - RADIOWY	F-104, F-4 TORNADO MIRAGE
19.	RB-105A	305	-	KOMENDOWY - RADIOWY	SAAB WIGEN
20.	RB-83	70	10	BIERNY - TERMOLOKACYJNY PÓŁAKTYWNY - LASEROWY	SAAB WIGEN

Tabela 5

Kierowane pociski raketowe klasy powietrze-woda WNP.

Lp.	Nazwa pocisku	Masa [kg]	Zasięg [km]	System kierowania	Nosiciel
1.	K-10S	4200	120	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK	TU-16, K-10
2.	H-15S	1200	150	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK.	TU-16, K-26 TU-22M3
3.	H-26N H-26P H-26A	5500	400	PROGRAM. - BIERNY - R/LOK. - AKTYWNY - R/LOK	TU-16, K-26 TU-22M
4.	H-31A	480	130	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK	MIG-29K MIG-27D SU-27U
5.	H-35A	650	130	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK	MIG-29K
6.	H-41	4500	250	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK	SU-27K
7.	H-65SE	1250	-	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK	-

Tabela 6: Kierowane pociski raketowe klasy p-w NATO

Tabela 6

Kierowane pociski raketowe klasy powietrze-woda państw NATO.

Lp.	Nazwa pocisku	Masa [kg]	Zasięg [km]	System kierowania	Nosiciel
1.	AS-15TT	96	20	PÓŁAKTYWNY - RADIOLOK.	F-4, MIRAGE, JAGUAR
2.	EXOCET AM-39	660	75	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK.	F-104, F-4 MIRAGE TORNADO
3.	KORMORAN AS-34	550	40	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK	F-104, MIRAGE TPRNADO
4.	OTOMAT	770	80	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK.	MIRAGE
5.	SEA EAGLE P3T	550	100	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK - BIERNY - T/LOK	TORNADO
6.	SEA SKUA CL-834	147	24	PÓŁAKTYWNY - RADIOLOK.	TORNADO F-16, F-18
7.	MARTE	300	20	KOMENDOWY - RADIOWY	TORNADO
8.	SAAB 04 E (RB 04 E)	600	-	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK. - BIERNY - T/LOK.	SAAB VIGEN
9.	RBS	595	150	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK.	SAAB JAS 39 GRIPEN VIGEN
10.	PENGUIN	347	50	PROGRAM. - AKTYWNY - R/LOK - BIERNY - T/LOK	F-16, F-18

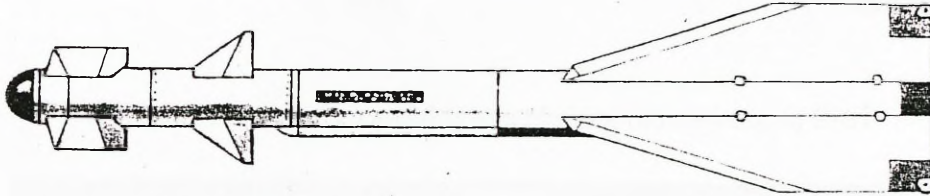
Kierowane pociski raketowe, a tym bardziej samonaprowadzające są najmłodszym i najdoskonalszym podsystemem uzbrojenia SP. Niestety są one drogie w produkcji (naprawie) i nie wszystkie cele opłaca się nimi zwalczać. Podstawowymi zaletami przemawiającymi za stosowaniem kierowanych pocisków raketowych są:

1. Wysoka efektywność rażenia celów.
2. Duża odległość rażenia obiektów bez istotnego obniżenia celności.
3. Radykalne zmniejszenie ilości samolotów i raket potrzebnych do wykonania określonego zadania w porównaniu do innych rodzajów środków rażenia.
4. Możliwość atakowania z poza zasięgu obrony przeciwlotniczej.

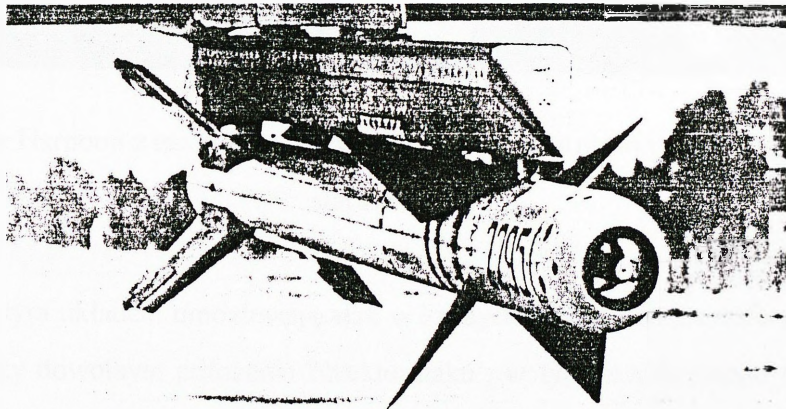
Ze względu na zasięg pociski kierowane dzielono dotychczas na: małego zasięgu (do 20 km), średniego zasięgu (30...50 km) oraz dalekiego zasięgu (powyżej 100 km). Każdy pocisk kierowany wyposażony jest w zespół urządzeń i mechanizmów, których zadaniem jest czuwanie nad właściwym przebiegiem lotu pocisku oraz w razie potrzeby, zmiana lub skorygowanie kierunku lotu zgodnie z zamierzeniem pilota. W celu zwiększenia skuteczności walk powietrznych i zwalczania celów naziemnych szerokie zastosowanie znajdują kompleksowe systemy kierowania statkami powietrznymi i ogniem broni pokładowej. Dzięki nim automatyzuje się większość czynności wykonywanych przez pilota podczas lotu. Czynności pilota w dużym stopniu sprowadzają się do obserwacji wskazań zespolonych przyrządów i urządzeń kontrolujących przebieg lotu SP. Gdy stacja radiolokacyjna wskaże pilotowi cel i zostanie on uchwycony na ekranie wskaźnika, pilot dąży do takiego zbliżenia się do celu, które gwarantuje skuteczność użycia pocisków kierowanych. Parametry lotu i manewru wraz ze współrzędnymi celu wyświetlane są zazwyczaj na reflektorze celownika lub przedniej szybie kabiny pilota. Gdy odległość między samolotem a celem nie przekracza zasięgu pocisku, pilot powoduje jego odpalenie i dalsze wykonanie zadania zależy w głównej mierze od układu naprowadzania samego pocisku.

Pociski małego zasięgu mogą być stosowane w bezpośrednich walkach powietrznych z lotnictwem przeciwnika. Są z reguły wyposażone w bierne układy samonaprowadzające się na źródło promieniowania podczerwonego.

Podstawowe zalety pocisku z tym układem to możliwość wykorzystania w manewrowej walce powietrznej, duża dokładność trafienia i możliwość wyjścia z ataku bezpośrednio po odpaleniu. Wadą jest uzależnienie od warunków atmosferycznych (nie mogą być użyte w chmurach) oraz dość duża wrażliwość na zakłócenia (nie można ich odpalać w kierunku słońca, czujniki można zmylić odpalając w kierunku nadlatującego pocisku termiczny imitator celu o odpowiedniej intensywności emisji cieplnej itp.)



Rys.33. Pocisk raketowy z bierną głowicą termolokacyjną (R-60).



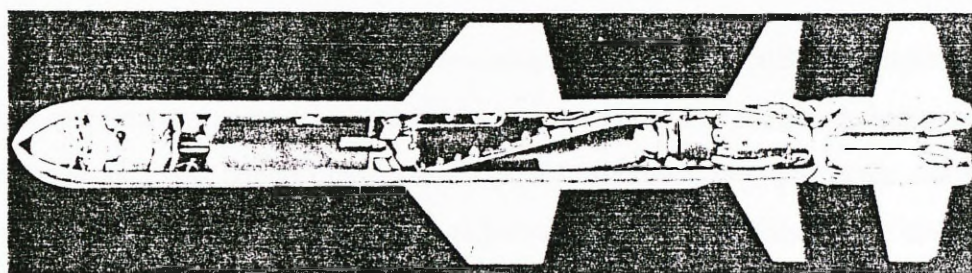
Fot. 11. Pocisk raketowy z bierną głowicą termolokacyjną Shafir.

Pociski średniego zasięgu przeznaczone są do zwalczania obiektów powietrznych metodą przechwycenia, są z reguły większe i bardziej skomplikowane od pocisków małego zasięgu. Większość stosowanych obecnie ma półaktywny radiolokacyjny układ samonaprowadzania, którego działanie polega na przetworzeniu na komendy sterujące impulsów radiolokacyjnych wysyłanych przez celownik radiolokacyjny samolotu nosiciela i

odbitych od obiektu ataku. Aby pocisk trafił, pilot musi ciągle utrzymywać obiekt ataku w polu widzenia celownika radiolokacyjnego od momentu odpalenia do chwili jego rażenia.

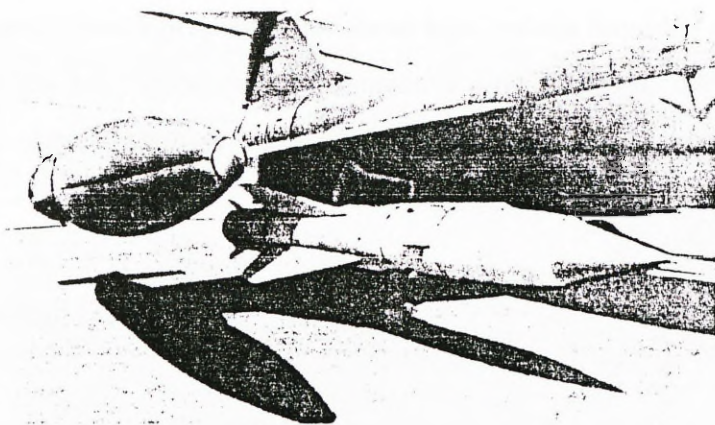


Rys.34. Pocisk raketowy z półaktywną głowicą radiolokacyjną R-27.



Fot.12. Pocisk Harpoon z turbodrzutowym silnikiem marszowym i raketowym silnikiem startowym.

Pociski z tym układem umożliwiają atak w każdych warunkach atmosferycznych bez ograniczeń przy dowolnym położeniu obiektu ataku, w tym bardzo często na tle ziemi (wody). Koronną wadą tego układu to potrzeba długotrwałego utrzymywania obiektu ataku w polu widzenia celownika radiolokacyjnego, co stwarza duże zagrożenie dla nosiciela, który w tym czasie może być atakowany przez inne samoloty przeciwnika. Dużą wadą jest wrażliwość na czynne i bierne zakłócenia radiolokacyjne. Najnowsza generacja tych pocisków otrzymuje obecnie aktywne radiolokacyjne głowice samonaprowadzające (ARGS). Pozwala to na zwalczanie kilku obiektów w krótkim czasie przy równoległym zapewnieniu pilotowi wykonywania manewrów obronnych, co umożliwia skuteczne zwalczanie lotnictwa przeciwnika w warunkach braku przewagi ilościowej w powietrzu.



Fot. 13. Pocisk Kormoran z ARGŚ.

Pociski dużego zasięgu do zwalczania lotnictwa przeciwnika na dalekich podejściach, są konstrukcjami największymi i najbardziej złożonymi. Pociski te mają mieszane układy samonaprowadzania. Do rejonu obiektu ataku pocisk doprowadzany jest przez autonomiczny układ bezwładnościowy z korekcją radiową lub bez niej. Kiedy pocisk osiągnie zadany przed odpaleniem punkt w przestrzeni uruchamiany jest półaktywny lub aktywny radiolokacyjny układ samonaprowadzania, który precyzyjnie doprowadza pocisk do obiektu ataku. Systemy kierowania ogniem tego typu pocisków umożliwiają jednoczesne prowadzenie wielu obiektów i kolejne lub jednoczesne ich zwalczanie z bezpośredniej dla atakującego odległości. Autonomiczny układ bezwładnościowy jest praktycznie niezakłócalny, a aktywny radiolokacyjny układ samonaprowadzania charakteryzuje się dużą odpornością na zakłócenia. Wadą jest konieczność instalowania na samolocie skomplikowanej aparatury i wysoki koszt samego pocisku.

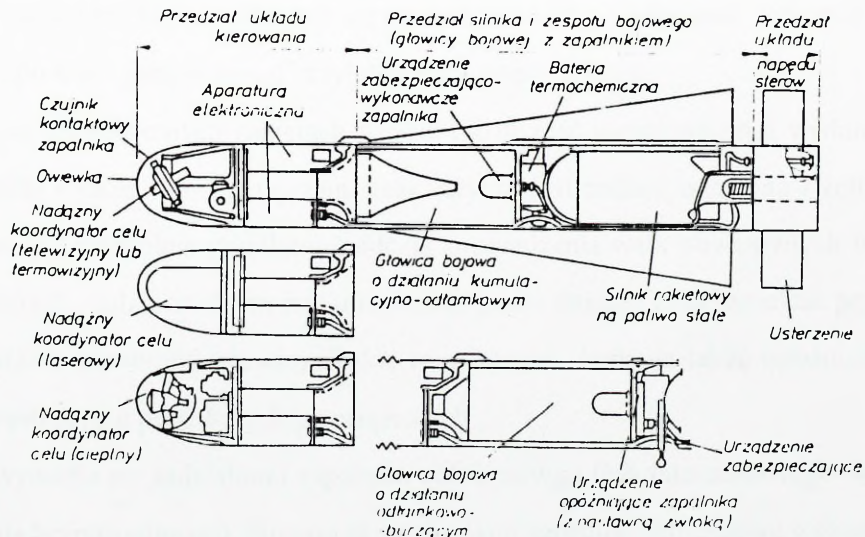
2.5. Kierunki rozwoju precyzyjnych pocisków raketowych.

Kierowane pociski „p-p” jak już wspomniano, są obecnie uważane za najważniejszy komponent systemów przeznaczonych do prowadzenia walk powietrznych. Historia tego rodzaju uzbrojenia sięga II wojny światowej. Kierowane pociski raketowe powstały na bazie niekierowanych pocisków raketowych, które charakteryzowały się stosunkowo małą celnością, przy niewielkim zasięgu, a przez to potrzebą bliskiego kontaktu z przeciwnikiem.

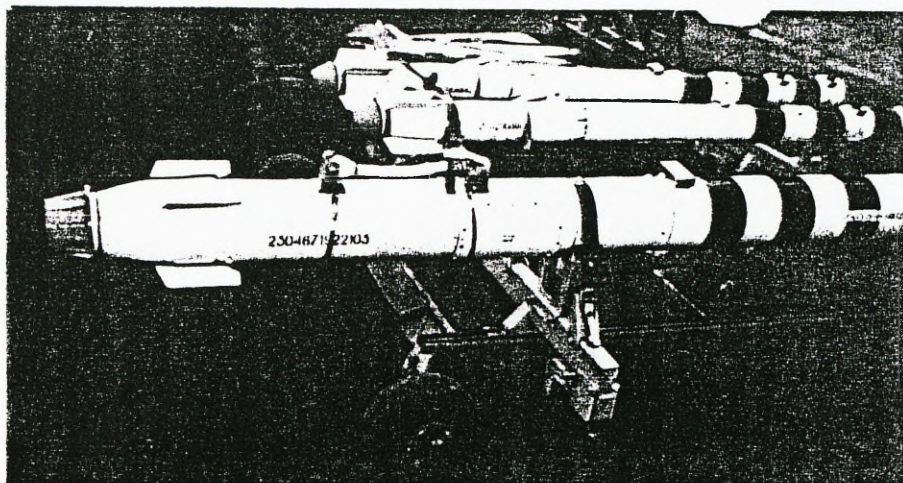
W zasadzie podstawową przyczyną powstania tego rodzaju broni był ogólny postęp naukowo - techniczny oraz zmiana napędu samolotów z tłokowego na odrzutowy, a co się z tym wiązało wzrost możliwych do uzyskania przez ówczesne samoloty prędkości i wysokości lotu.

2.5.1. Rakiety małego zasięgu.

Rakiety z tej grupy są wykorzystywane w manewrowych walkach powietrznych na małych i bardzo małych odległościach. Można przyjąć, iż jest to podstawowy rodzaj uzbrojenia używany w wysoce manewrowej walce współczesnych samolotów myśliwskich. Pociski te z reguły są wyposażone w bierny układ samonaprowadzania się na źródło promieniowania podczerwonego. Zasada działania biernego układu samonaprowadzania na podczerwień polega na tym, że przed odpaleniem pilot naprowadza samolot - a tym samym głowicę pocisku w sektor, w którym może on „uchwycić” źródło promieniowania podczerwonego. Jednym z ostatnich osiągnięć w procesie przechwytywania celu przez głowicę jest możliwość wskazania celu (początkowe nakierowanie samonaprowadzające się głowicy rakiety) poprzez celownik zamontowany na hełmie pilota. Rozwiązanie to umożliwia odpalenie rakiet R-73”E” przy kącie wizowania celu dochodzącym do 60-ciu stopni.



Rys.35. Samonaprowadzający się pocisk raketowy klasy powietrze - ziemia o budowie modułowej Maverick AGM-65.



Fot. 14. Na pierwszym planie pocisk R-73.

Układ samonaprowadzania nowoczesnej rakiety po uchwyceniu widma celu w podczerwieni (obecnie coraz częściej także w ultrafiolecie) analizuje je i przekazuje dźwiękowo (optycznie) informację pilotowi. Analizę tę przeprowadza się aby zwiększyć odporność na pułapki termiczne. Dotyczy ona rodzaju widma jego kształtu oraz prędkości zmian długości fal. Zastosowanie takiego rozwiązania zmniejsza także prawdopodobieństwo odpalenia pocisku w kierunku słońca.

Zasadniczo pilot podejmuje decyzję co do momentu startu poprzez naciśnięcie przycisku bojowego. Pociski samonaprowadzające się na podczerwień po odpaleniu wykonują lot w kierunku celu po tzw. „psiej krzywej” czyli bez kąta wyprzedzenia.

Jednak we współczesnych rakietach istnieje możliwość wcześniejszego wydania komendy do startu i rakieta po uchwyceniu celu natychmiast zostaje odpalona i zchodzi z wyrzutni. Jest to szczególnie przydatne podczas prowadzenia walk powietrznych na małych odległościach, gdzie trudnym jest utrzymanie przez dłuższy czas samolotu przeciwnika w sektorze widzialności głowy. Takie rozwiązanie eliminuje także opóźnienia reakcji pilota występujące przy dużych przeciążeniach.

Pocisk wybucha po zadziałaniu zapalnika zbliżeniowego (lub uderzeniowego w przypadku trafienia bezpośredniego). Nowością są aktywne zapalniki zbliżeniowe wykorzystujące radiolokację np. w pocisku MATRA MAGIC R 550, czy też wykorzystujące laser jak w pocisku R-73"E". Czynnikiem mającym także duży wpływ na skuteczność oddziaływa-

nia rakiety jest zdolność rażenia głowicy bojowej. Podnosi się ją różnymi sposobami - poprzez zwiększenie ilości i jakości ładunku bojowego, sterowanie procesem wybuchu oraz kierunkowniem rozlotu odłamków.



Fot. 15. Francuski pocisk raketowy MAGIC-550.

1 - zapalnik zbliżeniowy

Doświadczenia z ostatnich konfliktów lokalnych wykazały, że wiele samolotów nawet po bezpośrednich trafieniach, towarzyszących im wybuchach w okolicy dyszy wylotowej były w stanie kontynuować lot. W związku z tym, ostatnia generacja pocisków tej klasy jest w bezpośredniej bliskości celu odchylana od dyszy w taki sposób aby wybuch głowicy bojowej nastąpił na wysokości kabiny załogi rażąc jak największą powierzchnię płatu samolotu.

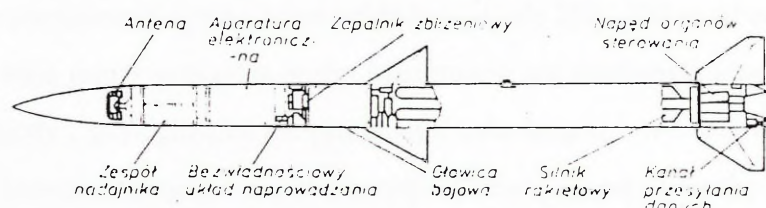
Podstawową zaletą kierowanych pocisków raketowych „p-p” małego zasięgu jest możliwość skrytego odpalenia - nie wymagającego użycia stacji radiolokacyjnej ani nawet dalmierza laserowego oraz stworzenie natychmiast po odpaleniu możliwości do wyjścia z ataku.

Po wprowadzeniu ostatnich osiągnięć techniki materiałowej do ich konstrukcji, unowocześnieniu układów sterowania, w tym wprowadzenie wektorowania ciągu - pociskami tej klasy można skutecznie razić cele wykonujące lot z dużymi przeciążeniami (do 12 g), co jest aktualnie progiem wytrzymałości fizycznej pilota.

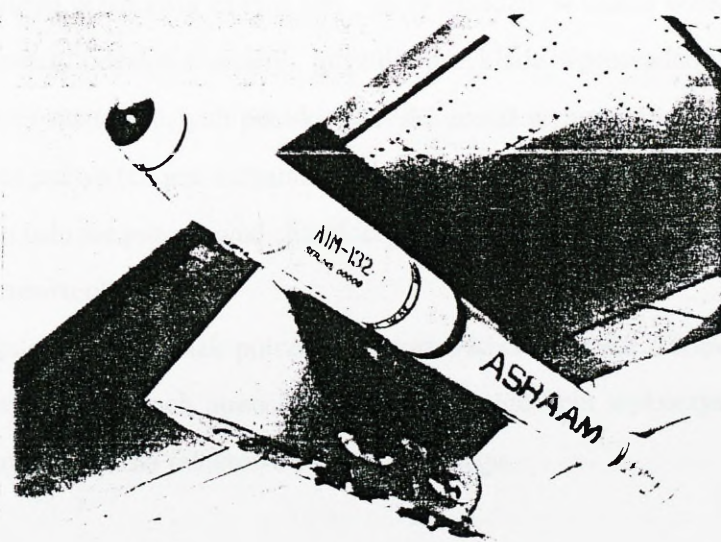
Także dzięki tym przedsięwzięciom do bardzo dużych wartości wzrosły możliwe przeciążenia przy odpaleniu (tzw. przeciążenie zejścia) co jest bardzo ważnym parametrem taktycznym, determinującym użycie pocisku w walce manewrowej.

Jak ważnym elementem uzbrojenia pozostają rakiety „p-p” może świadczyć fakt, że mimo wielu perturbacji kontynuuje się w Wielkiej Brytanii prace nad programem ASRAAM. Efektem tego programu jest stworzenie supernowoczesnego „europejskiego”

pocisku małego zasięgu. Z powodu bardzo wysokich kosztów wycofało się z niego bardzo wiele krajów. Jest to całkowicie nowa konstrukcja. Nie posiada on przednich stateczników, zaś tylne są tylko w formie szczątkowej. Świadczy to o wykorzystaniu wektorowania ciągu jako podstawowego sposobu sterowania pociskiem (dotyczy aktywnego odcinka lotu). Przewiduje się w nim zainstalowanie głowicy zdolnej do uchwycenia celu przy kącie wizowania celu dochodzącym do 90 - ciu stopni¹. Pod nazwą AIM-132 (ASRAAM) jest przewidziany do wprowadzenia na uzbrojenie samolotów Harrier Gr. 5/7 w latach 1998/99. Przewidziany jest również jako uzbrojenie samolotu Eurofighter 2000 oraz amerykańskiego myśliwca „stealth” - F-22. Rakieta AIM-132 (ASRAAM) będzie w pewnym sensie tańszym uzupełnieniem bardzo drogiego, najnowocześniejszego amerykańskiego kierowanego pocisku raketowego średniego zasięgu jakim jest AIM-120 (AMRAAM).



Rys.36. Pocisk raketowy klasy powietrze - powietrze ASRAAM AIM-120.



Fot.16. Pocisk raketowy ASRAAM AIM-132.

¹ Na podstawie informacji zawartych w materiałach reklamowych z MOSAEROSHOW '92.

Zwiększenie czułości głowice na podezzerwień pozwoliło w pierwszej kolejności na zwiększenie zasięgu z początkowych 3...5 km do około 40 km w dniu dzisiejszym oraz na zwalczanie samolotów z przedniej i tylnej półsfery w zasadzie pod każdą sylwetką od wysokości lotu koszącego do stratosfery. Mówiąc o strefie dozwolonych odpaleń nie można pominąć informacji z salonu lotniczego MOSAEROSHOW '92, iż rosyjski pocisk R-73"E" jest nawet przystosowany do odpalania w tylną półsferę nosiciela (dla jej obrony). Trudno przewidzieć jakie nastąpiłyby zmiany w taktyce prowadzenia walk powietrznych po wprowadzeniu na szerszą skalę pocisków o takich właściwościach.

Zastosowanie układów elektronicznych o wysokiej skali integracji w układach kierowania i sterowania pozwoliło na dodatkowe zmniejszenie czasu reakcji tych układów i umożliwiło uzyskanie minimalnej odległości dozwolonych odpaleń zbliżonych do odległości skutecznego prowadzenia ognia z broni pokładowej tj. do 200...300 m od celu!

Pociski te mają jednak generalną wadę. Mianowicie ich możliwość użycia jest uzależniona od pogody, gdyż głowica nie przechwyci celu lecącego w chmurach. Daje to przeciwnikowi teoretyczną możliwość skutecznej obrony poprzez ucieczkę w chmury. Teoretyczną, ponieważ pociski te są używane w manewrowej walce powietrznej na tak małych odległościach, iż można z dużą dozą prawdopodobieństwa możliwość taką wykluczyć. Dodatkowo przemawia za tym fakt, że w zasadzie w czasie walki może być widoczny tylko moment odpalenia rakiety, gdyż dla przykładu wprowadzony do uzbrojenia już w połowie lat osiemdziesiątych pocisk AIM-9M został wyposażony w silnik wykorzystujący bezdymne paliwo (co jest aktualnie standardem w nowoczesnych raketach „p-p”) i lecąc w kierunku celu nie pozostawiał charakterystycznego śladu, utrudniając wykrycie go i wykonanie manewru obronnego.

Bardzo często istnieje jednak potrzeba przeprowadzania ataku z większej odległości lub też w trudnych warunkach atmosferycznych. Do tego celu wykorzystuje się przede wszystkim kierowane pociski raketowe średniego zasięgu.

2.5.2. Rakiety średniego zasięgu.

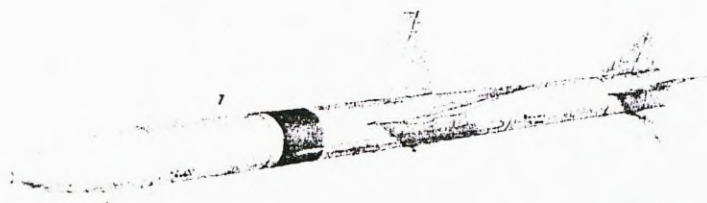
Istnieje pewna trudność w zdefiniowaniu wartości maksymalnej odpalenia od jakiej możemy zaliczyć pocisk raketowy do klasy pocisków średniego zasięgu, gdyż niektóre z pocisków określanych jako małego zasięgu mogą obecnie razić cele na odległościach dochodzących do 40 km (na dużych wysokościach).

Należałoby przyjąć, że jest to najliczniejsza grupa kierowanych pocisków rakietowych charakteryzujących się maksymalnym zasięgiem oddziaływania mieszczącym się od 30 do 100 km, stosunkowo dużą minimalną odległością użycia, o dość dużej masie. Są one przeznaczone głównie do strzelania do celów znajdujących się poza zasięgiem widzialności wzrokowej i co najważniejsze w każdych warunkach atmosferycznych. Zatem są one bardziej skomplikowane od pocisków małego zasięgu, a poprzez to znacznie droższe. Większość z nich posiada radiolokacyjny układ naprowadzania. Do końca lat osiemdziesiątych we wszystkich raketach tej klasy wykorzystywano układ półaktywny.

Zaletami tego rodzaju układu naprowadzania jest to, że pilot ma możliwość wyboru celu (w ograniczonym zakresie oczywiście), atakowania go pod każdą sylwetką, a także możliwość natychmiastowego przerwania ataku po stwierdzeniu, że wybrany cel nie jest samolotem przeciwnika.

Główną wadą tego układu jest konieczność ciągłego utrzymywania celu w polu widzenia celownika radiolokacyjnego, aż do momentu trafienia, co stanowi poważne zagrożenie dla nosiciela będącego w tym czasie dowiązanym do konkretnego celu. Nie może on wykonać żadnego manewru obronnego bez zerwania naprowadzania rakiety.

Dużą przeszkodą w naprowadzaniu mogą być także czynne i bierne zakłócenia stosowane przez przeciwnika oraz potrzeba wykonania ataku na tle ziemi (dot. starszych typów raket). Antidotum na zakłócenia aktywne może być półaktywny radiolokacyjny układ naprowadzania pracujący na fali ciągłej, który w przypadku wystąpienia silnych zakłóceń automatycznie przełącza się na bierne samonaprowadzania na źródło promieniowania elektromagnetycznego, tzw. HOJ „home - on - jam”. Tak został zaprojektowany włoski pocisk ASPIDE (wersja rozwojowa amerykańskiego AIM-7 „Sparrow”) oraz amerykański AIM-120 („AMRAAM”).



Fot. 17. Pocisk raketowy klasy powietrze - powietrze Sparrow-7E.

Można przyjąć iż wspomniany uprzednio kierowany pocisk średniego zasięgu AIM-7 „Sparrow” był pierwowzorem dla większości późniejszych rakiet tej klasy. Na jego bazie powstały między innymi angielski „Sky Flash” i włoski „Aspide”, a nawet radziecki pocisk R-25 (ten ostatni nie został wprowadzony do uzbrojenia gdyż Rosjanie uznali swój pocisk R-23R za lepszy od AIM-7). Dlatego też na przykładzie tej rakiety łatwo prześledzić skokowe zmiany jakości tego rodzaju uzbrojenia związane z dynamicznym rozwojem techniki w drugiej połowie XX wieku. Co ciekawe, odbyły się one bez widocznych zmian w wyglądzie zewnętrznym.

Najbardziej znaną wersją tego pocisku (użytkowaną jeszcze w niektórych krajach) jest AIM-7“E”, zaprojektowany na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych. Wersja ta posiadała półaktywny radiolokacyjny układ kierowania pracujący na fali „X”. Zasięg maksymalnego oddziaływania kształtował się od około 20 km na małych wysokościach do 40 km na dużych. Posiadał głowicę odłamkowo - burzącą z wymuszoną fragmentacją i był pierwszym na świecie, produkowanym seryjnie kierowanym pociskiem, który można było użyć w dzień i w nocy w każdych warunkach atmosferycznych do zwalczania celów zarówno z przedniej jak i tylnej półsfery. Wyposażony został w aktywny zapalnik radiolokacyjny oraz zapalnik uderzeniowy. Ponadto w tej wersji - w wyniku doświadczeń zdobytych w Wietnamie - zmniejszono minimalną odległość odpalenia do 400 m.

W związku z wprowadzeniem na uzbrojenie nowych typów stacji radiolokacyjnych w wersji AIM-1“F” układ kierowania przystosowano do współpracy ze stacjami wykorzystującymi fale ciągłą w paśmie „X” jak i ze stacjami impulsowo - dopplerowskimi wykorzystującymi pasmo „Ku”. Stało się to jedną z głównych przyczyn sukcesu tej rakiety. Natomiast w układzie śledzenia celu wprowadzono antenę szczelinową ze stożkowym skano-

waniem , co wydatnie zwiększyło zasięg wykrywania (wzrost zysku antenowego). Umożliwiło to zwalczanie celów na tle ziemi („look down - shot down”).

Zastosowanie półprzewodników w latach siedemdziesiątych pozwoliło zmniejszyć objętość przedziału kierowania o 40% , a przez to zastosować większą i efektywniejszą głowicę bojową. Na początku lat osiemdziesiątych wprowadzono do uzbrojenia najszerzej obecnie użytkowaną wersję pocisku „Sparrow” tj. AIM-7”M” o zasięgu maksymalnym wynoszącym od 40 km na małych wysokościach do 100 km na dużych. Układ kierowania pozostał półaktywny , radiolokacyjny lecz z nowoczesnym monoimpulsowym urządzeniem śledzenia celu oraz cyfrowym przetwarzaniem danych o dużej odporności na zakłócenia . Umożliwia to zwalczanie celów na granicznie małych wysokościach. Po raz pierwszy w pocisku tej klasy zastosowano układ samokontroli , przez co zmniejszono koszty eksploatacji oraz zwiększono jego skuteczność i niezawodność. Zastosowano głowicę bojową o wymuszonej fragmentacji z ukierunkowanym rozlotem odłamków.

Aktualnie wchodząca na uzbrojenie wersja AIM-7”P” otrzymała nowy silnik o zwiększonym ciągu i wydłużonym czasie pracy co zwiększyło zasięg i prędkość pocisku. Jednak zasadnicze zmiany obejmują przede wszystkim wprowadzenie układów elektronicznych nowej generacji o bardzo dużej skali integracji oraz zastąpienie elektrohydraulicznego napędu sterów elektropneumatycznym (skroplony gaz).

Trwają także próby wersji AIM-7”R” wyposażonej w dodatkowy bierny układ samonaprowadzania na podczerwień działający na końcowym odcinku toru lotu do celu. Układ taki zwiększyłby skuteczność pocisku w przypadku stosowania silnych zakłóceń radioelektronicznych.

Podobny kierunek rozwoju dla jednej z wersji rozwijanej aktualnie rakiety o nazwie „MICA” wybrała francuska firma MATRA. Stanowi on przykład koncepcji wykorzystania jednego typu pocisku do wykonywania wszystkich zadań związanych z przechwytywaniem i walką powietrzną. W zależności od przewidywanych zadań można wyposażyć głowicę samonaprowadzającą się na podczerwień lub radiolokacyjną.

Zastosowano w niej wielokanałowy układ kierowania , pracujący w trzech wariantach:

1. przechwytywanie na odległościach do 60 km - podczas lotu w kierunku celu pracuje układ nawigacji bezwładnościowej z korygowaniem sygnałami radiolokacyjnymi da-

- nych o wzajemnym położeniu celu i pocisku , a na końcowym odcinku toru lotu (faza ataku) - aktywny radiolokacyjny lub bierny , samonaprowadzający się na podczerwień,
2. przechwytywanie na odległościach 8...15 km - jak wyżej lecz bez korekty wzajemnego położenia celu i pocisku,
 3. walki powietrznej i zwalczania celów z odległości 0,5...8 km - tylko układ aktywny radiolokacyjny lub układ na podczerwień , przed odpaleniem czujnik pocisku powinien uchwycić cel.

Pocisk „MICA” łączy w sobie możliwości tak różnych od siebie poprzedniczek jak rakietą małego zasięgu Matra R.550 i rakietą średniego zasięgu R.530. Jest to realne przy zastosowaniu najnowszych osiągnięć techniki przy rozmiarach i masie zbliżonej do masy rakiet małego zasięgu wcześniejszych generacji.

Jest to tendencja ogólnoświatowa. Przykładem może być aktualnie jedyny seryjnie produkowany i wprowadzony już na uzbrojenie kierowany pocisk raketowy czwartej generacji jakim jest AIM-120 „AMRAAM”. Wymagania jakie zostały postawione przed zespołami opracowującymi go charakteryzują zespół wymagań jakim musi sprostać współczesny pocisk „p-p” , dlatego też warto je zaprezentować.

Istniała potrzeba stworzenia pocisku , który mógłby w zależności od potrzeb (sytuacji taktycznej) działać półautonomicznie lub autonomicznie w każdych warunkach atmosferycznych , w dzień i w nocy , w silnych zakłóceniach radioelektrycznych , przeciwko pojedynczym celom oraz (nowość!) przeciwko grupie celów w szerokim zakresie możliwych odległości odpaleń. Wymagano , aby można było go użyć zgodnie z zasadą „odpal i zapomnij”. Ograniczono przy tym jego masę do 350 funtów (ok. 180 kg) ze względu na potrzebę kompatybilności z powszechnie używanymi przez NATO wyrzutniami (np. podwieszenie na końcówkach skrzydeł samolotu F-16). Natomiast wymiary geometryczne miały być dostosowane do komory bojowej najnowszego amerykańskiego myśliwca - F-22. US NAVY dodatkowo żądała aby AIM-120 był zabezpieczony przed możliwością wybuchu w razie pożaru na lotniskowcu , a także prawie półtysięcznego resursu pomiędzy obsługami , aby zapewniał on użytkowanie pocisku przez pełną turę pobytu lotniskowca na morzu. Między innymi z powodu tak wygórowanych wymagań prace nad tym projektem przeciągnęły się z planowanych pięciu lat do ponad dziesięciu.

Zewnętrznie pocisk ten niewiele różni się od swego poprzednika to znaczy od wcześniej opisanego AIM-7 „Sparrow”. Główną różnicą jest wielkość stateczników. AMRAM posiada większe tylne stateczniki (odwrotnie niż w AIM-7) ponieważ zamieniono ich funkcje - przejęły one w tym pocisku główną funkcję sterowania.

Jest to bardzo wyrafinowany pod względem elektroniki produkt firm Hughes , Raytheon (system „Patriot”) oraz MBB. Oprócz super szybkiego komputera pokładowego elementem determinującym jego możliwości jest miniaturowy radar wykonujący zadania porównywalne z radarem samolotu F-15 , przy masie całego wyposażenia około 90 funtów (ok. 50 kg)! Także sposób działania tej rakiety jest reprezentatywny dla pokazania najnowszych trendów w tej dziedzinie.

AIM-120 (AMRAAM) przenoszony jest na wyrzutni pod samolotem jako „uśpiony” i dopiero po naciśnięciu przycisku bojowego przez pilota rakietę otrzymuje wstępne dane z kompleksu sterowania uzbrojeniem. Po bardzo szybkim teście samokontroli i zweryfikowaniu danych dotyczących położenia celu uruchamiany jest silnik . Pocisk może być odpalany zarówno z wyrzutni szynowej jak i z wyrzutni katapulty. Podczas pierwszej fazy lotu rozpędza się do około 4 Ma. W tym czasie może otrzymywać dalsze informacje z pokładu samolotu , lecz nie jest od nich uzależniony. Podczas tej fazy lotu przebywa do około 30 mil (50 km). Odległość ta jest uzależniona od odległości od celu w momencie odpalenia gdy komputer pokładowy oceni , że potrzebuje dodatkowych danych lub , że cel znalazł się w zasięgu radaru pokładowego - uaktywnia go. Na podstawie otrzymywanych z radaru danych układ kierowania dobiera końcowy , spotkaniowy kurs rakiety , który jest cały czas weryfikowany. W zależności od odległości od celu , podobnie jak w omawianym uprzednio pocisku MICA , może ominąć kolejne etapy naprowadzania przechodząc do następnych. W przypadku gdy cel emituje silne zakłócenia radioelektroniczne głowica pocisku przechodzi w bierne naprowadzanie się na źródło zakłóceń.

Nowością jest możliwość walki z celem grupowym. Dla przykładu w ostatecznym teście poprzedzającym podjęcie decyzji o produkcji seryjnej pod nazwą „III-cia wojna światowa” (maj/1991r.) odpalono cztery rakiety AMRAAM przeciwko lecącym w grupie czterem celom i odnotowano trzy bezpośrednie trafienia , czwarty zaś pocisk przeszedł w odległości od celu zapewniającej pewne zniszczenie go przez odłamki głowicy bojowej¹

¹ INTERNATIONAL DEFENCE REVIEW „Air-to-Air Missile Directory” ; 8/1990 str 876.

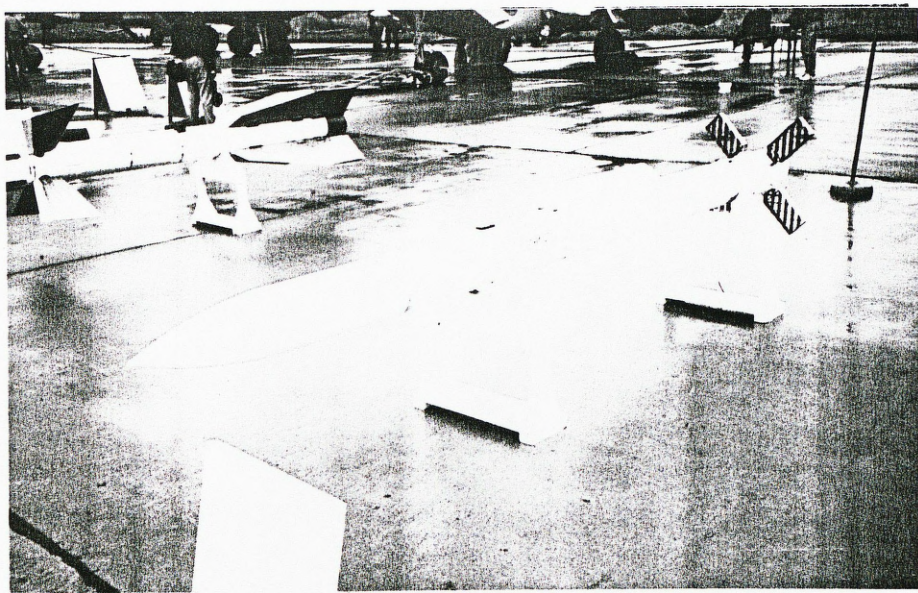
Działania bojowe w pełni potwierdzają jego skuteczność oraz prawidłowość przyjętych podczas projektowania założeń.

Jeszcze w 1991 r. analitycy zachodni wyrażali pogląd , że rosyjski przemysł wojskowy nie jest w stanie wyprodukować radaru o tak małych gabarytach i o takiej skuteczności jaką potrzebuje pocisk klasy pocisku „AMRAAM”¹ , a w związku z tym , że Rosja nie zbuduje w najbliższym czasie tak nowoczesnej rakiety. Uważano także , że jest to program dla niej zbyt kosztowny. Jednak na wystawie lotniczej w Mińsku (luty 1992 r.) zaprezentowano model rakiety , którą będą mogły przenosić takie myśliwce jak MiG-29M , Su-27M (Su-35) oraz MiG-31B. Nosi ona nazwę R-77 (wg kodu NATO AA-12 AAM AE) , lecz reporterzy prasy lotniczej nadali jej nazwę „AMRAAMSKI”.

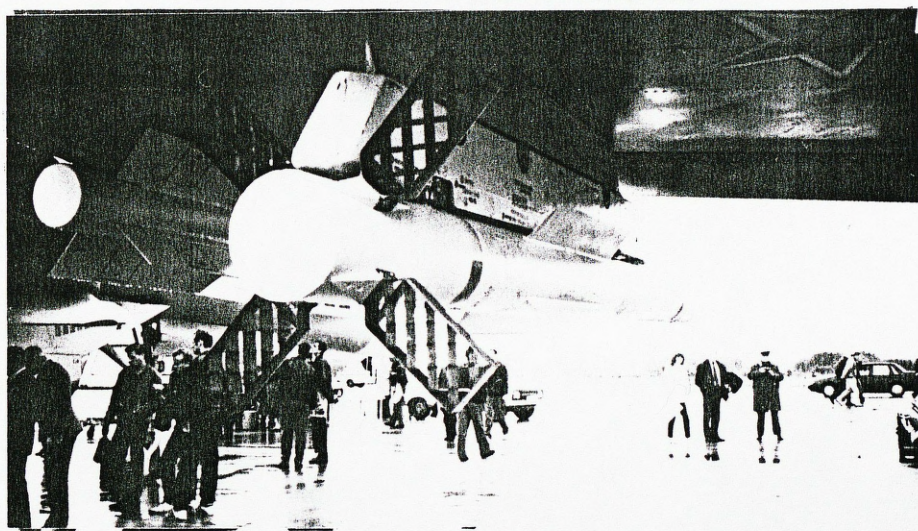
Biorąc pod uwagę udostępnione dane taktyczno - techniczne tej rakiety można przyjąć , że jest to w pełni odpowiednik AIM-120. Autorem tej rakiety jest biuro Vympeł znane z powszechnie używanych pocisków R-23 , R-27 i R-73. Rakieta R-77 jest także świadectwem przełomu jaki dokonał się w rosyjskiej elektronice w ciągu ostatnich lat. Kształt tej rakiety , szczególnie nowatorskie rozwiązania układu sterowania każe przypuszczać , że jest to konstrukcja całkowicie samodzielna , nie wzorowana na amerykańskim odpowiedniku (jak to się często uprzednio zdarzało). Zmodernizowana wersja tej rakiety o nazwie R-77M ma blisko dwukrotnie większy zasięg , a to dzięki zastosowaniu raketowo - strumieniowego zespołu napędowego i jest planowana na uzbrojenie wspomnianych wyżej generacji samolotów.

Najoryginalniejszym i najciekawszym jej elementem są stateczniki. Podobne rozwiązanie było praktycznie wykorzystane w najnowszej generacji rakiet klasy „ziemia - ziemia” , np. SS-21 „Toczka” (wg. kodu NATO SS-21 „Scrab”). Każdy z czterech stateczników wykonany jest w formie prostokąta prostopadłego do kierunku lotu , lecz poprzedzielanego ostrzami krzyżujących się podstateczników. Sterowanie odbywa się poprzez zmianę płaszczyzny tych podstateczników. Przy takim rozwiązaniu powierzchnie są bardzo duże , a przez to uległy znacznemu zmniejszeniu siły potrzebne do sterowania.

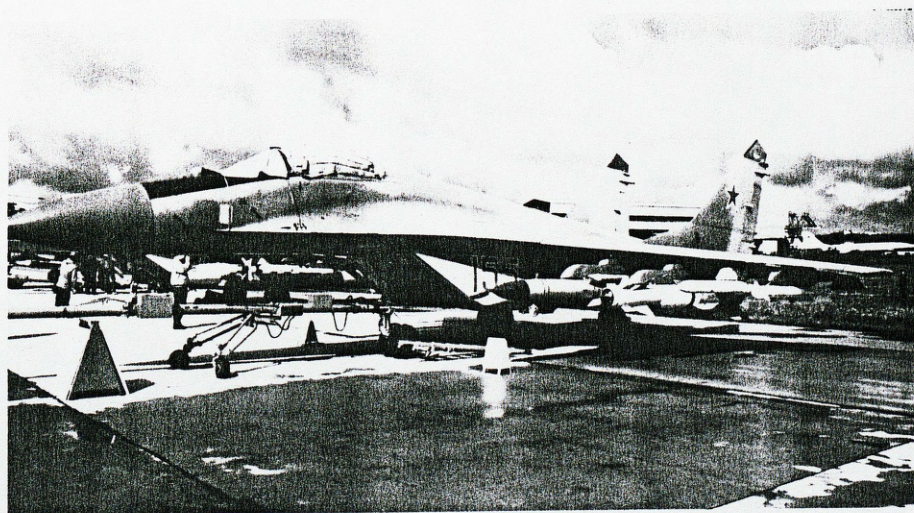
¹ AIR FORCE Magazine „Higher Marks for Soviet Missiles” ; 8/1991 ; str.64.



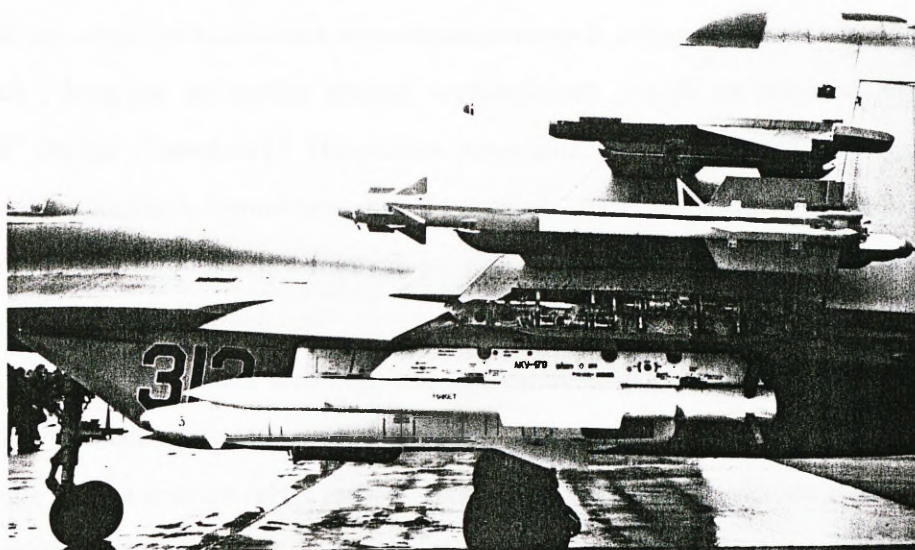
Fot. 18. Pocisk R-77 na MosAeroShow-93



Fot19. Widok z tyłu na R-77.



Fot.20. R-77 podwieszony na MiG-29M.



Fot.21. Pocisk R-77 podwieszony na MiG-29K.

Podaje się, że rakieta R-77 może wykonywać manewry z prędkością kątową dochodzącą do 150 %/s. Ponadto stateczniki takie mają dużo mniejszą skuteczną powierzchnię odbicia. Zwiększa to możliwość skrytego podejścia do celu. Z tego samego powodu przewiduje się podobnie jak we francuskim pocisku MICA wyprodukowanie wersji wyposażonej w głowicę samonaprowadzającą na podczerwień.

Rozwój napędów rakiet tj. silników raketowych spowodował, że pociski projektowane początkowo jako małego zasięgu, swoim możliwym do osiągnięcia zasięgiem maksymalnym obecnie wchodzi w zakres odległości zarezerwowanych dla rakiet średniego zasięgu. Przykładem może być wspomniana uprzednio rosyjska rakiet R-73E.

Także wszystkie nowoczesne rakiety średniego zasięgu mogą być użyte w bardzo szerokim zakresie odległości spełniając wymagania do niedawna stawiane tylko rakietom małego zasięgu np. możliwość użycia w manewrowej walce powietrznej - bardzo małe minimalne odległości odpalenia), a także niektóre z nich po wprowadzeniu nowych silników raketowych osiągają maksymalne odległości odpaleń osiągalne uprzednio tylko przez rakiety dalekiego zasięgu. Takie właściwości mają najnowsze wersje rakiet R-27.

Przykładem może być wersja oznaczona „ER” mogąca zniszczyć cele na odległości do 170 km. Rakiety R-27 oznaczone literką „E” charakteryzująca się lekko pogrubionym w stosunku do wcześniejszych wersji przedziałem silnika. Spowodowane jest to zastoso-

waniem nowego silnika raketowego o zwiększonym ciągu i wydłużonym czasie pracy. Mogą być one użyte do zwalczania wysocemanewrowych celów powietrznych o małych wymiarach, lecących na bardzo małych wysokościach, czyli na przykład pocisków „Harpoon” czy też „Tomahawk”. Oczywiście mogą działać, jak przystało na nowoczesny środek walki w każdych warunkach atmosferycznych, podczas stosowania zakłóceń radioelektronicznych. Najnowsza wersja rakiety R-27 oznaczona „EA” jest zaprojektowana zgodnie z zasadą „odpal i zapomnij”.

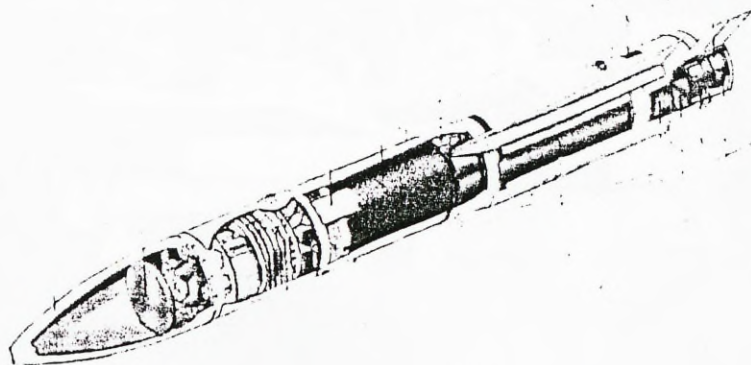
Znając możliwości rakiet średniego zasięgu ostatniej generacji można pokusić się o stwierdzenie, że należy zrezygnować z rakiet małego zasięgu.

Jednak będą te dwa rodzaje rakiet istnieć równocześnie głównie z powodu bardzo wysokich cen rakiet średniego zasięgu. Dla przykładu AIM-120 kosztuje 1,2 mln dolarów, zaś najnowocześniejsze rakietki małego zasięgu o połowę mniej.

Użytkowane są jeszcze droższe rakietki klasy „p-p”. Są to rakietki dalekiego zasięgu.

2.5.3. Rakietki dużego zasięgu.

Są to wysoko wyspecjalizowane pociski, którymi można atakować cele z dystansu większego niż 100 km. Charakteryzują się one stosunkowo dużą masą i skomplikowaną budową. Przeznaczone są głównie do niszczenia nosicieli pocisków skrzydlatych (bombowców strategicznych) przed osiągnięciem przez nie rubieży odpalenia, samolotów rozpoznawczych, latających stanowisk dowodzenia i samolotów wczesnego ostrzegania. Ich bardzo wysoka cena i wąska specjalizacja spowodowały, że pociski tej klasy posiadają tylko dwa mocarstwa tj. Rosja i USA. (śladową ilość AIM-54 kupił Iran). Niewielką ilość tego typu rakiet posiadają także państwa powstałe po rozpadzie Związku Radzieckiego (np. Ukraina).

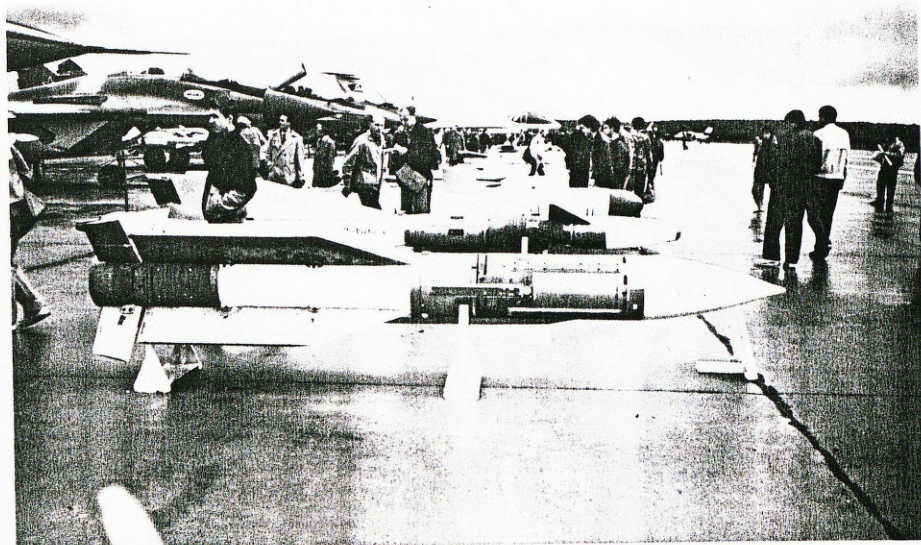


Fot.22. Pocisk kierowany AIM-54 Phoenix.

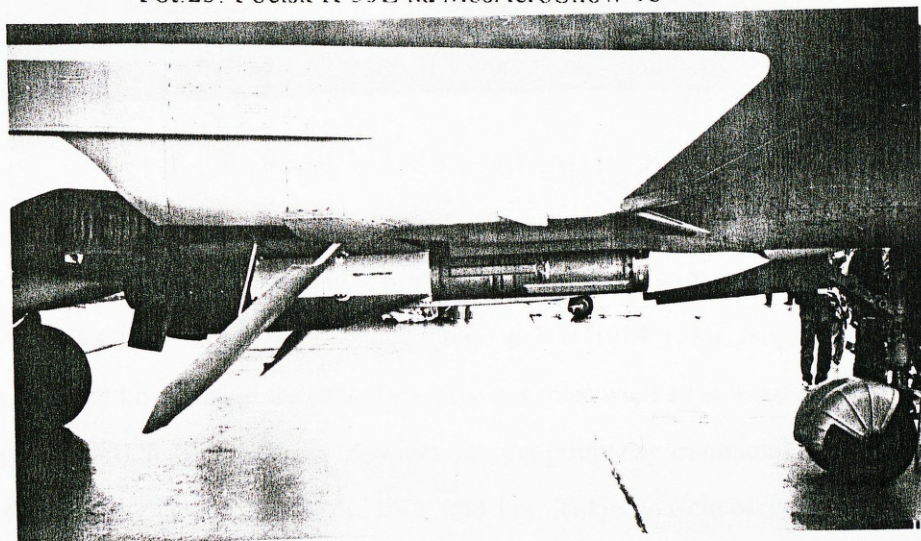
O ich wąskiej specjalizacji świadczyć może ponadto fakt , że wspomniany już kierowany pocisk raketowy dalekiego zasięgu AIM-54 „Phoenix” może być jedynie przenoszony przez samolot F-14 , ze względu na możliwość współpracy tylko ze stacją tego samolotu typu AN/AWG-9 , nawiasem mówiąc , której konstrukcja pozwala na kolejne odpalenie 6 pocisków do 6 różnych celów. Układ kierowania tej rakiety jest charakterystyczny dla raket tej klasy.

Jest to układ programowany , bezwładnościowy z radiolokacyjnym śledzeniem i przekazywaniem komend korygujących w czasie lotu w kierunku celu i aktywny radiolokacyjny układ samonaprowadzania. Mimo prawie dwudziestoletniego okresu użytkowania tego pocisku nie wprowadzono w nim zbyt wielu zmian. Dotyczyły one tylko zmiany techniki analogowej na cyfrową , udoskonalenia urządzenia bezwładnościowego oraz wprowadzenia bezdymnego paliwa raketowego i co najważniejsze zwiększono zasięg maksymalny do około 200 km. W ostatniej serii produkcyjnej o nazwie AIM-54 C' zamontowano nowy autonomiczny system chłodzenia czujników oraz zwiększono jego odporność na zakłócenia radioelektroniczne.

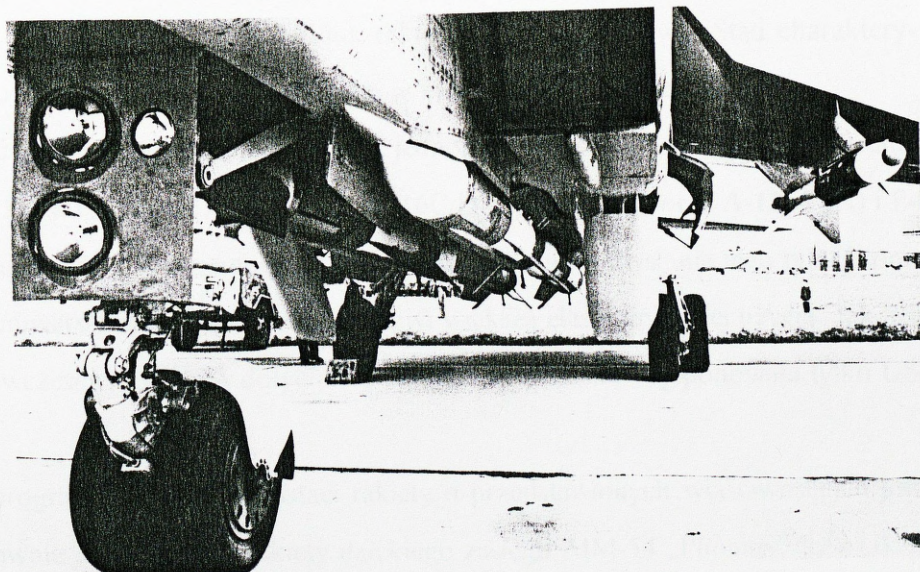
Odpowiednikiem pocisku „Phoenix” w byłym ZSRR był R-33 E , nie różniący się zasadniczo budową i układami kierowania od AIM-54. Rakieta ta została zbudowana podobnie jak „Phoenix” dla konkretnego typu samolotu , w tym przypadku był to MiG-31. Jak już wcześniej wspomniałem także jedna z wersji rosyjskiej rakiety R-27 (EM) może wykonywać podobne zadania na odległościach do 170 km.



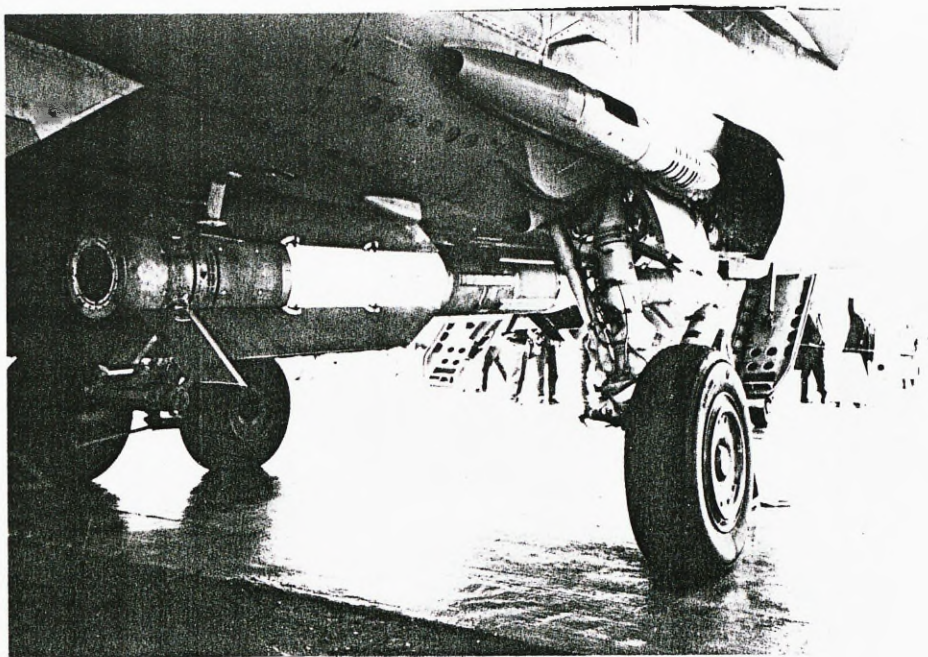
Fot.23. Pocisk R-33E na MosAeroShow-93



Fot.24. R-33E podwieszony pod kadłubem MiG-31



Fot.25. Widok z przodu pocisku R-33E.



Rys.26. Pocisk R-33E - widok z tyłu.

Oczywiście trwają także badania nad stworzeniem nowej jakościowo rakiety dalekiego zasięgu. Amerykańska nazwa tego rozpoczętego już w 1984 roku programu brzmi AAAM. Jak wszystkie konstrukcje ostatniej generacji ma mieć wielką (jeśli nie największą) rozpiętość możliwych odległości użycia. Zawiera się ona pomiędzy minimalną wynoszącą 300 m, a maksymalną zbliżoną do około 150...200 km. Takie właściwości można osiągnąć tylko przy zastosowaniu układów elektronicznych o dużej skali integracji oraz bardzo nowatorskiego rozwiązania jakim jest silnik raketowo - strumieniowy. Stąd charakterystyczny wlot powietrza nie używany wcześniej w kierowanych rakietach „p-p”.

AAAM ma być przystosowany do odpalania z jednoprowadnicowej wyrzutni montowanej na samolotach F-14D, F-18C/D, F-15C/D, F-16C/D, A-6F, P-3C oraz A-12(ATA) i F-22(ATF). Świadczy to o zmianie poglądów co do sposobu wykorzystania tego typu broni. Stawia się na uniwersalność nosiciela co umożliwi większą elastyczność jej użycia. Jak już wspominałem wcześniej, w USA dotychczas pociskami „Phoenix” dysponowała tylko US NAVY!

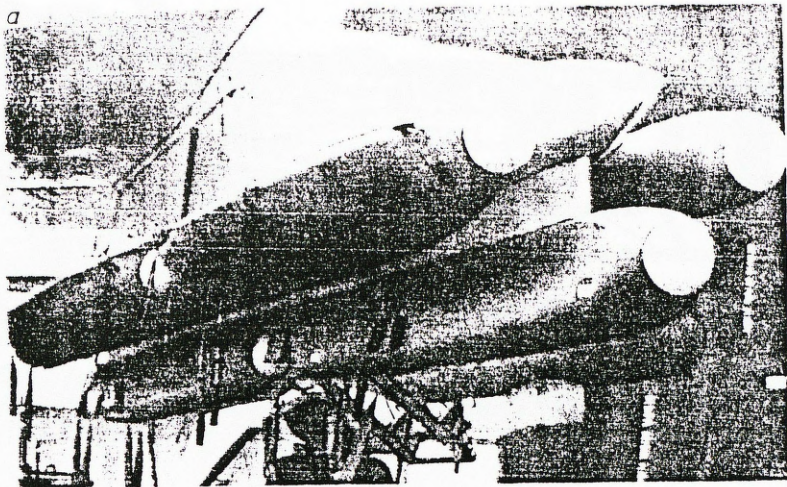
Produkt programu AAAM w postaci rakiety o przedstawionych właściwościach jest planowany głównie jako następcą rakiety dalekiego zasięgu AIM-54 „Phoenix” lecz także jako alternatywa pocisku średniego zasięgu AIM-120 AMRAAM.

Istnieje również koncepcja, która zakłada ze względów oszczędnościowych przeniesienie przez zachodnie myśliciele dwudziestego pierwszego wieku zestawu rakiet składającego się z pocisków małego zasięgu typu ASRAM, średniego AMRAAM oraz dalekiego AAAM.

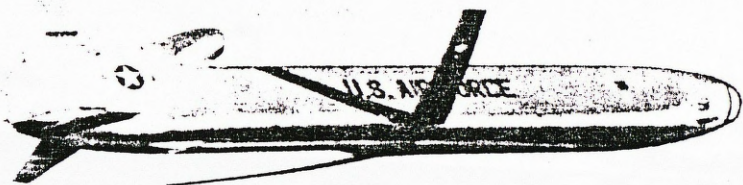
Obecnie także w Rosji prowadzi się badania nad nowymi raketami o podobnym przeznaczeniu. Są to pociski bardzo dalekiego (wielkiego) zasięgu. Jeden z nich zaprezentowano na wystawie IDEX '93 w Abu Dhabi. Pocisk ten o nazwie Ks-172 ma zwalczać obiekty powietrzne w każdych warunkach atmosferycznych z dowolnego kierunku w przedziale wysokości 30...30000 m z odległości 400 km! Nowością jest zastosowany w nim dwustopniowy, raketowy zespół napędowy (z pierwszym stopniem startowym odrzucającym po zużyciu paliwa). Pocisk miałby wejść do uzbrojenie samolotu Su-27M i Su-35 na przełomie XX i XXI wieku. Według słów producenta (Vympel) Ks-172 może być przenoszony także przez inne najnowsze samoloty produkcji rosyjskiej. Przechodzi on od czterech lat praktyczne próby w powietrzu. Jego konkurentem jest pocisk R-37, stanowiący rozwój rakiety R-33E przeznaczony dla samolotu MiG-31M.

Publikowane są również wiadomości o projektowanym pocisku wielkiego zasięgu, który miałby być napędzany turbinowym silnikiem odrzutowym. Pocisk ten jest alternatywny dla R-37 drogą zastosowania innego napędu (ten sam producent).

Wydaje się jednak, że rozwój rakiet tej klasy będzie szedł w kierunku zmniejszenia masy (R-77, AMRAAM, MICA) przy równoczesnym zwiększaniu zasięgu oddziaływania, autonomiczności i niezawodności działania w warunkach silnych zakłóceń radioelektrycznych oraz przystosowania do wykorzystania przez różnych nosicieli.



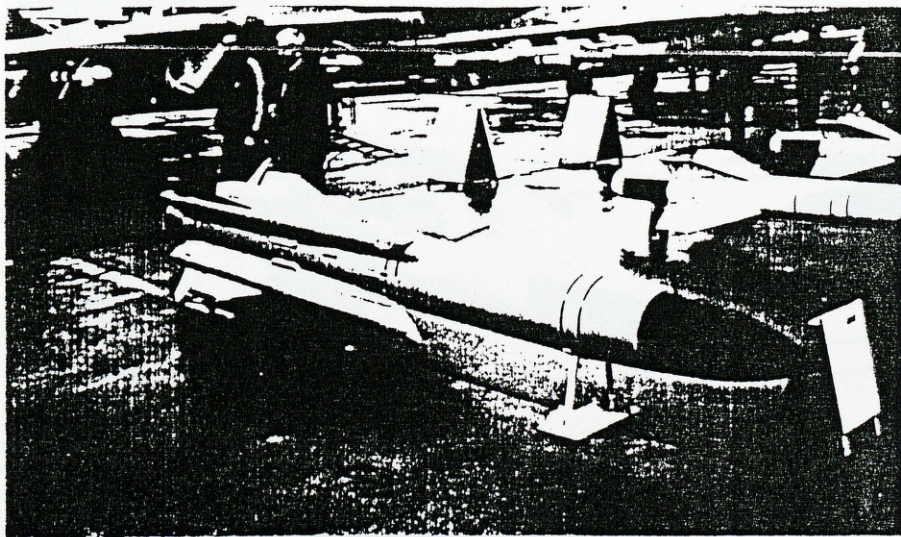
b



Fot.27. Pocisk samosterujący się ALCM AGM-86B - Cruise.

a) pociski podwieszane pod skrzydłem samolotu B-52G

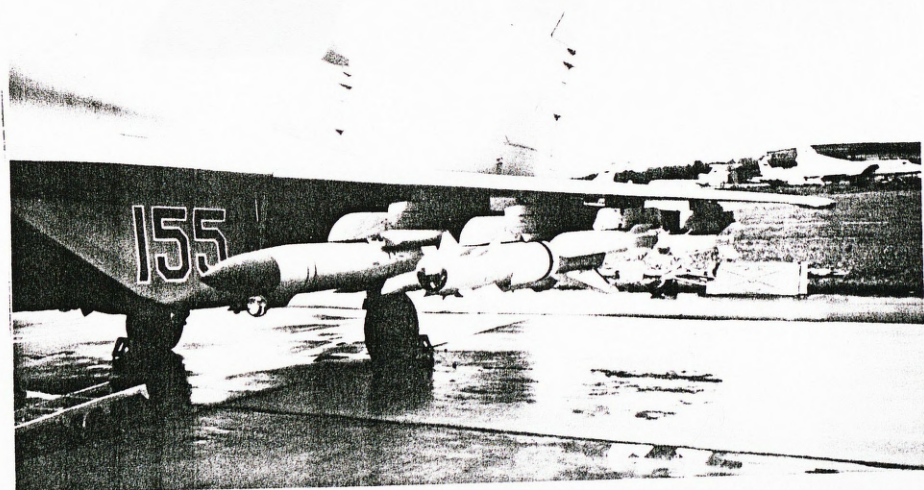
b) pocisk w locie



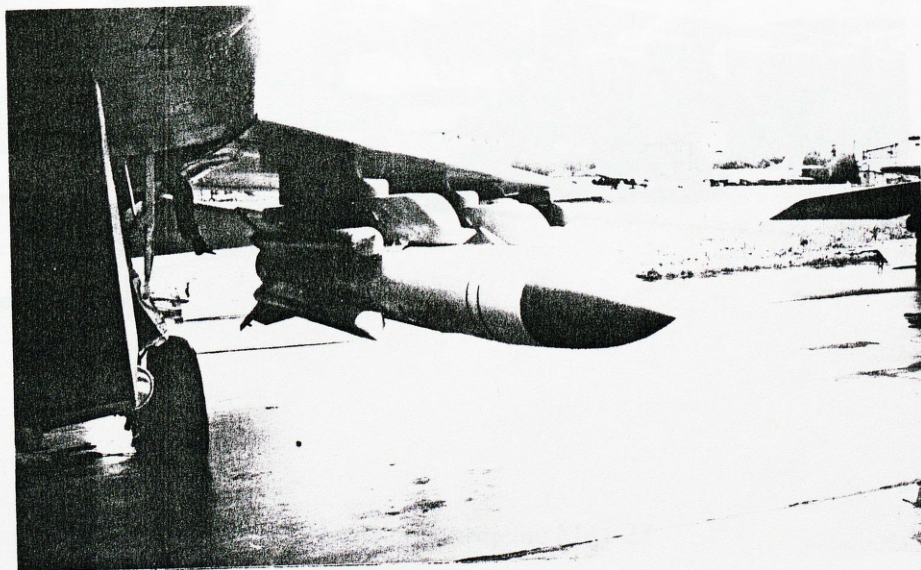
Fot.28. Pocisk H-31P na MosAeroShow-93.



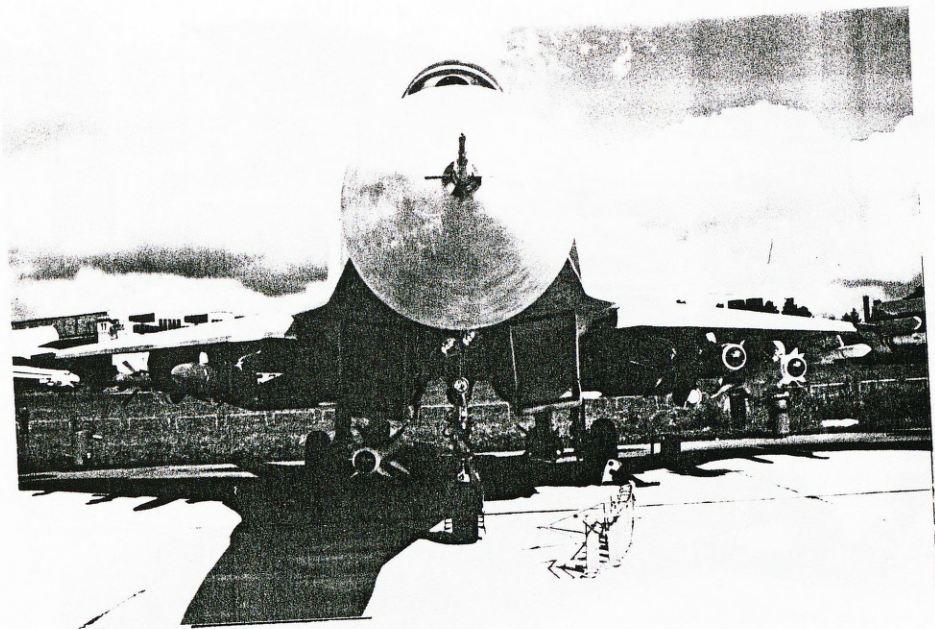
Fot.29. Widok z boku na pocisk H-31P.



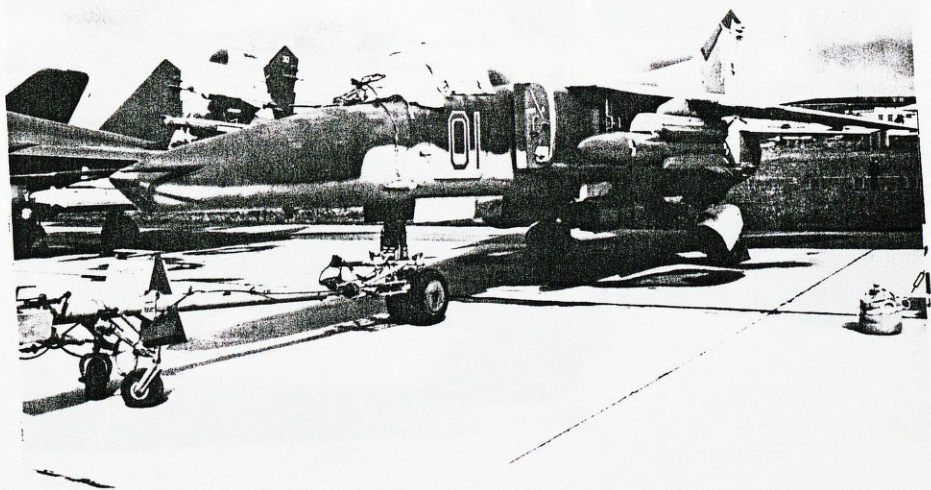
Fot.30. Pocisk H-31P podwieszony na MiG-29M.



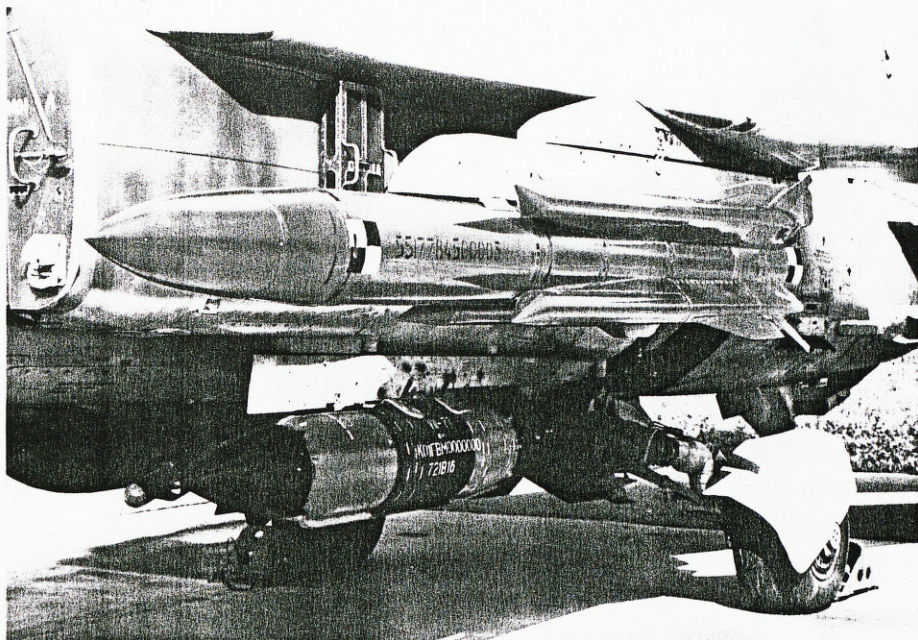
Fot.31. Widok z przodu pocisku H-31P.



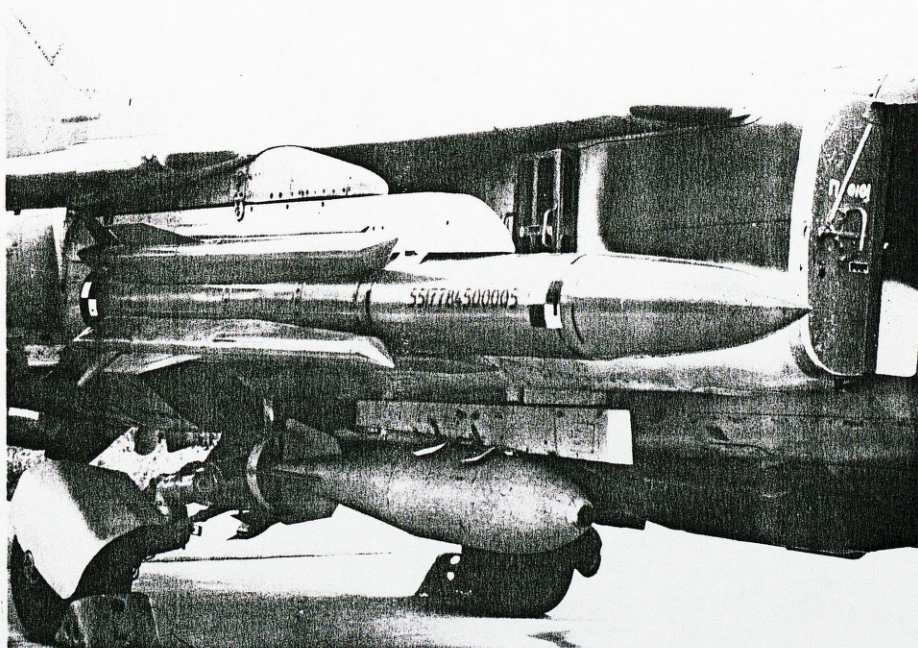
Fot.32. Su-35 z podwieszonym pociskiem H-31A.



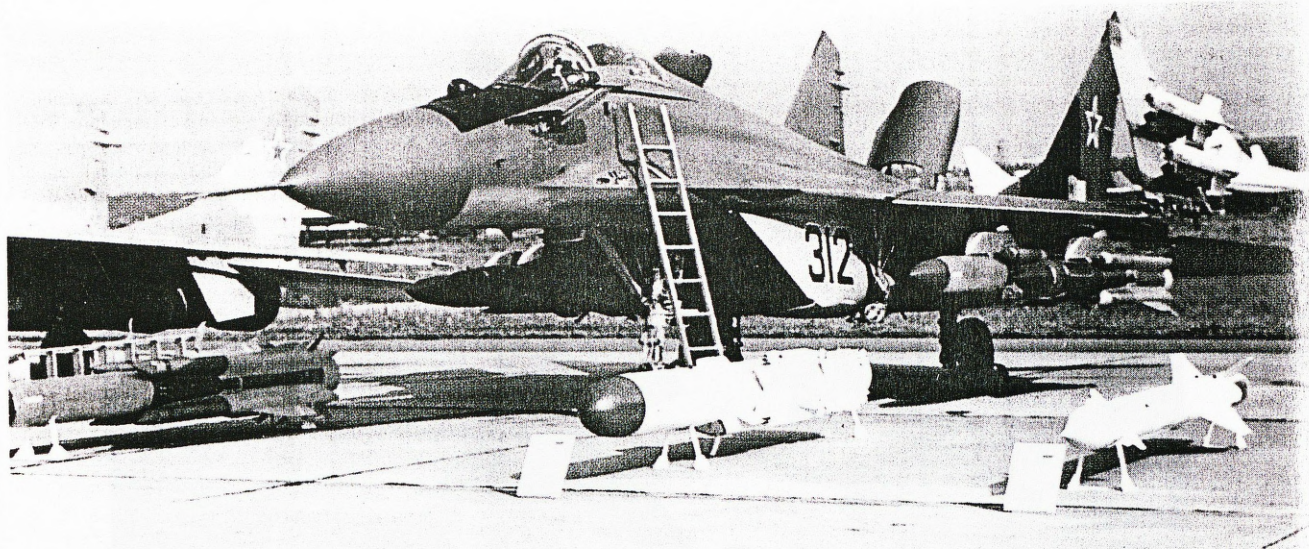
Fot.33. H-31A jako uzbrojenie MiG-27.



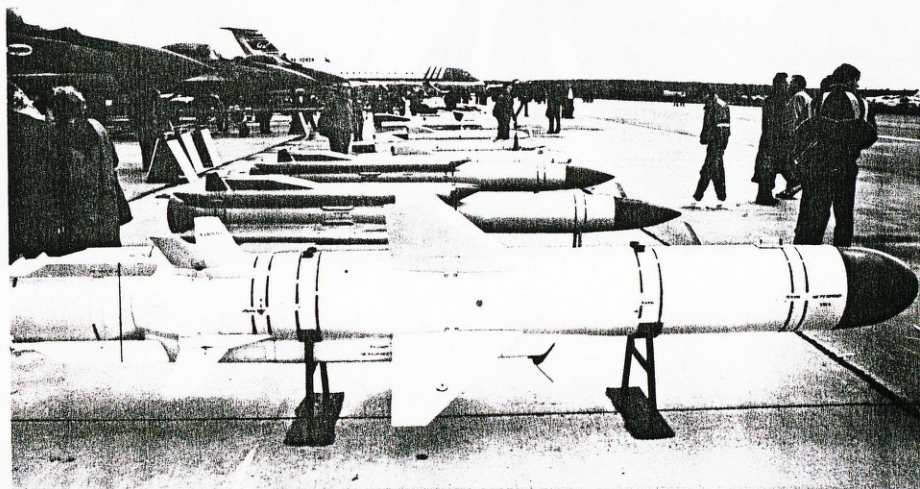
Fot.34. Pocisk H-31A podwieszony na MiG-27 , pod kadłubem bomba kierowana.



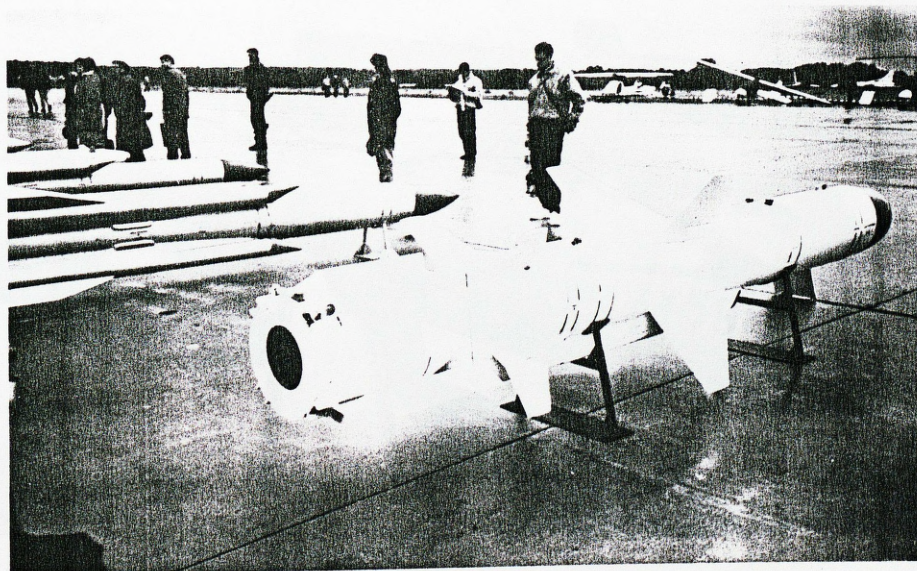
Fot.35. Pocisk H-31A widok z przodu.



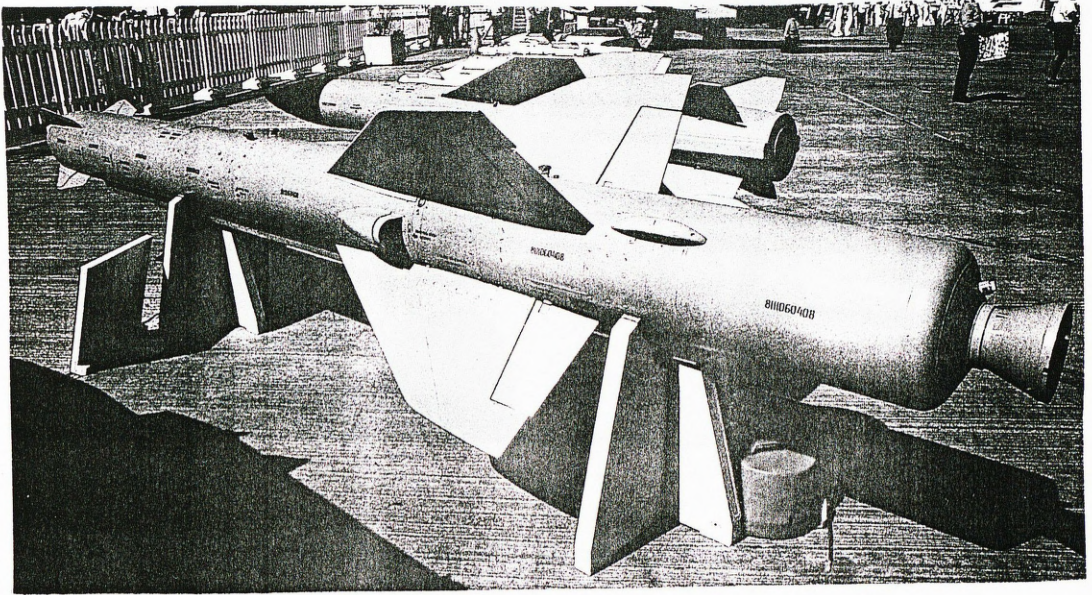
Fot.36. Pocisk H-35A na wystawie MosAeroShow-93.



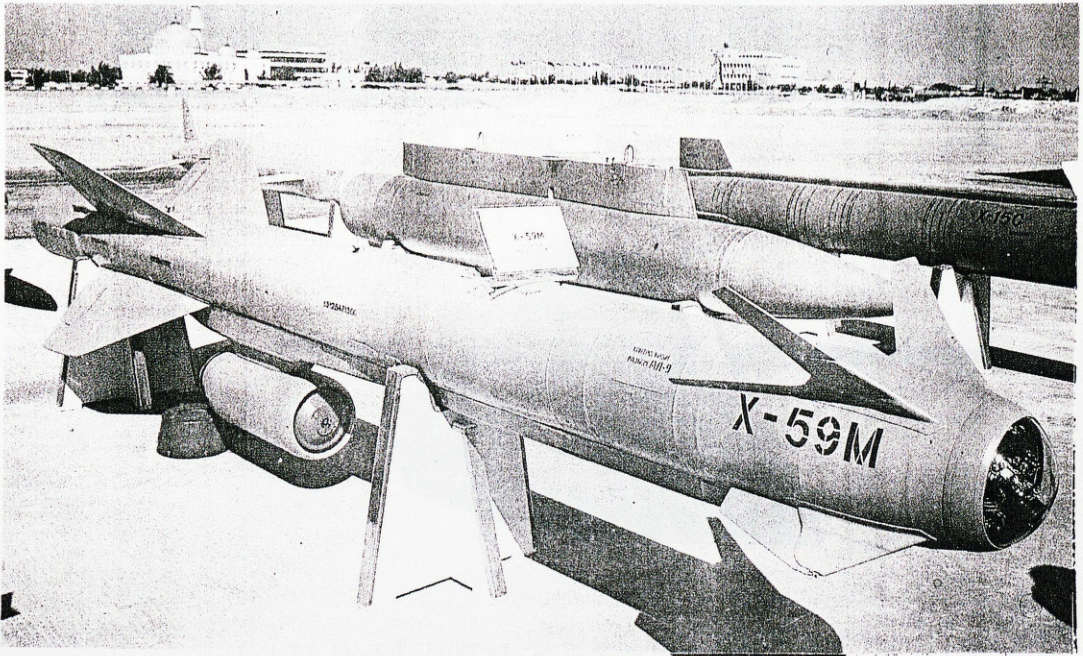
Fot.37. Widok boczny pocisku H-35A.



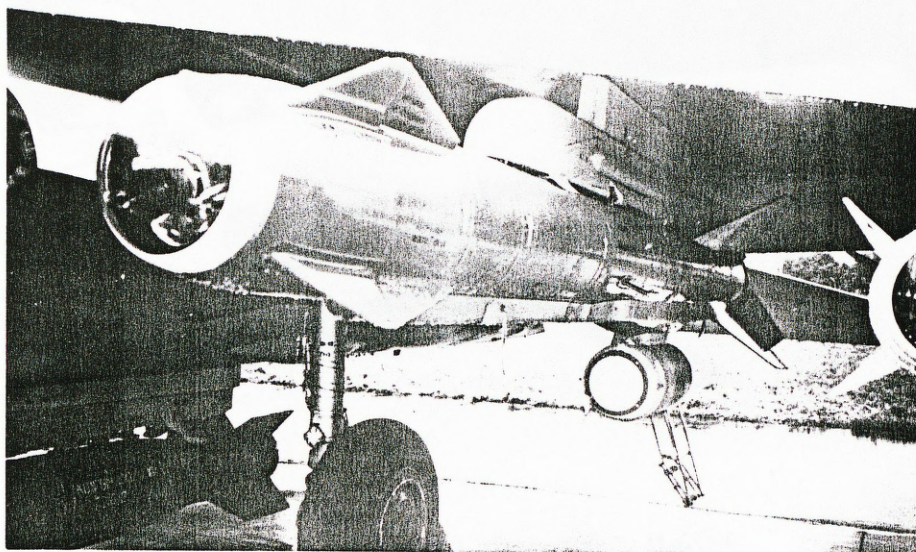
Fot.38. Pocisk przeciwokrętowy H-35A.



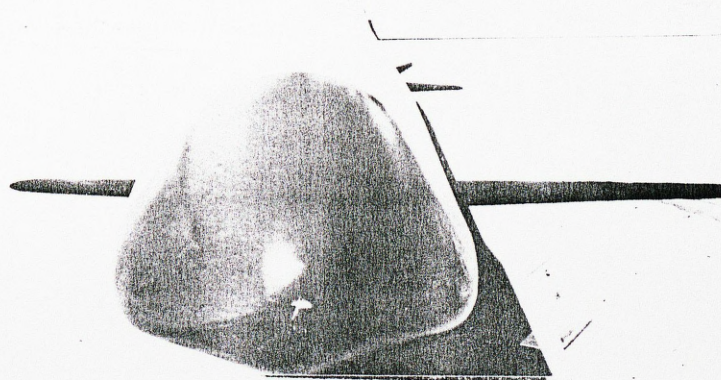
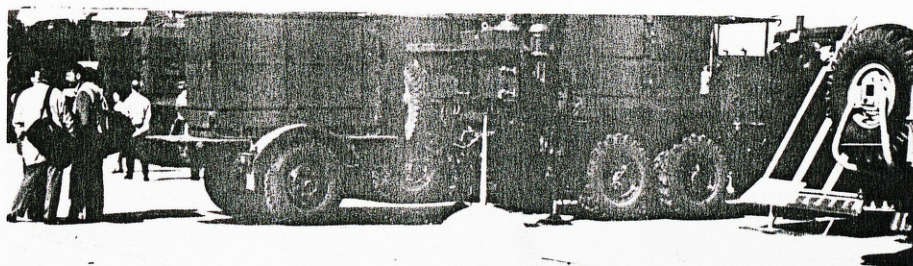
Fot.39. Widok z tyłu na pocisk H-59M.



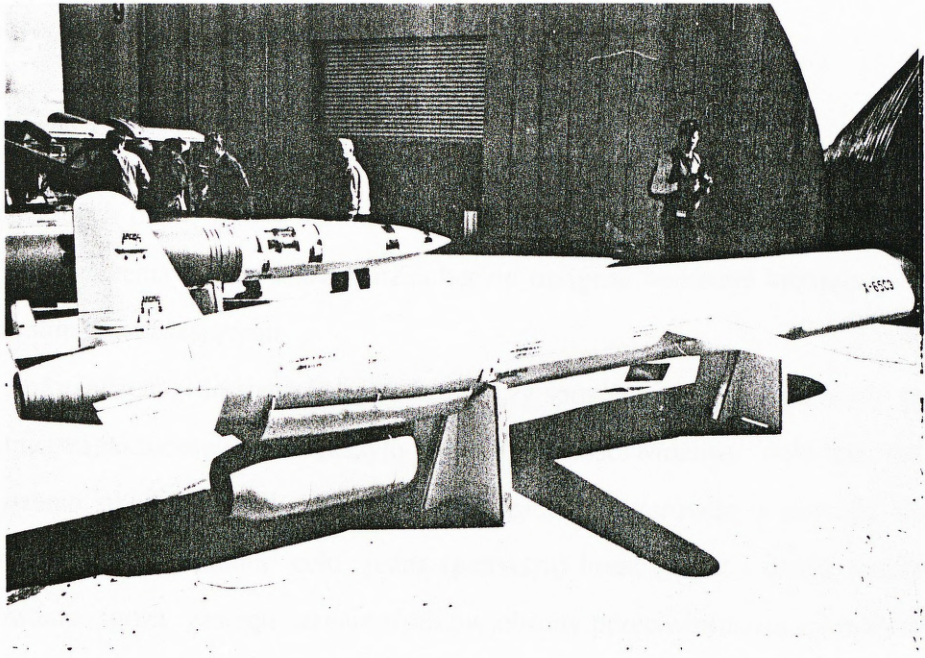
Fot.40. Widok boczny pocisku H-59M.



Fot.41. Pocisk H-59M jako uzbrojenie Su-35.



Fot.42. Widok z przodu na pocisk H-65SE

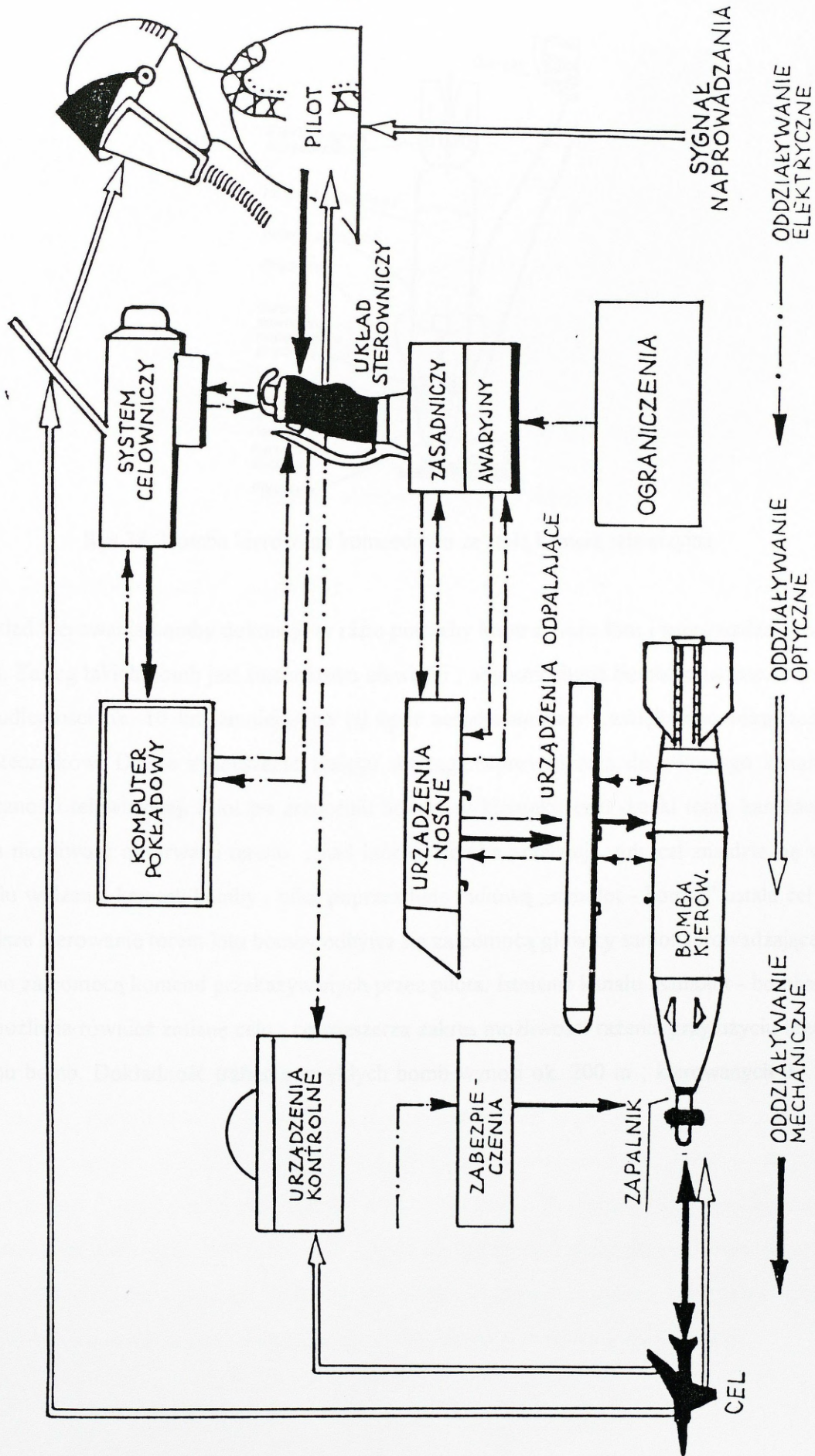


Fot.43. Taktyczny pocisk manewrujący H-65SE.

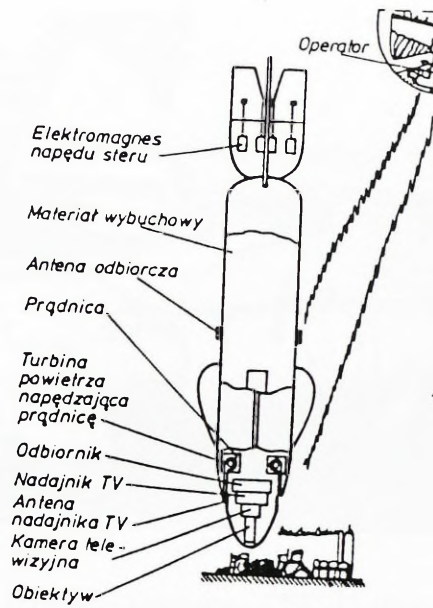
3. PRECYZYJNE BOMBY LOTNICZE..

Używanie zwykłych bomb do rażenia umocnionych celów o małych wymiarach i dobrze bronionych przez środki obrony przeciwlotniczej jest mało skuteczne. Wysoką efektywność niszczenia takich celów można będzie osiągnąć bombami kierowanymi z układami samonaprowadzającymi.

Ich wprowadzenie do uzbrojenia w zasadniczy sposób wpłynęło na zmianę taktyki użycia lotnictwa taktycznego i zwiększyło jego skuteczność. Możliwe stało się radykalne zmniejszenie sił potrzebnych do wykonania zadania, zarówno z powodu dużego prawdopodobieństwa trafienia celu jedną (pierwszą) bombą, jak i dzięki możliwości bombardowania spoza zasięgu rażenia środków obrony przeciwlotniczej, z małych wysokości, w każdych warunkach atmosferycznych o każdej porze doby. Już w drugiej połowie lat 60-tych w Stanach Zjednoczonych skonstruowano pierwszą bombę naprowadzaną telewizyjnie. Jest to typowa bomba burząca, do której zainstalowano telewizyjny układ samonaprowadzania. W przedniej części bomby znajduje się kamera telewizyjna, która przekazuje obraz terenu na ekran pilota lub operatora. Po wykryciu celu pilot manewrując samolotem dąży do uchwycenia celu w środku celownika. Od tego momentu układ telewizyjny bomby samodzielnie obserwuje cel. Po spełnieniu warunków ataku bomba jest zrzucana.

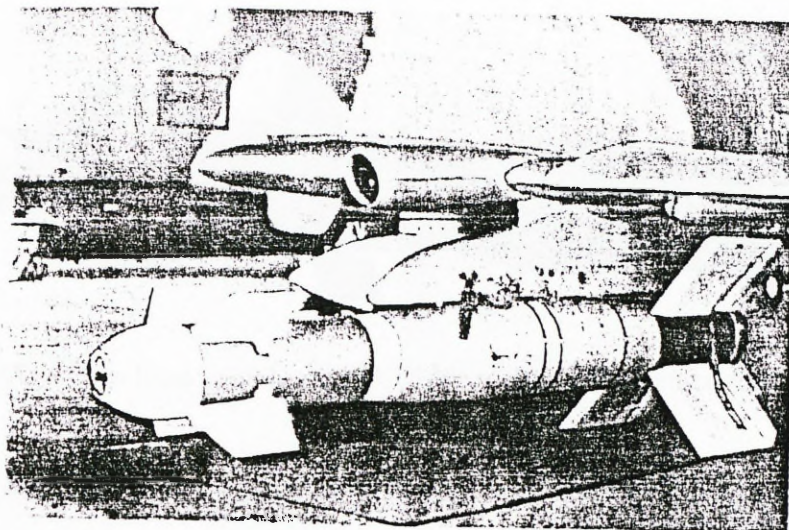


Rys. 37 Schemat strukturalny sterowanego uzbrojenia bombardierskiego



Rys.38. Bomba kierowana komendowo ze stałą kamerą telewizyjną.

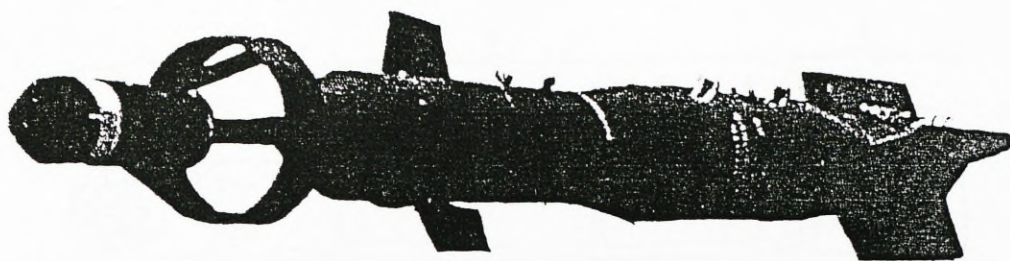
Układ kierowania bombą dokonuje w razie potrzeby kontroli toru lotu i naprowadza ją na cel. Zasięg takich bomb jest stosunkowo niewielki ; aby umożliwić bombardowanie celów z odległości ok. 10 km zmniejszono jej opór aerodynamiczny i zwiększono rozpiętość stateczników. Dalsze zwiększenie zasięgu wymaga wprowadzenia dodatkowego kanału łączności telewizyjnej. Pilot po zrzuceniu bomby w kierunku celu dzięki temu kanałowi ma możliwość obserwacji terenu , nad którym bomba przelatuje. gdy cel znajdzie się w polu widzenia kamery bomby , pilot poprzez linię radiową „samolot - bomba” ustala cel i dalsze kierowanie torem lotu bomby odbywa się za pomocą głowicy samonaprowadzającej albo za pomocą komend przekazywanych przez pilota. Istnienie kanału „samolot - bomba” umożliwia również zmianę celu , co rozszerza zakres możliwości rażenia przy użyciu tego typu bomb. Dokładność trafienia zwykłych bomb wynosi ok. 200 m , kierowanych 3...5 m.



Fot.44. Bomba kierowana CBU-15 (Francja).

Innym sposobem naprowadzania bomb na cel jest stosowanie układu naprowadzania laserowego. Układ ten ze względu na dużą skuteczność wykorzystywany jest do niszczenia celów punktowych. Podczas bombardowania cel jest oświetlany promieniem laserowym pochodzącym ze stacji znajdującej się na samolocie nosicielu , innym samolocie lub ze środków naziemnych. Szperacze optyczno - elektroniczne umocowane na bombie wykrywają promieniowanie laserowe odbite od celu , identyfikują je a następnie kierują bombę w cel.

W nowoczesnych bombach układ kierowania składa się z dwóch zespołów. W jednym znajduje się stabilizator pierścieniowy , układ optyczny i zespół fotodetekcyjny , w drugim natomiast aparatura elektroniczna i zespoły wykonawcze układu kierowania. Zespoły między sobą połączone są przegubowo , dzięki temu układ optyczny ustawia się zgodnie z kierunkiem lotu bomby , niezależnie od położenia jakie bomba może zajmować. Układ szperacza elektronicznego umieszczony w przedniej części bomby składa się z obiektywu i kwadrantowej diody krzemowej. Przed obiektywem może być umieszczony filtr eliminujący światło z innej długości fali niż światło laseru. Promieniowanie przechodzące przez obiektyw , częściowo skupione , pada na fotodiodę kwadrantową. Równomierne oświetlenie każdej z ćwiartek fotodiody powoduje powstanie na wyjściu sygnału tej samej wartości , co oznacza , że cel znajduje się dokładnie na przedłużeniu osi szperacza.



Fot.45. Bomba kierowana firmy MATRA z naprowadzaniem laserowym.

W przypadku nierównomiernego oświetlenia , na wyjściu są generowane sygnały różniące się wartością , zależnie od wielkości odchylenia osi szperacza od kierunku linii wskazującej cel. Sygnały te zawierają informację o wielkości i kierunku odchylenia , są odpowiednio wzmacniane i przekazywane do drugiego zespołu , w którym znajdują się elementy wykonawcze układu kierowania.

Lotnicza aparatura laserowa dzieli się na:

urządzenia do podświetlania celów;

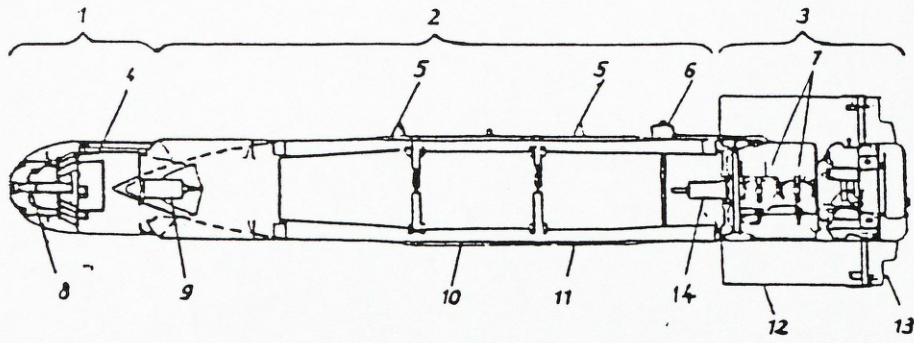
urządzenia do poszukiwania podświetlonego celu i określania jego współrzędnych;

zespólone urządzenia zapewniające podświetlanie celów i ich wykrywanie przy użyciu tego samego samolotu.

Nowym rozwiązaniem bomb z telewizyjnym układem samonaprowadzania są bomby serii Hobos (rys.39) , opracowane z wykorzystaniem wielu elementów bomb klasycznych. Niektóre bomby tej serii mają układ aerodynamiczny „kaczka” inne wyposażone są w klapki.

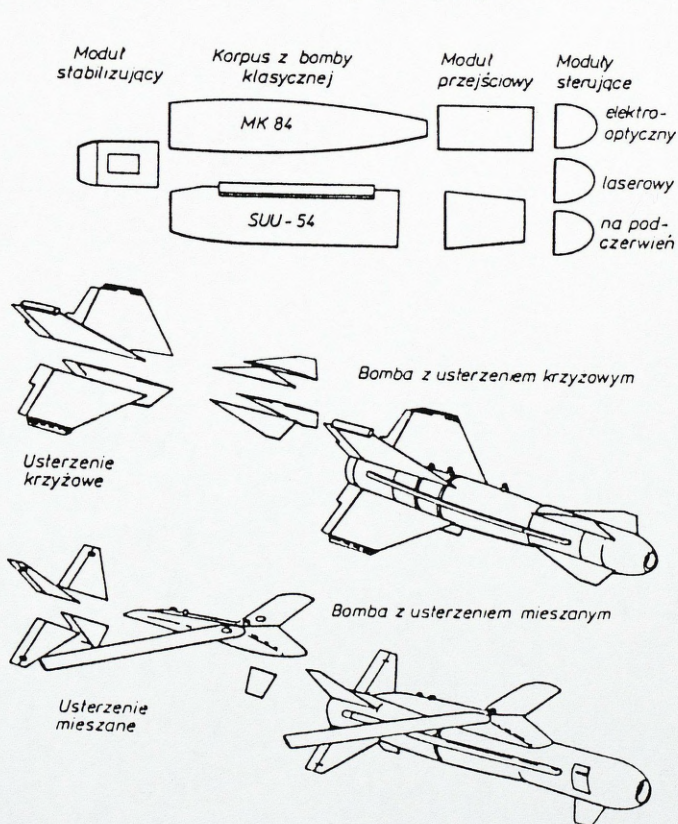
Obecnie prowadzone są prace nad bombami konstrukcji modułowej (rys.40). Moduły mają umożliwić komponowanie bomb o różnym przeznaczeniu - z głowicami bojowymi różnych typów , z układem samonaprowadzającym lub typu telewizyjnego , laserowego , termowizyjnego , lub kombinowanego.

Charakterystyczną cechą bomb modułowych jest rozprostowujące się po zrzuceniu z samolotu skrzydło o dużej rozpiętości , zwiększające zasięg lotu bomby.



Rys.39. Kierowana bomba lotnicza HOBOS.

1 - przedział z układem kierowania ; 2 - przedział z ładunkiem wybuchowym w postaci bomby Mk 84 lub M 118 E1 ; 3 - Przedział z układem sterowania i autopilotem ; 4 - elementy elektroniczne układu kierowania ; 5 - ucha nośne ; 6 - gniazdo instalacji elektrycznej ; 7 - baterie ; 8 - elektrooptyczny lub pracujący w podczerwieni poszukiwacz celu ; 9 - zapalnik ; 10 - listwy montażowe ; 11 - kadłub bomby ; 12 - Zespół stateczników ; 13 - ruchome elementy sterujące uruchamiane sprężonym powietrzem ; 14 - autopilot.



Rys.40. Schemat konstrukcyjny modułowej bomby kierowanej.

Reprezentatywne bomby kierowane.

Lp	Nazwa bomby	Masa [kg]	Producent	Uwagi
1.	Walley 1 AGM-62A	499	USA	Telewizyjny układ naprowadzania
2.	M-118E1	1360	USA	Laserowy lub elektrooptyczny układ sterowania
3.	Snakeye MK-82	226	USA	Półaktywny, laserowy układ sterowania
4.	MK-20 Rockeye 11	226	USA	Kasetowa zawierająca 250 bomb małych wagomiarów, laserowy układ kierow.
5.	Walley 2	900	USA	Telewizyjny układ kier.
6.	MK-81, 82, 83, 84 Hobos		USA	Telewizyjny układ kierowania
7.	GBU-16(V/B)	425	USA	Telewizyjny, radiolokac. z samonaprowadz. zasięg 12 km, z napędem 40 km
8.	GBU-24		USA	Laserowy system naprowadzania, zasięg 20 km
9.	MGGGB (MK-84)	930	USA	Modułowa, zasięg 40 km
10.	BGL-1000	950	Francja	Półaktywny, laserowy ukl. sterowania, zasięg 10 km
11.	KAB-500Ł	534	WNP	Laserowy system naprow.
12.	KAB-500KR	560	WNP	Telewizyjny system napr.
13.	KAB-1500ŁF	1560	WNP	Laserowy system naprow.
14.	S-3W	94	WNP	Hydroakustyczny system naprowadzania
15.	SPBE-D	14,5	WNP	Termolokacyjny system naprowadzania

Pierwsze bomby korygowane w ZSRR pojawiły się w latach 50-tych. Przykładem może być bomba zdalnie kierowana UB-2F stosowana na samolotach il-28 i Tu-16 posiadających specjalne oprzyrządowanie.

Bomba UB-2F po zrzucie naprowadzana była na obiekt ataku za pomocą komend radiowych z pokładu samolotu. Aby wydać komendę nawigator musiał śledzić tor lotu bomby w stosunku do obiektu ataku. Kontrola mogła być wzrokowa lub telewizyjna, stąd występowały dwa modele bomby. Dla ułatwienia śledzenia toru bomby stosowano smugacz lub reflektor. Bomba z kontrolą telewizyjną posiadała nadawczą aparaturę telewizyjną z systemem optycznym umieszczonym w części przedniej bomby, która przekazywała na ekran odbiornika telewizyjnego nawigatora obraz terenu (obektu), znajdującego się

przed bombą. Dzięki temu nawigator mógł precyzować niezbędne komendy przekazywane drogą radiową. Wysokość bombardowania bombami UB-2F zawierała się w przedziale 5000...11000 m, przy prędkości nosiciela w zależności od wysokości zrzutu 550...750 km/h. Były to bomby wagomiaru 2000 kg.

W tych samych latach stosowano także lotnicze bomby z pasywnym termicznym układem samonaprowadzania. Po zrzucie z pokładu nosiciela następowało samodzielne naprowadzenie na źródło promieniowania podczerwonego (piece hutnicze, zakłady kokso - chemiczne i inne obiekty wydzielające duże ilości ciepła).

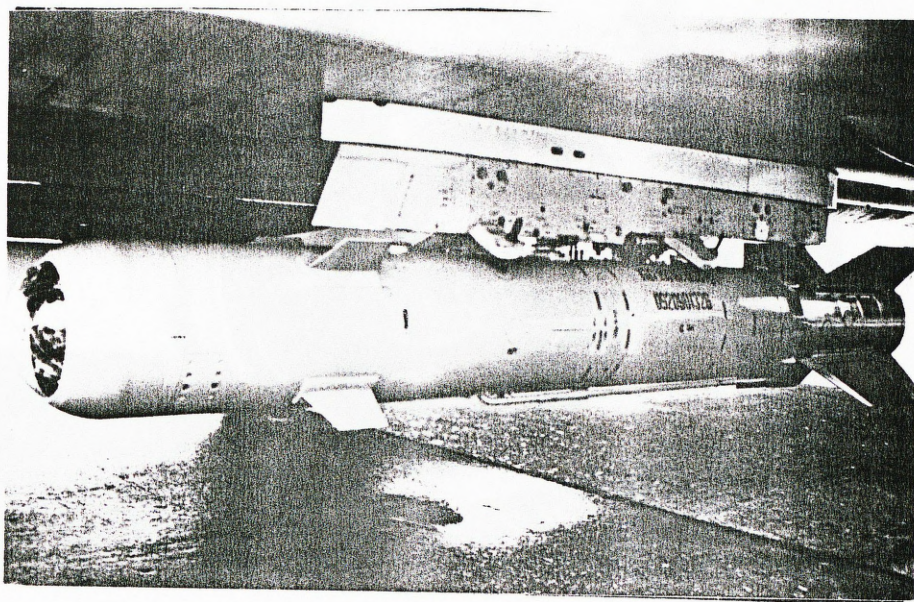
Kolejna generacja korygowanych bomb lotniczych pojawiła się w latach 80-tych.

Bomba KAB-500Ł przeznaczona jest do rażenia pojedynczych obiektów o dużej odporności. Bomba zbudowana jest w sterolotkowym układzie aerodynamicznym (bezogonowym). Bomba składa się z części bojowej o działaniu burzącym, elektrodynamicznego układu zapalnikowego i turbogeneratorowego źródła zasilania. Bomba KAB-500KR przeznaczona jest również do rażenia obiektów o dużej odporności, o konstrukcji betonowej i żelazobetonowej. Bomba posiada pasywny telewizyjny układ samonaprowadzania ze wskazaniem celu na nosicielu. Po zrzucie bomba samodzielnie zmierza w kierunku obiektu ataku. Posiada ona część bojową o działaniu przeciwbetonowym.

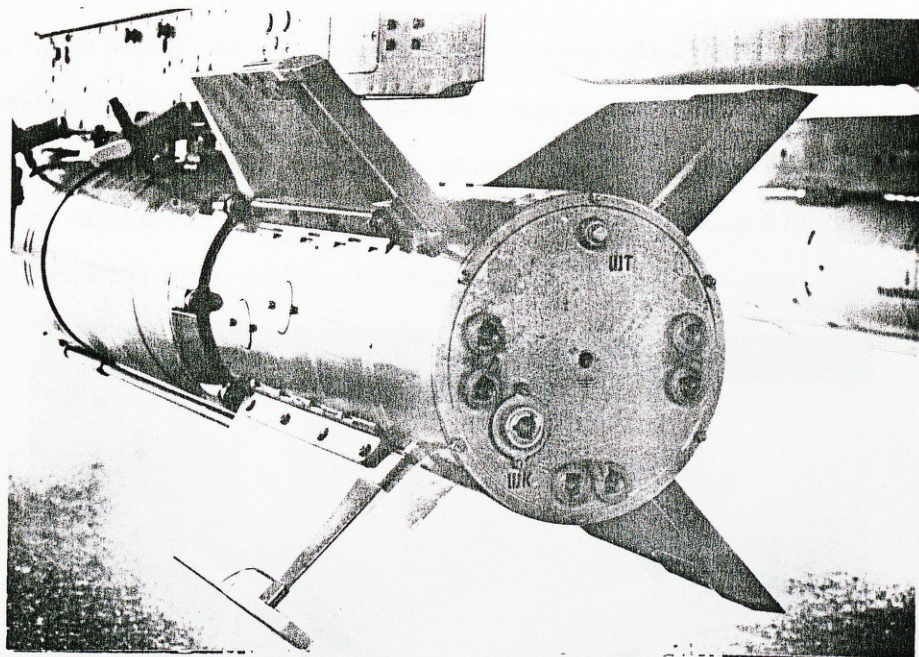
Warunki zastosowania bojowego dla obu bomb tj. KAB-500Ł i KAB-500KR to prędkość nosiciela w momencie zrzutu 550...1100 km/h w przedziale wysokości 500.5000 m, dokładność trafienia 4...7 m.



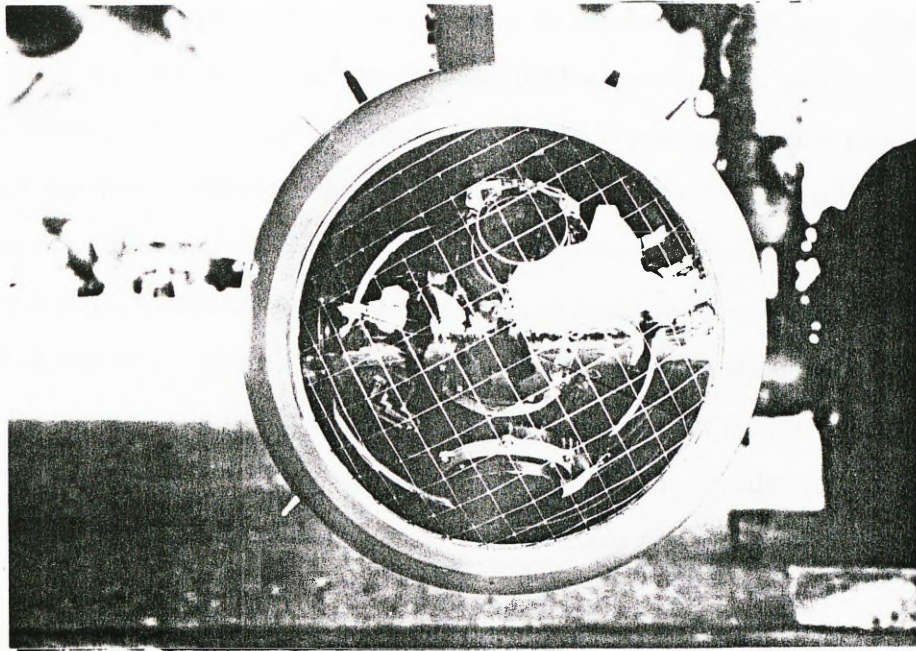
Fot. 46. Bomba kierowana laserowo KAB-500Ł.



Fot.47. Bomba kierowana telewizyjnie KAB-500KR.



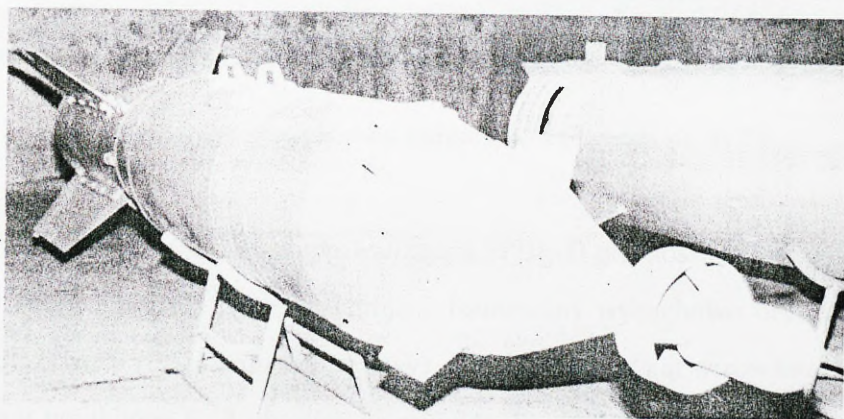
Fot.48. Widok z tyłu na bombę KAB-500KR.



Fot. 49. Widok z przodu na bombę KAB-500KR.

Istnieje szkolna wersja KAB-500KR-U przeznaczona do szkolenia i treningu personelu latającego w użyciu bojowym bomby bez jej zrzutu.

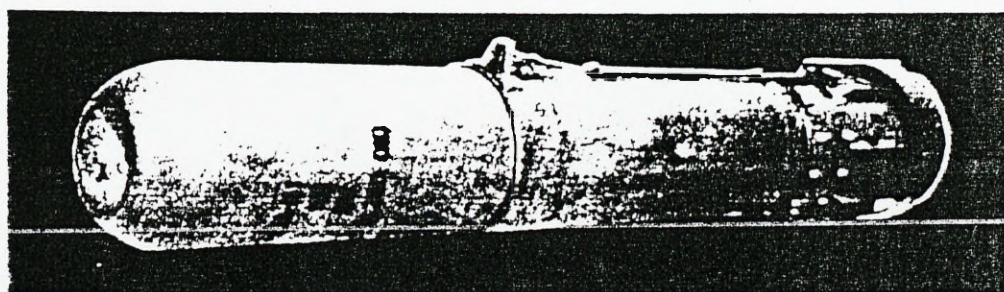
Bomba KAB1500L-F jest przeznaczona do niszczenia celów powierzchniowych takich jak obiekty militarno - przemysłowe lub fortyfikacje betonowe. Część bojowa o działaniu burzącym. Bomba posiada półaktywny laserowy system samonaprowadzania. Warunki bojowego zastosowania to prędkość nosiciela w momencie zrzutu 550...1100 km/h w przedziale wysokości 1000...5000 m. Dokładność trafienia 7...10 m.



Fot 50. Ogólny widok bomby kierowanej KAB-1500L.

Bomba KAB-1500E-PR przeznaczona jest do niszczenia wyjątkowo odpornych małowymiarowych obiektów zagłębionych w ziemi lub będących na jej powierzchni. Posiada część bojową o działaniu przenikająco - burzącymi półaktywny system naprowadzania. Bomba zapewnia przebicie ziemi na głębokość 10...20 m i 2 m żelazobetonowej konstrukcji. Do zastosowania bojowego korygowanych bomb lotniczych z laserowym układem samonaprowadzania wykorzystuje się laserową stację oświetlania obiektu ataku Kaira. Stacja ta zapewnia automatyczne śledzenie i oświetlenie obiektu ataku promieniem laserowym po przywiązaniu do obiektu ataku. Stanowi ona element laserowo - telewizyjnego systemu celowniczego LTPS-24 samolotu Su-24 M (MK). Ponadto zastosowano ją na samolocie MiG-27K. Stacją o podobnym przeznaczeniu nazwaną Szkwiał dysponuje Su-25T (TK).

Przeciwokrętowa bomba samonaprowadzająca S-3W jest przeznaczona do zwalczania okrętów podwodnych w zanurzeniu do głębokości 600 m. Bomba posiada hydroaktywny system samonaprowadzania. Głowica bojowa o działaniu kumulacyjnym. Prędkość zanurzania bomby 16,2 m/s. Prawdopodobieństwo rażenia okrętu podwodnego w stosunku do konwencjonalnych bomb PŁAB jest większe od 1,2 do 1,5 raza przy głębokości morza do 200 m i 4 do 8 razy przy głębokości morza do 600 m.



Fot.51. Przeciwokrętowa bomba samonaprowadzająca się S-3W.

Przeciwpancerna bomba samonaprowadzająca SPBE-D przenoszona jest w kasetach bombowych. Bomba posiada rdzeń penetrujący formowany wybuchowo oraz naprowadzanie w podczerwieni (czujnik dwuzakresowy). Czujnik posiada kąt wizowania 30° i obserwuje teren z prędkością 6...8 obrotów na sekundę. Prędkość opadania 15...17 m/s zapewnia układ spadochronowy.

Dalszy rozwój bomb kierowanych prawdopodobnie będzie odbywał się w kierunku ulepszania układów kierowania, doskonalenia modułów konstrukcyjnych i charakterystyk aerodynamicznych, stosowania doskonalszych urządzeń celowniczych i metod naprowadzania, umożliwiających użycie bomb na minimalnych wysokościach i maksymalnych zasięgach.

3.1. Torpedy lotnicze.

Torpedy lotnicze służą do zwalczania okrętów podwodnych i nawodnych o zanurzeniu nie mniejszym niż 2 m. Samoloty i śmigłowce mogą zrzucić torpedy z małych wysokości - do 50 m bez spadochronu i z wysokości 50...2000 m ze spadochronem. Spadochron odłączany jest automatycznie w momencie zetknięcia się torpedy z wodą i zajęcia przez nią położenia poziomego. W zależności od typu silnika, torpedy dzielą się na odrzutowe, elektryczne i parowo - gazowe. Torpedy parowo - gazowe poruszają się po torze rozwijającej się spirali, odrzutowe po torze prostoliniowym, a elektryczne są torpedami samonaprowadzającymi się. Torpedy lotnicze zrzucone z dużych wysokości wyposażone są w dodatkowy układ giroskopowy, sterujący jej lotem w powietrzu. Zasięg torped lotniczych wynosi 600...4000 m, a głębokość zanurzenia 2...14m.

3.1.2. Ogólna budowa torpedy lotniczej

Typowa torpeda lotnicza składa się z:

Głowica

Zbudowana jest w kształcie stożka, do którego przy pomocy śruby rozdzielającej przymocowane jest małe skrzydło dziobowe. Skrzydło to umożliwia zmianę kierunku torpedy w wodzie podczas przejścia jej z położenia okółopionowego podczas spadania w położenie poziome z chwilą zetknięcia się z powierzchnią wody. Głowica wykonana jest z kilkumilimetrowej blachy stalowej. Skrzydło dziobowe wykonane jest w postaci dwóch powierzchni z blachy tłoczonych.

Przedział bojowy

Rozmieszczony jest tuż za częścią głowicową i składa się ze skorupy blaszanej, wewnątrz której znajdują się dwa zapalniki i materiał wybuchowy. Ponadto w przedziale tym znajdują się dwie butle sprężonego powietrza, które potrzebne są do zasilania pracy przyrządów i mechanizmów torpedy. Zapalniki mogą być kontaktowe lub niekontaktowe, zwykle montuje się jeden zapalnik kontaktowy i jeden niekontaktowy.

Przegroda przyrządowa

Zawiera ona wszystkie niezbędne urządzenia, mechanizmy i bloki służące do kierowania torpedą podczas przemieszczania się jej w powietrzu i w wodzie. Do tych przyrządów i urządzeń zaliczamy:

- żyroskopowy przyrząd kierunkowy, zapewniający utrzymanie kierunku torpedy w wodzie, zgodnie z kierunkiem osi podłużnej samolotu w momencie zrzutu,
- żyroskopowy przyrząd lotek i mechanizm kierujący rozbieżnością sterów poziomych w celu uniemożliwienia jej obrotów wokół własnej osi podczas przemieszczania się w powietrzu i w wodzie,
- hydrostatyczny przyrząd bezwładnościowy, zapewniający ruch torpedy w wodzie na określonej głębokości,
- zawór zabezpieczający, który służy do zapewnienia zasilania pneumatycznego systemu torped w sprężonym powietrzem w określonym czasie.

Przedział rufowy

Stanowi tylną część torpedy, w skład której wchodzi:

silnik prochowo - odrzutowy,

aparaty i urządzenia sterownicze sterów poziomych i pionowych,

aparaty sterownicze lotek.

Do tylnej części przedziału rufowego przymocowuje się za pomocą śrub rozdzielających statecznik układu spadochronowego.

Układ spadochronowy

Przeznaczony jest do zmniejszenia prędkości opadania torpedy w momencie spotkania z powierzchnią wody i do utrzymania ustabilizowanej stateczności jej lotu w powietrzu. Składa się z dużego i małego spadochronu hamującego oraz dodatkowego statecznika powietrznego. W stateczniku tym znajdują się pojemniki spadochronowe i mechanizmy mocujące, otwierające oraz odłączające je od torpedy po zetknięciu się jej z wodą.

Spadochrony typu obrotowego z czasem w kształcie nieforemnego koła. Mały spadochron hamujący jest stabilizujący. Duży otwierany jest na wysokości około 500 m przy pomocy barometrycznego automatu otwierającego. Zmniejsza on prędkość torpedy do prędkości bezpiecznej przy zetknięciu się z powierzchnią wody. Mały spadochron stabilizujący otwiera się w czasie 0,8...1s po oddzieleniu się torpedy od samolotu.

Zasada działania torpedy lotniczej

Podczas prac przygotowawczych ustawia się na torpedzie wymaganą głębokość marszową torpedy. Po podwieszeniu torpedy jest ona gotowa do zrzutu. Z chwilą uruchomienia przez załogę przycisku zrzutu otwiera się zawór zabezpieczający i sprężone powietrze zasila przyrządy i mechanizmy torpedy. W czasie 0,6 następuje oddzielenie się torpedy od zamków i wówczas zadziałuje spadochron hamujący - mały, który powoduje uruchomienie automatu otwarcia dużego spadochronu. W czasie 9...13 s odbezpiecza się zapalnik w pierwsze położenie bojowe. Po osiągnięciu przez torpedę wysokości rzędu 500-100 m otwiera się duży spadochron hamujący. Torpeda spotyka się z wodą w położeniu prawie pionowym, następuje oddzielenie się spadochronu i zerwanie osłony opływowej ze skrzydła dziobowego. Wówczas tor ruchu torpedy podobny jest do koła. Po uzyskaniu położenia poziomego rozpoczyna pracę żyroskop oraz odpada osłona ze skrzydłem dziobowym. Uruchamia się silnik torpedy i przyrząd hydrostatyczny, który powoduje ruch torpedy w odpowiednim kierunku na określonej głębokości. Po osiągnięciu założonej głę-

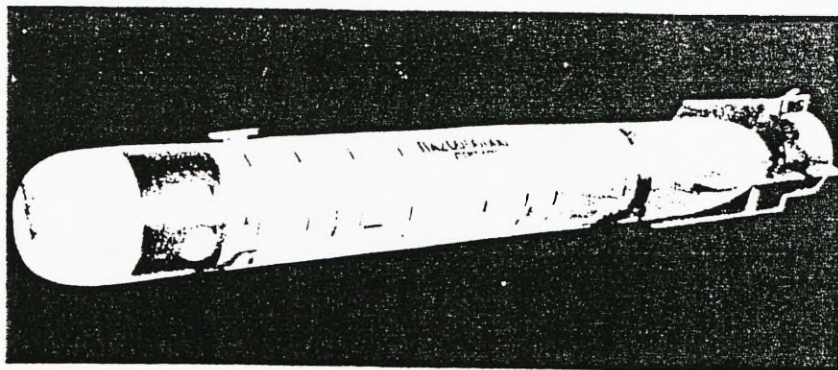
bokości zapalnik przyjmuje drugie położenie bojowe. Przy spotkaniu torpedy z celem zadziałują mechanizmy uderzeniowe zapalników i następuje wybuch przedziału bojowego. Jeżeli nie nastąpi spotkanie torpedy z celem to torpeda po przejściu nakazanej odległości zatoni, a przy ustawieniu samolikwidatora wybuchnie.

Tabela 8

Podstawowe dane taktyczno - techniczne wybranych torped

Parametr	RAT-52	45-54 WT	A-1	APR-2E
Masa torpedy (kg)	627	1060		575
Masa ładunku (kg)	243	200	70	100
Długość całkowita (mm)	3897	5836		3700
Średnica torpedy (mm)	450	450		350
Rozpiętość statecznika tylnego (mm)	750	450		
Prędkość pod wodą (węzły)	58...68	39	27	115 km/h
Podwodny zasięg (m)	600	4000	5000...10000	1500
Głębokość zanurzenia (m)	2...8	2...14	20	600
Wysokość zrzutu (m)	1500	750	20...500	
Prędkość nosiciela (km/h)	do 800	do 800	nieograniczona	
Rodzaj toru torpedy	prosty	krążenie	krążenie	krążenie
Typ nosiciela	Tu-16	Tu-16	Tu-16, Il-38 Tu-142, Be-12 Ka-25PŁ Mi-14PŁ	Il-38 Tu-142, Be-12 Ka-27PŁ Mi-14PŁM

W latach 80-tych na uzbrojenia samolotów i śmigłowców ZOP pojawiły się raketotorpedy APR-2E (Авиационная Противолодочная Ракета) przeznaczona do zwalczania niskoszumowych okrętów podwodnych najnowszych generacji poruszających się z prędkością do 80 km/h w zanurzeniu do głębokości 600 m.



Fot.52. Raketotorpeda APR-2E.

4. AUTOMATYCZNE CELOWNIKI LOTNICZE

Zadania realizowane przez celowniki automatyczne.

Celowniki automatyczne, to takie systemy celownicze, które oprócz rozwiązywania zadań strzelania i bombardowania rozwiązują również zadania nawigacyjne. Systemy takie nazywamy kompleksami nawigacyjno - celowniczymi. Współczesne kompleksy nawigacyjno - celownicze zawierają w swoim składzie dużą liczbę elementów współdziałających z pokładową maszyną liczącą, rozwiązującą na podstawie ustalonych programów zadania operacyjne, zależne od aktualnej fazy lotu. Do zadań tych należą:

- wykonanie lotu na małych wysokościach z profilowanym ominięciem przeszkód w płaszczyźnie pionowej i poziomej,
- przeszukiwanie wybranego obszaru przestrzeni i wykrywanie obiektów powietrznych,
- autonomiczne wprowadzenie statku powietrznego w rejon celu z programowaniem trasy lotu,
- rozpoznanie obiektu jako celu,
- przechwycenie i automatyczne śledzenie celu, tzn. określenie odległości do celu i jego współrzędnych kątowych,
- automatyczne sterowanie i naprowadzanie statku powietrznego na cel, dzięki przekazywaniu określonych parametrów nawigacyjnych do automatycznego pilota,

- opromieniowanie celu wybranym źródłem promieniowania i celowanie z wykorzystaniem energii odbitej od celu lub generowanej przez cel, z zastosowaniem wszystkich środków rażenia atakującego samolotu,
- wybór i realizacja optymalnych wariantów ataku w zależności od rodzaju broni,
- określenie poprawek kątowych,
- otwarcie ognia lub zrzut środków bojowych przy spełnieniu wymaganych warunków strzelania lub bombardowania,
- przerwanie ognia,
- bezpieczne wyjście z ataku,
- określenie i zapamiętanie współrzędnych geograficznych celu,
- śledzenie i prowadzenie ognia do kilku celów równocześnie,
- naprowadzanie środka bojowego na cel bez udziału operatora,
- stosowanie mieszanego wariantu uzbrojenia w jednym zejściu na cel,
- wskazywanie pilotowi wszystkich parametrów lotu i ataku.

Algorytmy zadań bojowych rozwiązywane w kompleksach nawigacyjno - celowniczych są analogiczne do algorytmów rozwiązywania zadań strzelania i bombardowania. Jednocześnie każdemu zadaniu odpowiada kilka zakresów pracy kompleksu, a każdemu zakresowi odpowiadają podzbiory algorytmów cząstkowych, zmieniające się w zależności od warunków lotu i działalności pilota. Oprócz algorytmów rozwiązywania zadań wprowadza się algorytm sterujący (program dyspozytorski), który na podstawie cech odpowiadających określone mu położeniu elementów sterowania zabezpiecza wybór programu.

4.1. Charakterystyka systemów wyliczających.

Prawidłowe wzajemne położenie linii obserwacji i broni w przestrzeni, które w momencie wystrzału lub zrzutu zapewnia trafienie w cel, określane jest za pomocą układu równań matematycznych. Struktura tych równań wykazuje, że rozwiązanie ich związane jest z wykonaniem cząstkowych operacji matematycznych, takich jak: sumowanie, mnożenie, różniczkowanie, całkowanie, określanie funkcji trygonometrycznych i funkcji odwrotnych oraz operowanie funkcjami złożonymi i uwikłanymi. Konieczne jest również

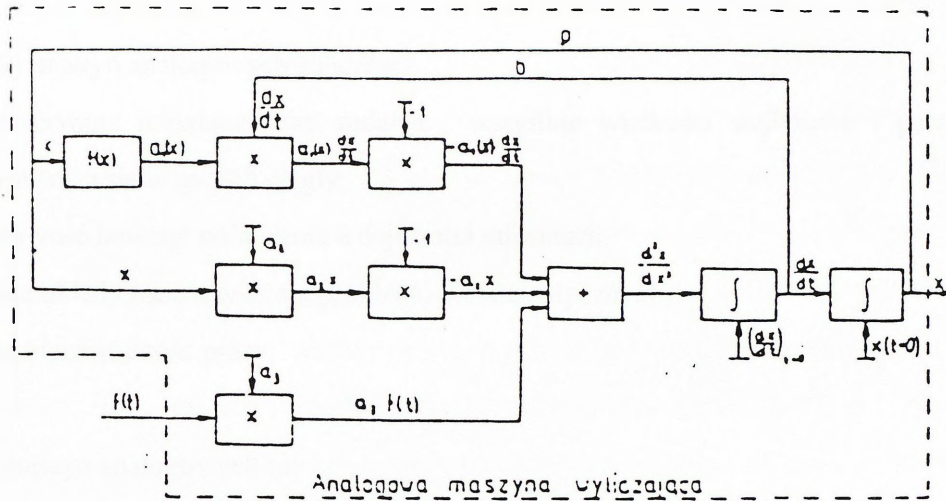
wprowadzenie wielkości wejściowych, odpowiadających warunkom strzelania i zrzutu w danej chwili i parametrów środka bojowego. Elektroniczne maszyny liczące wyparły całkowicie mechaniczne układy liczące oraz znacznie ograniczyły zakres zastosowań elektrycznych układów liczących. O szerokim ich zastosowaniu zdecydowały: szybkość działania, dokładność obliczeń, zdolność wykonania dużych ciągów różnorodnych operacji matematycznych i logicznych, możliwość przechowywania informacji oraz zdolność do sterowania urządzeniami wykonawczymi.

Elektroniczne maszyny liczące w zależności od zasady budowy i formy obróbki informacji dzieli się na:

- analogowe,
- cyfrowe,
- analogowo - cyfrowe.

4.1.1. Analogowe maszyny liczące.

Analogowy sposób przedstawienia informacji polega na posłużeniu się wielkością fizyczną, której wartość w określonej skali i dokładności reprezentuje dany parametr (liczba), np. odległość strzelania może być przedstawiona za pomocą wartości napięcia otrzymanego na suwaku potencjometru, do którego końców przyłączone jest zasilanie. Tę postać informacji cechuje ciągłość wartości napięcia z pewnego przedziału liczbowego. Dokładność obliczeń uzależniona jest od dokładności pomiaru i dokładności wykonania poszczególnych elementów urządzenia. Dalsze zwiększanie dokładności obliczeń maszyn analogowych napotyka na pewne bariery techniczne i technologiczne. Maszyny analogowe (rys. 41 i 42) pod względem konstrukcyjnym składają się z oddzielnych bloków, zespołów połączonych według logiki rozwiązywania problemu. Jeżeli maszyna przeznaczona jest do rozwiązywania konkretnych równań, to jej zestaw jest stały. Przykładem mogą być wyliczniki celowników lotniczych rozwiązujących tylko problem strzelania powietrznego, zadania rozwiązywane są w maszynie analogowej w taki sposób, że w danej chwili we wszystkich jej układach wykonywane są jednocześnie wszystkie operacje matematyczne odpowiadające bieżącej wartości wprowadzanych parametrów wejściowych i zmiennych niezależnych.



Rys.41. Przykład schematu strukturalnego maszyny analogowej.

gdzie:

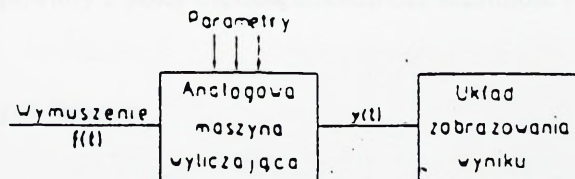
t - zmienna niezależna , np. czas

x - zmienna zależna , np. przemieszczenie liniowe lub kątowe

$a_1(x)$, parametry zależne od charakteru opisywanego zjawiska , np. $a_1(x)$ - współ-

a_2, a_3 - czynnik tłumienia zależny od przemieszczenia ; a_2 - współczynnik sprężystości itp.

$f(t)$ - funkcja wymuszająca , która powinna być zadana lub znany powinien być charakter wymuszenia



Rys.42. Ogólna zależność realizowana przez maszynę analogową.

Do zalet maszyn analogowych zaliczamy:

- nieprzerwane rozwiązywanie zadania , wszystkie wielkości wejściowe i parametry wprowadza się w sposób ciągły,
- możliwość łatwego połączenia z dajnikami informacji,
- proste układy rozwiązywania problemów matematycznych,
- dużą niezawodność pracy.

Wady maszyn analogowych to:

niska dokładność pracy lotniczych maszyn analogowych z racji niestabilnych warunków pracy (dokładność obciążona jest błędem ok. 4...10%), niemożliwość rozwiązywania równocześnie kilku zadań na tej samej maszynie: (zmiana zadania wymaga przebudowy układu liczącego lub posiadanie równoległe kilku maszyn).

Maszyna analogowa niezależnie od swego przeznaczenia (na niektórych statkach powietrznych jako wyliczniki) składa się z układów sumujących , całkujących , różniczkujących , mnożących , dzielących , funkcji trygonometrycznych , funkcji złożonych i innych.

Współczesne maszyny analogowe budowane są w całości na układach elektronicznych. Wcześniejsze konstrukcje miały charakter układów mechanicznych , elektromechanicznych lub elektrycznych , stąd cechowały je duże wymiary i masa. Rozwój elektroniki , zastosowanie wzmacniaczy operacyjnych , układów różnicowych , inwerterów itp. pozwolił na miniaturyzację układów wyliczających i zmniejszenie poboru prądu , a zastosowane nowe układy zapewniły z kolei większą dokładność stabilność i niezawodność pracy.

4.1.2. Cyfrowe maszyny liczące.

Cyfrowe maszyny wyliczające operują liczbami , za pomocą których przedstawione są wszystkie informacje. Z cyfr budowane są języki numeryczne. Każde słowo składa się z kombinacji cyfr. Stosunki logiczne między poszczególnymi słowami określone są przez prawidła języka. Związki między liczbami i cyframi , z których zbudowane są słowa i

zdania, określają reguły arytmetyki i logiki matematycznej. Znaczenie cyfr i liczb zależy od systemu liczenia. Najprostszym systemem jest numeracja dziesiętkowa, której podstawą jest 10 cyfr - 0...9 oraz pozycyjny zapis liczb. W aktualnym stanie rozwoju techniki obliczeniowej przydatniejszy okazał się system numeracji o podstawie 2. W tym tzw. systemie dwójkowym lub binarnym występują tylko dwie cyfry 0 i 1, którym odpowiadają, 0 - brak sygnału, 1 - występowanie sygnału. Takie przedstawienie cyfr i liczb jest w praktycznej realizacji bardzo wygodne, zapewnia jednoznaczność informacji, proste reguły wykonawcze. Każde działanie arytmetyczne wykonane jest według ustalonych metod postępowania, wynikających z istoty systemu liczenia. Algebra logiki, zwana też rachunkiem zdań, jest podstawową gałęzią logiki matematycznej. Podstawowymi operacjami logicznymi są: negacja, koniunkcja, alternatywa, implikacja, równoważność. Funktorami realizującymi te operacje są układy:

- mnożący - realizuje funkcję I (AND),
- sumujący - realizuje funkcję LUB (OR),
- negacji realizuje funkcję NIE (NOT).

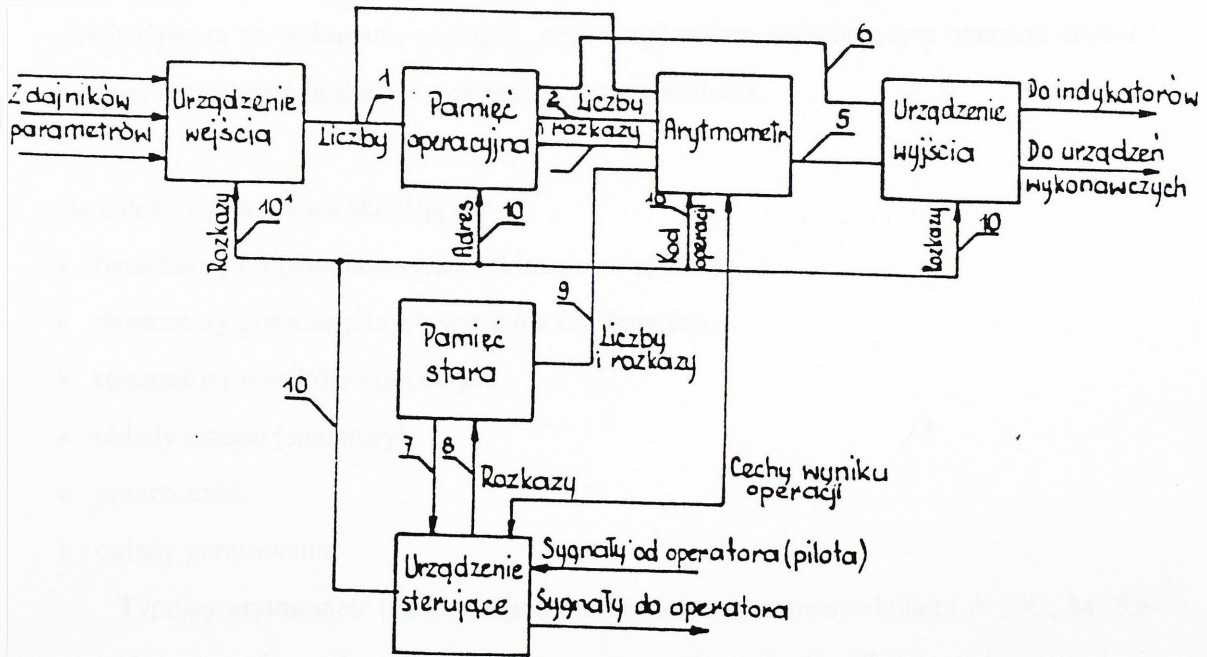
Współcześnie dominującymi metodami realizacji układów logicznych są techniki półprzewodnikowe, oparte na układach scalonych, wykonanych w technice TTL (Transistor - Transistor - Logic) oraz MOS (Metal - Oxide - Semiconductor) wraz ze swoimi odmianami. Elementami aktywnymi układów scalonych są tranzystory bipolarne i unipolarne, rezystory, diody i kondensatory. Bardzo duże znaczenie w budowie układów wyliczających i logicznych elektronicznych maszyn cyfrowych mają układy o dwóch stopniach stabilnych, zwane przerzutnikami statycznymi.

4.1.2.1. Zasada działania pokładowej elektronicznej maszyny cyfrowej - EMC

Analizując zasadę pracy pokładowej EMC (rys.43) można ją traktować jako uporządkowany zbiór następujących urządzeń:

1. arytmetru do wykonywania operacji na liczbach oraz przyjmowania i przekazywania rozkazów,

2. pamięci do przyjmowania , przechowywania i wydawania liczb , przy czym uwzględnia się pamięć stałą , zawierającą liczby i programy oraz pamięć operacyjną zawierającą liczby i rozkazy w ściśle określonym przedziale czasowym,
3. Urządzenia wejścia do przetworzenia informacji z dajników parametrów na liczby,
4. urządzenia wyjścia do przetworzenia liczb na sygnały sterujące pracą wskaźników pokładowych i urządzeń wykonawczych.



Rys.43. Uproszczony schemat blokowy EMC.

1...10 - szyny sygnałowe.

Rozwiązywanie zadań strzeleckich bombardierskich czy też nawigacyjnych wymaga wprowadzenia informacji z dajników pokładowych w postaci dostosowanej do potrzeb maszyny: najczęściej są to liczby przedstawione w systemie dwójkowym. Rozwiązanie zadania sprowadza się do wykonania ciągu poszczególnych działań arytmetycznych na liczbach wejściowych , wynik rozwiązania generowany jest w dyskretnych chwilach czasu i przekazywany do urządzenia wyjścia. Urządzenie wyjścia przekształca dane liczbowe na sygnały zobrazowane na wskaźnikach. Wraz ze zmieniającymi się parametrami ruchu statku powietrznego i celu ponownie rozwiązywane jest to samo zadanie , a obliczone poprawki wprowadzane na wskaźnik. Jeżeli częstotliwość rozwiązywania zadań 20...30 razy

na sekundę , to przemieszczenie skokowe obrazu na wskaźniku daje operatorowi złudzenia ciągłości ruchu. Operator uruchamiając EMC , poprzez wybór wariantu uzbrojenia powoduje odczytanie rozkazu z pamięci stałej i przekazanie go do urządzenia sterowania. Przekazany rozkaz składa się z dwóch części : kodu i adresu. Kod operacji - określa typ operacji wykonywanej przez maszynę , a adres wskazuje gdzie można ją wykonać. Na przykład kod: pobrać informację z dajnika , część adresowa - wskazuje numer dajnika i numer komórki pamięci operacyjnej , do której informację przekazać. Urządzeniem odpowiadającym za wykonanie rozkazu , czyli urządzeniem wykonującym operacje arytmetyczne i logiczne na liczbach i rozkazach , jest arytmetometr.

Na całość arytmetometru składają się:

- rejestratory do przechowywania składników operacji,
- rejestratory poszczególnych wyników cząstkowych,
- rejestratory wyników końcowych,
- układy liczące (sumatory),
- przerzutniki,
- układy przesuwania.

Typowy arytmetometr ma trzy rejestry umowne oznaczone symbolami A , X , M. Rejestr A zwany akumulatorem jest rejestratorem podstawowym. Służy on do przesyłania słów pomiędzy pamięcią a arytmetometrem oraz do wykonywania , przy współdziałaniu z pozostałymi rejestratorami i pamięcią , wszystkich operacji arytmetycznych , jak: przesuwanie , obliczanie wartości bezwzględnej , zmiana znaku , wyciąganie pierwiastka kwadratowego. Inne operacje wymagają współdziałania z rejestrem X , który pobiera z pamięci drugi składnik operacji. Rejestr M wykorzystywany jest przy wykonywaniu złożonych operacji arytmetycznych , takich jak mnożenie i dzielenie.

4.1.2.2. Urządzenia pamięci EMC.

Informacje do rozwiązywania zadań bojowych mogą pochodzić bezpośrednio z dajników parametrów lub też mogą być magazynowane i w zależności od potrzeb odczytywane z urządzeń je przechowujących. Urządzenia przechowujące informację cyfrową np.

współrzędne punktów trasy , wartości stałe niezbędne do obliczeń , cząstkowe wyniki obliczeń , prognozy zadań zasadniczych , programy sterujące , program kontroli itp. nazywamy urządzeniami pamięci. Każde z zadań ma opracowany zgodnie z algorytmem program rozwiązania , który jest stały , zmieniają się tylko dane wejściowe (wysokość , prędkość , czas).

W związku z różnorodnym charakterem przechowywanej informacji i możliwością dostępności do niej , urządzenia pamięci dzielą się na:

a) grupy urządzeń o dostępie swobodnym:

- urządzenia pamięci operacyjnej,
- urządzenia pamięci stałej,
- urządzenia pamięci półstałej,

b) rejestratory statyczne i dynamiczne - o dostępie sekwencyjnym , tzn. takie , w których informacji nie można bezpośrednio adresować.

Urządzenia pamięci operacyjnej umożliwiają zapis informacji , jej przechowywanie i odczytanie. Elementami przechowującymi informacje są pierścienie ferrytowe , płytki ferrytowe i elementy półprzewodnikowe. Zaletą elementów ferrytowych jest to , że po odłączeniu zasilania zabezpieczają przechowywanie informacji. Elementy półprzewodnikowe przechowują informacje tylko w ciągu pewnego czasu.

Urządzenia pamięci stałej przeznaczone są do przechowywania wielkości stałych i programów realizowanych zadań. Zapis informacji w pamięci stałej odbywa się w czasie produkcji EMC. Pozwala ona tylko na odczytywanie z niej informacji. Budowa oparta jest na układach transformatorowych lub elementach półprzewodnikowych.

Urządzenia pamięci półstałej pozwalają na odczytanie informacji w czasie pracy maszyny cyfrowej. Zapis informacji dokonywany jest przed lotem.

4.1.2.3. Urządzenia sterowania.

Urządzenie sterowania organizuje pracę pozostałych części składowych EMC w zależności od rozwiązywanego zadania i spełnia następujące funkcje:

- a) steruje automatycznym wprowadzaniem programu i danych wejściowych oraz wyprowadzaniem wyników,
- b) steruje pobieraniem rozkazów programu , które mogą być wykonane,
- c) steruje wykonaniem rozkazów , tzn. pobieraniem liczb , wykonaniem operacji arytmetycznych i logicznych oraz zapisywaniem wyników w pamięci,
- d) umożliwia kontrolę i sterowanie pracą maszyny przez operatora.

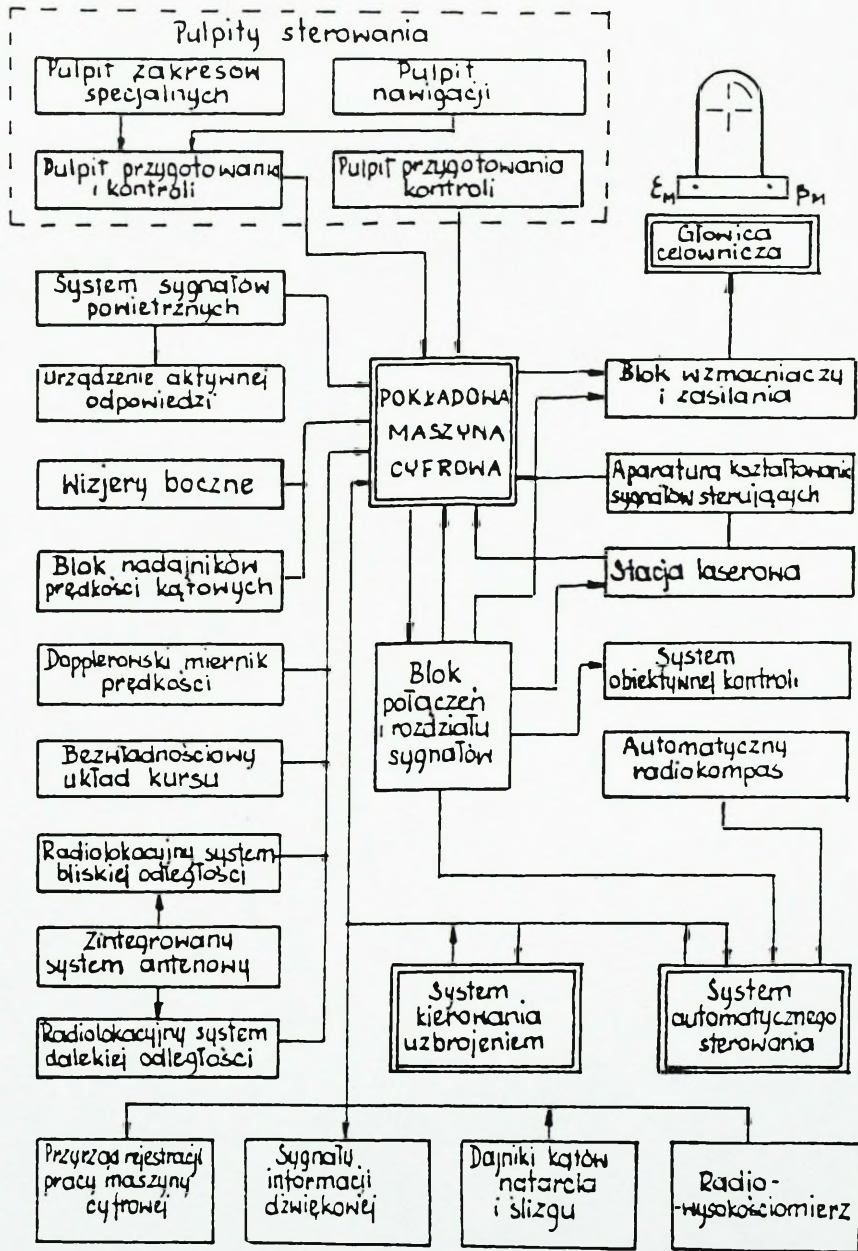
Urządzenie sterowania składa się z następujących podstawowych bloków:

- a) bloku ustalającego cykl pracy,
- b) bloku wytwarzania rozkazu,
- c) bloku przechowywania rozkazu,
- d) bloku wybierania liczb z pamięci,
- e) deszyfratora kodów operacji.

4.1.2.4. Urządzenia wejścia - wyjścia.

Z pokładowej maszyny cyfrowej korzysta się po uprzednim połączeniu jej z dajnikami informacji z jednej strony i urządzeniami wykonawczymi z drugiej strony (rys.36). Układy maszyny cyfrowej pośredniczące między urządzeniami pokładowymi a właściwą częścią obliczeniową maszyny nazywamy urządzeniami wejścia - wyjścia. Uwzględniając rodzaj sygnałów można wyodrębnić układy:

- wejść analogowych,
- wejść cyfrowych,
- wyjść analogowych,
- wyjść cyfrowych.



Rys.44. Połączenie maszyny cyfrowej z urządzeniami pokładowymi.

Urządzenia współpracujące z EMC są źródłami informacji analogowej. Aby maszyna mogła te informacje wykorzystać należy je przekształcić na sygnał cyfrowy. Przekształcenia te wykonują urządzenia zwane konwerterami wykorzystując metody:

- kompensacyjną bezpośredniego porównania,
- czasową z dwukrotnym całkowaniem,
- częstotliwościową.

Urządzenia wejścia - wyjścia powinna cechować duża dyspozycyjność w pobieraniu informacji i jej przekazywaniu do arytmometru lub pamięci.

4.2. Urządzenia zobrazowania celowników automatycznych.

Urządzenia zobrazowania należą do podstawowych zespołów celowników lotniczych pojedynczego przeznaczenia jak i kompleksów nawigacyjno - celowniczych. Urządzeniami zobrazowania nazywa się pojedyncze urządzenie lub zespół urządzeń umożliwiających śledzenie celu z pokładu statku powietrznego , przy jednoczesnym pomiarze parametrów jego ruchu. Zasada pracy tych urządzeń oparta jest na wykorzystaniu praw rozchodzenia się fal elektromagnetycznych w przestrzeni powietrznej. Współcześnie w kompleksach nawigacyjno - celowniczych stosuje się optyczne i radiolokacyjne urządzenia obserwacji.

Urządzenia optyczne umożliwiają pracę w widzialnym paśmie fal elektromagnetycznych oraz w pasmach sąsiednich , a przede wszystkim w paśmie podczerwieni o długości fal 0,4...1,8 μm .

W optycznych urządzeniach obserwacji stosuje się:

- a) w zakresie fal widzialnych - układy kolimatorowe i teleskopowe pracujące w świetle rozproszonym , spolaryzowanym lub spójnym,
- b) w zakresie fal niewidzialnych układy optyczno - elektronowe i telewizyjne.

Układy te mogą być przystosowane do pracy ciągłej , okresowej , impulsowej itp. , zależnie od wymagań taktycznych i ograniczeń energetycznych.

Radiolokacyjne urządzenia obserwacji są to stacje nadawczo - odbiorcze , pracujące w centymetrowym lub milimetrowym zakresie fal. W zależności od sposobu wytwarzania sygnałów radiolokacyjnych mogą to być urządzenia pracujące na fali ciągłej i urządzenia pracujące impulsowo.

Urządzenia obserwacji stosowane w celownikach umożliwiają bezpośredni pomiar dwóch współrzędnych śledzonego obiektu względem statku powietrznego.

W układach optycznych są to dwa kąty określające położenie obiektu, a w układach radiolokacyjnych odległość i kąt. Aby jednoznacznie określić położenie obiektu w przestrzeni należy znać trzy współrzędne, stąd w układach optycznych jako trzecią współrzędną wykorzystuje się zwykle odległość do obiektu lub wysokość względem obiektu. W układach radiolokacyjnych trzecią współrzędną jest wysokość obiektu. W systemach celowniczych różnych generacji stosuje się jednocześnie kilka urządzeń obserwacji, ma to na celu zapewnienie żądanego stopnia niezawodności pracy całego systemu celowniczego. W zestawie kilku urządzeń obserwacyjnych podstawowe jest to urządzenie, które daje najbardziej dokładne pomiary w danych warunkach lotu i jest najmniej wrażliwe na zakłócenia zewnętrzne. Zakres stosowania podczas lotu urządzeń obserwacji podporządkowany jest faktycznym wymogom zadania bojowego i o tym decyduje załoga statku powietrznego na podstawie oceny sytuacji zewnętrznej.

4.2.1. Pokładowe wskaźniki celowniczo - nawigacyjne.

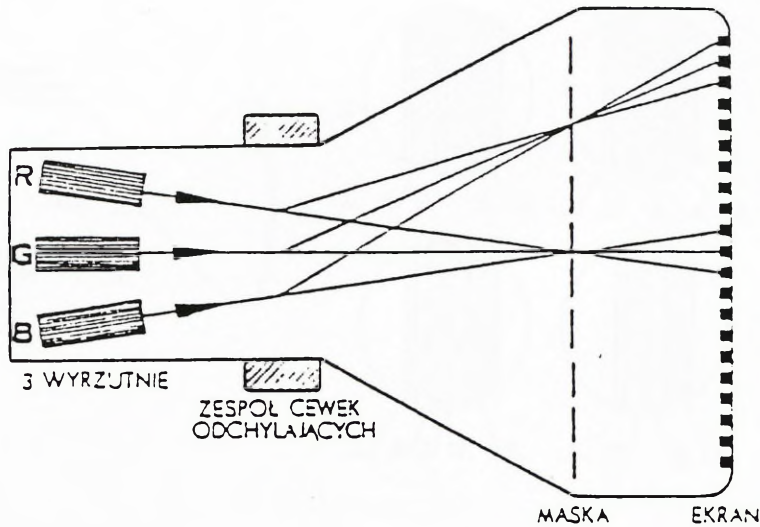
Wraz ze wzrostem wymagań stawianych współczesnym samolotom bojowym udoskonaleniu uleg musiały również systemy zobrazowania parametrów celowania. Najczęściej spotykanym kryterium klasyfikacji wskaźników nowej generacji jest ich umiejscowienie względem głowy pilota. Na tej podstawie wyróżnia się następujące ich rodzaje:

- wskaźniki kolimowane - HLD (Head Level Displays),
- wskaźniki monitorowe - HDD (head Down Displays),
- wskaźniki przeziernie - HUD (Head Up displays),
- wskaźniki hełmowe -HMD (Helmet Mounted Displays).

4.2.1.1. Wskaźniki kolimowane.

Wskaźniki tego typu umieszczone są na poziomie głowy (HLD) lub na poziomie oka pilota (ELD). Mogą one przedstawiać obrazy, których nie można wyświetlać na wskaźnikach przeziernych, np. obraz radarowy.

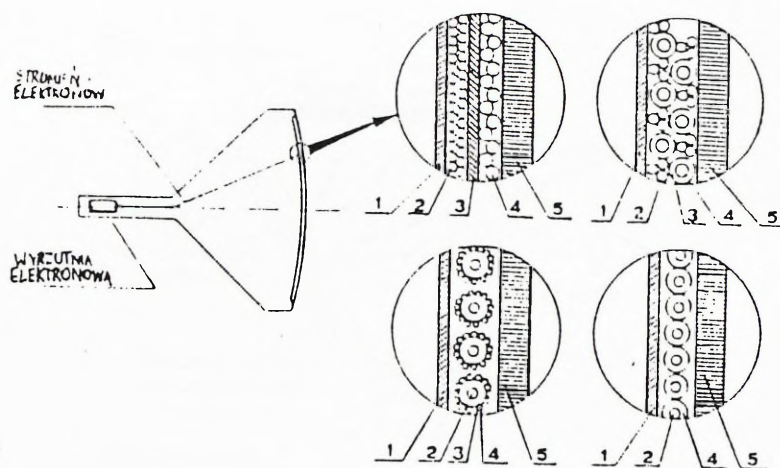
Jednym z rozwiązań tego typu jest maskowa lampa elektropromieniowa (rys.45), obecnie coraz częściej kolorowa.



Rys.45. Schemat maskowej lampy elektropromieniowej.

Wadą tego typu rozwiązania jest ograniczona jasność w rastrowym trybie pracy, polegająca na zblaknięciu obrazu przy dużym natężeniu oświetlenia kabiny. W nowej generacji lamp stosuje się maski naprężone na sztywnej ramie, co umożliwia emitowanie wiązki o większej energii, ponieważ maska ta może osiągnąć wyższe temperatury nie ulegając zniekształceniu. Dzięki temu oraz nowej konstrukcji wyrzutni osiągnięto poziom jasności 4...5 razy większy (AU-8B, F/A-18 A,B,C; Harier GRMMT).

Innym typem wskaźnika jest wskaźnik z lampą penetracyjną (rys.46). Konstrukcja lampy zbliżona jest do monochromatycznej lampy elektropromieniowej o jednej wyrzutni elektronów. Dzięki temu jest bardziej odporna na uszkodzenia mechaniczne, wibracje i wstrząsy w trudnych warunkach lotu bojowego.

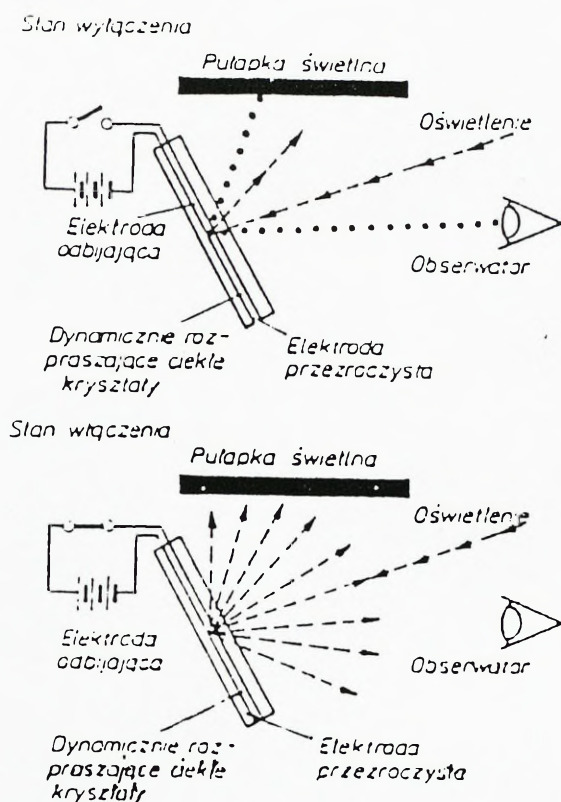


Rys.46. Lampa penetracyjna.

1,3 - przekładka ; 2,4 - luminofory ; 5 - ekran lampy.

Istota działania tej lampy polega na tym, że na jej ekran nakłada się nie jeden lecz kilka luminoforów, które mogą być selektywnie pobudzane. Luminofory pokrywające ekran od wewnątrz mają różne charakterystyki kolorymetryczne i czasowe. Dzieli je przezroczysta (dla światła) przekładka nie wzbudzana przez bombardowanie elektronami. Przy niższych poziomach napięć przyspieszających, tylko pierwsza warstwa luminoforu jest pobudzana przez strumień elektronów, fluoryzując w określonym kolorze. Przy wyższych napięciach fluoryzują oba luminofory, z przewagą drugiego, przy pośrednich fluorescencja wypadkowa jest mieszaniną fluorescencji obu. W ten sposób zmiany koloru mogą być osiągnięte przez zmianę poziomu napięcia przyspieszającego lampy elektropromieniowej.

Obecnie coraz częściej stosuje się wskaźniki panelowe. Należą do nich (rys.47) wskaźniki ciekłokrystaliczne (LCD), plazmowe (PD), diody elektroluminescencyjne (LED) oraz luminescencja cienkowarstwowa (TFEL). Wskaźniki ciekłokrystaliczne nie emitują światła i wymagają oświetlenia. Funkcjonowanie wskaźnika LCD polega na wykorzystaniu rekonfiguracji molekularnego uszeregowania wewnątrz materiału, przy dostarczeniu napięcia formując „żaluzje” lub fale świetlne.



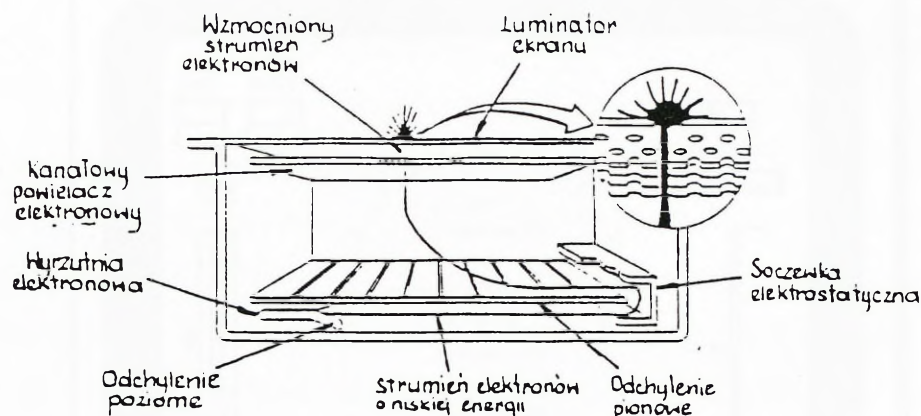
Rys.47. Zasada działania odbijającego kryształu ciekłego.

Określoną barwę emitowanych fal świetlnych uzyskuje się poprzez wprowadzenie barwników do wnętrza materiału lub poprzez użycie filtru przed każdym pikselem. Układ triady filtrów RGB przed matrycą przyległych pikseli - jak układ luminoforu - zapewnia pełną dostępność barw, jednakże jest tu wymagane podświetlenie ekranu.

Wskaźniki PD, LFD i TFEL jarzą się samodzielnie, a sterowanie jasnością odbywa się poprzez zmianę wartości prądu. Wskaźnik PD jest wskaźnikiem alfanumerycznym, zbudowanym z segmentów znakowych, ułożonych w pięć wierszy po dziewięć znaków w wierszu

(F-16A/B). Może spełniać on rolę monitora stanu uzbrojenia - zapasu amunicji, gotowości rakiety do odpalenia.

Obecnie trwają prace nad skonstruowaniem „cienkich lamp elektropromieniowych” (rys.48).

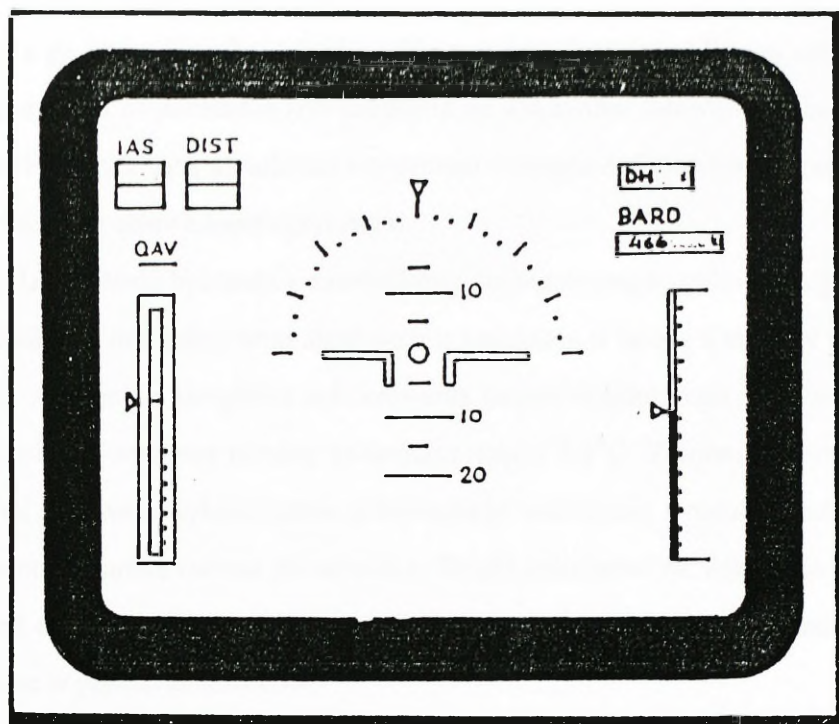


Rys.48. Cienki kineskop z kanałowym powielaczem elektronowym.

Zasada działania takich lamp polega na tym, iż wyrzutnia elektronowa emituje niskoenergetyczną wiązkę w kierunku nieckowato wygiętej elektrody - lustra o potencjale katody. Elektroda lustro odgina wiązkę o 180° i kieruje w poprzek serii elektrod listwowych, pokrywających całą szerokość pola ekranu. Napięcie na każdej listwie jest kodowane sekwencyjnie od 0 do 400V. Wiązka jest kierowana pionowo ku ekranowi, natrafiając po drodze na mikrokanałowy płytowy powielacz elektronowy. Zespół wyrzutni zawiera parę bliźniaczych płytek odchylających, które umożliwiają wybieranie linii. Omawiana lampka jest lampką monochromatyczną, jednakże są prowadzone prace nad jej wersją kolorową.

4.2.1.2. Wskaźniki monitorowe HDD.

Wszystkie omówione uprzednio wskaźniki mogą występować również jako wskaźniki monitorowe (rys.49). Istota działania wskaźnika monitorowego polega na jego współpracy z kamerą telewizyjną lub termowizyjną. Poza wyświetlaniem wskazań z procesora graficznego - informacja nawigacyjno - celownicza - może być nałożony również obraz terenu uzyskany z tych kamer. W nowoczesnych rozwiązaniach dzięki dużej rozdzielczości obrazu, rzędu 625...875 linii, możliwe jest precyzyjne przedstawienie elementów obserwowanego terenu, co jest szczególnie istotne na wskaźnikach mapowych (F-16, F-20, F/A-18, JAS 39 Grippen, AH-64).



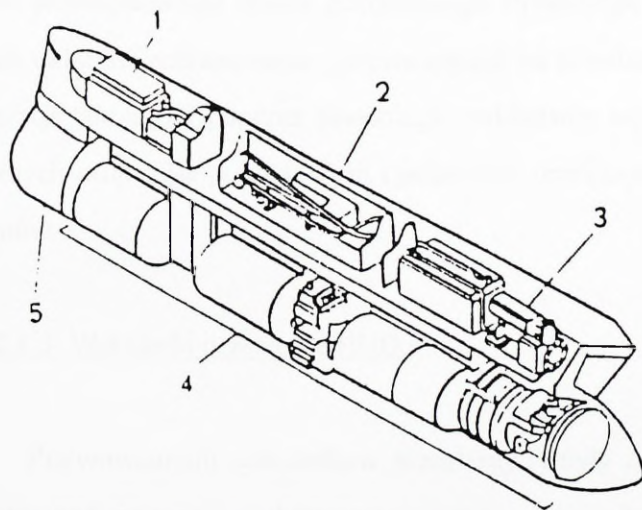
Rys.49. Wskaźnik monitorowy typu HDD.

Wskaźniki monitorowe są wskaźnikami wielofunkcyjnymi, zakres ich pracy uzależniony jest od niezbędnych danych w określonej fazie lotu. Na pokładzie statku powietrznego w różnych miejscach może być umieszczonych kilka kamer telewizyjnych lub termowizyjnych, włączanych do pracy zależnie od wymogów sytuacji powietrznej oraz używanego systemu uzbrojenia. Liczba dodatkowych informacji przedstawianych na ekranie może być nieograniczona. Do sterowania zobrazowaniem informacji stosuje się oddzielne mikroprocesory lub korzysta z centralnej pokładowej maszyny cyfrowej. Oprócz kamer integralnych możliwe jest również podwieszanie specjalnych zestawów nawigacyjno - celowniczych, będących źródłem informacji o sytuacji taktycznej. Przy zastosowaniu pocisków naprowadzanych radiowo wykorzystuje się aparaturę, której zadaniem jest generowanie zaszyfrowanego sygnału do środka bojowego pozwalającego trafić w cel.

Przykładem urządzenia sterującego jest również aparatura, której zadaniem jest wykrywanie stacji radiolokacyjnych, zapamiętanie ich położenia, indykacja położenia w kabinie pilota i następnie automatyczne naprowadzanie na nią pocisku raketowego. Podczas celowania przy użyciu celownika radiolokacyjnego polega, w pierwszym etapie na przeszukiwaniu przestrzeni przez stację samolotową, następnie określeniu sektora

przestrzeni, a po wykryciu celu jego identyfikację i przechwycenie. Proces celowania realizowany jest pilota na podstawie zobrazowania na wskaźniku celownika radiolokacyjnego lub przez EMC sterującą samolotem i systemem uzbrojenia. Celownik ten może współpracować również z celownikiem optycznym.

Innym przykładem może być zestaw zasobników - nawigacyjnego i celowniczego (rys.50). Dzięki zasobnikowi nawigacyjnemu możliwe jest uzyskanie w nocy, a także w warunkach zadymienia, zapylenia i zamglenia zobrazowania terenu znajdującego się przed samolotem. Urządzenie to wykrywa różnicę temperatur rzędu $0,1^{\circ}\text{C}$. Zasobnik z urządzeniami celowniczymi zapewnia wykorzystanie precyzyjnego uzbrojenia i redukuje czas przebywania samolotu w strefie rażenia przeciwnika. Dzięki zestawowi na wskaźniku HDD wyświetlany jest obraz celu, a na wskaźniku HUD dane o nim i dane do kierowania ogniem przedstawione w postaci znaczników.



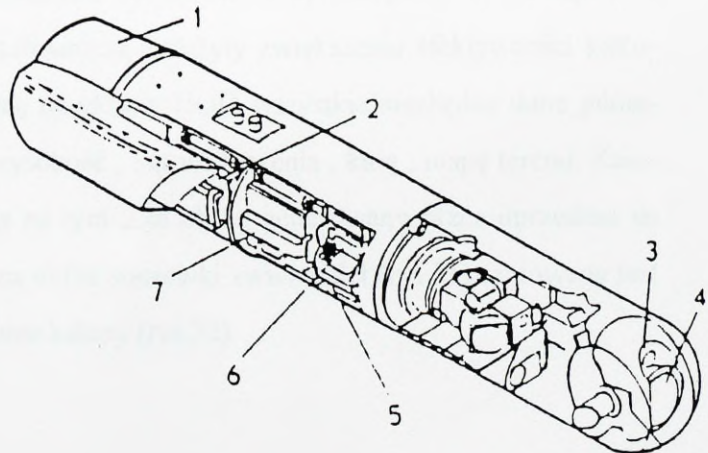
Zasobnik celowniczy

1. Komparator środowiska
2. Zasilacz
3. Laserowy dalmierz i oświetlacz celu
4. System FLIR
5. Komputer sterujący pracą zasobnika
6. Korelator wiązki promieniowania naprowadzającej pociski rakietowe
7. Główna sekcja awioniki



Zasobnik nawigacyjny ▲

1. Zasilacz
2. Komputer sterujący pracą zasobnika
3. System FLIR
4. Radiowysokościomierz i radar z funkcją mapping
5. Tzw. komparator środowiska, czyli urządzenie porównujące obraz terenu zapisany w jego pamięci z rzeczywistym terenem nad jakim leci samolot



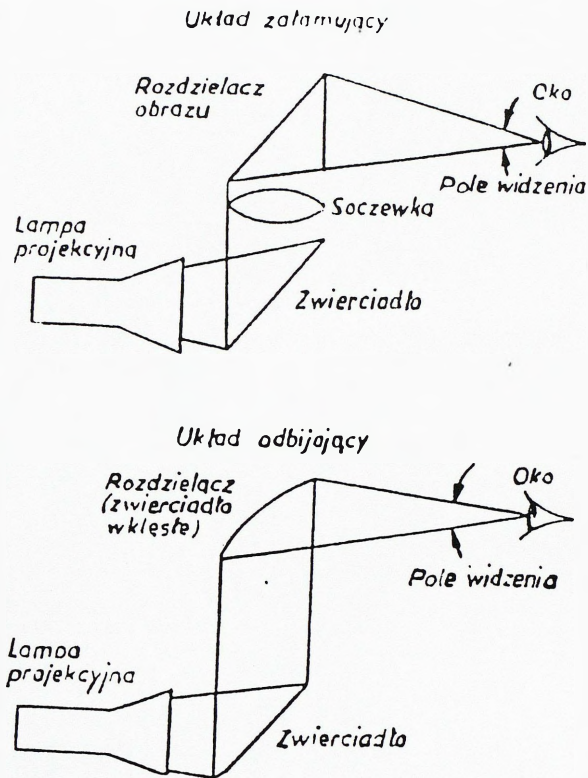
Rys.50. Zestaw nawigacyjno - celowniczy „LANTIRN”.

Lasery oświetlacz celu z dalmierzem , w zależności od użytego środka bojowego , może emitować odpowiednio kodowaną wiązkę laserową. W przypadku użycia pocisków z własnymi urządzeniami obserwacji , urządzenie porównawcze - korelator pocisku - zasobnika analizuje obraz wizyjny lub termowizyjny celu z obrazem wizyjnym lub termowizyjnym uzyskanym przez pocisk i wypracowuje komendy korekcyjne dla celowania oraz utrzymania celu już przechwyconego. Zestaw ten umożliwia prowadzenie działań przeciwko celom naziemnym w trudnych warunkach atmosferycznych oraz w nocy , w locie na małych wysokościach (60m) z prędkością do 930 km/h.

Nowy zestaw nawigacyjno - celowniczy opracowany na bazie wyżej omówionego , będzie prawdopodobnie zawierał pracujący w podczerwieni bierny układ wykrywania i śledzenia celów powietrznych. Byłby to jeden z elementów techniki Stealh eliminujący silne promieniowanie radaru pokładowego. Przewiduje się stosowanie w nim zintegrowanych układów zobrazowania , pozwalających na przedstawienie cyfrowego obrazu terenu i sytuacji taktycznej poprzez równoległe nakładanie na siebie informacji uzyskiwanych z różnych czujników pokładowych i informacji przekazywanych do samolotu z innych systemów.

4.2.1.3. Wskaźniki przeziernie HUD.

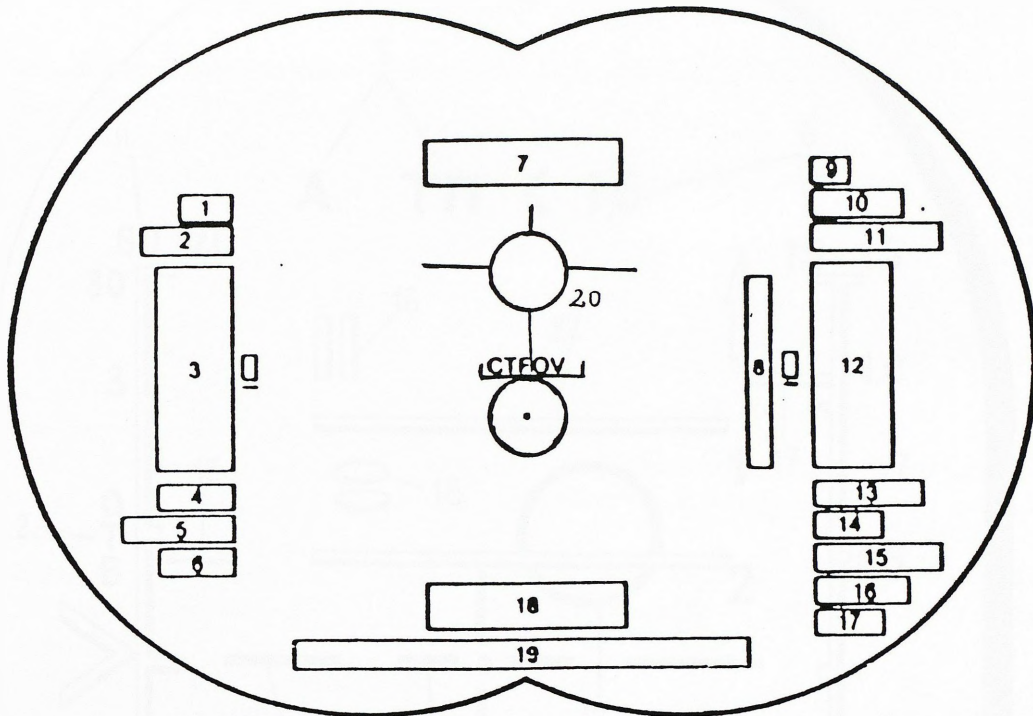
Pierwowzorami wskaźników przeziernych były optyczne celowniki kolimatorowe , zastąpione następnie elektromechanicznymi celownikami żyroskopowymi. Początkowo przedstawiały one tylko informację celowniczą i służyły zwiększeniu efektywności kierowania bronią. Obecnie wprowadza się na ekrany HUD wszystkie niezbędne dane pilotażowo - nawigacyjne jak prędkość , wysokość , kąt wznoszenia , kurs , mapę terenu. Zasada działania wskaźnika HUD polega na tym , że obraz generowany przez uprzednio omówione wskaźniki i zestawy poprzez układ soczewki zwierciadeł (rys.51) rzutowany jest na półprzezroczysty ekran lub oszklenie kabiny (rys.52).



Rys.51. Układy optyczne rzutników szybowych.

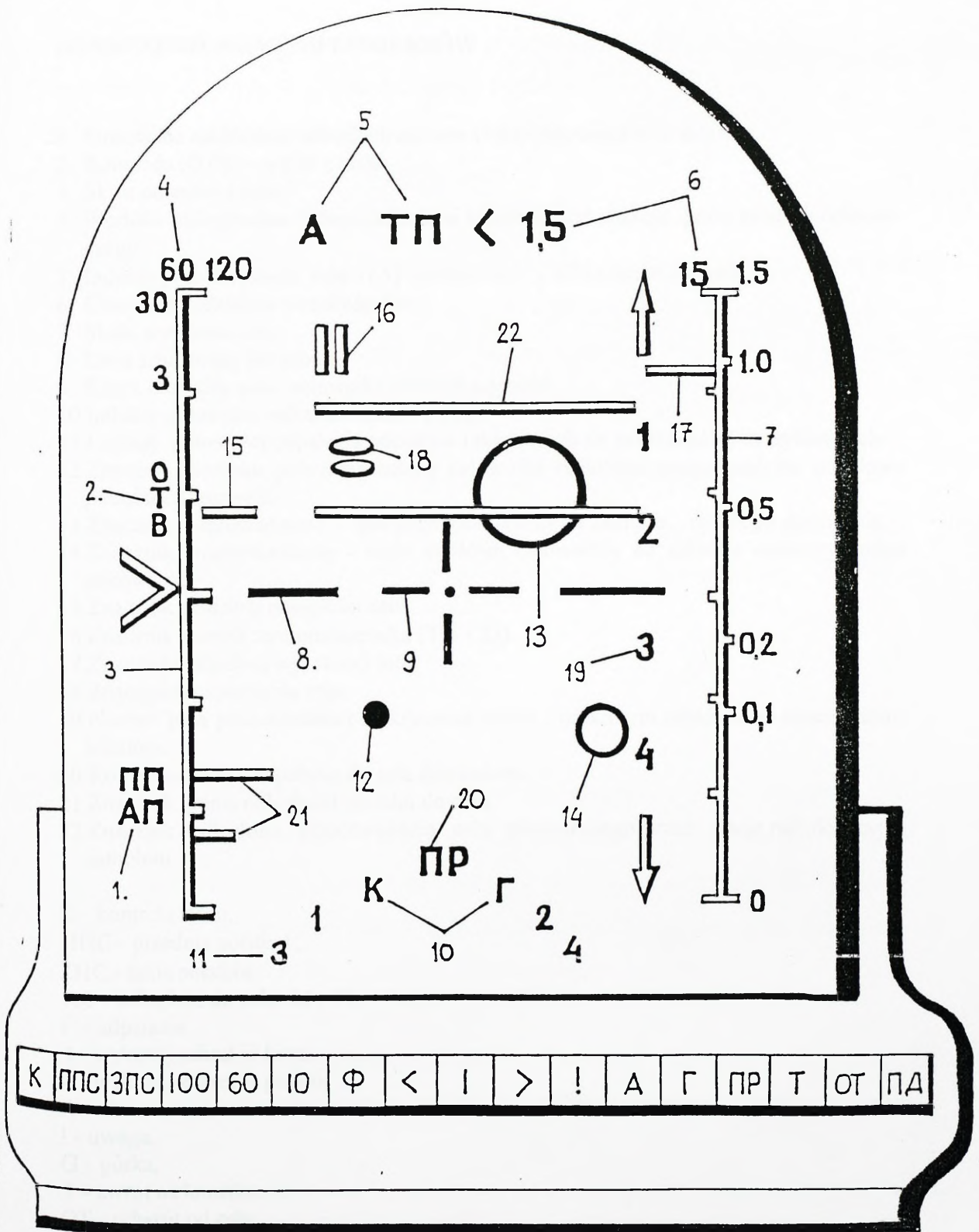
Pulpit sterowania zapewnia możliwość wykonania specyficznych funkcjach kontrolnych systemu. Obejmują one np.: jasność wskazań, nastawienie wymiaru celu, ustalenie sposobu pracy, wybieranie parametrów.

W tego typu rozwiązaniach bardzo ważne jest zapewnienie pilotowi odpowiednio dużego pola widzenia. W celu powiększenia pola widzenia podjęto prace nad nowymi projektami z użyciem optyki dyfrakcyjnej. W tym wypadku układ optyczny zawiera element dyfrakcyjny funkcjonujący jako zwierciadło kolimacyjne dostrojone do barwy luminoforu lampy elektropromieniowej. Moc optyczna układu uzależniona jest od powierzchni holograficznej, symulującej zakrzywiony reflektor, a nie z soczewki refrakcyjnej. Typowa maksymalna wartość pola widzenia wynosi obecnie 30° w horyzoncie i 22° w azymucie.



Rys.52. Umieszczenie parametrów lotu na wskaźniku IIUD (NATO)

1 - kąt natarcia ; 2 - przeciążenie ; 3 - skala prędkości ; 4 - liczba Ma (prędkość rzeczywista) ; 5 - indykacja uzbrojenia ; 6 - rodzaj pracy wskaźnika ; 7 - skala pochylenia górna ; 8 - skala prędkości wznoszenia ; 9 - geometria skrzydła ; 10 - ciśnienie początkowe ; 11 - prędkość wiatru ; 12 - skala wysokości ; 13 - wysokość celu ; 14 - odległość od celu ; 15 - punkt drogi i kurs ; 16 - czas przebycia ; 18 - skala pochylenia dolna ; 19 - okno danych wejściowych ; 20 - siatka celownicza.



Rys. 53 Umiejscowienie parametrów celowniczo nawigacyjnych na wskaźniku HUD.
(WNP).

OZNACZENIA KOMEND I INDEKSÓW

1. Stosowane zakłócenia radioelektroniczne-(III) pasywne,(AII) aktywne.
2. Komenda (OTB) - wyjdź z ataku.
3. Skala odległości celu .
4. Wartość maksymalna odległości celu w zależności od zakresu pracy systemu celowniczego.
5. Indeksy przechwycenia celu - (A) radiolokator , (TII) termonamiernik.
6. Granice przedziałów wysokości lotu.
7. Skala wysokości lotu.
8. Linia sztucznego horyzontu.
9. Krzyż centralny siatki celownika radiolokacyjnego.
10. Indeksy gotowości wskazań kursu - (KG).
11. Indeksy gotowości odpalenia pocisków raketowych na poszczególnych wyrzutniach.
12. Znacznik kierunku położenia anteny celownika radiolokacyjnego podczas odpalania pocisku raketowego.
13. Znacznik naprowadzania - pierścień celowniczy na zakresie ręcznego sterowania.
14. Znacznik naprowadzania - mały pierścień celowniczy na zakresie automatycznego sterowania.
15. Znacznik aktualnej odległości celu.
16. Znacznik bramek termonamiernika (TII - 23).
17. Znaczniki aktualnej wysokości lotu.
18. Znaczniki rozpoznania celu
19. Numer pasa poszukiwania i wykrywania celów , na którym znajduje się antena radiolokatora.
20. Komenda (IIP) - odpalenie do celu dozwolone.
21. Znacznik granic odległości pocisku do celu.
22. Znacznik odległości przechwycenia celu powietrznego przez stację radiolokacyjną samolotu.

K - kontrola stanu,

IIIC - przednia półsfera ,

ZIIC - tylna półsfera,

100 - odległość do celu, 60 , 10,

F - odpalenie ,

< - wykonaj zakręt w lewo,

> - wykonaj zakręt w prawo,

A - atak,

! - uwaga,

G - górką,

T - zwrot na lotnisko,

OT - odwrót od celu,

PD - błąd dalmierza,

PR - odpalenie dozwolone.

Niezależnie od osiągniętego pola widzenia obraz na ekranie wskaźnika IIUD powinien charakteryzować się:

- dużą dokładnością odwzorowania symboli graficznych,
- dobrą widocznością w każdych warunkach atmosferycznych,
- wysoką komunikatywnością,
- bardzo dobrymi własnościami dynamicznymi.

Jak dotąd wymagania te najlepiej spełniają urządzenia , w których źródłem obrazu jest lampa elektronapromieniowa , wykorzystująca metodą konturową do generacji obrazu w dzień oraz rastrową lub obie do generacji obrazu w nocy i w złych warunkach atmosferycznych. Obecnie trwają badania nad lampą elektronapromieniową , która przy rastrowej metodzie kreślenia zapewniałaby jasność wskazań na poziomie obrazu konturowego. Proponuje się zastosowanie tej lampy w dyfrakcyjnym urządzeniu IIUD. W takim urządzeniu generatorem obrazu może być również matryca ciekłokrystaliczna , oświetlana światłem laserowym. Proponuje się też użycie wskaźników z matrycą ciekłokrystaliczną , oświetloną silnie lampą łukową.

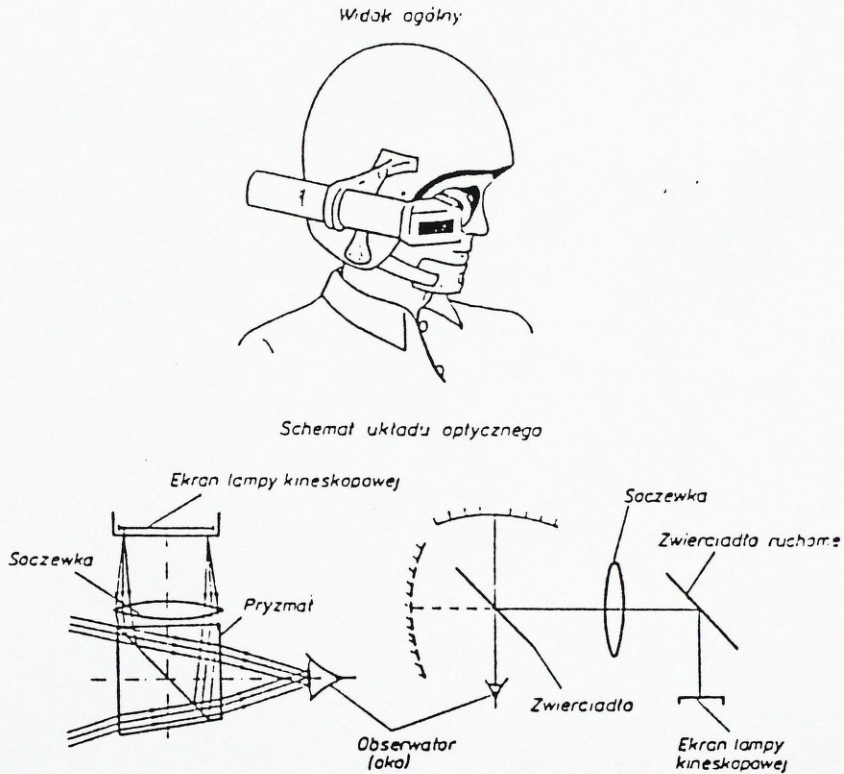
4.2.1.4. Wskaźniki hełmowe HMD.

Wskaźnik hełmowy umieszczany jest w osłonie hełmu pilota. Dzięki temu pochodzący z niego obraz ogniskowany w nieskończoności jest widoczny niezależnie od położenia głowy. Najprostszym wskaźnikiem tego typu jest dioda świecąca (rys.54) lub segmenty diodowe w kształcie krzyżyka , przymocowane do hełmu. Sformowany w ten sposób precyzyjny celownik daje między innymi takie możliwości jak:

- wyznaczenie celu dla radaru pokładowego,
- przydzielenie celów poszczególnym pociskom raketowym,
- wyznaczenie punktu odniesienia na ziemi dla systemu nawigacji w celu wprowadzenia korekty,
- naprowadzenia środków walki na cel,
- bezpośrednie sterowanie stanowiskiem działka,
- wskazywanie pilotowi kierunku poszukiwania trudno dostrzegalnego celu.

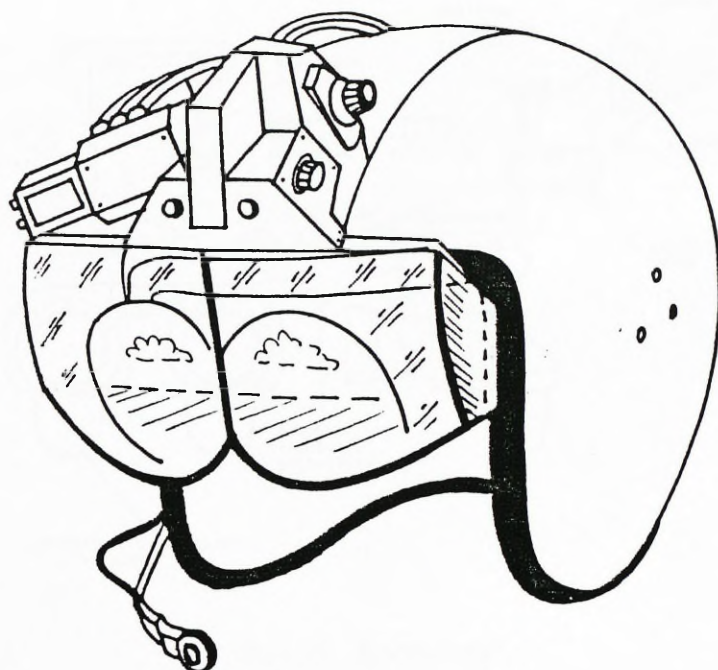
Prowadzone są badania nad wskaźnikiem hełmowym , który w wersji rozbudowanej mógłby składać się z matryc diodowych , ciekłokrystalicznych lub monitorów ekranowych

w innej postaci, pozwalających obrazować znaczne ilości informacji. W prostszych konstrukcjach stosuje się matryce diodowe (np. na 20 na 23 ; 32 na 32 elementy świecące) lub wskaźniki diodowe o ustalonym formacie (celownik, znaki alfanumeryczne).



Rys.54. Urządzenie zobrazowania na hełmie pilota.

W innym jeszcze bardziej skomplikowanym rozwiązaniu wskaźnik składa się z dwóch miniaturowych ekranów umieszczonych w hełmie pilota i pozwala obserwować stereoskopowo wszelkie informacje niezbędne do prowadzenia samolotu, włącznie z obrazem otoczenia zewnętrznego, pochodzącym z kamery termowizyjnej (rys.55).

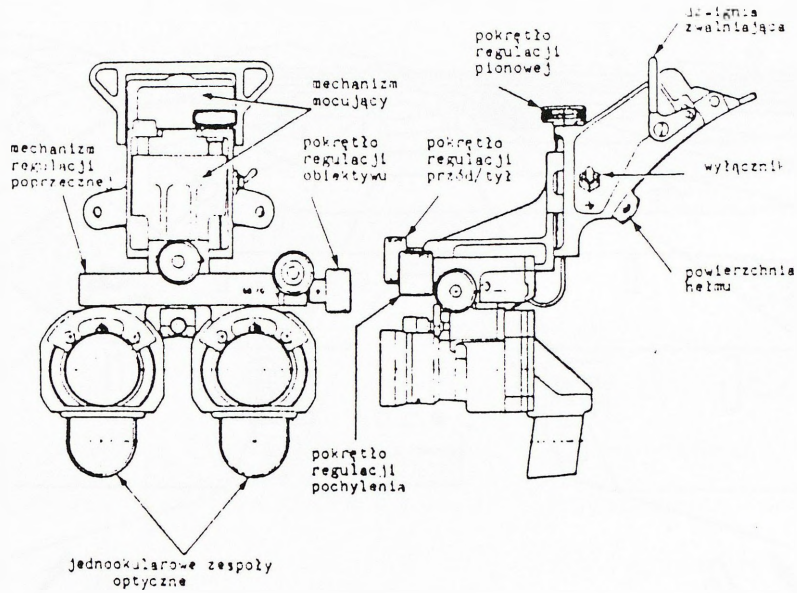


Rys.55. Stereoskopowy obraz informacji na szybie hełmu pilota.

Podobne wyniki daje transmisja obrazu z lampy umieszczonej z tyłu kabiny światłowodami do hełmu pilota.

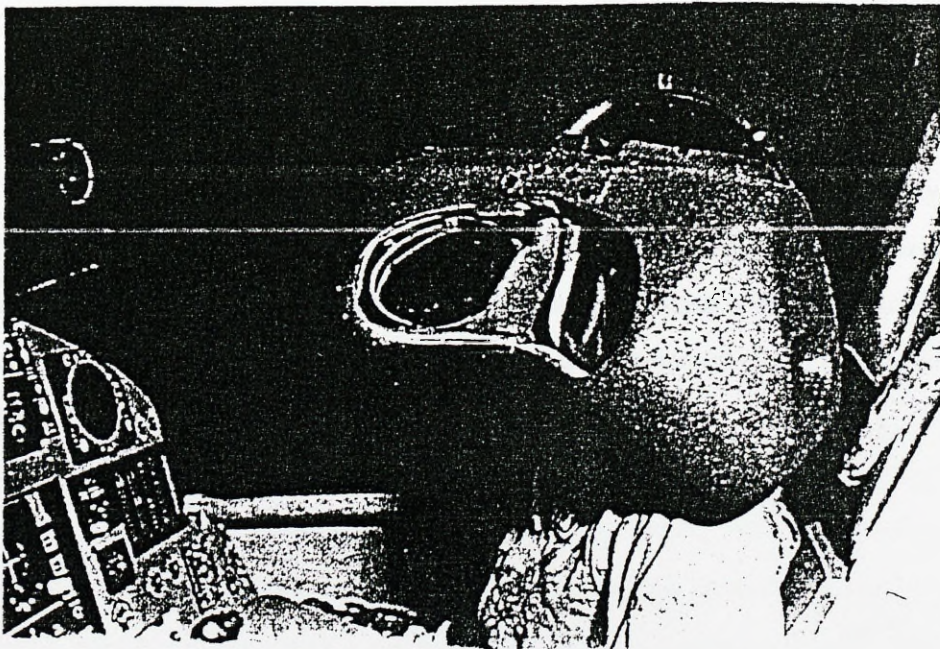
Ciekawym rozwiązaniem są gogle wizji nocnej (Night Vision Goggles - NVG), tzw. „kocie oczy” (rys.56). Jest to system stereoskopowy, którego układ elektroniczno - optyczny zawierający wzmacniacze obrazu przekształca słabe światło z otoczenia i promieniowanie bliskie podczerwieni na jasny obraz widzialny.

Problemy techniczne związane z wykorzystaniem tego wskaźnika na pokładzie statku powietrznego wynikają z niepożądanego wzmocnienia także wskazań przyrządów kabinowych, z jego masy i trudności z ogniskowaniem obrazu. W nowszych urządzeniach, przy patrzeniu na wskaźniki kabinowe wzmacniacz obrazu gogli wyłącza się.

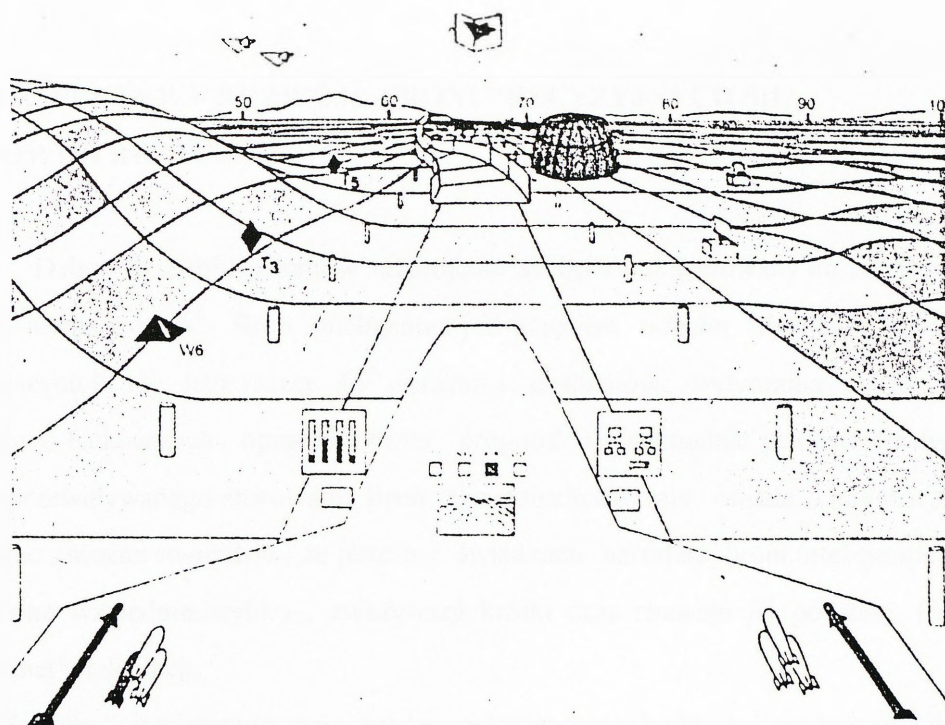


Rys. 56. „Kocie oczy”.

Znane jest też zastosowanie okularu półprzepuszczalnego, który pozwala pilotowi widzieć wzmocniony obraz sceny nocnej poprzez półodblaskową powierzchnię okularu lub patrzeć przezeń na tablicę przyrządów wewnątrz albo otoczenie na zewnątrz samolotu.



Fot. 53. Najnowszy hełm lotniczy VCASS pozwalający pokazywać syntetyczny obraz z systemem noktowizyjnym.



Fot. 54. Syntetyczny obraz sytuacji zewnętrznej generowany przez system VCASS.

Istnieje opinia, że wskaźniki hełmowe mogą w przyszłości całkowicie zastąpić wskaźniki przeziernic, a kolejne generacje statków powietrznych będą miały układy obserwacji z wykorzystaniem światła spokojnego, głównie w oparciu o holografie. Holografia laserowa umożliwia odtwarzanie trójwymiarowych obrazów ruchomych w kolorze, przy zmiennych powiększeniach obrazu, bez konieczności stosowania złożonych układów optyki konwencjonalnej. Obraz holograficzny może być wykonany i odtworzony przy użyciu wiązki elektronów lub promieniowania elektromagnetycznego z niewidzialnego zakresu długości fal. Nie znane są jak dotychczas opinie mówiące o wykorzystaniu w automatycznych systemach zobrazowania i sterowania uzbrojeniem tzw. „rzeczywistości wirtualnej”

5. PERSPEKTYWY ROZWOJU BRONI PRECYZYJNYCH SIŁ POWIETRZNYCH.

Dalszy rozwój systemów uzbrojenia SP będzie nakierowany na skonstruowanie broni inteligentnych¹. Broń inteligentna jest pojęciem nowym, służącym nie do opisu istniejących broni, lecz raczej do wyrażania postulatów, wytyczania celów i zadań naukowo-badawczych opracowywania prognoz i ewentualnie planów jej tworzenia oraz przewidywanego stosowania. Broń taka dotychczas nie istniała. Optymistycznie oceniając, można stwierdzić, że jesteśmy świadkami narodzin broni inteligentnej. Następują one względnie szybko, zważywszy krótki czas rozwoju jej podstaw, to znaczy sztucznej inteligencji.

Systemy inteligentne mają bardzo zróżnicowaną budowę, można jednak w ich strukturze wyróżnić co najmniej trzy układy:

1. Bazę wiedzy.
2. Układ wnioskowania.
3. Układ sprzężenia z otoczeniem.

Baza wiedzy zawiera informacje dwóch rodzajów. Są to fakty i relacje zachodzące między nimi. Podstawę działania układu wnioskowania stanowią reguły decyzyjne. Nie są one stałe, gdyż system inteligentny adaptuje swoje działania do zmieniającej się sytuacji i modyfikuje zbiór używanych reguł. Zadaniem układu sprzężenia z otoczeniem jest umożliwienie systemowi odbierania bodźców z otoczenia oraz oddziaływania na nie. Sposób kontaktu z otoczeniem (rodzaj bodźców) zależy od natury obiektów będących w interakcji z systemem inteligentnym.

Ważnym programem realizowanym przez Agencję Perspektywicznych Badań Wojskowych Stanów Zjednoczonych jest robot lotniczy. Zaskakujący jest fakt, że na obecnym etapie prac robot ten nie jest uważany za alternatywę załogi. Owszem, ma on być inteligentny, ale jej nie eliminuje. Być może kiedyś to nastąpi, natomiast w wersji planowanej do wdrożenia po 1995 roku robot ma stanowić wyposażenie taktycznych samolotów sił

¹ W. Świątnicki - Bronie inteligentne. Warszawa 1992r.

powietrznych i lotnictwa morskiego. W programie uczestniczą znane koncerny Lockheed Aircraft Corp. i McDonnell Douglas Corp. Robot inteligentny, wyposażony w systemy eksperckie i dialogowy system pracy, ma być przeznaczony do pełnego wykorzystywania samolotów pilotowanych. Cel ten będzie osiągalny przez zautomatyzowanie sterowania samolotem, jego uzbrojeniem i wyposażeniem specjalnym oraz samodiagnozowanie i samonaprowadzanie. Niektóre funkcje przewidziane dla robota inteligentnego wypełniają obecne urządzenia zwane autopilotami. Robot w myśl założeń pierwotnych, ma prawdopodobnie składać się z pięciu układów funkcjonalnych: współpracy kompleksu załoga-samolot, sterowania systemami pokładowymi, oceny sytuacji bojowej, planowania taktycznego, programowania lotu - w tym wykonania zadań bojowych.

System oceny sytuacji bojowej ma stanowić centrum gromadzenia informacji i ich przetwarzania na użytek pozostałych układów. Wynika z tego, że będzie sprzężony z pokładowymi oraz zewnętrznymi źródłami informacji o sytuacji powietrznej i naziemnej, do których należą: stacje radiolokacyjne, laserowe, termolokatory, kamery telewizyjne i fotograficzne oraz czujniki opromieniowania samolotu przez przeciwnika. Układ programowania zadań bojowych. Twórcy robota lotniczego dążą do pozyskania programów efektywnego wyboru celów na podstawie ograniczonych informacji z pokładowych lub zewnętrznych źródeł informacji; wyboru optymalnego manewru w walce powietrznej lub podczas atakowania celów naziemnych; wyszukiwania trasy lotu zapewniającej uniknięcie przeciwdziałania lub zminimalizowanie skutków przeciwdziałania przeciwnika; automatycznego pilotowania samolotu z zachowaniem warunków, które akceptuje załoga.

Prowadzone są próby urządzenia reagującego na mowę. Można sądzić, że urządzenie to stanie się integralną częścią układu współpracy kompleksu załoga-samolot. Dąży się do tego, aby wstępnie urządzenie rozumiało 100 słownych komend i na razie tyle wzorców będzie zawierał słownik roboczy w komputerze. Pierwsza wersja ma być zdolna do rozpoznawania tylko określonej barwy głosu, a dowolne dźwięki i 200 komend będzie przyjmować dopiero wersja docelowa urządzenia.

Kolejną grupą tematów są bronie kierowane. I w tej dziedzinie Amerykanie starają się zastosować systemy inteligentne. Dotychczas nie podważano klasycznych systemów naprowadzania i nadal stosowane jest naprowadzania radiolokacyjne, termolokacyjne, radiometryczne, telewizyjne, laserowe, a nawet fotograficzne. Prace idą w kierunku stwo-

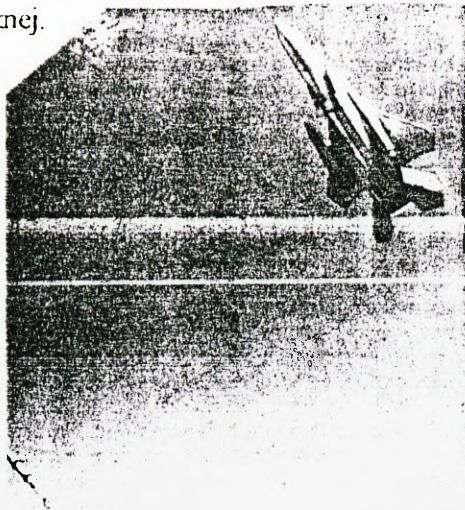
zenia inteligentnych systemów planowania użycia broni kierowanych, wyodrębniania celów i wstępnego wycelowania. Poszukuje się rozwiązań zwiększających autonomię broni i precyzję jej naprowadzania dotychczasowymi i nowymi technikami. Jednym z problemów jest automatyzacja analizy i odczytywania różnorodnych obrazów terenu oraz wyodrębniania obiektów, zwłaszcza sztucznych, które mogą być celami do rażenia. Stosowana jest tak zwana stereoanaliza i analiza optycznego potoku danych i to różnymi metodami. Wszystko ma służyć na przykład wyborowi celów i naprowadzaniu na końcowym odcinku toru lotu pocisku raketowego lub bomby na cel za pomocą porównywania mapy lub innego obrazu z rzeczywistym wycinkiem terenu. Z praktyki wiadomo, że nie ma idealnych technik naprowadzania środków rażenia. Nie tylko przeciwdziałanie przeciwnika obniża prawdopodobieństwo trafienia w cele. Po krótkim okresie zachwytów skonstatowano, że naprowadzanie laserowe nie jest aż tak skuteczne, jak początkowo sądzono. Opady atmosferyczne, dym czy obłok kurzu powodują nieskuteczność tej techniki kierowania środkami rażenia. Pozostałe metody też mają określone słabości. Dlatego eksperymentuje się stosowanie równocześnie wielu sposobów naprowadzania. Poddawane są eksperymentom i oceniane różnego rodzaju środki samonaprowadzające, w tym radary, pasywne głowice na podczerwień i urządzenia dopplerowskie. Stosownie do tego bada się możliwość jednoczesnego używania różnych rodzajów przetwarzania, a zwłaszcza opracowywania sygnałów, danych w postaci symbolicznej i cyfrowej. Być może uda się stworzyć odpowiednie układy inteligentne pracujące bezpośrednio w głowicy naprowadzanego pocisku lub bomby. Ideałem byłoby samodzielne odszukanie i zaatakowanie celu przez środek rażenia bez konieczności stosowania systemów zewnętrznych do jego naprowadzania.

Schyłek XX wieku otwiera nową erę militarną. Powstaje nowy - kosmiczny teatr wojny¹. Dotychczas teatr ten nie był areną starć zbrojnych, jednak wyposażony jest już w liczne systemy logistyki wojskowej. Funkcjonują one od kilkunastu lat, podlegając ciągłemu rozwojowi. Nie ma tam jak na razie systemów bojowych o charakterze zaczepnym. Są jedynie systemy umożliwiające ograniczoną działalność bojową. Potencjalnie możliwe jest stworzenie kosmicznych systemów rażenia klasy kosmos-ziemia i kosmos-woda. Mogą one składać się z ładunków jądrowych umieszczanych w stacjach bojowych krążących

¹ W. Świątnicki, Z. Świątnicki - Wojna w kosmosie?, MON 1989.

po orbitach, w odpowiedniej chwili kierowanych na wybrane obiekty naziemne lub nadwodne.

Idea taka ma sporo zalet. Przebywana droga i czas ataku z orbity byłyby względnie krótkie. W obliczu silnej obrony przeciwkosmicznej, wymierzonej w rakiety balistyczne, atak z orbit mógłby stanowić w pełni skuteczną alternatywę. Stacje takie i odpowiednie ładunki bojowe mogą być umieszczane na orbitach w stosunkowo krótkim czasie, mimo że gotowe obiekty tego rodzaju nie istnieją. Stosunkowo szybko także można uzbroić stacje kosmiczne w systemy raketowe lub środki artyleryjskie zbliżone swymi właściwościami do uzbrojenia lotniczego. Oczywiście, skuteczność takiego uzbrojenia byłaby w kosmosie ograniczona, głównie ze względu na niewystarczający zasięg, małą precyzję rażenia i zbyt długi czas reakcji. Wynika to ze specyficznych warunków prowadzenia działań bojowych w przestrzeni pozaziemskiej. Są to zarówno warunki fizyczne, na przykład brak fali uderzeniowej, jak i niespotykane w skali ziemskiej odległości i prędkości ruchu. W efekcie środki rażenia używane na Ziemi mają bardzo ograniczoną przydatność w kosmosie. Nawet pobieżne oceny wskazują na to, że spośród istniejących środków rażenia jedynie kierowane i samonaprowadzające pociski raketowe mogą znaleźć pełne zastosowanie w przyszłej wojnie kosmicznej.



Fot. 55. Start pocisku ASAT (USA) klasy powietrze - kosmos odpalonego z samolotu F-15.

Szczególne nadzieje związane są także z trzema grupami środków rażenia przygotowywanymi przez laboratoria kosmiczne. Należą do nich :

1. Lasery wszelkiego typu, w których czynnikiem rażącym ma być promieniowanie elektromagnetyczne w różnych zakresach widma.
2. Bronie wiązkowe oddziałujące na cele za pomocą strumieni cząstek elementarnych.
3. Bronie kinetyczne, a więc działa elektromagnetyczne i wybrane pociski raketowe.

Do broni najbardziej perspektywicznych zaliczane są lasery. Ich zastosowanie może być podstawą prowadzenia wojny w kosmosie. Bronie wiązkowe i kinetyczne mogą stanowić uzupełnienie.

ZAKOŃCZENIE

Import precyzyjnych systemów rażenia dla sił powietrznych jest najprostszą drogą do ich osiągnięcia. Ekonomicznie jest to niemożliwe. Precyzyjne środki rażenia są bardzo drogie. Bomba lub rakieta naprowadzana [samonaprowadzana] kosztuje od kilkudziesięciu do kilkuset tysięcy dolarów. Alternatywą wobec importu musi być produkcja rodzima. Czy polski przemysł lotniczy jest w stanie sprostać temu wyzwaniu? Przeważają sądy pesymistyczne. Bardziej realnie jawi się ewentualność kupna licencji lub produkcji w kooperacji. Opcja ostatnia ma najwięcej znamion realności z punktu widzenia możliwości ekonomicznych i technologicznych kraju. Zasadniczym problemem jest pozyskanie kraju [koncernu] mającego interes w nawiązaniu współpracy z Polską. Pograżające się w bezczynności czołowe zakłady lotnicze Polski potrzebują pilnie zamówień wojskowych, a lotnictwo środki rażenia. Przesadzanie a priori o niezdolności polskich zakładów produkcyjnych do zaspokajania potrzeb sił powietrznych, bez dokonania poważnych prób, byłoby działaniem tragicznym w skutkach. Osiągnięcia polskiego przemysłu lotniczego w okresie międzywojennym i po wojnie ,przeczą uprawiającym „czarnowidztwo”. Najbliższa przyszłość wykaże jaka opcja zostanie ziszczona. Zespół autorów postuluje podjęcie energicznych działań w ramach polskiego przemysłu lotniczego.

BIBLIOGRAFIA

1. J. Gruszczyński Przegład konstrukcji lotniczych ;
Altair 3/1993.
2. J. Grzegorzewski Nowoczesna broń lotnicza ; MON 1984.
Z. Skierski
3. B. Gunston Współczesne śmigłowce bojowe ; Espadon 1992.
M. Spick
4. B. Gunston Współczesne samoloty bojowe ; Espadon 1993
M. Spick
5. W. Kaczmarek Uzbrojenie lotnicze , cz.II ; Poznań 1990.
6. Z. Kaflński Uzbrojenie lotnicze , cz.II ; WAT 1973.
7. R. Makowski Uzbrojenie lotnicze , cz.I ; Poznań 1989.
8. E. Olearczuk Systemy uzbrojenia lotniczego ; WAT 1987/91.
9. A. Popiel Uzbrojenie lotnictwa polskiego
1918-1939 ; Warszawa 1991.
10. Wł. Sikorski Przyszła wojna ; MON 1984.
11. T. Sowa Uzbrojenie samolotów MiG-21 ; WOSL 1991 ,
M. Adamski
12. W. Świątnicki Wojna w kosmosie ? ; MON 1989.
Z. Świątnicki
13. W. Świątnicki + Potrzeby polskiego lotnictwa wojskowego i obrony po-
zespół wietrznej w dziedzinie sprzętu w latach 1991 - 2015 ; AON
1990
14. W. Świątnicki Bronie inteligentne ; Warszawa 1992.
Z. Świątnicki
15. W. Świątnicki + Założenie i wstępny projekt koncepcyjny modernizacji oraz
zespół rozwój SP RP ; AON 1993
16. Przebieg oraz doświadczenia i wnioski z wojny w Zatoce
Perskiej ; MON 1991.
17. Rola , zadania i skuteczność działania lotnictwa na podsta-
wie doświadczeń wojny o Kuwejt ; MON 1991.

