



Grey Scale #13



A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA

Egz. Nr 2

ZASTOSOWANIE BOJOWE RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO- BOMBOWYCH (MYŚLIWSKO-SZTURMOWYCH)

Zeszyt Nr 1

Pośtawy budowy i zasady działania raket

opracował: płk dyj. l. Stefan PAWŁOWSKI

(Wydanie tymczasowe)

10028

WARSZAWA

STACJA KURSOWA SZKOLENIA 1968

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

034546



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA

Egz. Nr.....

2

ZASTOSOWANIE BOJOWE RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO- BOMBOWYCH (MYŚLIWSKO-SZTURMOWYCH)

Zeszyt Nr 1

Podstawy budowy i zasady działania raket
opracował: płk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

(Wydanie tymczasowe)

10928

WARSZAWA

STYCIEŃ 1968

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

034546

Prace prot. 1667
P. O. D.
Ustawa z dnia 2 stycznia 1969 roku
art. 60 ust. 2
(Dz. Urz. Nr 11 poz. 95)

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

1m. gen. broni K. Swierczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

"ZATWIERDZA"
SZEF KATEDRY PRZEDMIOTÓW SPEC.

plk dr Roman D W O R A K

Dnia1968r.

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA

KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

Egz.nr. 2

**ZASTOSOWANIE BOJOWE
RAKietOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO
UZBROJENIA SAMOLOTÓW
MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO-BOMBOWYCH
/ MYŚLIWSKO - SZTURMOWYCH/**

ZESZYT NR 1

PODSTAWY BUDOWY I ZASADY DZIAŁANIA RAKIET

OPRACOWAŁ:

PLK DYPL. STEFAN PAWLOWSKI

WYDANIE TYMCZASOWE
AKADEMII SZTABU GENERALNEGO
1m. gen. broni K. Swierczewskiego

10928

ARCHIWUM
BIBLIOTEKI SZKOLENIOWEJ
AKADEMII SZTABU GENERALNEGO
034346

WARSZAWA

STYCZEŃ

1968 r.

Materiał podany w zeszytach 1 - 10 z zastosowania bojowego, raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów myśliwskich i myśliwsko- bombowych /myśliwsko - szturmowych/ przeznaczony jest dla słuchaczy profilu lotniczego Akademii Sztabu Generalnego i przystosowany został do programu szkolenia kursów wojsk OPK i lotnictwa operacyjnego.

Materiał opracowano na podstawie podręcznika "Bojowe primienienije raketnogo i artillerijskogo wooruženija". Wyd. WVKKA - 1965 r. Monino, który przetłumaczony został przez płk dr Romana DWORAKA, płk dr Eugeniusza GRYSIEWICZA, ppłk dypl. Ryszarda SIEDLECKIEGO i płk dypl. Stefana PAWŁOWSKIEGO, pod ogólnym kierownictwem ostatniego.

§ 1. OGÓLNA KONSTRUKCJA RAKIET

Rakieta bojowa jest to bezpilotowy aparat latający, który przenosi ładunek bojowy do wykonania określonego zadania /rażenia celu, tworzenie zakłóceń, oświetlenie terenu i inne/ i posiada silnik odrzutowy dla nadania jej prędkości.

W charakterze silników w raketach stosuje się silniki prochowe jednostopniowe i rzadziej dwustopniowe.

Nadanie rakiecie prędkości /rozpędzenie rakiety/ dokonuje się na niedużym odcinku toru lotu, kosztem pracy silnika startowego o dużej mocy. Przy tym, czas rozpędzania raket niekierowanych wynosi w przybliżeniu 1 sek, a raket kierowanych - rzędu 2 - 7 sek. Po zakończeniu pracy silnika startowego rakiet kontynuuje lot siłą bezwładności. Na niektórych raketach kierowanych montuje się dodatkowy silnik marszowy o niedużej mocy, który włącza się po zakończeniu pracy silnika startowego i służy do zachowania przez rakiety stałej prędkości.

Rakieta kierowana różni się od niekierowanej tym, że posiada aparaturę sterowania, która w sposób określony zmienia tor lotu rakiety. Jeśli rakiet niekierowana porusza się po torze balistycznym, to rakiet kierowana - po torze, zadanym przez aparaturę sterowania. Przy tym, typ toru rakiety zależy od sposobu sterowania.

Aby zapewnić orientację głowicy rakiety w kierunku lotu, na raketach montuje się urządzenia stabilizacji.

Rakiety niekierowane stabilizuje się za pomocą sztywnego usterzenia ogonowego i kosztem ruchu obrotowego wokół osi podłużnej. Ruch obrotowy nadaje się rakiecie bądź za pomocą usterzenia, posiadającego kąat natarcia i pracującego na zasadzie odchylanych lotek, bądź kosztem wypływu gazów po stycznej do okręgu, utworzonego cylindryczną częścią korpusu rakiety.

Rakiety kierowane stabilizuje się w kierunku lotu za pomocą usterzenia sztywnego. Oprócz tego, dla zapewnienia normalnych warunków pracy aparatury sterowania

wprowadza się stabilizację przechyłu rakiety lub usuwa się jej ruch obrotowy wokół osi podłużnej. Zadania te rozwiązuje się za pomocą dajników giroskopowych, związanych z lotkami.

W celu zwiększenia dokładności naprowadzania w rakietach kierowanych stosuje się również dodatkową aparaturę stabilizacji podłużnej, która usuwa myszkowanie rakiety i aparaturę do zmniejszenia wahań poprzecznych środka ciężkości rakiety. Zadanie zmniejszenia myszkowania rakiety rozwiązuje się za pomocą dajników giroskopowych, a zadanie zmniejszenia wahań porzecznych - za pomocą wskaźników wielokrotności obciążenia /akcelerometrów/, połączonych ze sterami kierunku.

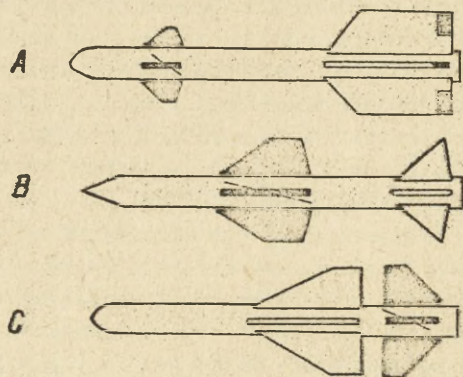
Dla zmiany toru lotu i stabilizacji rakiety kierowanej mogą być stosowane aerodynamiczne i gazowe organy sterowania. W rakietach klas "powietrze - powietrze" i "powietrze - ziemia" wykorzystuje się stery aerodynamiczne. Rakiety te mają kształt opływowy i rozwinięte usterzenie, składające się ze skrzydła, sterów kierunku, lotek, stabilizatorów i innych.

Opierzenie montuje się w dwóch płaszczyznach wzajemnie prostopadłych, które są płaszczyznami sterowania w kierunku. Przy tym sterowanie w każdej płaszczyźnie wykonuje się niezależnie.

Usterzenie w kształcie krzyża z niezależnym sterowaniem zapewnia rakiecie większą manewrowość w porównaniu z samolotowym układem sterowania.

Wzajemne rozmieszczenie elementów usterzenia może być różne, na przykład, /rys. 1/ w układzie "kaczka" stery kierunku znajdują się w przedniej części rakiety, a skrzydła z lotkami - części tylnej. W układzie "sterowane skrzydło" skrzydła znajdują się w pobliżu środka ciężkości rakiety i jednocześnie są sterami kierunku, lotkami i zasadniczymi powierzchniami nośnymi. Usterzenie nieruchome umieszczone jest w części ogonowej rakiety i służy do zapewniania rakiecie stateczności w locie.

Możliwy jest również układ "sterowane usterzenie", w którym organy sterowania rozmieszcza się w części ogonowej



Rys. 1. Układy aerodynamiczne ракет kierowanych:
a-"kaczka"; b-"sterowane skrzydło";
c-"sterowane usterzenie".

rakiety, a pozostałe elementy usterzenia - bezpośrednio przed sterami lub przesunięte są do przodu.

Dla rażenia celu w rakietach niekierowanych montuje się przeważnie części bojowe o działaniu odłamkowo-burzącym i kumulacyjnym z zapalnikiem uderzeniowym/kontaktowym.

Rakiety kumulacyjne stosuje się do zwalczania opancerzonych celów naziemnych/nawodnych/. Zapalniki tych ракет praktycznie są działania natychmiastowego.

Rakiety z częścią bojową o działaniu odłamkowo-burzącym stosuje się do zwalczania celów powietrznych i naziemnych /nawodnych/. Przy tym do ракет dużych kalibrów, przeznaczonych do działań na cele naziemne, stosuje się zapalniki z różnym czasem ustawienia opóźnienia. Czas opóźnienia wybiera się w zależności od odporności celu i sztucznych osłon /ukrycia drewniano - ziemne itp./.

W rakietach kierowanych klasy "powietrze-powietrze", jako zasada, stosuje się część bojową o działaniu odłamkowo-burzącym z zapalnikiem zbliżeniowym /bezkontaktowym/. Właściwością charakterystyczną części bojowej rakiety kierowanej jest wąskokierowany rozrzut odłamków, zapewnia-

jący dużą gęstość ich strumienia.

W charakterze zapalników zbliżeniowych wykorzystuje się przeważnie zapalniki radiolokacyjne i na podczerwień. Oś czułości i czas opóźnienia zapalnika zbliżeniowego koordynuje się z kierunkiem rozrzutu odłamków, gabarytami celu i warunkami spotkania rakiety z celem/ kątem spotkania, prędkość spotkania i inne/ tak, aby zapewnione było nakrycie celu strumieniem odłamków.

Rażenie celu osiąga się w określonych warunkach spotkania rakiety z celem, które zależą od początkowej odległości strzelania i kąta kursowego celu. Dla rakiet kierowanych, początkowe warunki strzelania powinny zapewniać kierowany lot rakiety, spotkanie jej z celem i rażenie.

Cały proces zastosowania rakiet kierowanych można podzielić na trzy etapy: kierowanie wystrzałem, kierowanie lotem i kierowanie wybuchem.

Kierowanie wystrzałem dokonuje się przez pilota, przy wykorzystaniu systemu celowniczego, aparatury kierowania strzelaniem i kontroli stanu elementów systemu uzbrojenia samolotu.

Kierowanie lotem rakiety dokonuje się automatycznie przez jej aparaturę pokładową niezależnie od samolotu strzelającego lub przy jego udziale, co określane jest typem układu kierowania/sposobem kierowania/.

Kierowanie wybuchem dokonuje się, jako zasada, automatycznie i autonomicznie za pomocą zapalnika, współpracującego z celem, sposobem uderzeniowym lub zbliżeniowym.

§ 2. KIEROWANIE WYSTRZAŁEM

Kierowanie wystrzałem zawiera szereg czynności i operacji, z których podstawowymi są:

- celowanie;
- przygotowanie rakiet do odpalenia;
- określenie momentu wystrzału i jego wykonanie.

Wyszczególnione operacje i czynności mogą występować zarówno kolejno, jak i równoległe.

Współczesne systemy celownicze zapewniają lot samolotu po zadanych torze, automatycznie rozwiązują zadanie celowania, określają dopuszczalne odległości i nawet dopuszczalne kierunki strzelania. Posługując się wskaźnikami położenia samolotu względem celu, pilot może określić moment strzelania nie tylko dla możliwych, lecz i dla racjonalnych warunków strzelania. W momencie wystrzału celownik zapewnia samolotowi strzelającemu takie położenie względem celu, przy którym rakietą z powodzeniem będzie naprowadzona na cel.

Przygotowanie rakiety do odpalenia na współczesnych samolotach dokonuje się bądź przez pilota, bądź automatycznie na podstawie określonego programu i w zależności od typu rakiety może zawierać następujące czynności:

- ogrzewanie źródeł zasilania aparatury pokładowej rakiety /akumulatorów, mieszanek pirotechnicznych itp/, napędów sterowych, urządzeń mechanicznych i innych ;
- żarzenie lamp elektronowych i innych elementów układów elektrycznych;
- rozpędzanie giroskopów, które są miernikami lub dajnikami różnych parametrów;
- wychylenie czujnika /koordynatora / rakiet samonaprowadzających się w kierunku celu i dokonanie jego uchwycenia.

Przed wystrzałem aparatura rakiety posiada sprzężenie zwrotne z samolotem, które zapewnia sygnalizację sprawności i gotowości rakiety do odpalenia. W czasie wystrzału, zanim nastąpi zapuszczenie silnika rakiety, wyposażenie pokładowe samolotu zapewnia całkowitą gotowość aparatury rakiety do działania. W tym celu dokonuje się włączenie szeregu dajników /giroskopów, akcelerometrów i innych/, przełączenie zasilania aparatury rakiety na własne źródło lub zapuszczenie tego źródła i inne. W przypadku niesprawności aparatury rakiety nie nastąpi zapuszczenie jej silnika.

Duże znaczenie w zapewnieniu pomyślnego kierowania wystrzałem, odgrywa przygotowanie naziemne systemu uzbrojenia, którego zasadniczą treścią jest uzgodnienie osi

rakiet i urządzeń wizyjnych celowników oraz kontrola sprawności wszystkich elementów systemu uzbrojenia.

§ 3. KIEROWANIE LOTEM

Istnieją trzy zasadnicze różne sposoby kierowania lotem rakiet: samonaprowadzanie, telekierowanie i kierowanie autonomiczne. Sposoby te mogą być stosowane oddzielnie lub wspólnie w różnych kombinacjach, tworząc czwarty pochodny sposób kierowania - kierowanie kombinowane.

Każdy ze sposobów kierowania posiada swoje odmiany, określane zestawem, stopniem automatyzacji, rodzajem energii pierwotnej, wykorzystywanej do otrzymania sygnałów dowódczych i całym szeregiem innych czynników.

Wykorzystanie dowolnego sposobu kierowania względnie jego odmian, zależy od przeznaczenia i warunków zastosowania bojowego rakiet, typu i charakterystyk celu, jego manewrowości i oddalenia od miejsca odpalenia rakiety, właściwości samych sposobów kierowania i innych.

Pokrótkie rozpatrzmy podstawowe właściwości i możliwości różnych sposobów kierowania i ich odmian, zestaw aparatury sterowania, przeznaczenie podstawowych jej elementów, zasady działania i wypadki stosowania.

1. SAMONAPROWADZANIE

Samonaprowadzaniem nazywamy kierowanie lotem rakiety tylko za pomocą jej aparatury pokładowej, reagującej na wypromieniowanie lub odbicie przez cel jakiego bądź rodzaju energii.

Dla samonaprowadzania należy, aby cel na okrążającym jego tle posiadał kontrastowość kosztem wypromieniowania lub odbicia jednego z rodzajów energii, a rakietą posiadała urządzenie czułe, które wydzielałoby cel z otaczającego go tła.

Kontrast celu może mieć miejsce przy wypromieniowaniu /odbiciu/ przez niego fal elektromagnetycznych zakresu częstotliwości radiowych, światła widzialnego, promieni podczerwonych, drgań akustycznych i innych.

Czulym urządzeniem /czujnikiem/ rakiety jest koordynator, który odbiera sygnały, pochodzące od celu, określa jego położenie względem swojej osi i podaje sygnał błędu, wykorzystywany do formowania sygnału sterowania rakieta. Zgodnie z rodzajem energii, przenoszącym sygnał od celu, koordynatory nazywają się radiolokacyjnymi, na podczerwień /podczerwonymi/, akustycznymi itp.

Koordynatory w różny sposób mogą być połączone z korpusem rakiety i w zależności od połączenia są ruchome i nieruchome. Koordynatory nieruchome montuje się w ten sposób, że ós ich ustawia się wzdłuż osi rakiety lub pod pewnym kątem. Koordynatory ruchome wychylają się w czasie lotu rakiety o różne kąty i według różnych zasad /lub różnymi metodami/. W jednych przypadkach koordynator stabilizuje się w przestrzeni i jego wychylenie od osi rakiety następuje kosztem manewru rakiety. W innych przypadkach stosuje się koordynatory śledzące, które automatycznie prowadzą cel i jednocześnie podają sygnał dla nadania rakiecie określonego manewru. Każdemu stopniowi połączenia koordynatora z rakieta odpowiada określony typ toru rakiety.

Samonaprowadzanie stosuje się w raketach wszystkich klas i szczególnie szeroko dla rakiet klasy "powietrze - powietrze". Dla tych rakiet, posiadających stosunkowo nieduży zasięg działania, samonaprowadzanie stosuje się samodzielnie. W raketach innych klas w zależności od zasięgu ich działań samonaprowadzanie stosowane jest zarówno samodzielnie, jak i w kombinacji z innymi sposobami kierowania, przy czym w kierowaniu kombinowanym wykorzystuje się je na końcowym odcinku lotu rakiety.

Samonaprowadzanie /rakiety samonaprowadzające się/, dla charakterystyki możliwości bojowych, rozróżnia się między sobą na podstawie trzech ważnych cech: rodzaju energii, przenoszącej sygnał od celu, miejsca rozmieszczenia źródeł energii sygnałów i typu toru samonaprowadzania.

Rozpatrzmy właściwości układów samonaprowadzania według tych cech.

WEDŁUG RODZAJU ENERGII

Do kierowania rakiet samonaprowadzających się przeważnie wykorzystuje się fale radiowe i promienie podczerwone. Drgania akustyczne nie są stosowane ze względu na małą prędkość rozchodzenia się, a promienie widzialne - ze względu na silne pochłanianie ich przez atmosferę.

Rozpatrzmy warunki i możliwości stosowania rakiet z koordynatorami radiolokacyjnymi i na podczerwień.

RAKIETY Z KOORDYNATOREM RADIOLOKACYJNYM można stosować w różnych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy. Odległość strzelania tymi rakietami zależy od mocy źródła energii fal radiowych i czułości odbiornika radiowego rakiety. Jeśli kierowanie rakietą odbywa się na podstawie odbitego sygnału, otrzymanego w wyniku opromieniowania celu, to odległość strzelania zależec będzie również i od skutecznej powierzchni odbijającej celu. Ponieważ skuteczna powierzchnia odbijająca samolotu wzrasta ze zwiększeniem jego sylwetki, to przy tym wzrasta i odległość strzelania. Dlatego na bazie koordynatora radiolokacyjnego można skonstruować rakietę dla strzelania do samolotów pod różnymi sylwetkami.

Koordynatory radiolokacyjne mogą być skonstruowane do wykorzystania dwóch metod wypromieniowania fal radiowych: impulsem i ciągle. Cechą ujemną rakiet z koordynatorami radiolokacyjnymi, pracującymi na impulsowym wypromieniowaniu fal radiowych, jest narażenie na zakłócenia, w tej liczbie i zakłóceń od ziemi, co wyklucza możliwość stosowania takich rakiet na małych wysokościach. Różnorodność zakłóceń radiowych utrudnia rozwiązanie zadania całkowitej ochrony aparatury sterowania rakietą o małych gabarytach. Przejście na ciągle wypromieniowania fal radiowych zezwala na bardziej skuteczne zapewnienie ochrony rakiet przed zakłóceniami.

RAKIETY Z KOORDYNATOREM NA PODCZERWIEŃ stosuje się w tych przypadkach, gdy cel jest silnym źródłem ciepła, ponieważ tylko ciała nagrzane wypromieniowują promienie podczerwone. Dlatego wszystkie przyrządy na podczerwień,

w tej liczbie i koordynatory, nazywają się podczerwonymi.

Odległości i kierunki strzelania raketami z koordynatorami na podczerwień zależą od mocy źródła wypromieniowania, rozkładu wypromieniowania w kierunkach, stanu atmosfery i czułości odbiornika.

Na samolotach silnym źródłem promieniowania podczerwonego są silniki, które wypromieniowują promienie podczerwone w tylną półsferę pod kątami do $30-50^{\circ}$ od osi podłużnej. Przy tym najsilniejsze wypromieniowanie ma miejsce wzdłuż osi silnika. Dlatego stosowanie rakiet praktycznie możliwe jest tylko podczas ataków w tylnej półsferze pod sylwetkami niewiększymi od $2/4 - 3/4$.

Przy dużych prędkościach lotu następuje nagrzewanie się pokrycia samolotu. Jednak nie jest ono duże i może być wykorzystywane tylko przy bardzo wysokiej czułości odbiornika.

Rakiety z koordynatorem na podczerwień można stosować tylko w zwykłych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy, ponieważ chmury silnie pochłaniają promienie podczerwone.

Wysokość także wpływa na odległość strzelania, gdyż ze zmianą jej zmienia się wilgotność atmosfery i zanieczyszczenie różnymi cząsteczkami/ pył, dym itp/, które pochłaniają i rozpraszają promienie podczerwone. Na wysokościach powyżej 8 - 10 km odległość strzelania praktycznie nie ulega zmianie. W pobliżu ziemi odległość strzelania zmniejsza się.

Zastosowanie rakiet z koordynatorem na podczerwień jest utrudnione lub w ogóle wykluczone przy istnieniu naturalnych albo sztucznych zakłóceń cieplnych, które znajdują się w polu widzenia odbiornika rakiety lub w jego pobliżu/ bezpośrednio lub odbite światło słoneczne, Księżyc, silne naziemne źródła ciepła, zrzucone lub holowane przez cel źródła ciepła i inne/.

WEDŁUG MIEJSCA ROZMIESZCZENIA ŹRÓDŁA ENERGII

Według miejsca rozmieszczenia źródła energii sygnałów istnieją trzy typy układów samonaprowadzania: pasywny, półaktywny i aktywny.

W UKŁADZIE PASYWNYM samonaprowadzania źródłem/ promiennikiem/ energii jest sam cel. W raketach klasy "powietrze - powietrze" stosuje się układy pasywne, oparte na wykorzystaniu tylko promieni podczerwonych wypromieniowanych przez cel. Uwarunkowane jest to tym, że promienie podczerwone ciągle wypromieniowywane są przez samolot w szerokim widmie fal, zapewniają tym samym naprowadzanie rakiety do spotkania z celem i ułatwiają skonstruowanie czułych elementów raket.

Stosowanie układów pasywnych, opartych na wykorzystaniu fal radiowych, dla raket klasy "powietrze-powietrze" nie ma sensu, ponieważ źródła promieniowania/nadajniki/, znajdujące się w celu, pracują na ustalonych i często nieznanych częstotliwościach z możliwością przejścia z jednej częstotliwości na drugą. Oprócz tego, promieniowanie może być kierunkowe i okresowe, co nie zapewnia pewności strzelania i naprowadzania rakiety.

Układy pasywne posiadają istotne właściwości dodatnie, a mianowicie po wystrzale zapewniają one swobodę manewru samolotowi strzelającemu.

W UKŁADACH POLAKTYWNYCH źródło energii /promiennik/ znajduje się na starcie rakiety lub w jego pobliżu/ dla rakiety klasy "powietrze- powietrze" - na samolocie strzelającym/. Promiennik służy do opromieniowania celu, zdolnego do skutecznego odbicia wypromieniowanej energii. Rakietą kierowana jest za pomocą odbitych sygnałów od celu, które przyjmowane są przez jej odbiornik.

W obecnym czasie stosuje się układy półaktywne, wykorzystujące tylko fale radiowe. Zezwalają one umieścić na starcie rakiety silny nadajnik o działaniu kierunkowym i otrzymać w ten sposób duże odległości strzelania, a dla raket klasy " powietrze - powietrze" - strzelanie z dowolnego kierunku.

Skonstruowanie układów półaktywnych, opartych na wykorzystaniu innych rodzajów energii jest utrudnione na skutek potrzebnych dużych mocy dla promienników, ponieważ wszystkie inne rodzaje wypromieniowań silnie pochłaniane są przez atmosferę.

Układy półaktywne rakiet lotniczych posiadają istotną cechę ujemną: nie zapewniają samolotowi strzelającemu swobody manewru po wystrzale; samolot zmuszony jest opromieniowywać raketę do końca naprowadzania jej na cel. W charakterze napromiennika wykorzystuje się celowniki radiolokacyjne pracujące w zakresie automatycznego prowadzenia celu wąską wiązką. Kąty i prędkości wychylenia wiązki względem samolotu są ograniczone, co nie zezwala samolotowi na wykonywanie dowolnego manewru, przy którym nastąpić może zerwanie uchwycenia celu, a z kolei zerwanie naprowadzania rakiety.

W UKŁADACH AKTYWNYCH źródło energii znajduje się w rakiecie i wykonuje opromieniowanie celu. Kierowanie raketą dokonuje się na podstawie sygnału odbitego od celu, który przyjmowany jest przez odbiornik rakiety.

Z tych samych przyczyn, co i dla układów półaktywnych, w układach aktywnych wykorzystuje się tylko wypromieniowanie fal radiowych. Jednak i w tym przypadku są znaczne trudności w umieszczeniu nadajnika o dużej mocy w rakiecie o małych gabarytach.

Układy aktywne zapewniają samolotami strzelającymi pełną swobodę manewru po wystrzale i zezwalają na skonstruowanie rakiety do strzelań pod różnymi sylwetkami.

WEDŁUG TYPU TORU RAKIETY

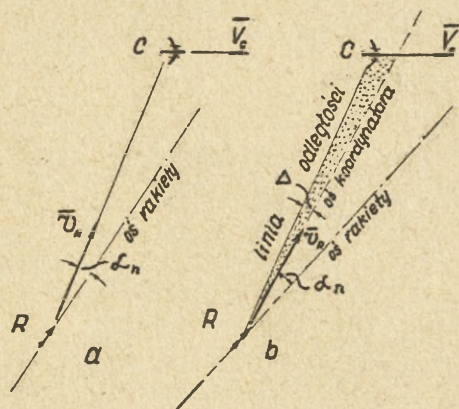
Typ toru rakiety posiada duże znaczenie, szczególnie dla rakiet klasy "powietrze-powietrze", stosowanych w szerokim zakresie szybko zmieniających się warunków walki powietrznej.

Najbardziej możliwym do przyjęcia jest tor prostoliniowy lub bliski do niego, który zapewnia wykonywanie strzelania z dowolnego kierunku zarówno do celów nie manewrujących, jak i manewrujących.

Typ toru rakiety samonaprowadzającej określa się równaniem związku, które przyjęte jest za podstawę prawa kierowania rakieta.

Równanie związku charakteryzuje doskonale położenie lub ruch rakiety względnie jakiego bądź jej elementu /parametru/ względem celu.^{x/} Określa ono także stopień sprzężenia koordynatora z rakieta i zestaw podstawowych mierników parametrów położenia i ruchu rakiety^{xx/}.

Rozpatrzmy niektóre równania związku, odpowiadające im tory, właściwości konstrukcji, zasady działania i zastosowania raket.



Rys.2. Schemat naprowadzania rakiety po krzywej pościgu:
a-ruch doskonały; b- ruch realny

Jeśli wektor prędkości rakiety \vec{v}_R skierować dokładnie na cel/rys.2./, to równanie związku określać będzie kąt odchylenia ψ_n wektora \vec{v}_R od linii rakiet-cel /RC/, równy zero, tj. przyjmie następującą postać:

^{x/}Pod pojęciem równania związku można także rozumieć matematyczny zapis ograniczeń, nałożonych na parametry, charakteryzujące położenie lub ruch rakiety.

^{xx/}Typ toru i odpowiadające mu równanie związku również nazywamy metodą naprowadzania.

$$\psi_v = 0.$$

Odpowiadający temu równaniu tor doskonały lotu rakiety nazywa się k r z y w ą p o ś c i g u. Dla zapewnienia lotu po krzywej pościgu należy oś koordynatora pokryć z wektorem prędkości rakiety. Ponieważ wektor \vec{v}_0 tworzy z osią rakiety kąt natarcia α_n , to rakieta powinna posiadać miernik α_0 i układ wychylenia koordynatora od osi rakiety o ten kąt.

Podstawą do wypracowania sygnału sterowania rakieta, w tym przypadku jest zdejmowany z koordynatora sygnał błędu U_0 , proporcjonalny błędowi pokrycia osi koordynatora z linią odległości rakieta - cel Δ ,

$$U_0 = c\Delta = c\psi_v,$$

gdzie c - współczynnik proporcjonalności.

Przy istnieniu Δ koordynator ciągle podaje sygnał błędu U_0 , na podstawie którego formuje się sygnał sterowania dla odchylenia sterów rakiety tak, aby spowodować manewr rakiety, przy którym błąd Δ i sygnał błędu U_0 przyjmą wartość zero.

W praktyce samonaprowadzanie po krzywej pościgu w postaci czystej nie wykorzystuje się ze względu na złożoność aparatury sterowania i dużą krzywizny toru rakiety przy strzelaniu do celów ruchomych o dużych prędkościach lotu i manewrujących, szczególnie pod dużą sylwetką.

Jeśli nie brać pod uwagę kąta natarcia i ustawić koordynator na stałe wzdłuż osi rakiety, to można otrzymać tak zwane naprowadzanie bezpośrednie, przy którym tor rakiety mieć będzie nieco większą krzywiznę, aniżeli krzywa pościgu, natomiast znacznie upraszcza się aparaturę sterowania.

Naprowadzaniu bezpośredniemu odpowiada równanie związku, które charakteryzuje kąt odchylenia ψ_R osi rakiety od celu, równy zero

$$\psi_R = 0.$$

W tym przypadku, sygnał błędu będzie określany według wzoru:

$$U_0 = c \Delta = c \psi_R.$$

Samonaprowadzanie bezpośrednio może być stosowane w raketach klasy "powietrze-powietrze" i "powietrze -ziemia", ponieważ przy strzelaniu do celu nieruchomego tor naprowadzania jest prostoliniowy.

Samonaprowadzanie rakiety może być także wykonywane ze stałym kątem wyprzedzenia/ równanie związku $\psi_R = \text{const}$ / i z kątem wyprzedzenia, zmieniającym się według określonej zależności. Jednak sposoby te w praktyce nie są stosowane ze względu na różne istotne cechy ujemne /duża krzywizna całego toru rakiety lub na oddzielnych jego odcinkach, złożoność aparatury sterowania i inne/.

Dla raket klasy "powietrze-powietrze" najbardziej możliwym do przyjęcia jest tor, otrzymywany przy zbliżaniu równoległym lub proporcjonalnym.

PRZY ZBLIŻANIU RÓWNOLEGLYM /rys.3/ równanie związku może być wyrażone w postaci jednej z dwóch następujących zależności równowartościowych:

- równania dla prędkości katowej linii odległości rakiet - cel

$$\omega_D = 0,$$

- równanie dla kąta wyprzedzenia ψ_v wektora prędkości rakiety \bar{v}_R

$$\sin \psi_v = \frac{V_c}{v_R} \sin \alpha,$$

gdzie: V_c - prędkość celu;

α - kąt kursowy celu.

Przy zbliżaniu równoległym linia odległości przesuwają się równolegle sama do siebie / $\omega_D = 0$ /, a wektor prędkości bezwzględnej rakiety \bar{v}_R zorientowany jest w punkcie natychmiastowego spotkania rakiety z celem C_y , tj. tworzy z linią odległości kąt ψ_v , określany drugim wariantem równania związku^{x/}.

x/ Wektor prędkości rakiety względem celu \bar{v}_{rc} przy zbliżaniu równoległym skierowany jest na cel i równy wektorowi prędkości zmiany odległości \bar{v}_D /prędkości zbliżania rakiety do celu/.

Jeśli faktyczny kąt wyprzedzenia ψ_f /rys.4/ różni się od kąta ψ_0 , odpowiadającego zbliżaniu równoległemu, to $\omega_D \neq 0$ i koordynator podaje sygnał U_0 , na podstawie którego formuje się sygnał sterowania dla odchylenia sterów rakiety tak, aby w wyniku jej manewru błąd naprowadzania $\Delta\psi = \psi_f - \psi_0$ zamienił się w zero. Przy tym również zamieniają się w zero ω_D i U_0 .

Sterem wychylenia nadaje się takie kąty, aby rakieta wykonywała manewr z prędkością kątową $\omega_R = K\omega_D$, gdzie współczynnik sterowania $K > 1$ /zazwyczaj $K = 3 + 4$ /. Tylko pod takim warunkiem rakieta zdolna jest usunąć błąd w kącie wyprzedzenia i wyjść na zbliżanie równoległe.

Koordynatory śledzące nie wymagają dużej dokładności w obliczaniu i budowie kąta wyprzedzenia w momencie odpalenia rakiety ψ_0 . Przy strzelaniu w wąskim sektorze tylnej półsfery dopuszczalne jest strzelanie z $\psi_0 = 0$, tj. z błędem, równym kątowi wyprzedzenia, potrzebnego dla zbliżenia równoległego.

W systemach, gdzie celownik wypracowuje kąt wyprzedzenia ψ_0 , i dla jego obliczenia stosuje się wzory przybliżone i oprócz tego dopuszczalne są nieduże błędy pilota w obserwacji celu.

We wszystkich przypadkach, gdy zezwala się na odpalenie rakiety przy niedużym błędzie w obliczaniu i budowie kąta wyprzedzenia, rakieta zdąży do czasu spotkania z celem usunąć popełniony błąd i przejść na tor zbliżania równoległego.

Odpalenie rakiety z obliczeniowym kątem wyprzedzenia wymaga zamontowania na samolocie dość skomplikowanego celownika, jednak zamontowanie jego zapewnia znaczne rozszerzenie możliwych warunków strzelania, włącznie do strzelania z dowolnego kierunku.

ZBLIŻANIE PROPORCJONALNE jest jednym z praktycznych sposobów realizacji zbliżania równoległego. Przy zbliżaniu proporcjonalnym równanie związku określa prędkość kątową rakiety i posiada postać:

$$\omega_R = K\omega_D,$$

gdzie K - współczynnik proporcjonalności.

Dla otrzymania zблиżenia równoległego należy mieć $K > 1$ x/.

W samej rzeczy, jeśli $K > 1$, to $\omega_R > \omega_D$. W wyniku tego między linią odległości i wektorem prędkości rakiety \vec{v}_R tworzy się kąt wyprzedzenia. W jakimś to momencie czasu on może się stać równym temu, który odpowiada zблиżaniu równoległemu. Wówczas ω_D zmieni się w zero i rakietą wykonywać będzie lot metodą równoległą.

Gdy kąt wyprzedzenia jest mniejszy/ lub większy/ od tego, który odpowiada zблиżaniu równoległemu, to linia odległości przesuwana się w stronę zwiększenia/ lub zmniejszenia/kąta kursowego celu, tj. ω_D posiada różny znak. Odpowiednio z tym zmienia się znak sygnału sterowania i kierunku zakrętu rakiety, w wyniku tego ma miejsce tendencja w orientacji rakiety z kątem wyprzedzenia dla zблиżenia równoległego. Przez dobór wielkości współczynnika K /przy $K > 1$ / można zapewnić potrzebną intensywność przejścia rakiety na zблиżanie równoległe i wymaganą dokładność jego zachowania.

Dla rakiet ze zблиżaniem proporcjonalnym mogą być stosowane tylko koordynatory śledzące, które dokonują pomiaru ω_D . Oprócz tego rakietą powinna posiadać miernik własnej prędkości kątowej zakrętu ω_z . Wobec tego, podstawą sygnału sterowania powinien być sygnał U_0 , zależny od ω_D i ω_z oraz równy:

$$U_0 = c(\omega_z - K\omega_D).$$

Przy $\omega_z \neq K\omega_D$ sygnał $U_0 \neq 0$ i rakietą wykonuje zakręt dotych pór, póki nie nastąpi równość $\omega_z = K\omega_D$, w której $U_0 = 0$. A będzie to miało miejsce tylko przy dokładnym zблиżaniu równoległym, kiedy $\omega_D = 0$.

x/ Często zблиżanie równoległe pojmujemy się w szerszym sensie, tj. z wykorzystaniem różnych K . Istotnie, jeżeli przyjąc $K=1$, to otrzymamy naprowadzanie po krzywej pościgu/ lub samonaprowadzanie bezpośrednio/, przy którym $\omega_z = \omega_D$. Jeśli przy tym ustawić koordynator pod stałym kątem / $\psi_k = \text{const}$ /, to otrzymamy samonaprowadzanie ze stałym kątem wyprzedzenia $\psi_R = \psi_k = \text{const}$, gdzie również $\omega_z = \omega_D$.

W dalszym materiale pod pojęciem zблиżanie proporcjonalnego będziemy rozumieć tylko takie, które zapewnia zблиżanie równoległe /tj. przy $K > 1$ /.

Ponieważ miernik prędkości katowej rakiety ω_R jest urządzeniem dość złożonym i o dużych gabarytach, to zamienia się go w praktyce dajnikiem przecięcia normalnego /nadmiernego/ n_j , które, jak wiadomo, związane jest z ω_R równaniem:

$$n_j = \frac{v_R \omega_R}{g}.$$

W takim przypadku równanie związku przyjmie postać:

$$n_j = K_1 \omega_D$$

i podstawą sygnału sterowania rakieta jest sygnał, równy:

$$U_0 = c(n_j - K_1 \omega_D).$$

Strzelanie raketami ze zbliżaniem proporcjonalnym niczym nie różni się od strzelania ze zbliżaniem równoległym, jeśli w obu przypadkach rakiety posiadają koordynatory śledzące.

Kończąc charakterystykę samonaprowadzania jako sposobu kierowania, podamy podstawowe jego właściwości.

Samonaprowadzanie posiada istotną przewagę nad innymi sposobami kierowania. Podstawową jego zaletą jest największa dokładność strzelania/naprowadzania rakiety/. Tłumaczy się to tym, że w miarę zbliżania rakiety do celu przy tych samych błędach katowych, błędy liniowe ciągle się zmniejszają. Niemalą wartość mają i takie właściwości dodatnie samonaprowadzania, jak możliwość wyprostosowania toru rakiety przez zastosowanie równoległej metody zbliżania dla zapewnienia strzelania zarówno do celów nie manewrujących, jak i manewrujących z dowolnego kierunku oraz swoboda manewru samolotu strzelającego przy użyciu układów samonaprowadzania typu aktywnego i pasywnego.

2. TELEKIEROWANIE

Telekierowaniem / kierowaniem zdalnym/ nazywa się kierowanie na odległość. Przy takim sposobie kierowania układ kierowania posiada trzy podstawowe elementy: punkt kierowania, obiekt kierowania / na przykład, raketę/ i linię połączenia między nimi.

Odpowiednio do typu raket punkt kierowania może być rozmieszczony na starcie lub poza nim, lecz w granicach działania linii połączenia. Dla raket lotniczych punktem

kierowania jest samolot strzelający/ samolot -nosiciel/.

Punkt kierowania kontroluje położenie rakiety i celu, i za pomocą linii połączenia kieruje rakieta. Rakietę sterowaną jest tylko na podstawie informacji/sygnatów/ postępujących z punktu kierowania.

W zależności od sposobu formowania sygnałów sterowania telekierowanie może być dwóch rodzajów: dowódcze i za pomocą wiązki.

KIEROWANIE DOWÓDCZE

Przy takim kierowaniu wszystkie sygnały sterowania całkowicie wypracowuje się na punkcie kierowania i za pomocą linii połączenia przekazywane są na rakieta. Aparatura rakiety jest wykonawcą otrzymanych sygnałów.

W celu wypracowania sygnałów punkt kierowania posiada aparaturę kontroli wzajemnego położenia celu i rakiety oraz środki połączenia z rakieta. Kontrola celu i rakiety może być wykonywana wzrokowo lub za pomocą środków technicznych /radiolokacyjnych, akustycznych, optycznych i innych/, a połączenie z rakieta - przewodami, przez radio i inne.

Rakietę przy kierowaniu dowódczym powinna posiadać urządzenie odbiorcze z deszyfratorem sygnałów dowódczych, układ stabilizacji przechyłu i aparaturę wykonania przyjętych sygnałów. Stabilizacja przechyłu potrzebna jest dla uzgodnienia sygnału /błędu naprowadzania/ z płaszczyzną sterowania rakieta/ dla wykluczenia pomylenia sterów/.

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

Układy zautomatyzowane znalazły szerokie zastosowanie w rakietach "ziemia-powietrze", proste układy dowódcze znalazły zastosowanie w rakietach "ziemia-ziemia" bliskiego zasięgu /rakiety przeciwpancerne i inne/.

W rakietach "powietrze-powietrze" kierowanie dowódcze stosuje się rzadko wskutek dużej aparatury i trudności kierowania ze startu szybko przemieszczającego się. Jednak możliwe jest tu stosowanie rakiety o małym zasięgu działania z kontrolą wzrokową i przekazywaniem sygnałów przez radio.

Dla rakiet "ziemia- ziemia" bardziej celowym jest stosowanie układu kierowania, zapewniającego kontrolę automatyczną położenia rakiety względem celu, wypracowanie i przekazanie sygnałów do rakiety.

Kierowanie dowódcze znajduje szerokie zastosowanie w układach kierowanych dla rakiet średniego i dalekiego zasięgu działania.

Zastosowanie kierowania dowódczego dla rakiet "powietrze-powietrze" jest wyjątkiem. W tej klasie rakiet nie jest celowe kierowanie dowódcze przy dowolnym stopniu automatyzacji, ze względu na niedostateczną dokładność naprowadzania rakiety, aparaturę o dużych gabarytach i trudności kierowania w szybko zmieniających się warunkach walki powietrznej.

KIEROWANIE ZA POMOCĄ WIAZKI PROWADZACEJ

Przy kierowaniu za pomocą wiązki sygnały kierowania wypracowywane są automatycznie przez aparaturę pokładową rakiety, poruszającej się w wiązce, którą przez punkt kierowania naprowadza się na cel. Wiązkę można tworzyć w wyniku wypromieniowania fal radiowych, promieni widzialnych, drgań akustycznych i innych. Ze względu na te same przyczyny, co i dla rakiet samonaprowadzających się, zastosowanie praktyczne w głównej mierze otrzymało wypromieniowanie fal radiowych.

Wiązka prowadząca przedstawia sobą ześrodkowanie energii fal radiowych wewnątrz niedużego kąta bryłowego. Wewnątrz tego kąta energia rozkłada się nierównomiernie, lecz symetrycznie względem jego osi, co zezwala na dokładne orientowanie wiązki na cel, a za pomocą aparatury pokładowej rakiety - określać błąd naprowadzania, tj. odchylenie rakiety od osi wiązki.

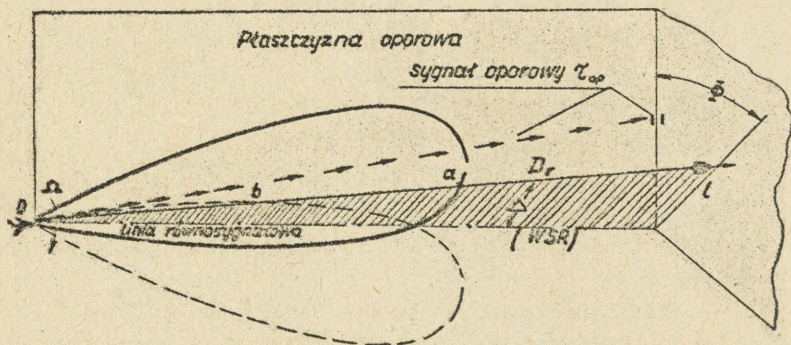
Orientacja wiązki prowadzącej na cel może być wykonana ręcznie lub automatycznie za pomocą systemu śledzącego, którego działanie oparte jest na wykorzystaniu sygnału, odbitego od celu.

Kierowanie za pomocą wiązki prowadzącej stosuje

się oddzielnie w raketach wszystkich klas, jak i wspólnie z innymi sposobami kierowania. Szczególnie szeroko wykorzystuje się je w raketach klasy "ziemia-powietrze". W raketach lotniczych kierowanie za pomocą wiązki prowadzącej stosuje się z samolotów bombowych i myśliwsko - bombowych do rażenia celów naziemnych i z samolotów myśliwskich - do rażenia w głównej mierze celów powietrznych.

Dla kierowania rakiety za pomocą wiązki prowadzącej na samolotach myśliwskich montuje się celownik radiolokacyjny z wybierającą charakterystyką kierunkowości i układem automatycznego prowadzenia celu według metody strefy równosygnałowej.

Kąt bryłowy, utworzony w wyniku ruchu obrotowego charakterystyki kierunkowości względem osi, nie pokrywającej się z maksimum wypromieniowania jest radiową wiązką kierowania /rys. 5/.



Rys.5. Schemat kierowania za pomocą wiązki prowadzącej.

Aparatura pokładowa rakiety posiada odbiornik radiowy, który określa odchylenie kątowne rakiety względem osi wiązki Δ /wierzchołkiem kąta jest samolot strzelający/, tj. błąd naprowadzania. Błąd naprowadzania Δ charakteryzuje się amplitudą napięcia U_0 , którą określa się różnicą sygnałów maksymalnego i minimalnego,

przechodzących do rakiety przy jednym obrocie charakterystyki kierunkowej. Z kolei, różnicę tych sygnałów można przedstawić geometrycznie jako różnicę odcinków oa i ob tej prostej charakterystyki kierunkowej, która przechodzi przez raketę.

W celu zwiększenia dokładności naprowadzania, rakietę może posiadać urządzenie, przekształcające błąd kątowy Δ w odchylenie liniowe l na podstawie wzoru:

$$l = \Delta D_r,$$

gdzie D_r - odległość od rakiety do samolotu strzelającego.

Dokładne określenie D_r napotyka na poważne trudności techniczne/ wymaga zamontowania w rakiecie radiodalmierza /w praktyce zamienia się wartością przybliżoną.

W tym celu wykorzystuje się mechanizmy czasowe, które określają D_r na podstawie wzoru:

$$D_r = v_r^* t,$$

gdzie: v_r^* - obliczeniowa prędkość średnia rakiety względem samolotu strzelającego;

t - czas lotu rakiety.

Sygnal błędny U_0 , proporcjonalny do Δ , tj. $U_0 = c\Delta$, przekształca się w sygnal błędny $U'_0 = c\Delta$ za pomocą potencjometra odległości, sterowanego przez mechanizm czasowy.

Przy kierowaniu za pomocą wiązki prowadzącej celownik, oprócz formowania charakterystyki kierunkowości, wypromieniowuje również na raketę kodowany sygnal oporowy τ_{op} dla odczytu kąta ustawienia fazy rakiety ϕ , charakteryzującego odchylenie płaszczyzny kąta niezgodności /płaszczyzny, w której leży kąt Δ γ od pewnej płaszczyzny oporowej. Przy tym wypromieniowanie sygnału oporowego w czasie lotu rakiety i sygnału, formującego charakterystykę kierunkowości, stabilizuje się względem przestrzeni, niezależnie od zmiany przechyłu samolotu. Rakietę powinna posiadać deszyfrator sygnału oporowego i układ stabilizacji przechyłu, zapewniający niezmiennosc

przechyłu rakiety od momentu odpalenia do końca lotu kierowanego. Stabilizacja przechyłu rakiety i wypromieniowania samolotu względem przestrzeni wyklucza poplątanie /zmianę działania/ sterów rakiety.

Przy strzelaniu z samolotu orientacja wiązki prowadzącej na cel może być wykonywana w dwóch warunkach /reżimach/ pracy celownika: w warunkach automatycznego prowadzenia celu / na sygnały odbite od celu/ i w warunkach unieruchomionej wiązki prowadzącej.

W warunkach prowadzenia automatycznego antena celownika automatycznie prowadząc cel, może się odchyłać od osi samolotu w granicach strefy prowadzenia automatycznego z prędkością kątową nie większą od pewnego przedziału, określonego charakterystykami układu śledzącego.

W warunkach unieruchomionej wiązki prowadzącej, antena celownika związana jest na stałe z osią samolotu. Orientację wiązki na cel dokonuje się przez manewr samolotu z wykorzystaniem wizjera, którego oś uzgadnia się z osią wiązki unieruchomionej.

Warunki automatycznego prowadzenia celu zapewniają większą dokładność naprowadzania rakiety, aniżeli wiązka unieruchomiona, ponieważ błędy prowadzenia automatycznego są znacznie mniejsze niż błędy pokrycia wiązki unieruchomionej. Przy wiązce unieruchomionej silny wpływ wywiera wzniesienie i poprzeczne wahania samolotu, które prowadzą do dużych odchyżeń wiązki od celu i powodują rozkołysanie rakiety. Wiazkę unieruchomioną jest sens stosować tylko w czasie strzelania do celów nieruchomych /balonów, celów naziemnych/ i do samolotów nie manewrujących podczas ataku z tyłu pod sylwetką 0/4.

Strzelanie w warunkach automatycznego prowadzenia celu możliwe jest w dowolnych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy do celów pojedynczych, przy braku radiozakłóceń, skutecznie odbijających fale radiowe. Jeśli celownik nie jest zabezpieczony przez zakłóceniami radiowymi /zakłócenia od ziemi, zakłócenia sztuczne, wytwarzane przez przeciwnika i inne/, to staje się niemożliwym bądź wykrycie, bądź uchwycenie i automatyczne prowadzenie celu.

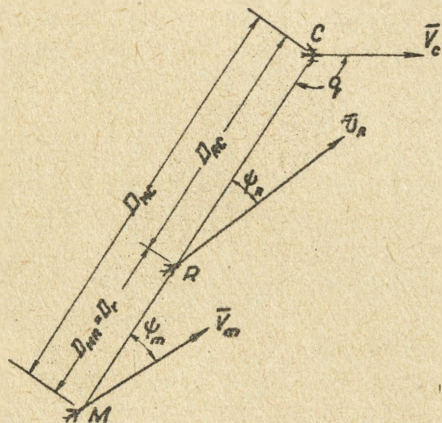
Stosowanie prowadzenia automatycznego do celu grupowego jest możliwe tylko w przypadku, jeżeli parametry ugrupowania bojowego celu / odstępny, odległości, przewyższenia/ przekraczają parametry zdolności rozdzielczej celownika w kącie i odległości. Przy stosowaniu prowadzenia automatycznego podczas działań samolotów w składzie grupy może przeszkadzać wzajemny wpływ wypromieniowania celowników jeden na drugi, i na rakiety. Zmusza to do wykonywania ataków i strzelania kolejno pojedynczymi samolotami. Na pozostałych samolotach grupy celowniki powinny pracować tylko na odbiór lub być wyłączone. W takich sytuacjach wykonanie ataków i strzelanie grupą samolotów możliwe jest tylko przy wzrokowej widzialności celu.

Strzelanie z wykorzystaniem wiązki unieruchomionej można wykonywać przy wzrokowej widzialności celu oraz przy dowolnych zakłóceniach do pojedynczych i grupowych celów powietrznych i naziemnych, zarówno posiadających, jak i nie posiadających zdolności odbicia fal radiowych. Jednak ze względu na trudności dokładnego pokrycia wiązki radiowej z celem, skuteczność możliwą do przyjęcia można otrzymać tylko przy strzelaniu do celów nieruchomych. Wiazkę unieruchomioną można stosować nawet w składzie grupy, jeśli przy tym wykluczone będzie wzajemne przecinanie się wiązek. Jeżeli przy wiązce unieruchomionej celownik posiadać będzie dodatkową obserwację radiolokacyjną, to można zapewnić strzelanie w dowolnych warunkach atmosferycznych. Wiazka unieruchomiona może znaleźć zastosowanie na samolotach myśliwsko- bombowych dla strzelania do celów naziemnych. Przy tym nie ma potrzeby montowania na samolot złożonego celownika radiolokacyjnego, wystarczającym będzie posiadanie nieruchomego wizjera optycznego i nieruchomego urządzenia radiolokacyjnego, które wytworzyłoby wiązkę prowadzącą.

Istotną cechą ujemną kierowania za pomocą wiązki prowadzącej /jak i każdego systemu telekierowania/ jest niespolenie samolotu strzelającego z rakieta od momentu odpalenia do końca jej naprowadzenia. Przy czym nawet w warunkach prowadzenia automatycznego niedopuszczalne jest dowolne manewrowanie samolotu, ponieważ może ono doprowadzić do

zwiększenia błędów prowadzenia automatycznego i nawet do zerwania uchwycenia celu, szczególnie przy ograniczonej strefie i prędkości prowadzenia automatycznego. W czasie całego lotu rakiety pilot zmuszony jest do płynnego prowadzenia samolotu.

Doskonały tor lotu rakiety podczas telekierowania może być różny w zależności od równania związku, określającego lot samolotu strzelającego. Rozpatrzmy przypadek strzelania w warunkach prowadzenia automatycznego, gdy wiązka prowadząca może mieć różne kąty odchylenia od osi samolotu, tj. samolot podczas naprowadzania rakiety może wykonywać lot z różnymi kątami wyprzedzenia.



Rys. 6. Schemat lotu rakiety w wiązce prowadzącej.

Na rys. 6 pokazany jest schemat wzajemnego położenia celu C , rakiety R i samolotu myśliwskiego M . W czasie lotu rakietą cały czas znajduje się na osi wiązki, która skierowana jest na cel. Wobec tego, prędkości kątowe linii odległości: myśliwiec - cel, rakietą - cel i myśliwiec - rakietą, równe są między sobą

$$\omega_{D_{Mc}} = \omega_{D_{Rc}} = \omega_{D_{MR}} = \omega_D.$$

Jeśli samolot myśliwski podczas naprowadzania rakiety, posiadający prędkość lotu V_m , będzie wykonywał lot metodą równoległą, tj. z wyprzedzeniem ψ_m , które określa się wzorem:

$$\sin \psi_m = \frac{V_c}{V_m} \sin q,$$

to otrzymamy $\omega_D = 0$, czyli brak przemieszczeń kątowych wiązki prowadzącej. W tym przypadku, rakietę wykonywać będzie lot metodą równoległą, mając kąt wyprzedzenia, określany według wzoru:

$$\sin \psi_R = \frac{V_c}{v_R} \sin q.$$

Jak wiadomo, naprowadzanie rakiety metodą równoległą jest najbardziej wygodne, ponieważ zapewnia lot jej po torze, zbliżonym do prostego / $\omega_R = \dot{\psi}_R$ /. Istnienie $\omega_D = 0$ zapewnia dużą dokładność prowadzenia celu przez wiązki i tym samym, prowadzi do zwiększenia dokładności naprowadzania rakiety.

Zazwyczaj celowniki dla strzelania raketami, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej nie mają wylicznika ψ_m . W takim przypadku pilot po wprowadzeniu rakiety w wiązkę / ! /, płynnym manewrem samolotu może usunąć przesunięcie kątowe celu lub jego znacznika i samolotowi w przybliżeniu nadać kąt ψ_m , odpowiadający zbliżaniu równoległemu.

Jeśli w czasie naprowadzania rakiety samolot myśliwski będzie wykonywał lot po krzywej pościgu / $\psi_m = 0$ /, to prędkość kątową linii odległości określa się według wzorów:

$$\omega_D = \frac{V_c}{D_{mc}} \sin q$$

i

$$\omega_D = \frac{V_c \sin q - v_R \sin \psi_R}{D_{RC}}.$$

Porównując prawe strony równań, otrzymamy wzór dla kąta wyprzedzenia, z którym porusza się rakietę

$$\sin \psi_R = \left(1 - \frac{D_{RC}}{D_{mc}} \right) \frac{V_c}{v_R} \sin q.$$

Ze wzoru tego wynika, że podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej pościgu rakietą porusza się z kątem wyprzedzenia, który różni się mnożnikiem $0 < (1 - \frac{D_{RC}}{D_{MC}}) < 1$ od kąta wyprzedzenia, odpowiadającego zbliżaniu równoległemu.

Tor rakiety, w danym przypadku, posiadać będzie znaczną krzywiznę, ponieważ prędkość kątową rakiety określa się sumą prędkości kątowych ω_D i $\dot{\psi}_R$, tj. $\omega_R = \omega_D + \dot{\psi}_R$.

Przy tym w początkowym momencie, gdy $D_{RC} = D_{MC}$ i $\psi_R = 0$, to $\omega_R = \omega_D$. W końcu naprowadzania rakietą spotyka się z celem metodą równoległą, ponieważ przy $D_{RC} = 0$ $\sin \dot{\psi}_R = \frac{V_c}{V_R} \sin q$ i, wobec tego, $\omega_R = \dot{\psi}_R$.

W przypadku lotu samolotu myśliwskiego po krzywej pościgu zwięża się zakres kierunków strzelania, obniża się dokładność prowadzenia celu przez wiązkę i jako następstwo tego mała jest dokładność naprowadzenia rakiety.

Kierowanie za pomocą wiązki prowadzącej, nawet w warunkach prowadzenia automatycznego, możliwe jest przy strzelaniu pod niedużymi sylwetkami. W czasie manewru celu w stronę samolotu myśliwskiego /rakiety/ powstają szczególne trudności, które dodatkowo zwiększają ω_D . Praktycznie strzelanie do celu manewrującego staje się mało skuteczne.

Cechą ujemną kierowania za pomocą wiązki prowadzącej jest niemożliwość powtórnego strzelania do końca naprowadzania wcześniej odpalonych rakiet, ponieważ dla każdego odpalenia wymagana jest stabilizacja wypromieniowania celownika względem przestrzeni, odpowiadająca przechyłowi samolotu w momencie wystrzału.

3. KIEROWANIE AUTONOMICZNE

Autonomicznym /lub programowym/ nazywa się takie kierowanie, przy którym rakietą kierowana jest tylko za pomocą swojej aparatury pokładowej, obliczonej dla określonego programu działania. Przy tym sposobie kierowania ani start, ani cel podczas lotu rakiety nie wywiera wpływu na jej ruch i wskutek tego, nie można zmienić jej toru.

Kierowanie autonomiczne do naprowadzania rakiety na cel stosuje się bezpośrednio tylko przy strzelaniu do celów nieruchomych o dużych wymiarach, z zasady, ze startu nieruchomego /rakiety balistyczne i uskrzydłone z silnym ładunkiem bojowym/.

Kierowanie autonomiczne znalazło szerokie zastosowanie w kombinowanych układach kierowania.

Dla ракет stosowanych ze startu nieruchomego i do celów ruchomych, kierowanie autonomiczne wykorzystuje się jako środek pomocniczy przy naprowadzaniu rakiety innymi sposobami.

Jeżeli kierowanie autonomiczne jest podstawowym sposobem kierowania, to rozwiązuje ono cały szereg zadań, które zapewniają wyjście rakiety na cel: stabilizacja rakiety, walka ze znoszeniem, wyłączenie silników, utrzymanie rakiety na zadanej wysokości, pomiar przebytej drogi przez całkowanie prędkości przejście rakiety na zniżanie i inne. Przy tym praca aparatury sterowania może być oparta na wykorzystaniu różnych praw mechaniki /prawo bezwładności, właściwości giroskopów i innych/ i właściwości fizycznych ciał niebieskich / przyciąganie, magnetyzm, promieniowanie widzialne itp/. Odmianami układów i przyrządów kierowania autonomicznego są: układy radiotechniczne /wysokościomierze, doplerowski miernik prędkości drogowej, radiolokator panoramiczny/, astronomiczne /chwytają promieniowania ciał niebieskich/ geotechniczne/wykorzystują pole grawitacyjne, magnetyczne lub elektryczne, pole ciśnienia atmosfery i inne/ i systemy bezwładnościowe /giroskopy, akcelerometry i inne/. Układy bezwładnościowe zapewniają największą dokładność naprowadzania rakiety, ponieważ one nie potrzebują zewnętrznego źródła informacji i same nie nie wypromieniowują, z tego względu są absolutnie autonomiczne i odporne na zakłócenia. Jako reguła, układ autonomiczny jest kompleksowy i wykorzystuje przyrządy, działające na różnych zasadach.

W rakietach klasy "powietrze - powietrze" kierowanie autonomiczne odgrywa tylko rolę pomocniczą w postaci stosunkowo nieskomplikowanego urządzenia czułego typu

bezwładnościowego. Niezależne kierowanie autonomiczne w tych raketach wykorzystuje się tylko na nieznacznym początkowym odcinku lotu rakiety o długotrwałości od ułamków sekundy do kilku sekund, lecz nie dłużej od czasu pracy silnika startowego/ ten odcinek lotu często nazywa się lotem niekierowanym, autonomicznym/.

Autonomiczny lot rakiety na odcinku początkowym wykorzystuje się dla różnych celów, z których głównymi są:
- zapewnienie samolotowi strzelającemu bezpieczeństwa przed zderzeniem się z rakietą, przy odpaleniu jej^z lotu krzywoliniowego /niedopuszczalne jest odpalenie rakiety ze sterami, wychylonymi na podstawie sygnału sterowania od układu podstawowego, stery należy ustawić w położenie neutralne/;

- wprowadzenie rakiety w wiązkę prowadzącą w układach telekierowania, ponieważ przed odpaleniem rakieta znajduje się poza wiązką prowadzącą;
- rozpędzanie rakiety do prędkości, przy której ona zdolna jest wykonywać manewry na sygnały otrzymane od podstawowego układu kierowania;
- zapewnienie strzelania pod dużą sylwetką rakiecie samonaprowadzającej się ze zbliżaniem równoległym.

Przy locie autonomicznym rakietę sterowaną jest stabilizatorami giroskopowymi kątów przechyłu i kątów natarcia/ myszkowania/ oraz akceleratorami, służącymi do zmniejszenia wahań poprzecznych rakiety i innymi.

Aparatura stabilizacji przechyłu, stabilizacji poprzecznej i podłużnej rakiety wykorzystywana jest również i po zakończeniu lotu autonomicznego dla zapewnienia normalnych warunków pracy podstawowego układu kierowania, i wobec tego w celu zwiększenia dokładności naprowadzania rakiety.

Nie wykluczone jest stosowanie kierowania autonomicznego jako sposobu podstawowego w raketach klasy "powietrze - powietrze" bliskiego zasięgu dla strzelania z samolotów myśliwsko-bombowych z nurkowania i dla strzelania ze śmigłowców. Przy tym dla kierowania rakietą może być wykorzystane najprostsze urządzenie, usuwające znośenie

rakiety przez wiatr, obniżenie rakiety pod działaniem siły ciężkości, a także wpływu oporu skośnego przy zejściu jej z urządzenia odpalającego, kiedy oś rakiety nie pokrywa się z kierunkiem wektora prędkości samolotu.

4. KIEROWANIE KOMBINOWANE

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

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

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

Układy kombinowane wykorzystuje się przede wszystkim dla strzelania na duże odległości, gdy wszystkie inne sposoby kierowania, stosowane oddzielnie, nie zapewniają naprowadzenia rakiety od startu do celu. Wychodząc z właściwości poprzednio rozpatrywanych sposobów kierowania wynika, że na odcinku końcowym lotu rakiety celowym jest wykorzystanie samonaprowadzania, a na początkowym - telekierowania. Jeśli odległość telekierowania jest ograniczona, to wprowadza się kierowanie autonomiczne od startu rakiety do samonaprowadzania lub między telekierowaniem i samonaprowadzaniem.

W praktyce spotyka się następujące połączenia: telekierowanie - samonaprowadzanie/ klasy "ziemia - powietrze", "powietrze - ziemia"/, kierowanie autonomiczne - samonaprowadzanie /"ziemia -ziemia"/ i telekierowanie - kierowanie autonomiczne /"ziemia -ziemia"/.

Dla rakiet klasy "powietrze -powietrze" możliwe są połączenia parami: telekierowanie- samonaprowadzanie i kierowanie autonomiczne - samonaprowadzanie. W obu przypadkach układ samonaprowadzania powinien posiadać koordynator z uchwyceniem celu na torze lotu rakiety. Przy tym

koordynator powinien być wyposażony w urządzenie automatycznej obserwacji / poszukiwania/ celu z kolejnym jego uchwyceniem i odłączenia od sterów systemu telekierowania lub kierowania autonomicznego.

5. SCHEMAT STRUKTURALNO-FUNKCJONALNY APARATURY STEROWANIA RAKIETY

W dowolnym sposobie kierowania w skład aparatury sterowania rakiety wchodzi dwa układy: układ kierowania w kierunku, nadający rakiecie określony tor lotu, i układ stabilizacji /stabilizacja przechyłu, stabilizacja podłużna i poprzeczna/.

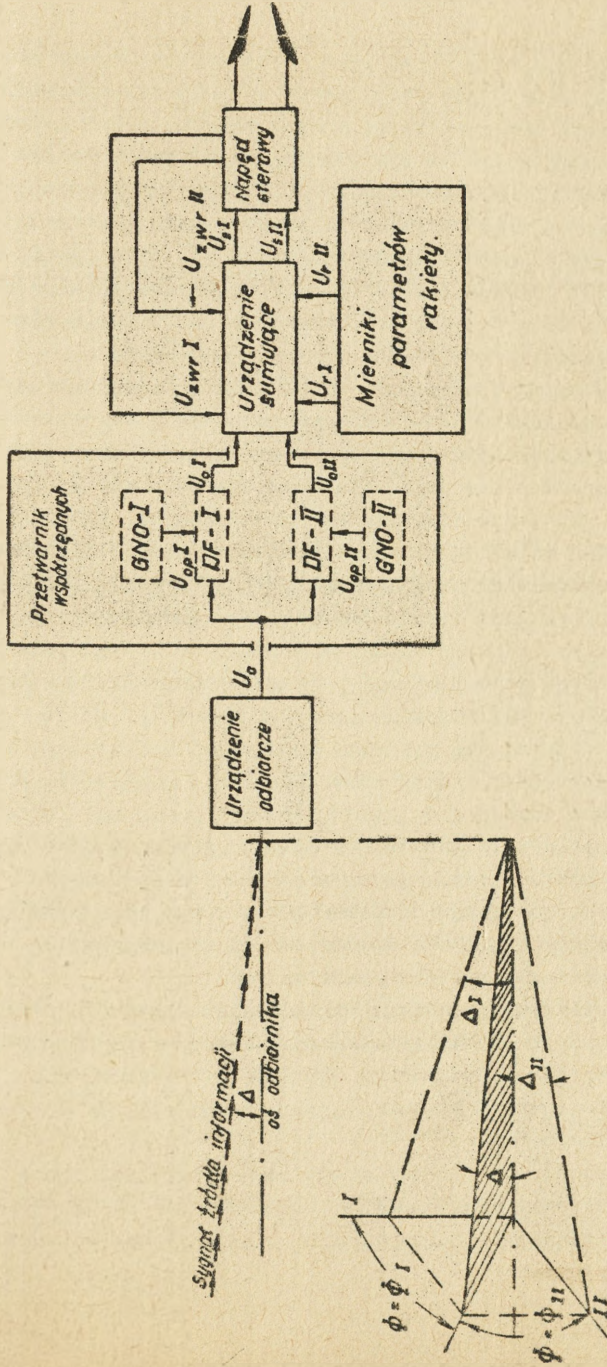
Układ kierowania w kierunku jest układem podstawowym, ponieważ charakteryzuje on sposób kierowania, jego odmiany, typ i charakter toru rakiety. Układ stabilizacji, nie patrząc na jego potrzebę, odgrywa tylko rolę pomocniczą, zapewnia normalne warunki pracy układowi kierowania w kierunku. Przy tym aparatura podłużnej i poprzecznej stabilizacji rakiety pracuje wspólnie z aparaturą podstawową, oddziałując na stery kierunku. Aparatura stabilizacji przechyłu rakiety pracuje autonomicznie i oddziałuje na lotki lub stery, spełniając rolę lotek w schemacie "ze sterowanym skrzydłem" /rys. 1, b/.

Obecnie rozpatrzmy aparaturę sterowania, oddziałującą na stery kierunku rakiet samonaprowadzających się i rakiet, kierowanych za pomocą wiązki prowadzącej.

Na rys.7 pokazany jest blokowy schemat ideowy aparatury sterowania. Podstawowymi elementami aparatury są: urządzenie odbiorcze, mierniki parametrów ruchu rakiety, przetwornik współrzędnych, urządzenie sumujące, napęd sterowy i elementy sprzężenia zwrotnego. Rozpatrzmy przeznaczenie poszczególnych urządzeń, zasadę ich działania i związek wzajemny.

Urządzenie odbiorcze chwytając promienie zewnętrzne i określa /mierzy/ odchylenie źródła informacji od swojej osi Δ .

Urządzeniem odbiorczym rakiet samonaprowadzających się jest koordynator, a rakiet, kierowanych za pomocą wiązki



Rys.7. Blokowy schemat ideowy aparatury sterowania rakiety.

przewodzącej - odbiornik radiowy. Dla raket samonaprowadzających się Δ jest odchyleniem celu od osi odbiornika, a dla raket, kierowanych za pomocą wiązki - odchyleniem odbiornika/ rakiety/ od osi wiązki prowadzącej. Oprócz tego, odbiornik rakiety samonaprowadzającej się może być miernikiem ω_D /koordynator śledzący/.

Sygnał, zdejmowany z urządzenia odbiorczego $U_0 = c_1 \Delta$ lub $U_0 = c_2 \omega_D$ /, jest sygnałem podstawowym, ponieważ zawiera on informację o typie toru rakiety, określonego równaniem związku.

Nie patrząc na to, że kierowanie rakieta dokonyuje się niezależnie w dwóch płaszczyznach wzajemnie prostopadłych/ kierowanie dwukanałowe/, urządzenie odbiorcze z zasady, wykonuje się jako jednokanałowe, tj. mierzy ono Δ /lub ω_D / w płaszczyźnie niezgodności, przechodzącej przez oś odbiornika i kierunku na źródło informacji. Dlatego w kolejnych urządzeniach rakiety sygnał, proporcjonalny Δ , dzieli się na dwa sygnały, proporcjonalne do odchyleń Δ_I i Δ_{II} , które rozmieszczone są w płaszczyznach kierowania rakiety/ w płaszczyznach oporowych/.

Miernikami parametrów ruchu rakiety mogą być: dajniki przeciążenia nadmiernego, kątów myszkowania, ciśnienia prędkości /dynamicznego/ i inne.

U większości raket mierniki te wykonują funkcje aparatury pomocniczej, tj. są miernikami dodatkowymi.

Ilość mierników dodatkowych określa się z obliczenia otrzymania wymaganej dokładności i niezawodności naprowadzania rakiety określonego typu.

W raketach samonaprowadzających się ze zbliżaniem proporcjonalnym dajnik przeciążenia nadmiernego spełnia funkcję dajnika podstawowego, bowiem jego konieczność spowodowana jest równaniem związku, określającym zbliżanie proporcjonalne.

Mierniki parametrów ruchu rakiety montuje się oddzielnie dla każdego kanału i działają one niezależnie jeden od drugiego.

Przetwornik współrzędnych służy do podziału sygnału błędu U_0 , wydawanego przez odbiornik, na kanały kierowania. Składa się on z dwóch zespołów, w każdym z których wchodzi detektor fazowy /DF/ i generator napięć oporowych/ GNO/. Generatory napięć oporowych wypracowują napięcia oporowe U_{opI} i U_{opII} , przesunięte w fazie o 90° /odpowiednio do prostokątności płaszczyzn kierowania rakiety/ i posiadają częstotliwość, równą częstotliwości sygnału błędu^{x/}.

Na każdy detektor fazowy podaje się odpowiednie napięcie oporowe i sygnał błędu. W detektorze następuje porównanie fazy sygnału błędu Φ_0 , który określa się kątem przesunięcia fazowego $\Phi = \Phi_I$ lub $\Phi = \Phi_{II}$ źródła informacji, z fazą sygnału oporowego Φ_{opI} lub Φ_{opII} . Jeśli przesunięcie faz $\Delta\Phi = \Phi_0 - \Phi_{op} = 0$, to dany detektor otwiera się i przepuszcza sygnał błędu U_0 w odpowiedni kanał kierowania. Jeżeli przesunięcie faz $\Delta\Phi = 90^\circ$, to detektor jest zamknięty i nie przechodzi sygnał błędu. Przy przesunięciu faz $0 < \Delta\Phi < 90^\circ$ każdy detektor otwiera się na czas proporcjonalny do odpowiedniego przesunięcia faz $\Delta\Phi_I = \Phi_0 - \Phi_{opI}$ i $\Delta\Phi_{II} = \Phi_0 - \Phi_{opII}$ oraz dzieli sygnał błędu U_0 na sygnały $U_{oI} = c\Delta_I$ i $U_{oII} = c\Delta_{II}$ odpowiednio do $\Delta\Phi_I$ i $\Delta\Phi_{II}$.

Pomimo ilościowego podziału sygnału błędu na kanały kierowania, detektory fazowe określają znak odchylenia rakiety w każdej płaszczyźnie kierowania. Osiąga się to przez zastosowanie w każdym detektorze dwóch układów i podania na detektory sygnału błędu i sygnału oporowego w fazach przeciwnych. Każdy z układów detektora pracuje /otwiera się/ tylko w jednym półokresie przy pokryciu się w czasie półokresów dodatnich sygnałów oporowych i sygnału błędu. W charakterze detektorów wykorzystuje się układy,

x/ Synchronizatorem częstotliwości sygnału błędu i sygnałów oporowych w raketach samonaprowadzających się jest napęd równoczesnego obrotu modulatora sygnału, przychodzącego od celu i generatorów napięć oporowych.

W raketach, kierowanych za pomocą wiązki prowadzącej synchronizator znajduje się na samolocie, jednocześnie kieruje on obracaniem charakterystyki kierunkowości anteny i wypromieniowaniem sygnału oporowego.

zbudowane na lampach elektronowych, detektorach krystalicznych, przełącznikach elektromechanicznych i innych.

Urządzenie sumujące przeznaczone jest do sumowania sygnałów wszystkich mierników i dajników rakiety oraz formowania sygnału sterowania oddzielnie w każdym kanale kierowania

Sumowanie sygnałów należy rozumieć nie jako proste dodawanie arytmetyczne, lecz jako algebraiczne, oparte na uwzględnieniu znaku sygnału od każdego dajnika. Przy tym przed zsumowaniem wszystkie sygnały przechodzą obróbkę, związaną z ich wzmacnieniem i przekształcaniem w sygnał o jednym charakterze, odpowiadający zasadzie działania napędu sterowego / na prądzie stałym lub zmiennym itp./.

Sumowanie sygnałów dokonuje się nie obowiązkowo w jednym i specjalnym bloku sumującym. W zależności od położenia dajników może się ono dokonywać kolejno elementami przez kilka urządzeń sumujących, rozmieszczonych w dogodnych miejscach.

Napęd sterowy przeznaczony jest do wychylania sterów i składa się z dajnika sygnału sterowania, mechanizmu sterowania, źródła zasilania mechanizmu sterowania i układu cięgieli do połączenia ze sterami.

Do kierowania raketami stosuje się różne napędy. Typ napędu określa się rodzajem energii, wykorzystywanej przez mechanizm sterowania. Największe zastosowanie otrzymały napędy pneumatyczne, pracujące na energii sprężonego powietrza lub gorących gazów prochowych.

Ponieważ sygnał sterowania formuje się w postaci prądu elektrycznego, to w charakterze dajników stosowane są urządzenia elektromagnetyczne. Dajnik sygnału sterowania związany jest z mechanizmem sterowania i reguluje on dostęp czynników / powietrza, gazów/ do mechanizmu, odpowiednio do wielkości i znaku sygnału sterowania.

Elementy sprzężenia zwrotnego służą do przekazania sygnału U_{zw} od urządzenia wykonawczego do sterującego. Sygnał ten określa wielkość i kierunek odchylenia urządzenia wykonawczego od położenia wyjściowego/zerowego/ i nazywa się sygnałem sprzężenia zwrotnego. Sprzężenie zwrotne niezbędne jest do

zamknięcia obwodu sterowania. Tylko przy istnieniu tego urządzenia zapewnia się odchylenie urządzenia wykonawczego, odpowiednio do sygnału, od urządzenia sterującego.

W rakietach może być kilka obwodów sterowania, lecz każda rakietka posiada obwód sterowania, związany z działaniem sterów. Stery powinny się tylko wychylać o kąt, odpowiadający wielkości i znakowi sygnału sterowania. W celu zapewnienia tego od sterów podaje się sygnał, który określa wielkość i kierunek ich wychYLENIA. Sygnał ten podaje się do urządzenia sumującego ze znakiem, przeciwnym do znaku sygnału sterowania.

W charakterze elementów sprzężenia zwrotnego sterów stosuje się potencjometry, których suwagi związane są ze sterami. Duże rozpowszechnienie otrzymały także śledzące napędy sterowe.

Oprócz wymienionych urządzeń, aparatura rakiety może posiadać różne przetworniki: wzmacniacze, urządzenia całkujące i różniczkujące oraz inne.

Urządzenia różniczkujące i całkujące wprowadza się dla tych dajników, które bezpośrednio mierzą nie sam parametr, lecz jego całkę lub pochodną. Na przykład, dajnik kątów myśzkowania mierzy nie kąt myśzkowania, lecz jego pochodną - prędkość kątową myśzkowania. Dajnik przeciążeń poprzecznych mierzy przyspieszenie poprzeczne i jeśli wykorzystuje się go do stabilizacji rakiety, to przyspieszenie trzeba całkować w celu otrzymania prędkości lub samych odchyień środka ciężkości rakiety.

Celem zwiększenia dokładności naprowadzania, oprócz sygnału, proporcjonalnego do błędu naprowadzania, mogą być również wypracowywane sygnały pierwszej i drugiej pochodnej tego błędu $\dot{\Delta}$, $\ddot{\Delta}$ /, co osiąga się za pomocą układów różniczkujących.

Jak wynika z powyższego, aparatura sterowania formuje sygnał sterowania, zawierający sygnały mierników podstawowych i dodatkowych oraz sygnały sprzężenia zwrotnego.

Każdy sygnał związany jest określoną zależnością

z odpowiednio mierzonym parametrem przez aparaturę /wielkością fizyczną, charakteryzującą położenie i ruch rakiety oraz oddzielnych jej elementów/. Wszystkie sygnały są związane wzajemnie zależnością matematyczną, nazywaną prawem sterowania. Podstawę tego prawa określa sygnał od zasadniczych mierników, formowany zgodnie z równaniem związku. Sygnały pozostałych mierników służą do zwiększenia jakości sterowania i dokładności lotu rakiety po torze, określaną równaniem związku.

§ 4. KIEROWANIE WYBUCHEM

Kierowanie wybuchem sprowadza się do zapewnienia najbardziej skutecznego wykorzystania efektów rażących części bojowej rakiety na cel.

Zdecydowana większość rakiet klasy "powietrze - powietrze" posiada część bojową o działaniu odłamkowo - burzącym. Przy tym rażenie celu osiąga się nie tylko przy bezpośrednim trafieniu, lecz i przy wybuchu rakiety w pewnej odległości od celu. W ostatnim przypadku rażenie celu osiąga się w głównej mierze odłamkami.

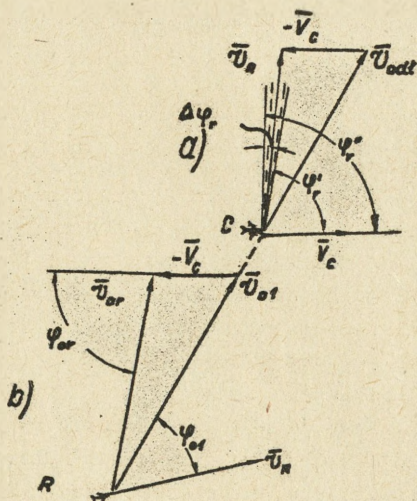
W celu zwiększenia skuteczności działania odłamków wykonuje się podział korpusu części bojowej na odłamki o optymalnym ciężarze i kształcie, a rozrzut o wąskim skierowaniu, gdzie podstawowa masa odłamków /80 - 90%/ ześrodkowuje się w wąskiej przestrzeni. Przekrój tej przestrzeni płaszczyzną, przechodzącą przez podłużną oś rakiety, tworzy kąt rozrzutu odłamków $\Delta\varphi$ rzędu 10 - 15° /rys.8/. Kąt nachylenia dwusiecznej sektora rozrzutu odłamków do osi rakiety φ_{01} zależy od prędkości rakiety i wynosi zazwyczaj 60 - 80°.

Podział korpusu części bojowej na odpowiednie odłamki i wąsko skierowany rozrzut odłamków zapewnia się różnymi sposobami, z których podstawowymi są:

- wybór kształtu korpusu części bojowej i ładunku kruszącego z uwzględnieniem tego, że odłamki rozlatują się po normalnej do powierzchni korpusu;

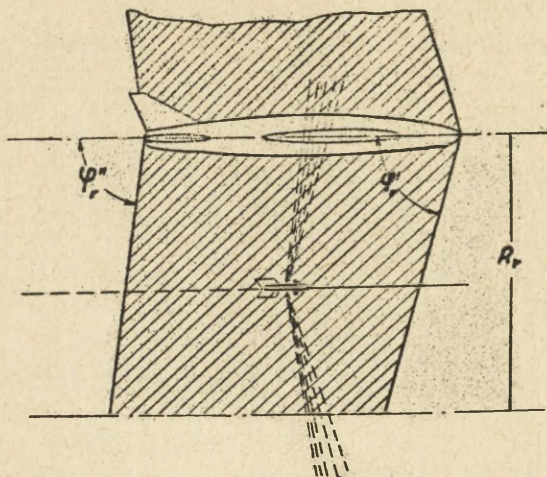
wrażliwych części celu, kierunkiem lotu odłamków i czasem ich lotu od momentu wybuchu do spotkania z celem.

Na rys. 10 w charakterze przykładu pokazana jest strefa wybuchów niebezpiecznych w stosunku do kadłuba samolotu-celu przy podejściu rakiety do celu na kursach zgodnych równoległych. Podczas budowy granicy przedniej i tylnej strefy przyjęto przybliżenie, że czas lotu odłamka od punktu wybuchu do celu równy jest zero. Przy takim założeniu przednie i tylne granice strefy przeprowadzone są w kierunku wektora prędkości



Rys.9. Schemat ruchu odłamków względem celu:
a- w momencie spotkania się odłamka z celem;
b- w momencie wybuchu rakiety

początkowej odłamka względem celu \vec{U}_{or} /rys. 9,b/ pod kątami $\psi_r'' = \psi_{or}''$ i $\psi_r' = \psi_{or}'$ odpowiednio dla tylnej i przedniej granicy sektora rozrzutu odłamków.



Rys.10. Strefa wybuchów niebezpiecznych.

Wybuch rakiety powinien nastąpić w strefie wybuchów niebezpiecznych. W tym celu wykorzystuje się zapalnik zbliżeniowy, który uzgadnia się z częścią bojową, warunkami strzelania i typem celu tak, aby strefa zadziałania zapalnika była pokryta ze strefą wybuchów niebezpiecznych.

Strefa zadziałania zapalnika jest to przestrzeń, umieszczona wokół celu, wewnątrz której zapalnik powoduje wybuch części bojowej rakiety.

Zapalnik zbliżeniowy działa na podstawie sygnałów, przychodzących od celu. Posiada on urządzenie odbiorcze z elementem czułym, reagującym na promieniowanie /lub odbicie/ przez cel jakiego bądź rodzaju energii. W obecnym czasie szerokie zastosowanie otrzymały zapalniki na podczerwień /podczerwone/ typu pasywnego i zapalniki radiolokacyjne typu aktywnego.

Urządzenie odbiorcze zapalników cieplnych posiada układ optyczny, a zapalników radiolokacyjnych- układ antenowy do chwywania odpowiedniego rodzaju energii.

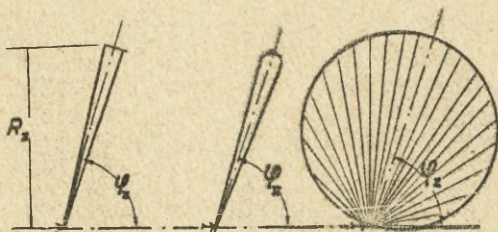
Układy optyczne i antenowe zapalników posiadają pole widzenia, zapewniające obserwację okrężną w płaszczyźnie, prostopadłej do podłużnej osi rakiety /płaszczyzna

równoważna/, i skierowaną obserwację w płaszczyźnie, przechodzącej przez płaszczyznę /merydionalną/ podłużnej osi rakiety.

W zapalnikach optycznych pole widzenia w płaszczyźnie merydionalnej wykonuje się o wąskim skierowaniu /rys. 11, a/, a w zapalnikach radiolokacyjnych charakterystyka kierunkowości może być zarówno o wąskim skierowaniu, jak i okrężna /rys. 11, b/.

Działanie zapalnika w pobliżu celu rozpoczyna się z chwilą wejścia sygnału, przekraczającego próg zadziałania czujnika, a wybuch części bojowej rakiety następuje po upływie pewnego czasu, który nazywa się czasem opóźnienia zapalnika.

Konstrukcyjnie opóźnienie zadziałania zapalnika może być wykonane różnymi sposobami: za pomocą elektrycznej linii opóźnienia, zmianą drogi ruchu płomienia od spłonki elektrycznej do detonatora i inne.



Rys. 11. Pole widzenia zapalnika optycznego/a/ i charakterystyka kierunkowości zapalników radiolokacyjnych /b/.

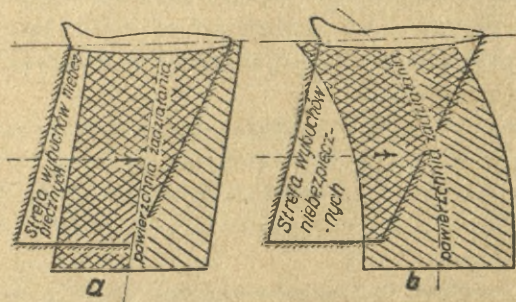
W stosunku do celu wybuch części bojowej następuje w pewnym położeniu przypadkowym, tj. ma miejsce rozrzut punktów zadziałania zapalnika, który spowodowany jest całym szeregiem czynników: wahaniami momentu przyjęcia sygnału na skutek tego, że cel na odległości działania zapalnika nie jest punktowym źródłem promieniowania/odbicia/.

niestabilnością czasu opóźnienia zapalnika, rozrzutem w naprowadzaniu rakiet, zmianą warunków strzelania / lub spotkania rakiety z celem/.

Strefę zadziałania zapalnika ogranicza się promieniem jego działania i rozrzutem punktów zadziałania w kierunku lotu rakiety, i określa się metodą doświadczalną.

Promień działania zapalnika R_z przeważnie tworzy się jako bliski do promienia działania rażącego odłamków R_p , kierunek osi pola widzenia /osi czułości/ zapalnika w płaszczyźnie merydionalnej φ_z - bliski do kierunku rozrzutu odłamków φ_{01} , a czas opóźnienia - dla odpowiednio typowych warunków strzelania i gabarytów celu typowego.

Idealnie uzgodnionym z częścią bojową, warunkami strzelania i celem jest zapalnik, w którym strefa zadziałania znajduje się wewnątrz strefy wybuchów niebezpiecznych lub pokrywa z nią. Jednak osiągnięcie uzgodnienia idealnego jest bardzo trudne, tym bardziej dla różnych warunków strzelania i różnych celów.



Rys. 12. Strefa zadziałania zapalnika:
a- przy wąskim polu widzenia; b- przy okrężnym polu widzenia.

Na rys. 12 strefami zakreskowanymi pokazane są możliwe strefy zadziałania dla zapalników o wąskoskierowanym i okrężnym polu widzenia, nałożone na strefy wybuchów niebezpiecznych rakiety. Punkty zadziałania zapalnika w

kierunku lotu rakiety rozkładają się według rozkładu normalnego. Każdemu chybieniu rakiety odpowiada określony środek zgrupowania punktów zadziałania. Połączenie tych środków tworzy powierzchnię zadziałania /na rysunku pokazany jest jej ślad/, która dzieli strefę zadziałania na dwie części, gdzie każda z nich zawiera po 50% punktów zadziałania. Największa gęstość punktów zadziałania ma miejsce na powierzchni zadziałania.

Jako reguła, zapalnik o wąskokierowanym polu widzenia można lepiej uzgodnić ze strefą wybuchów niebezpiecznych, aniżeli zapalnik z okrężnym polem widzenia.

Strefą zadziałania zapalnika w pewnej mierze można kierować, starając się osiągnąć lepsze jej uzgodnienie ze strefą wybuchów niebezpiecznych. Najprostszym sposobem kierowania jest zmiana prędkości opóźnienia w zależności od warunków strzelania i w głównej mierze od kierunku strzelania. I tak, do rakiet umożliwiających strzelanie pod dowolnymi sylwetkami celu mogą być wprowadzone trzy wartości czasu opóźnienia odpowiednie dla strzelania z tyłu, z przodu i z boku. Zmiana czasu opóźnienia może być dokonana przez pilota w powietrzu za pomocą kierowania zdalnego układem opóźnienia wybuchu.

Celowym jest również stosowanie zapalników o wąskokierowanym polu widzenia. W tym przypadku promień działania zapalnika będzie bardziej stabilny i w sposób prostszy można osiągnąć pokrycie strefy zadziałania ze strefą wybuchów niebezpiecznych.

Zapalnik powinien być uzgodniony nie tylko z częścią bojową, warunkami strzelania i celem, lecz także z aparaturą sterowania rakiety. I tak, dla rakiet samonaprowadzających się celowym jest, aby czujniki koordynatora i zapalnika reagowały na jeden i ten sam rodzaj /źródło / promieniowania /odbicia/ celu. Nieuzgodnionymi, na przykład, są koordynator na podczerwień i zapalnik radiolokacyjny i na odwrót. W takich przypadkach źródła promieniowania na różnych samolotach - celach są oddzielone jedno od drugiego i różne. Prowadzi to do tego, że często wybuch rakiety następuje poza strefą wybuchów niebezpiecznych.

Na przykład, przy strzelaniu do samolotów bombowych, na których silniki rozmieszczone są oddzielnie i przesunięte do przodu, koordynator na podczerwień naprowadza rakietę na jeden z silników, w tymże czasie jak zapalnik radiolokacyjny zadziałuje na część ogonową samolotu. Dlatego skuteczność działania odłamków przy naprowadzaniu rakiety na skrajny silnik raptownie się zmniejsza.

T R E Ś Ć

str.

§ 1. Ogólna konstrukcja raket	3
§ 2. Kierowanie wystrzałem	6
§ 3. Kierowanie lotem	8
1. Samonaprowadzanie	8
Według rodzaju energii	10
Według miejsca rozmieszczenia	
źródła energii	12
Według typu teorii rakiety.....	13
2. Telekierowanie	21
Kierowanie dowódcze	21
Kierowanie za pomocą wiązki prowa-	
dzącej	23
3. Kierowanie autonomiczne	30
4. Kierowanie kombinowane	33
5. Schemat strukturalno-funcjonalny	
aparatury sterowania rakiety	34
§ 4. Kierowanie wybuchem	40

Wydrukowano w 1 egz.

Egz. nr. 1 - Wyd. Wydawniczy

Wyk. pík PAWŁOWSKI

Druk KH, dn. 8.01.1968 r.

Nr. ks. masz. 010/WL

1-40 jf

