

Grey Scale #13



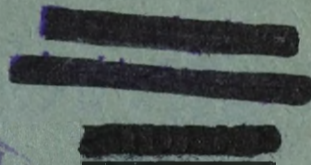
A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK

JAWNE



ASG WP wewn. 3666/82



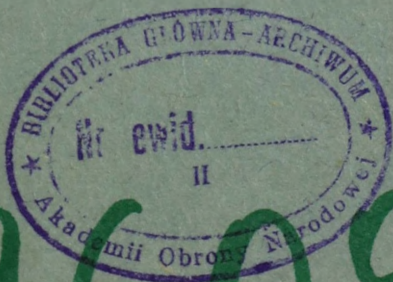
Egz. nr 1

Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

SYSTEMY KIEROWANIA RAKIETAMI PRZECIWLOTNICZYMI

Podręcznik

OPK



49608

WARSZAWA

1982



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK

JAWNE

ASG WP wewn. 3666/82



Egz. nr 1

Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

SYSTEMY KIEROWANIA RAKIETAMI PRZECIWLOTNICZYMI

Podręcznik

OPK



49608

WARSZAWA

1982

PRZEKLASYFIKOWANO

Protokół Nr 54305

JAWNE

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK

ASG WP wewn. 3666/82

PODSTAWA
Ustawa z dnia 22 stycznia 1999 roku
art. 88 ust. 2
(Dz. U. RP Nr 11 poz. 95)
.....
podpis

Egz.nr 1

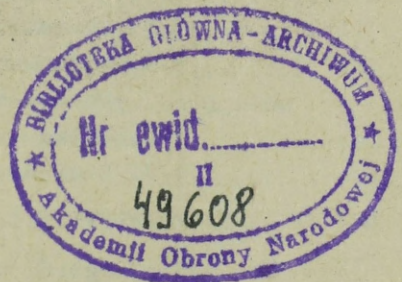
Przeklas. -
prot. 1 z du. 2. 01. 97
du -



Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

SYSTEMY KIEROWANIA RAKIETAMI PRZECIWOLOTNICZYMI

Podręcznik



WARSZAWA

1982 R.

TRZĘC
=====

Str.

WSTĘP	5
I. OGÓLNE WIADOMOŚCI O SYSTEMACH KIEROWANIA I PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWACH RAKIETOWYCH	6
1. Podstawowe wiadomości o systemach kierowania przeciwlotniczymi raketami kierowanymi /PRK/	6
2. Podstawowe wiadomości o przeciwlotniczych zestawach raketowych /PZR/	6
II. PRZECIWLOTNICZE ZESTAWY RAKIETOWE PRACUJĄCE SYSTEMEM SYGNAŁÓW KIERUJĄCYCH	9
1. Charakterystyka systemów sygnałów kierujących	9
2. Zasada działania przeciwlotniczego zestawu raketowego ...	15
3. Ogólna budowa przeciwlotniczego zestawu raketowego z radiolokacyjną stacją śledzącą	17
4. Stacja naprowadzania rakiet /SNR/	18
4.1. Układ synchronizacji	18
4.2. Układy antenowo-falowodowe	21
4.3. Urządzenia nadawczo-odbiorcze SNR	25
4.4. Przełącznik nadawanie - odbiór /N - O/	32
4.5. Urządzenia wskaźnikowe	34
4.6. Układ sterowania antenami i wyrzutniami	37
4.7. Układ określania współrzędnych /UOW/	40
4.8. Układ wypracowania komend /UWK/	44
4.9. Radionadajuik komend /RNK/	48
5. Przeciwlotnicze rakiety kierowane /PRK/	50
5.1. Ogólna charakterystyka rakiet przeciwlotniczych	50
5.2. Ogólna budowa PRK	51
5.3. Silniki raketowe	56
5.4. Aparatura pokładowa PRK	66
5.5. Głowica bojowa	71
5.6. Działanie rakiety podczas startu i lotu	80
6. Wyrzutnie rakiet przeciwlotniczych	84
6.1. Charakterystyka i klasyfikacja wyrzutni raketowych .	84
6.2. Ogólna budowa wyrzutni rakiet przeciwlotniczych	86
6.3. Zasada sterowania wyrzutnią rakiet przeciwlotniczych.	87

III. SYSTEMY KIEROWANIA RAKIETAMI W WIĄZCE PROMIENIOWANIA STACJI RADIOLOKACYJNEJ	89
1. Charakterystyka systemów	89
2. Kierowanie raketami w wiązce prowadzącej	90
3. Kierowanie raketami w wiązce wirującej	91
IV. SYSTEMY SAMONAPROWADZANIA RAKIET	94
1. Charakterystyka systemów samonaprowadzania	94
2. Zasada działania systemu samonaprowadzania raket	96
2.1. Właściwości fal elektromagnetycznych wykorzystywa- nych do naprowadzania raket	98
2.2. Optyczne koordynatory celu	103
2.3. Radiolokacyjne koordynatory celu	107
V. STRZELANIE I KIEROWANIE OGNIEM PRK	114
1. Układy współrzędnych	114
2. Przeciążenia i zwrotność PRK	117
3. Metody naprowadzania PRK	121
3.1. Pojęcie metody naprowadzania	121
3.2. Odcinki toru lotu rakiety	123
3.3. Podstawowe wymagania stawiane metodom naprowadzania	123
3.4. Metoda naprowadzania "trzech punktów" /TP/	124
3.5. Metoda wyprzedzania	128
3.5.1. Metoda całkowitego wyprostowania toru lotu rakiety w rejonie punktu spotkania	129
3.5.2. Metoda połowicznego wyprostowania toru lotu rakiety w rejonie punktu spotkania	131
3.5.3. Metoda równoległego zbliżenia	136
3.5.4. Metoda proporcjonalnego zbliżenia	138
4. Błędy występujące podczas strzelania PRK	139
4.1. Klasyfikacja błędów	139
4.2. Dynamiczny błąd naprowadzania	143
4.3. Błąd kątowy w odległości h_{kd}	148
5. Skuteczność strzelania przeciwlotniczymi raketami kierowa- nymi	151
5.1. Wskaźniki skuteczności strzelania	151
5.2. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczego jedną raketą	153

	Str.
5.3. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu uwzględniające niezawodność działania zestawu raketowego	163
5.4. Oczekiwana liczba zniszczonych samolotów przy strzelaniu do celu grupowego	167
5.5. Ekonomiczność strzelania PRK	168
5.6. Określanie prawdopodobieństwa trafienia rakieta w założoną powierzchnię przy pomocy siatki renkladu kołowego.	170
6. Strefa ognia i strefa startu PRK	172
6.1. Pojęcie stref strzelania PRK	172
6.2. Budowa strefy ognia	175
6.3. Budowa strefy startu	180
6.4. Strefa startu przy strzelaniu do celu stosującego manewr - gwarantowana strefa startu	183
6.5. Ostrzelywanie celów kolejno wlatujących w strefę startu PZR	185
7. Przygotowanie strzelania	193
7.1. Wstępne przygotowanie strzelania	193
7.2. Bezpośrednie przygotowanie strzelania	197
ZAKOŃCZENIE	207
LITERATURA	207

W S T Ę P

Lata po drugiej wojnie światowej charakteryzują się burzliwym rozwojem wszystkich rodzajów środków napadu powietrznego /ŚNP/.

Współczesne samoloty bojowe przekroczyły prędkość dźwięku i mają możliwości lotu od wysokości bardzo małych do przekraczających pułap dwudziestu kilometrów. Promień działania samolotów bombowych napełnianych paliwem w powietrzu zabezpiecza praktycznie możliwość lotu do dowolnego punktu kuli ziemskiej. Dalszy rozwój samolotów pilotowanych idzie w kierunku polepszenia ich możliwości lotno-taktycznych. Równocześnie z rozwojem samolotów są doskonalone środki rażenia przez nie przenoszone.

Wyjątkowo szybko przebiega rozwój bezpilotowych środków napadu powietrznego, a szczególnie raket uskrzydłych "powietrze-ziemia" i innych. Rola i znaczenie środków napadu powietrznego wrosły szczególnie w związku z nagromadzeniem znacznych zapasów broni atomowej i termojądrowej.

Jednocześnie z rozwojem środków napadu powietrznego następuje rozwój środków obrony powietrznej. Osiągnięty poziom rozwoju techniki lotniczej, artylerii przeciwlotniczej, radioelektroniki, aerodynamiki nadźwiękowej, teorii ruchu odrzutowego i innych gałęzi nauki oraz konieczność obrony przed ŚNP sprawiły, że do uzbrojenia wojsk obrony powietrznej zostały wprowadzone przeciwlotnicze zestawy raketowe /PZR/. Podstawową zaletą tych zestawów jest wysoka skuteczność strzelania przeciwlotniczymi raketami kierowanymi /PRK/ do celów powietrznych.

Niniejszy podręcznik jest w zasadzie przeznaczony dla słuchaczy Wydziału Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej Kraju Akademii Sztabu Generalnego WP.

Podręcznik zawiera pięć rozdziałów, z których cztery traktują ogólnie o budowie i zasadach działania systemów kierowania PRK, natomiast piąty dotyczy zasad strzelania i kierowania ogniem PRK.

W podręczniku starano się w sposób możliwie szczerzy przybliżyć Czytelnikowi problematykę dotyczącą techniki raketowej, a głównie tej, która znajduje się w wyposażeniu Wojsk Rakietowych OPK.

W opracowaniu rozdziałów dotyczących przeciwlotniczych zestawów raketowych pracujących systemem sygnałów kierujących oraz zasad strzelania i kierowania ogniem wzorowano się przede wszystkim na PZR typu S-75M "WOLCHOW".

Niniejszy podręcznik powinien stanowić dobrą pomoc naukową przy studiowaniu problematyki z tej dziedziny.

I. OGÓLNE WIADOMOŚCI O SYSTEMACH KIEROWANIA I PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWACH RAKIETOWYCH

1. Podstawowe wiadomości o systemach kierowania PRK

Systemem kierowania rakieta nazywa się tę część przeciwlotniczego zestawu raketowego, która bierze udział bezpośrednio w kierowaniu wyrzutniami raketowymi, antenami i raketami w procesie przygotowania strzelania, samego strzelania i naprowadzania rakiety na cel.

System kierowania obejmuje szereg układów automatycznej regulacji, które tworzą zamknięty obwód sterowania rakieta. Pełny schemat strukturalny systemu kierowania zawiera następujące, wzajemnie połączone podsystemy i układy: układ naprowadzania i pokładowy podsystem kierowania. Na system kierowania składają się: urządzenia pomiarowe dokonujące pomiarów różnych parametrów, określające położenie rakiety względem celu lub położenie rakiety i celu względem punktu kierowania rakieta; urządzenia przekształcające i liczące, wypracowujące sygnały kierujące na podstawie danych z urządzeń pomiarowych; urządzenia wykonawcze, napędzające organy sterowania rakieta odpowiednio do sygnałów kierujących.

Podstawowym zadaniem systemu kierowania PRK jest: zapewnienie niezbędnych warunków startu rakiety; kierowanie lotem rakiety, zapewnienie wymaganej dokładności zbliżenia rakiety do celu i zapewnienie zwalczania celu.

Systemy kierowania PRK można podzielić na następujące zasadnicze grupy:

1. Systemy sygnałów kierujących.
2. Systemy kierowania wiązką radiolokatora.
3. Systemy samonaprowadzania raket.
4. Mieszane systemy kierowania, jako kombinacja pierwszych trzech systemów.

2. Podstawowe wiadomości o przeciwlotniczych zestawach raketowych

Przeciwlotniczy zestaw raketowy /PZR/ stanowi techniczną konstrukcję umożliwiającą realizację procesu kierowania raketami.

Od przyjętego sposobu zwalczania celu zależy wybór rodzaju systemu kierowania PRK, a od rodzaju systemu zależy z kolei typ i skład przeciwlotniczego zestawu raketowego. Przeciwlotnicze zestawy raketowe wprowadzone do uzbrojenia wojsk są przeznaczone do zwalczania samolotów, raket uskrzydlnych "powietrze-ziemia", śmigłowców, balonów automatycznie kierowanych itp. W przypadku braku innych środków walki ze-

stawy te mogą być użyte do niszczenia celów naziemnych lub nawodnych. Podstawową zaletą PZR jest wysoka skuteczność strzelania przeciwlotnymi raketami kierowanymi do celów powietrznych, w tym do celów lecących w całym zakresie wysokości, z dużą prędkością i celów manewrujących. Wysoką skuteczność strzelania zapewnia: kierowanie lotem rakiety w zależności od ruchu celu, pozwalające uzyskać wymaganą dokładność naprowadzania rakiety na cel; umieszczenie w głowicy rakiety silnego ładunku bojowego, który przy odpowiedniej dokładności naprowadzania wspólnie z radiozapalnikiem zapewnia duże prawdopodobieństwo zniszczenia celu.

Podstawowymi elementami PZR są: stacja naprowadzania rakiet /SNR/, przelotnik /może występować zarówno na pokładzie rakiety, jak i w stacji naprowadzania/, wyrzutnie i inne urządzenia pomocnicze. W niektórych systemach może nie być stacji naprowadzania i wówczas podsystem naprowadzania składa się tylko z pokładowego urządzenia kierowania.

Zagadnieniem poprzedzającym budowę określonego systemu i typu PZR jest: opracowanie podstaw teoretycznych strzelania, sformułowanie zasad strzelania oraz metodyki obliczania wskaźników i oceny skuteczności strzelania.

Zadaniem teorii strzelania jest sformułowanie podstaw teoretycznych i uzasadnienie zasad strzelania. W związku z tym najbardziej charakterystycznymi zadaniami wchodzącymi w skład teorii strzelania PRK są: określenie możliwości ogniwych i zadań realizowanych za pomocą PZR; uzasadnienie wielkości i kształtu stref ognia i stref startu PZR; określenie norm zużycia rakiet do ostrzeliwania celu; opracowanie i uzasadnienie możliwości i najbardziej skutecznych sposobów strzelania do celów w różnych warunkach, uzasadnienie wymagań stawianych ugrupowaniom PZR.

W celu dokonania oceny strzelania wcześniej opracowuje się kryteria oceny - wskaźniki skuteczności strzelania.

Skuteczność strzelania i wartości odpowiednich jej wskaźników zależą od dokładności naprowadzania rakiet na cel, charakterystyk ładunku bojowego, radiozapalnika rakiety i właściwości celu. Metodyka oceny skuteczności strzelania obejmuje zatem: analizę oraz metodykę badania błędów strzelania PRK i dokładności naprowadzania rakiet na cel; badanie oddziaływania PRK na cel i opracowanie metodyki określania prawa rażenia środków napadu powietrznego; ogólną metodykę obliczeń wskaźników skuteczności strzelania przy danych błędach strzelania i prawie rażenia celu. Opracowanie podstaw teoretycznych teorii strzelania i wskaźników skuteczności strzelania umożliwia sprecyzowanie i uzasadnienie szeregu wymagań taktycznych do projektowania i budowy nowych

PZR. Szczególnymi zadaniami w tej dziedzinie są: opracowanie i uzasadnienie racjonalnych wymagań odnośnie do charakterystyk zestawów i ich dokładności; wybór systemu kierowania, metody naprowadzania i uzasadnienie stawianych jej wymagań; uzasadnienie wymagań odnośnie do ładunku bojowego i radiozapalnika rakiety.

Przeciwlotniczym zestawom raketowym stawia się następujące wymagania taktyczno-techniczne: wysokie prawdopodobieństwo zniszczenia celu; odporność na zakłócenia radioelektroniczne; duża głębokość strefy ognia; wysoka niezawodność działania; możliwie najmniejsza liczba elementów składowych; możliwie największa liczba gotowych do startu rakiet na wyrzutniach; krótki czas zwijania i rozwijania zestawu /nie dotyczy zestawów typu stacjonarnego/; możliwość zniszczenia celów o małej skutecznej powierzchni odbicia; prosta obsługa itp.

Wymagania taktyczne są często trudne do zrealizowania pod względem technicznym, szczególnie gdy chodzi o budowę zestawów uniwersalnych, za pomocą których można by niszczyć wszystkie cele w całym zakresie wysokości i odległości.

W związku z powyższym PZR dzielą się - w zależności od donośności strzelania - na: dalekiego zasięgu /powyżej 100 km/; średniego zasięgu /do 100 km/; małego zasięgu /do 25 km/ i bliskiego zasięgu /do 10 km/. W zależności od wysokości zwalozanych celów PZR dzielą się na: mało-wysokościowe /do 3-5 km/; średniowysokościowe /do 15-18 km/ i dużych wysokości /powyżej 15-18 km/. Pod względem manewrowości PZR dzielą się na: stacjonarne - zainstalowane na stałe, nie wykonujące żadnych manewrów; półstacjonarne - wymagające określonych zabiegów technicznych celem przestawienia ich z położenia bojowego w marszowe i odwrotnie /w stosunkowo długim czasie/; ruchome - które mogą prowadzić strzelanie w marszu, z krótkich przystanków, albo czas ich przestawienia z położenia bojowego w marszowe i odwrotnie mierzy się w minutach. W grupie zestawów ruchomych mieszczą się lekkie przenośne PZR.

Należy pamiętać, że taki wymóg, jak zwiększenie zasięgu strzelania, prowadzi bezpośrednio do zwiększenia ciężaru i gabarytów PRK. Aby rakietą mogła lecieć dalej, musi mieć więcej paliwa, większy silnik itd. Zwiększony ciężar i wymiary rakiety pociągają za sobą zwiększenie gabarytów i ciężaru wyrzutni, co wpływa na ograniczenie możliwości instalowania na nich większej liczby rakiet i manewrowości PZR.

II. PRZECIWLOTNICZE ZESTAWY RAKIETOWE PRACUJĄCE SYSTEMEM SYGNAŁÓW KIERUJĄCYCH

1. Charakterystyka systemów sygnałów kierujących

System sygnałów kierujących polega na zapewnieniu lotu rakiety do punktu spotkania z celem po torze określonym metodą naprowadzania zgodnie z sygnałami kierującymi przekazywanymi na pokład rakiety drogą radiową z punktu kierowania.

Charakterystyczne dla tego systemu kierowania jest to, że sygnały, pod wpływem których zmienia się tor lotu rakiety lub warunki pracy urządzeń znajdujących się na jej pokładzie, są wypracowane poza rakieta - w punkcie kierowania.

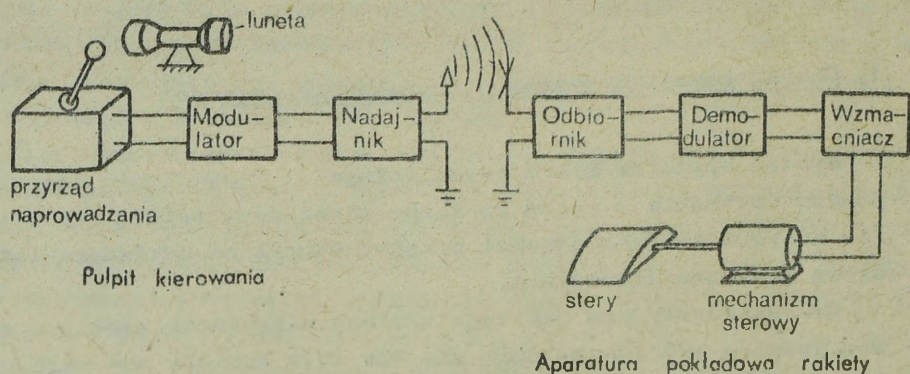
W systemach sygnałów kierujących można wydzielić:

1. Systemy kierowania ze śledzeniem wizualnym.
2. Systemy kierowania ze śledzeniem optycznym.
3. Systemy kierowania ze śledzeniem telewizyjnym.
4. Systemy kierowania ze śledzeniem radiolokacyjnym.

Przy śledzeniu wizualnym operator, obserwując wzrokowo wzajemne położenie celu i rakiety, określa błąd naprowadzania. Manipulując dźwignią pulpitu sterowniczego, przekazuje na pokład rakiety /linią przewodową lub drogą radiową/ odpowiednie komendy i tym samym dąży do trafienia rakiety w cel.

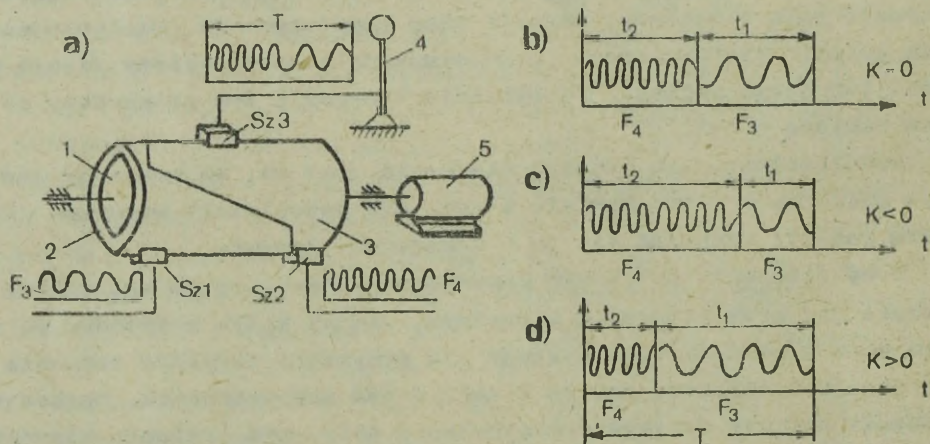
Osobliwością tego rodzaju śledzenia jest to, że operator jednocześnie powinien widzieć rakieta i cel. Dla polepszenia warunków śledzenia lotu rakiety wyposaża się ją w urządzenia smugowe.

Przy śledzeniu optycznym naprowadzanie rakiety na cel odbywa się podobnie jak przy śledzeniu wizualnym, jednak w tym przypadku do śledzenia celu i rakiety wykorzystuje się przyrządy optyczne znacznie polepszające widzialność, zasięg i dokładność naprowadzania. Uproszczony schemat blokowy zestawu raketowego z optycznym systemem kierowania raketami za pomocą linii radiowej jest przedstawiony na rysunku 1. Zestaw tego typu składa się z: lunety; pulpitu kierowania; wyrzutni raketowej; rakiety. Pulpit kierowania obejmuje: przyrząd naprowadzania, modulator i nadajnik komend z anteną nadawczą. Na pokładzie rakiety znajduje się: odbiornik z anteną odbiorczą, demodulator, wzmacniacze sygnałów, bloki sterowania i stery.



Rys. 1. Uproszczony schemat blokowy zestawu raketowego z optycznym systemem kierowania raketami

Zasada działania przyrządu naprowadzania rakiety na cel w jednej płaszczyźnie /pionowej/ jest przedstawiona przykładowo na rysunku 2. Analogiczne zjawisko występuje w płaszczyźnie poziomej sterowania.



Rys. 2. Zasada działania przyrządu naprowadzania raket;
 a/ schemat ideowy przyrządu naprowadzania;
 b, c, d - przebiegi czasowo-częstotliwościowe komend;
 1 - wałek; 2 i 3 - części tulejki metalowej;
 4 - dźwignia sterująca; 5 - silnik elektryczny;
 Sz1, Sz2, Sz3 - szczotki

Silnik elektryczny /5/ obraca wałec /1/ wykonany z materiału izolacyjnego, na który są nałożone odizolowane od siebie obie części /2 i 3/ odpowiednio przeciętej tulejki metalowej. Do tulejki - kolektora przylegają dwie nieruchome szczotki grafitowe /Sz1 i Sz3/ i jedna szczotka ruchoma /Sz2/ połączona z dźwignią sterującą /4/. Szczotka ta może się przemieszczać wzdłuż powierzchni tulejki. Do wytwarzania komend sterujących rakietą wykorzystuje się metodę czasowo-częstotliwościową. Pełna wartość komendy "w górę", "w dół" jest równa okresowi T. Jeżeli w czasie t_1 jest przekazywana komenda "w górę", a w czasie t_2 - "w dół" to sumaryczna wartość komendy K w płaszczyźnie pionowej będzie równa:

$$K = \frac{t_1 - t_2}{t_1 + t_2} = \frac{t_1 - t_2}{T}$$

Jeżeli dźwignia sterująca zajmuje położenie neutralne, to szczotka Sz2 znajduje się pośrodku wałca i przy stałej prędkości obrotowej wałca czas jej kontaktu z obiema częściami tulejki - kolektora jest jednaki. W tym przypadku wartość komendy K jest równa zero /rys. 2b/. Zmiana położenia szczotki Sz2 na powierzchni wałca powoduje, że czas jej kontaktu z obiema częściami tulejki będzie różny. Pociąga to za sobą zmianę stosunku długości przedziałów czasowych częstotliwości sygnału sterującego. Wielkość i wartość komendy jest proporcjonalna do stosunku długości przedziałów czasowych w okresie T. Napięcia prądu o określonej częstotliwości z modulatora są doprowadzane do szczotek nieruchomych. Do szczotki Sz1 bez przerwy jest doprowadzany sygnał o częstotliwości F_3 /w górę/, a do szczotki Sz3 - sygnał o częstotliwości F_4 /w dół/. Formowanie komend kierowania w drugiej płaszczyźnie /w prawo, w lewo/ odbywa się w analogiczny sposób. Służy do tego drugi wałec z taką samą liczbą szczotek znajdujących się w przyrządzie naprowadzania. Sygnały komend w odpowiedniej płaszczyźnie kierowania uzyskuje się poprzez modulację częstotliwości nośnej nadajnika parami częstotliwości F_1 , F_3 , F_1 , F_4 i F_2 , F_3 , F_2 , F_4 . Sygnały komend przesłane do rakiety są doprowadzane do odbiornika, gdzie podlegają wzmooczeniu, a następnie postępują do demodulatora w celu dokonania selekcji i przekształcenia ich do postaci użytecznej i zdolnej do wywołania odpowiedniej reakcji sterów.

Zasadniczą wadą systemów kierowania zarówno ze śledzeniem wizyjnym, jak i optycznym jest to, że można je wykorzystywać tylko w warunkach dobrej widoczności i przy strzelaniu na małe odległości. Ponadto w systemach tych powstają błędy charakterystyczne dla sterowania ręcznego, których wielkość zależy w znacznym stopniu od doświadczenia i wytrenowania operatora. Do zalet można zaliczyć dużą odporność tych systemów

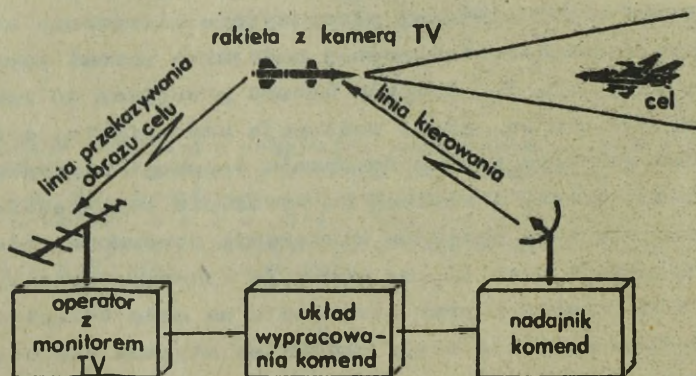
na zakłócenia radioelektroniczne. Przykładem tego typu rozwiązań mogą być zestawy raketowe skonstruowane w Wielkiej Brytanii typu TIEGER CAT i RAPIERR, przeznaczone do zwalczania samolotów i śmigłowców na małej wysokości. W wojskach raketowych OPK przykładem jest PZR typu SA-75M, w którym w wyniku modernizacji dobudowano stanowisko operatorów optycznego śledzenia celów. Stanowisko operatorów jest wyposażone w dwie lunety i pulpit kierowania położeniem anten radiolokacyjnej stacji naprowadzania rakiet.

Z uwagi na wyżej wymienione wady, systemy tego typu nie znalazły szerzego zastosowania do zwalczania celów powietrznych.

Technikę telewizyjną można wykorzystywać do kierowania raketami na wiele sposobów. Dotychczas najczęściej stosowanymi są dwa sposoby.

W pierwszym przypadku urządzenie telewizyjne /kamera i monitor/ są sprzężone poprzez przelicznik z radiolokacyjną stacją naprowadzania rakiet. Za pomocą kamery TV, związanej z układem antenowym SNR, wykrywa i śledzi się cele powietrzne. Współrzędne celu są określane położeniem układu antenowego. Obraz z kamery jest przekazywany na monitor TV, na którym są naniesione znaczniki stanowiące celownik SNR. Dokładność śledzenia polega na ciągłym i dokładnym utrzymywaniu celu w środku znaczników. Współrzędne rakiety /po jej wystartowaniu/ są określane tak jak przy radiolokacyjnym rodzaju pracy. Komendy kierujące lotem rakiety są wypracowywane i przekazywane na jej pokład w sposób automatyczny. Wadą tego sposobu śledzenia, podobnie jak przy śledzeniu optycznym, jest duża jego zależność od warunków atmosferycznych i pory doby. Zaletą natomiast jest większa odporność PZR na zakłócenia radioelektroniczne.

W drugim przypadku telewizyjny system kierowania raketami jest wykorzystywany w sposób uwidoczniiony na rysunku 3.

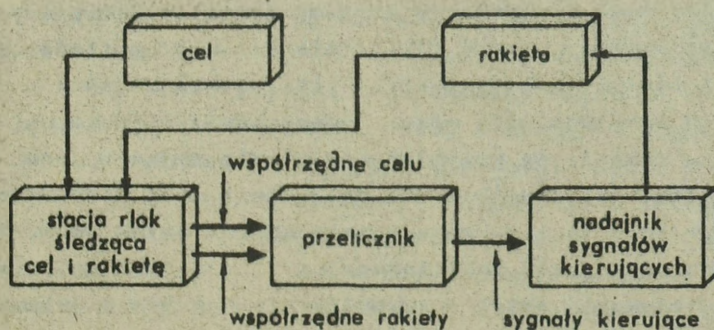


Rys. 3. Telewizyjny system kierowania raketami

W skład aparatury takiego systemu wchodzi: na pokładzie rakiety - kamera TV ustawiona w głowicowej części rakiety, nadajnik TV i odbiornik sygnałów sterujących; w stacji naprowadzania rakiet - monitor TV, układ wypracowania komend i nadajnik komend. Pomiędzy rakieta i SNR istnieje łączność telewizyjna. Zasada działania systemu jest następująca: rakieta za pomocą kamery TV obserwuje cel i otaczającą go przestrzeń. Obraz rejestrowany przez kamerę jest przekazywany na monitor umieszczony w SNR. Operator obserwując obraz na ekranie monitora, ocenia według znaczników wielkość błędu naprowadzania i na tej podstawie przekazuje do rakiety drogą radiową odpowiednie komendy zapewniające trafienie nią w cel.

Efektywność telewizyjnego systemu kierowania zależy od zasięgu i dokładności "widzenia" kamery telewizyjnej oraz od zasięgu łączności telewizyjnej SNR - rakieta, co z kolei zależy od mocy nadajnika TV rakiety i czułości odbiornika TV w SNR. Jakkolwiek system telewizyjny zapewnia wysoką dokładność naprowadzania rakiet na cel, to jednak w przeciwlotniczej artylerii raketowej nie znalazł dotąd praktycznego zastosowania ze względu na złożoność aparatury, stosunkowo duże jej rozmiary i znaczne koszty. Szczególnie chodzi tu o aparaturę rozmieszczoną na pokładzie rakiety, która zwiększając ciężar i gabaryty rakiety, prowadzi w konsekwencji do zmniejszenia zasięgu jej lotu. W tym przypadku system pod względem zasięgu ma większe możliwości naprowadzania niż sama rakieta. Ponadto aparatura TV rakiety jest tracona bezpowrotnie.

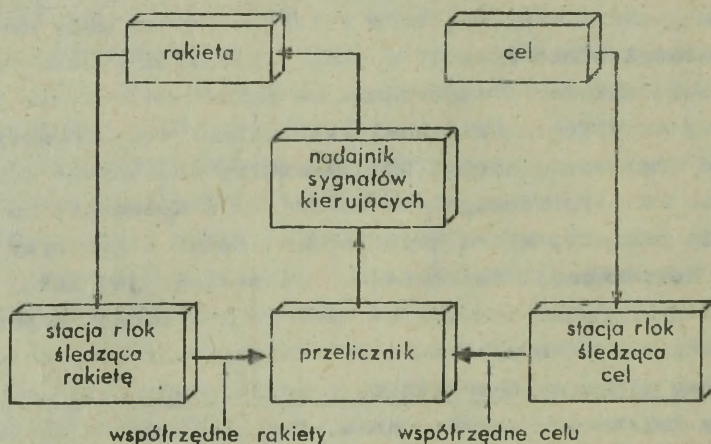
Systemy kierowania raketami z radiolokacyjnymi stacjami śledzącymi znalazły najszersze zastosowanie. Przeciwlotnicze zestawy raketowe budowane są z jedną lub dwiema stacjami radiolokacyjnymi. Na rysunku 4 przedstawiony jest uproszczony schemat blokowy systemu sygnałów kierujących z jedną śledzącą stacją radiolokacyjną.



Rys. 4. Schemat blokowy systemu sygnałów kierujących z jedną śledzącą stacją radiolokacyjną

Stacja radiolokacyjna śledzi cel i rakietę oraz określa ich współrzędne. Aby naprowadzanie rakiet było możliwe, zarówno cel, jak i rakietą powinny znajdować się w wiązce stacji radiolokacyjnej. Na podstawie uzyskanej różnicy współrzędnych rakiety i celu oraz przyjętego prawa zbliżenia rakiety do celu /zastosowania odpowiedniej metody naprowadzania/ w przeliczniku zostają wypracowane sygnały kierujące. Sygnały te za pomocą nadajnika radiowego są przekazywane na pokład rakiety i powodują odpowiednie wychylenia sterów, co z kolei wywołuje zmianę toru lotu PRK.

Cel i rakietą mogą być śledzone przez oddzielne stacje radiolokacyjne. Zasada pracy takiego systemu jest analogiczna do podanej poprzednio. Uproszczony schemat blokowy systemu sygnałów kierujących z dwiema stacjami radiolokacyjnymi przedstawiony jest na rysunku 5.



Rys. 5. Schemat blokowy systemu sygnałów kierujących z dwiema stacjami radiolokacyjnymi

We współczesnych przeciwlotniczych zestawach rakietowych budowanych w ZSRR i wprowadzonych do uzbrojenia naszych wojsk rakietowych OPK najszersze zastosowanie znalazły systemy sygnałów kierujących z jedną stacją radiolokacyjną. Jakość PZR ocenia się według ilości kanałów śledzenia celu i ilości kanałów rakietowych. Liczba kanałów celu i kanałów rakietowych wskazuje, ile można jednocześnie śledzić celów i naprowadzać na nie rakiet. Na przykład w zestawie mającym jeden kanał celu i wiele kanałów rakietowych można do jednego celu naprowadzać kilka rakiet. Przykładem takiego rozwiązania są PZR S-75M "WOLCHOW", S-125 "NEWA" wyposażone w jedną radiolokacyjną stację śledzenia. Natomiast przykładem zastosowania systemu sygnałów kierujących z dwiema śledzącymi stacjami radiolokacyjnymi jest zestaw "NIKE" produkcji USA przyjęty do uzbrojenia państw NATO. PZR z dwiema stacjami radiolokacyjnymi nie od-

znacza się lepszymi właściwościami w porównaniu z jedną stacją radiolokacyjną, gdyż w obu przypadkach zachodzi konieczność śledzenia rakiety i celu w czasie całego cyklu strzelania /od startu rakiety do spotkania się jej z celem/. Dlatego też nie ma konieczności wprowadzania do zestawu dodatkowej stacji radiolokacyjnej śledzącej rakietę.

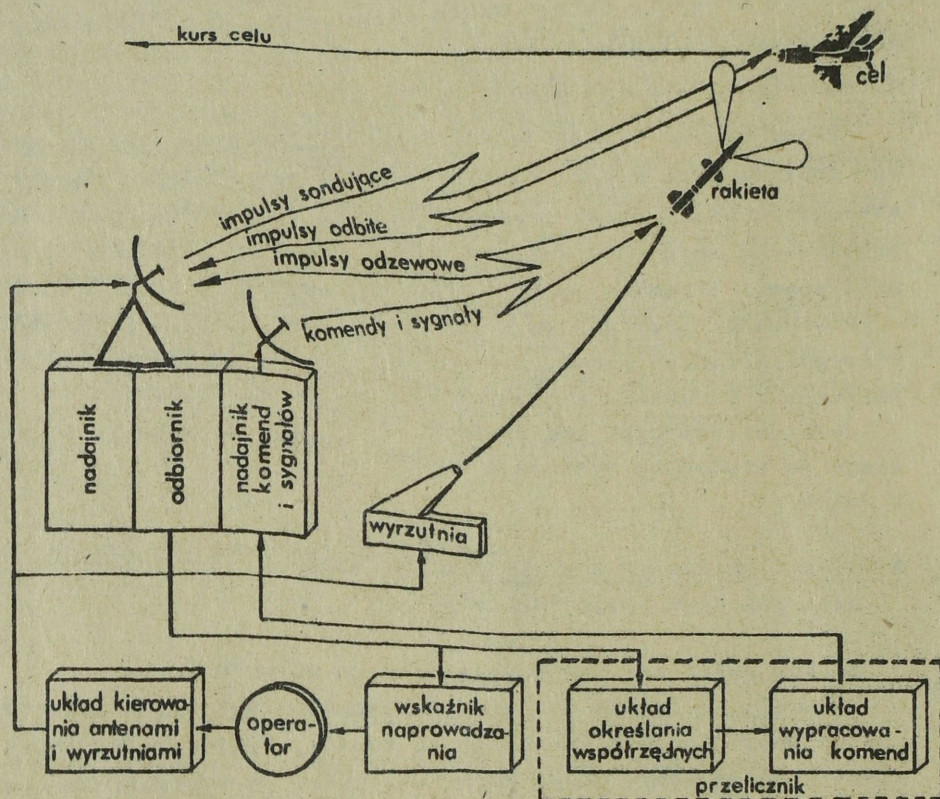
System sygnałów kierujących z radiolokacyjną stacją śledzącą zapewnia dostatecznie wysoką dokładność naprowadzania rakiet, pozwala na stosowanie wielu metod naprowadzania, w tym takich jak: połowicznego wyprostowania toru lotu rakiety w punkcie spotkania, równoległego zbliżenia, pogoni trzech punktów i innych. Możliwość stosowania różnych metod naprowadzania przy jednym i tym samym systemie kierowania ułatwia rozwiązywanie takich zadań, jak strzelanie do celów manewrujących i celów lecących w warunkach aktywnych zakłóceń radioelektronicznych.

Jedną z istotnych wad systemu sygnałów kierujących jest konieczność ciągłego śledzenia rakiety i celu od chwili jej startu do spotkania się z celem.

2. Zasada działania przeciwlotniczego zestawu raketowego /na przykładzie PZR typu S-75M "WOLCHOW"/

Zasadę działania PZR zobrazowano na rysunku 6.

Z chwilą włączenia SNR do pracy impulsami z synchronizatora zostaje uruchomiony nadajnik. Generuje on impulsy sondujące wielkiej częstotliwości i dużej mocy, które za pomocą anten są wypromieniowane w przestrzeń o obszarze określonym charakterystyką antenową. Gdy w obszarze charakterystyki znajdzie się cel, wówczas część energii zostanie od niego odbita i odebrana przez anteny stacji. Odbita energia /echo/ zostaje doprowadzona falowodami do odbiornika, gdzie poddawana jest selekcji /wydzielenie własnych sygnałów/, wzmocnieniu i przekształceniu w sygnały pośredniej częstotliwości, a następnie w sygnały wizyjne. Sygnały w tej postaci są doprowadzane do układu określania współrzędnych celu i do wskaźników naprowadzania. Na ekranach wskaźników w postaci plamki świetlnej zostaje zobrazowany znacznik celu. Operator, obserwując na wskaźniku znacznik celu, steruje napędami anten i wyrzutni, czym doprowadza do pokrycia znacznika celu z punktem przecięcia znaczników pionowego i poziomego. Elektroniczny znacznik pionowy obrazuje osie symetrii charakterystyki antenowej, a znacznik poziomy - odległość. Śledzenie celu, które należy kontynuować do momentu spotkania rakiety z celem, polega na dokładnym utrzymywaniu środka znacznika celu na skrzyżowaniu znaczników wskaźnika.



Rys. 6. Zasada działania przeciwlotniczego zestawu raketowego

Po wejściu celu w strefę startu operator dokonuje startu rakiety. Kierunek startu rakiety zapewnia wstrzelenie jej w wiązkę radiolokacyjną SNR, przy czym na początkowym odcinku toru nie jest ona sterowana. Dopiero na odpowiedniej odległości od SNR następuje przechwycenie rakiety przez elektroniczne układy śledzące i rozpoczyna się jej automatyczne śledzenie.

Powierzchnia skuteczna odbicia rakiety lecącej w kierunku od stacji jest zbyt mała, aby można było ją śledzić na takiej zasadzie jak śledzenie celu /poprzez odbieranie energii odbitej/. Dla zapewnienia normalnych warunków śledzenia rakiety ze stacji naprowadzania emitowane są z określoną częstotliwością impulsy zapytujące, które na pokładzie rakiety uruchamiają nadajnik wysyłający do SNR impulsy odzewowe. Impulsy te są doprowadzane do odbiornika i podlegają takiej samej obróbce, jak sygnały odbite od celu, a więc: selekcja, wzmożenie i przekształcenie do pośredniej częstotliwości, a następnie po wydzieleniu /detek-

cji/ sygnałów wizyjnych są doprowadzane do układu określania współrzędnych i na wskaźniki naprowadzania. Układ określania współrzędnych określa współrzędne katowe w płaszczyźnie poziomej /azykut β / i w płaszczyźnie pionowej /kąt położenia ξ / oraz współrzędną odległości /D/ zarówno dla celu, jak i dla rakiety. Odpowiednie napięcia prądu obrazujące współrzędne rakiety i celu są doprowadzane do układu wypracowania komend, w którym - proporcjonalnie do różnicy pomiędzy odpowiednimi wartościami bieżącymi współrzędnych celu i rakiety - są wypracowywane komendy sterowania rakietą w postaci napięcia stałego.

Komendy sterowania są przekazywane do radionadajnika komend, a następnie za pomocą anteny zostają wysłane drogą radiową do rakiety. Odebrane przez aparaturę pokładową rakiety sygnały komend są dekodowane i z powrotem przekształcone z napięcia impulsowego w napięcie stałe, po czym zostają doprowadzone do autopilota. Po wzmocnieniu w autopilocie sygnały komend postępują do bloków sterowania, które powodują odpowiednie wychylenie sterów, korygując w ten sposób lot rakiety po torze obliczeniowym /kinematycznym/ określonym metodą naprowadzania. W momencie zbliżenia się rakiety na określoną odległość do celu lub w czasie ustalonym przez mechanizm czasowy na jej pokład z SNH zostaje przekazany jednorazowo sygnał /komenda/ uruchomienia urządzenia nadawczo-odbiorczego radiozapalnika i odbezpieczenia jego ostatniego stopnia zabezpieczenia. Radiozapalnik zaczyna promieniować energię elektromagnetyczną w obszarze wyznaczonym przez charakterystykę anteny nadawczej. Z chwilą pojawienia się w strefie promieniowania celu na wejściu odbiornika pojawi się sygnał odbity. Po osiągnięciu przez ten sygnał odpowiedniej wartości następuje zadziałanie układu wykonawczego radiozapalnika i wybuch ładunku bojowego, którego odłamki rażą cel. Zdalne zadziałanie radiozapalnika względem celu jest zależne od charakterystyki radiozapalnika i dokładności naprowadzania rakiety na cel. W przypadku niezadziałania radiozapalnika na skutek uszkodzenia go lub omybienia celu wybuch ładunku bojowego nastąpi od mechanizmu samolikwidacji po czasie wyznaczonym przez mechanizm zegarowy uruchamiany przy starcie rakiety.

Należy zaznaczyć, że rakiety naprowadzane są na cel w sposób automatyczny. Warunkiem dokładnego naprowadzania rakiet jest dokładność śledzenia celu przez operatorów.

3. Ogólna budowa przeciwlotniczego zestawu raketowego z radiolokacyjną stacją śledzącą

Skład przeciwlotniczego zestawu raketowego, a więc liczba elementów, skład aparatury zależy od typu i przeznaczenia zestawu. Ogólną budowę

PZR wyjaśnimy na przykładzie zestawu typu S-75M "WOLCHOW", będącego w wyposażeniu Wojsk Rakietowych OPK. Zasadniczymi elementami wchodzącymi w skład zestawu S-75M są:

- 1/ stacja naprowadzania rakiet;
- 2/ przeciwlotnicze rakiety kierowane;
- 3/ wyrzutnie rakietowe;
- 4/ elektrownie polowe;
- 5/ wyposażenie pomocnicze.

4. Stacja naprowadzania rakiet /SNR-75W/

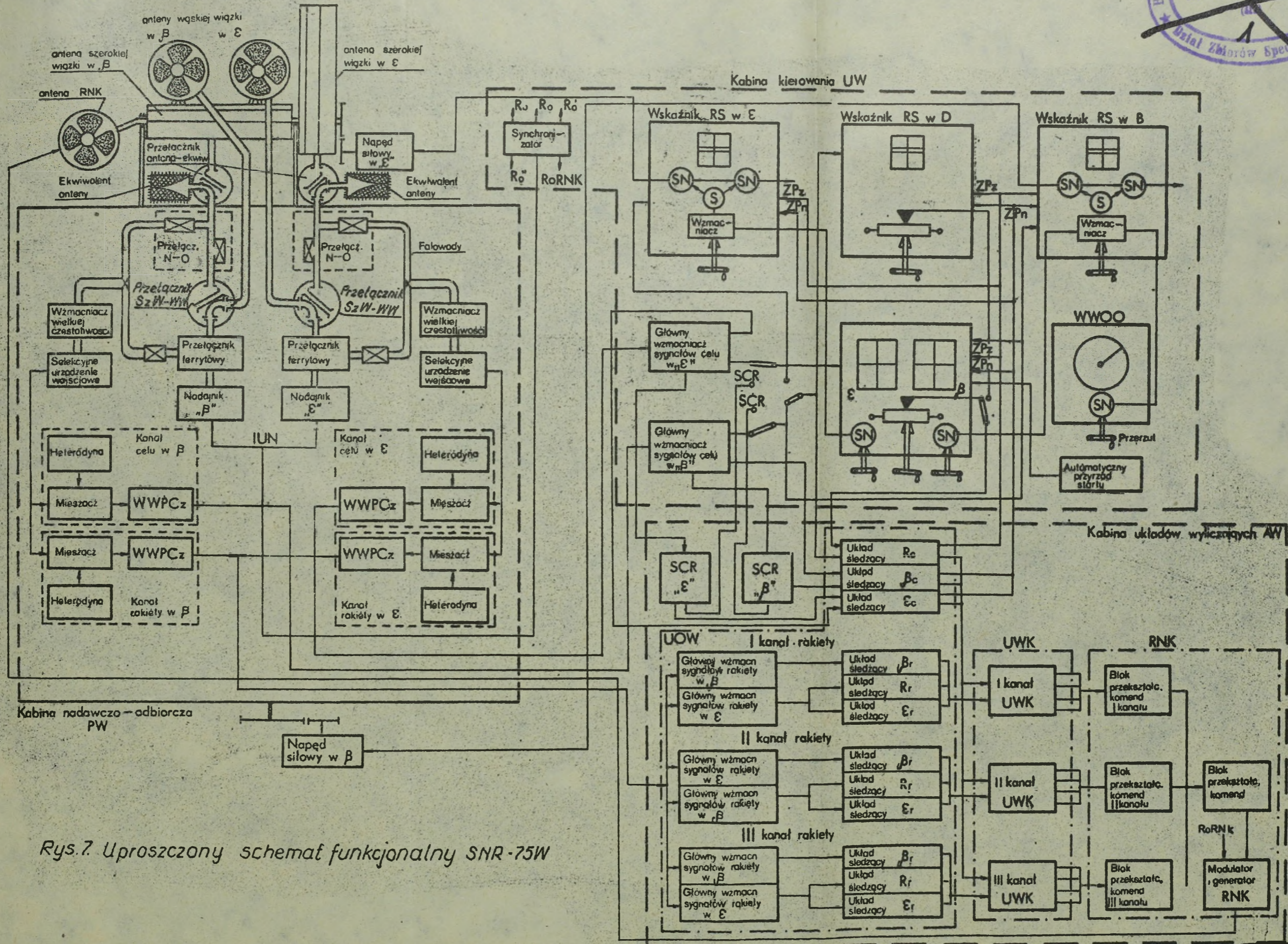
Radiolokacyjna stacja naprowadzania rakiet jest przeznaczona do: wykrywania celów powietrznych samodzielnie, przy współpracy z radiolokacyjną stacją wstępnego poszukiwania /RSWP/ lub według wskazań celu ze stanowiska dowodzenia oddziału /związku taktycznego/; automatycznego lub ręcznego śledzenia celu wybranego do zniszczenia; określania współrzędnych β , ξ , D/ celu i rakiet; wypracowania komend kierowania i automatycznego naprowadzania jednocześnie od jednej do trzech rakiet do jednego celu; wypracowania w odpowiednim czasie krótkotrwałych komend umożliwiających zdalne włączenie radiozapalnika do pracy i zgranie obszaru rażenia ładunku bojowego z kierunkową charakterystyką radiozapalnika; obserwacji skutków strzelania.

Do realizacji tych zadań SNR zawiera następujące urządzenia i układy /patrz rys. 7/: synchronizujący; antenowo-falowodowy; nadawczo-odbiorczy; wskaźnikowy; kierowania antenami i wyrzutniami; określania współrzędnych; wypracowania komend; radionadajnik komend; automatyczny przyrząd startu; układ selekcji celu ruchomego; bloki przygotowania rakiet do startu; wynośny wskaźnik obserwacji okrężnej z RSWP; aparatura przyjęcia wskazań celu przy zautomatyzowanym systemie dowodzenia. Ponadto w SNR znajduje się szereg urządzeń pomocniczych /aparatura imitacyjno-treningowa, kontrolno-pomiarowa itp./. Wyżej wymieniona aparatura jest rozmieszczona w trzech kabinach.

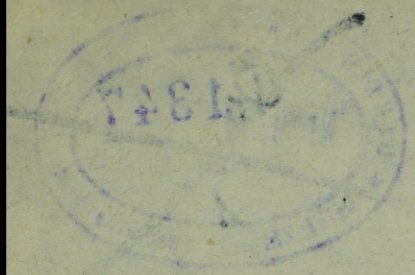
4.1. Układ synchronizacji

Synchronizator jest przeznaczony do wytworzenia impulsów uruchamiających poszczególne układy SNR. Powoduje on, że praca tych układów przebiega w ściśle określonej kolejności i współzależności czasowej.

Synchronizator składa się z układu odległościowego, zabezpieczającego procesy związane z określaniem odległości do celu i rakiety, oraz



Rys. 7. Uproszczony schemat funkcjonalny SNR-75W



z układu kąтового sterującego urządzeniami pracującymi w płaszczyznach azymutu i kąta położenia.

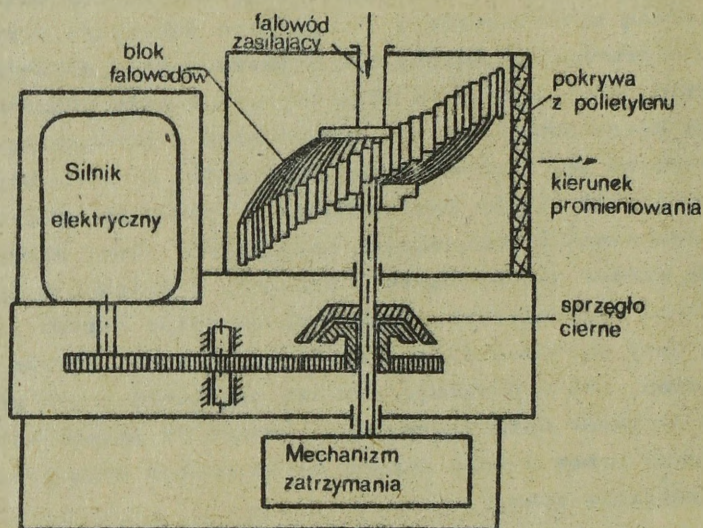
4.2. Układy antenowo-falowodowe

Anteny stanowią nieodłączny podzespół radiowych urządzeń nadawczych i odbiorczych, umożliwiających promieniowanie lub odbiór energii elektromagnetycznej. W radiolokacji anteny służą nie tylko do promieniowania i odbioru energii, ale również umożliwiają określanie współrzędnych kątowych celu. W związku z tym anteny te powinny charakteryzować się odpowiednią kierunkowością /skupieniem energii/, przy czym im większa będzie kierunkowość anten, tym większa będzie dokładność określania współrzędnych kątowych, a więc azymutu i kąta położenia. Również im większa kierunkowość anten, tym większa rozróżnialność kątowa stacji, oraz większa jej odporność na zakłócenia, a także większy zasięg. Zbyt duże zawężenie wiązki radiolokacyjnej utrudnia wykrycie i śledzenie celu. Zwiększenie kierunkowości anteny przy danej długości fali pociąga za sobą wzrost jej wymiarów i ciężaru. W związku z tym anteny takie będą wymagać wzmocnionych, odpornych na wpływ wiatru konstrukcji i zwiększonej mocy urządzeń służących do ich napędu. Wzrost wówczas bezwładność anten, która powoduje większą amplitudę drgań przy śledzeniu celu. Wzrost wymiarów anteny prowadzi również do łatwiejszego wykrycia stacji naziemnych przez środki napadu powietrznego oraz przedłuża czas rozwijania i zwijania stacji.

W celu polepszenia warunków wykrywania i śledzenia celów powietrznych przy dużej kierunkowości anten, czyli dla powiększenia pola "widzenia" stacji, skupionej wiązki antenowej nadaje się ruch w pewnym zakresie kątowym, tworząc w ten sposób tak zwany sektor szybkiego poszukiwania. Wiązka antenowa w tym sektorze - w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku promieniowania energii - może opisywać różne kształty /linia prosta, wężownica, spirala itp./. Na przykład w SNR-75W każda płaszczyzna obserwacji ma oddzielne anteny szerokiej wiązki i wąskiej wiązki, które przeszukują przestrzeń w sektorze szybkiego poszukiwania w swoich płaszczyznach, zakreślają linię prostą. Taki sposób przeszukiwania sprawia, że sektor poszukiwania ma kształt krzyża o wymiarach $20^{\circ} \times 20^{\circ}$ przy szerokich wiązkach, oraz $7,5^{\circ} \times 7,5^{\circ}$ przy wąskich wiązkach. Ruch wiązki radiolokacyjnej w sektorze szybkiego poszukiwania jest realizowany z reguły na zasadzie wykorzystania praw optyki i nie ma nic wspólnego z obrotem stacji czy anten. Istnieje wiele rozwiązań wprowadzania w ruch wiązki antenowej. Na przykład, w SNR-75W wahanie wiązki jest

realizowane sposobem elektrycznym w ten sposób, że za pomocą głowicy szybkiego poszukiwania zmieniany jest punkt opromieniowania reflektora anten parabolicznych /wąskiej wiązki/. Na skutek zmiany położenia punktu opromieniowania /ogniska/ w górę i w dół /w lewo, w prawo/ wiązka antenowa będzie odpowiednio przemieszczać się w przestrzeni.

Głowica szybkiego poszukiwania anten wąskiej wiązki /patrz rys. 8/ składa się z: bloku falowodów, falowodu zasilającego, silnika elektrycznego z reduktorem i mechanizmu zatrzymania.

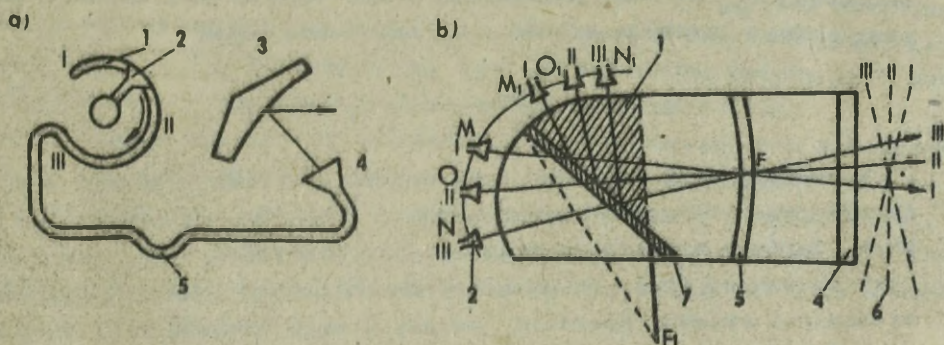


Rys. 8. Głowica szybkiego poszukiwania anten wąskiej wiązki

Blok falowodów składa się z 75 promienników rozmieszczonych tak, że ich powierzchnie wejściowe tworzą okrąg, a powierzchnie wyjściowe - linię śrubową.

Blok promienników jest obracany za pomocą silnika elektrycznego z określoną prędkością obrotową. W czasie obrotów bloku energia elektromagnetyczna z falowodu jest doprowadzana tylko do tego falowodu - tuby, która w danym momencie znajduje się naprzeciw falowodu zasilającego. Ponieważ położenie promienników względem ogniska w czasie obrotów bloku zmienia się, opromienianie reflektora odbywa się z różnych punktów. W ten sposób kształtowana przez antenę wiązka zmienia swoje położenie w przestrzeni.

Nieco inne rozwiązanie zastosowano w tejże SNR do uzyskania wahanja wiązki antenowej przy antenach tubowych szerokiej wiązki. Zagadnienie to zilustrowano na rysunku 9.



Rys. 9. Mechanizm szybkiego poszukiwania anten szerokiej wiązki:
 a/ elementy anteny, b/ rozwinięcie anteny na płaszczyźnie,
 1/ ślimak, 2/ napromiennik, 3/ reflektor, 4/ tuba wyjściowa,
 5/ soczewka metalowo-powietrzna, 6/ czoło fali, 7/ zwierciadło

W celu uzyskania wahanía wiązki w sektorze szybkiego poszukiwania należy pierwotny promiennik przemieszczać po łuku MON /rys. 9b/. W czasie przemieszczania się promiennika zmienia się kierunek rozchodzenia się energii wysyłanej do wejścia soczewki. Powoduje to zmianę położenia ozoła fali na wyjściu soczewki i odpowiednio maksimum charakterystyki kierunkowej anteny. Aby zmienić ruch posuwisto-zwrotny promiennika na wygodniejszy ruch po okręgu, pod kątem 51° do osi soczewki zostało ustawione płaskie zwierciadło metalowe. Ruch promiennika po łuku $M_1O_1N_1$ przy istnieniu zwierciadła jest równoważny przemieszczaniu się promiennika po łuku MON w przypadku braku zwierciadła. Część powierzchni /zakreskowana na rysunku 9b/ zwijana jest w stożek z wierzchołkiem w punkcie F_1 . Powstaje w ten sposób tak zwany ślimak. Łuk $M_1O_1N_1$ zmienia się w okrąg. Po tym okręgu u podstawy stożka /czoło ślimaka/ obraca się napędzany silnikiem elektrycznym pierwotny promiennik tubowy, dzięki czemu uzyskuje się wahanie wiązki.

Anteny spotykane w radiolokacji można podzielić na dipolowe, aperturowe i specjalne. Do anten aperturowych zalicza się anteny tubowe, paraboliczne, szczelinowe i soczewkowe. Charakterystyki antenowe są wytwarzane w kształcie cygara, szpilki, listka, wachlarza i in. Miarą kierunkowości anteny jest zysk kierunkowy G_k . Jest to liczba wskazująca, ile razy trzeba zwiększyć moc promieniowaną przez antenę wzorcową, ażeby uzyskać w pewnym punkcie przestrzeni to samo natężenie pola, które wytwarza dana antena w kierunku swego maksymalnego promieniowania. Dla oceny skuteczności anteny stosowane jest pojęcie zysku energetycznego G , uwzględniającego zarówno kierunkowość, jak i sprawność anteny η .

Zysk energetyczny wyraża się stosunkiem mocy dostarczonej do anteny wzorcowej P_{wz} do mocy pobieranej przez daną antenę niewizorcową P_a , przy której uzyskuje się to samo natężenie pola:

$$G = \frac{P_{wz}}{P_a} = \eta G_k \quad /1/$$

W radiolokacji przez pojęcie anteny wzorcowej rozumie się antenę izotropową /sferyczną/ promieniującą jednakowo we wszystkich kierunkach. Zarówno kształt charakterystyki promieniowania, jak i zysk antenowy zależą od wymiarów geometrycznych anteny. Znając powierzchnię promieniującą wylotu /apertury/ anteny S oraz długość fali λ , zysk antenowy G można obliczyć ze wzoru:

$$G = 4\pi \frac{K \cdot S}{\lambda^2} = 4\pi \frac{S_{sk}}{\lambda^2} \quad /2/$$

gdzie:

- K - współczynnik wykorzystania anteny;
- S_{sk} - skuteczna powierzchnia anteny.

Głównymi czynnikami decydującymi o wyborze odpowiedniego rodzaju linii przesyłowych, łączących anteny z urządzeniami nadawczo-odbiorczymi, są straty energii oraz względy konstrukcyjne. Straty w liniach rosną wraz ze wzrostem częstotliwości i są spowodowane przez: zjawisko naszkórkowości, straty dielektryczne; absorpcję energii przez otaczające linię przedmioty i promieniowanie. Z tego względu do przesyłania fal metrowych i dłuższych stosowane są linie dwuprzewodowe. Udoskonaleniem linii dwuprzewodowej ekranowanej są linie koncentryczne, w których powstają mniejsze straty niż w liniach dwuprzewodowych. Dlatego nadają się one do przesyłania fal decymetrowych.

Do przesyłania energii elektromagnetycznej fal ultrakrótkich /centymetrowych/ z nadajnika do anteny i z anteny do odbiornika w SNR są stosowane linie przesyłowe w postaci falowodów. Falowody stanowią dalsze udoskonalenie linii koncentrycznych zarówno ze względu na mniejsze straty energii, jak i zdolność do przynoszenia większych mocy. Falowód przedstawia sobą rurę wykonaną z materiału przewodzącego o przekroju prostokątnym lub kołowym. Do zalet falowodów można zaliczyć: małe straty energii wielkiej częstotliwości; prostą konstrukcję i dużą wytrzymałość mechaniczną. Główną wadą falowodów jest konieczność zachowania ich poprzecznych wymiarów porównywalnych z długością fali, która powinna się jak gdyby "zmieścić" w falowodzie. Graniczna częstotliwość jest ści-

śle związana z wymiarem poprzecznym dłuższego boku falowodu prostokątnego lub średnicą falowodu cylindrycznego. Obwód falowodu powinien być większy od połowy najdłuższej fali, jaka jest przesyłana przez falowód. Z tego względu dla dłuższych fal wymiary falowodów byłyby zbyt duże i dlatego znalazły one zastosowanie do fal centymetrowych.

Cały szereg zastosowań odcinków linii dwuprzewodowych i koncentrycznych ma swą analogię w zastosowaniach odcinków falowodów. Odcinki falowodów mogą być stosowane jako obwody: rezonansowe, indukcyjności, pojemności, filtry, transformatory i inne. Istnieje również cały szereg specyficznych zastosowań odcinków falowodów, o których będzie mowa przy omawianiu innych zagadnień.

4.3. Urządzenia nadawczo-odbiorcze SNR

Radiolokacyjne urządzenia nadawczo-odbiorcze charakteryzują się wysyłaniem stosunkowo silnego sygnału nadajnika i możliwością odbioru - w razie pojawienia się celu - słabego sygnału odbitego. Sygnał odbity stanowi często wielomiliardową część energii sygnału nadawczego.

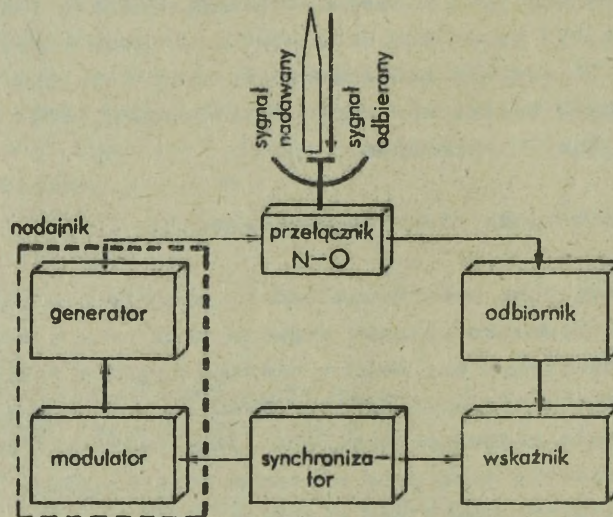
Urządzenia nadawczo-odbiorcze można podzielić na:

1. Urządzenia pracujące systemem fali ciągłej.
2. Urządzenia pracujące systemem impulsowym.

W urządzeniach pracujących systemem fali ciągłej następuje jedno - oczne wysyłanie i odbieranie odbitych sygnałów. Wyodrębnienie sygnału odbitego następuje dzięki temu, że w punkcie odbioru ma on w danej chwili częstotliwość /lub fazę/ różniącą się od częstotliwości sygnału nadawanego.

Działanie urządzenia pracującego systemem impulsowym polega na okresowym wysyłaniu krótkiego impulsu sondującego, a następnie - po pewnym czasie - odbieraniu impulsu odbitego od celu. Z tego względu w urządzeniach tych może być wykorzystana wspólna antena pracująca na przemian jako nadawcza lub odbiorcza, co znacznie zmniejsza wymiary i ciężar całej stacji radiolokacyjnej. Urządzenia nadawczo-odbiorcze pracujące systemem impulsowym są najczęściej spotykanymi w praktyce. Zaletą tych urządzeń jest szybkie i stosunkowo dokładne określanie w prosty sposób wszystkich współrzędnych jednego lub wielu celów. Mają one zastosowanie w SNR-75W; SNR-125. Jak wcześniej wspomniano, nadajnik wytwarza bardzo silne impulsy, które poprzez antenę są wypromieniowane w przestrzeń. Natomiast odbiornik jest przystosowany do odbioru bardzo słabych sygnałów dochodzących do anteny. Współdziałanie nadajnika i odbiornika ze wspólną anteną pociąga za sobą niebezpieczeństwo uszkodzenia bardzo czułego odbiornika silnymi impulsami nadajnika. Aby tego uniknąć

do układu wprowadzono przełącznik "Nadawanie - Odbiór" /N - O/, który na czas trwania impulsu sondującego odłącza od anteny odbiornik. Na rysunku 10 przedstawiono uproszczony schemat współpracy urządzenia nadawczo-odbiorczego, przełącznika N - O, anteny i innych urządzeń stacji radiolokacyjnej.



Rys. 10. Uproszczony schemat blokowy impulsowego urządzenia nadawczo-odbiorczego

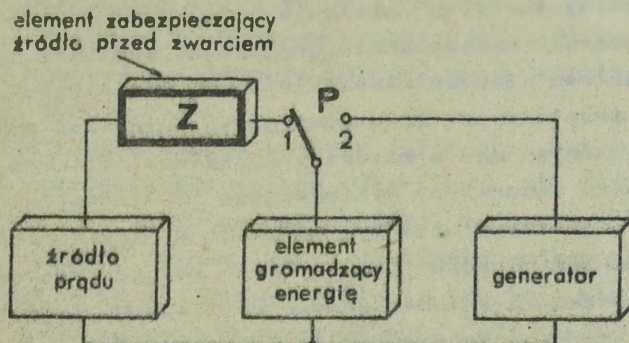
N a d a j n i k - najogólniej biorąc składa się z generatora i modulatora, a przy dużych mocach szczytowych i wymuszonym rodzaju pracy modulatora do sterowania nim stosuje się podmodulator.

Modulator spełnia następujące zadania:

- 1/ formuje impuls modulatoryjny przez nadanie mu odpowiedniego czasu trwania, kształtu i amplitudy;
- 2/ oddziałuje impulsem modulatoryjnym na generator w celu wzbudzenia impulsów sondujących;
- 3/ decyduje o częstotliwości powtarzania impulsów.

Typowy układ blokowy modulatora jest przedstawiony na rysunku 11.

Modulator składa się: ze źródła prądu, elementu gromadzącego energię /kondensatory, cewki, linie sztucozne/; elementu zabezpieczającego źródło prądu przed zwarcie /rezystory/ i przełącznika /P/ /lampy elektronowe, tyratrony, iskierniki i inne/. W czasie trwania impulsu sondującego element gromadzący energię jest za pomocą przełącznika /P/ ustawionego w położeniu "2" dołączony do generatora, który generuje impuls sondujący. Następnie przełącznik /P/ przełączony jest w położenie "1",



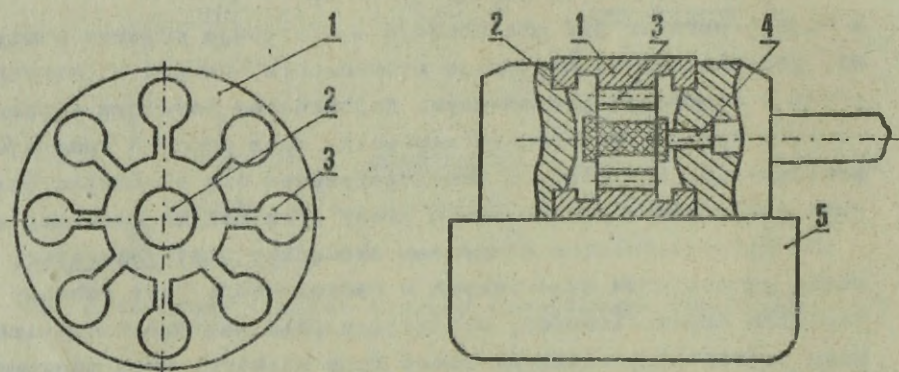
Rys. 11. Schemat blokowy modulatora z generatorem

a więc generator już nie pracuje - następuje przerwa pomiędzy impulsami, podczas której następuje gromadzenie energii elektrycznej źródła prądu w elemencie gromadzącym. Najbardziej istotnym elementem modulatora - ze względu na wysokie napięcia, duże prądy i inne zjawiska - jest przełącznik. Powinien on charakteryzować się minimalną bezwładnością, dużą pewnością i stabilnością pracy oraz małymi stratami energii.

Drugim zasadniczym elementem nadajnika jest generator. Podstawową cechą generatorów stosowanych w radiolokacji jest roboczy zakres ultrawielkich częstotliwości, obejmujący fale metrowe i krótsze. Przy takich częstotliwościach na pracę lamp elektronowych zaczyna wywierać coraz silniejszy wpływ cały szereg ich właściwości, które można było pomijać w pracy przy małych częstotliwościach. Do właściwości tych zalicza się wpływ pojemności międzyelektrodowych i indukcyjności doprowadzeń, wpływ bezwładności elektronów oraz nadmierne starty energii. Jako generatory wielkiej częstotliwości /WCh/ stosuje się różnego rodzaju o specjalnej konstrukcji lampy elektronowe - triody, klistrony, magnetrony i inne. W początkowym etapie rozwoju radiolokacji w charakterze generatorów w nadajnikach i odbiornikach stosowane były wyłącznie triody. Ponieważ zwykle triody nie pozwalały na uzyskanie fal krótszych od kilkunastu metrów, istniała zaś konieczność przechodzenia na zakres coraz krótszych fal, zaczęto wytwarzać triody o specjalnych konstrukcjach. Obecnie triody tarczowe, dyskowe, metalowo-ceramiczne w udoskonalonej postaci są stosowane jako generatory małej mocy przy częstotliwościach do 3000 ... 3500 MHz. Na przykład w radiozapalnikach rakiet typu W-755 i 5W-27 generatorami są triody metalowo-ceramiczne.

Magnetrony należą do podstawowych lamp generacyjnych w mikrofalowych nadajnikach stacji radiolokacyjnych i w pełni przyczyniły się do rozwoju

stacji radiolokacyjnych. Nazwa magnetron obejmuje szeroki wachlarz lamp wykorzystujących działanie pola magnetycznego. Spośród wielu typów najszersze zastosowanie praktyczne znalazły magnetrony węgkowe. Sam magnetron stanowi właściwie diodę umieszczoną w polu magnetycznym magnesu trwałego lub elektromagnesu. Magnetron składa się z bloku anodowego wykonywanego z miedzi w kształcie cylindra, w którym są wykonane /otwory/ rezonatory cylindryczne lub szczelinowe albo łopatkowe. Takich rezonatorów może być od kilku do kilkudziesięciu, przy czym wraz ze skracaniem długości fal ilość ta rośnie. Pośrodku bloku anodowego jest umieszczona katoda. Całość umieszczona jest w polu magnetycznym silnego magnesu. Na rysunku 12 przedstawiono ogólną budowę magnetronu węgkowego.



Rys. 12. Ogólna budowa magnetronu węgkowego:
a/ blok anodowy; b/ widok ogólny;
1/ blok anodowy; 2/ katoda; 3/ rezonator węgkowy;
4/ nabiegumnik; 5/ magnes

Generatory magnetronowe przewyższają lampy generacyjne pod względem wysokiej sprawności dochodzącej do 70% i więcej dla fal dłuższych oraz mocy szczytowej osiągniętej 10 MW. Magnetron jest wyzwalany do pracy ujemnym impulsem doprowadzanym do katody z podmodulatora. Do przestrajaniania magnetronów stosuje się:

- 1/ zmianę indukcyjności lub pojemności samych rezonatorów węgkowych;
- 2/ zmianę pojemności połączeń wyrównawczych;
- 3/ jednoczesną zmianę parametrów rezonatorów i połączeń wyrównawczych;

4/ przestrajanianie zewnętrznego /dodatkowego/ rezonatora powiązanego z rezonatorami magnetronu właściwego.

Przestrajanianie poprzez zmianę pojemności i indukcyjności uzyskuje się dzięki wprowadzeniu do cylindrycznych rezonatorów metalowych bolców.

Tego rodzaju przestrajanie umożliwia zmianę częstotliwości w granicach 10-15%. Zmiana parametrów rezonatorów i pojemności połączeń wyrównawczych umożliwia zwiększenie zakresu przestrajalności w granicach 40-50%. Istnieją także sposoby zwiększenia zakresu przestrajalności magnetronów w granicach 50-70%.

Stacja naprowadzania rakiet zestawu S-75M jest wyposażona w dwa komplety urządzeń nadawczo-odbiorczych oddzielnych dla każdej płaszczyzny obserwacji ξ i β . Natomiast SNR w zestawie S-125 ma jeden komplet tych urządzeń. Zarówno budowa, jak i działanie nadajników w tych stacjach nie odbiegają od powyższego opisu. W tabeli 1 zamieszczono parametry urządzeń nadawczo-odbiorczych SNR-75W i SNR-125.

Tabela 1

Wyszczególnienie	SNR - 75W		SNR - 125	
	zakres odległ./km/		zakres odległ./km/	
	75	150	37	80
Czas trwania /długość/ impulsu	0,4 μ s	0,8 μ s	0,26 μ s	0,26 μ s
Częstotliwość powtarzania impulsów f_p	1840 Hz	920 Hz	-	-
Okres powtarzania impulsów T_p	-	-	280 μ s	560 μ s
Moc nadajników w impulsie	1 MW		190 kW	

Okres powtarzania impulsów T_p oblicza się za pomocą wzoru:

$$T_p = \frac{2 R_{\max} \cdot 1,2}{C} \quad /3/$$

gdzie:

- R_{\max} / $= \frac{C \cdot t}{2}$ / - maksymalna odległość wykrywania /w km/;
- C - prędkość rozprzestrzeniania się fal radiowych /około 300 000 km/s/;
- t - czas, po upływie którego wraca odbity sygnał /w sekundach/;
- 1,2 - współczynnik bezpieczeństwa ze względu na bezwładność pracy podzespołów nadajnika.

Maksymalną częstotliwość powtarzania impulsów f_p oblicza się ze wzoru:

$$f_{p \max} = \frac{1}{T_p} = \frac{C}{1,2 \cdot 2 R_{\max}} \quad /4/$$

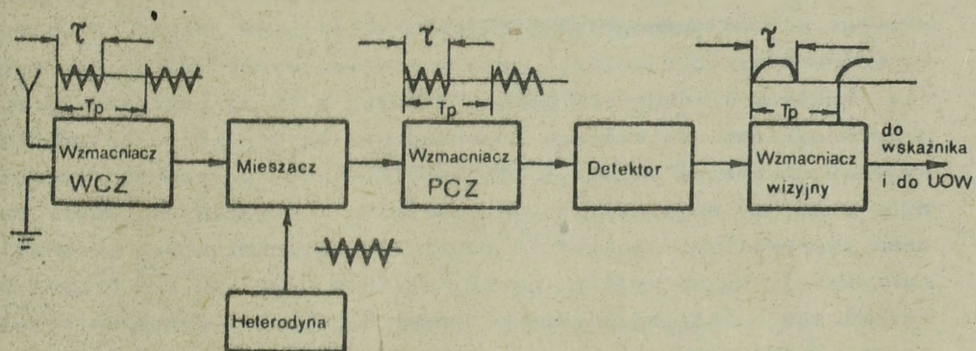
O d b i o r n i k - w SNR spełnia następujące zadania:

- 1/ wydzielenie /selekcja/ własnych sygnałów odbitych od celu spośród całej gamy sygnałów dochodzących do anteny;
- 2/ wzmożenie bardzo słabych sygnałów;
- 3/ przekształcanie sygnałów wielkiej częstotliwości /WCz/ do pośredniej częstotliwości /PCz/;
- 4/ dokonanie detekcji sygnałów PCz, to jest wydzielenie sygnałów widzialnych, które zostają wykorzystane w układzie określania współrzędnych i zobrazowania tych sygnałów na wskaźnikach.

Odbiorniki radiolokacyjne, nie różniąc się co do zasady działania od odbiorników radiofonicznych stosowanych w życiu codziennym, mają szereg cech charakterystycznych. Cechy te wynikają zarówno z zakresu fal, w jakim pracują urządzenia radiolokacyjne, jak i wymagań, które powinny spełniać odbiorniki tych urządzeń. Do cech charakterystycznych odbiorników radiolokacyjnych można zaliczyć:

1. Pracę w zakresie fal ultrakrótkich. Ze względu na różniącą się technikę wzmacniania, generowania i mieszania odróżnia się odbiorniki na fale metrowe, decymetrowe i centymetrowe.
2. Maksymalną czułość odbiorników. Warunek ten wynika z konieczności uzyskania maksymalnej odległości wykrywania celu, a więc zdolności do odbioru bardzo słabych sygnałów na tle szumów. Dla odbiorników na fale decymetrowe i centymetrowe - najczęściej spotykanych w radiolokacji - wielkość sygnału użytecznego w antenie wyraża się w jednostkach mocy i wynosi około 10^{-12} - 10^{-14} W.
3. Duże wzmożenie sygnału w odbiorniku. Warunek ten wynika z konieczności uzyskania na wyjściu odbiornika napięcia lub mocy wystarczającej do zobrazowania odebranych bardzo słabych sygnałów na wskaźnikach i wykorzystania ich w układzie określania współrzędnych. O ile na wejściu odbiornika napięcia są rzędu mikrowoltów, o tyle sygnał użyteczny musi mieć wartość kilkudziesięciu woltów.
4. Szerokie pasmo przepuszczania od kilkuset kHz do kilkudziesięciu MHz. Tak wielka szerokość pasma przepuszczania wynika przede wszystkim z konieczności możliwie wiernego odtworzenia praktycznie prostokątnych impulsów o bardzo krótkich czasach trwania rzędu mikrosekund $/\mu s/$.
5. Stabilną pracę odbiornika. Odbiorniki radiolokacyjne powinny charakteryzować się stabilnym wzmożeniem mocy sygnału, a szczególnie dużą stabilizacją częstotliwości pracy.

6. Odporność na zakłócenia zarówno naturalne, jak i celowe. Odbiorniki stosowane w radiolokacji można podzielić na: odbiorniki detektorowe, odbiorniki superreakcyjne oraz odbiorniki superheterodynowe. Odbiorniki superheterodynowe stanowią podstawowy typ odbiorników radiolokacyjnych, przede wszystkim dzięki dużej czułości, selektywności, stabilnej pracy i wiernemu odtwarzaniu kształtu impulsów. Tego typu odbiorniki mają zastosowanie w SNR-75 i SNR-125. Typowy układ superheterodynowego odbiornika radiolokacyjnego jest przedstawiony na rysunku 13.



Rys. 13. Schemat blokowy odbiornika superheterodynowego

Wzmacniacze WCz stosuje się w odbiornikach pracujących w paśmie powyżej 1000 MHz. Wzmacniacze te zbudowane są najczęściej na lampach z falą bieżącą.

Przemiana częstotliwości z WCz na PCz dokonuje się w mieszaczu, do którego z jednej strony doprowadzany jest sygnał WCz od celu f_o , a z drugiej sygnał o znacznie niższej częstotliwości f_h z generatora lokalnego zwanego heterodyną. W wyniku wymieszania się obu częstotliwości na wyjściu mieszacza uzyskuje się częstotliwość pośrednią f_p .

Można to wyrazić za pomocą następującej zależności:

$$f_p = f_o - f_h \text{ lub odwrotnie } f_p = f_h - f_o$$

Heterodyny są budowane na klistrenach. W SNR-75W i SNR-125 są oddzielne odbiorniki dla sygnałów od celu i oddzielne dla sygnałów odzewowych od rakiety. W odbiorniku sygnałów od celu są dwie heterodyny. Umożliwia to pracę stacji na dwóch częstotliwościach i szybkie skokowe przestrajanie stacji z jednej częstotliwości na drugą, co ma miejsce podczas zwalczania celu stosującego zakłócenia aktywne.

Jak już wspomniano, bardzo ważną cechą urządzeń nadawczo-odbiorczych jest ich stabilna praca. Dokładne utrzymywanie częstotliwości posiadane jest w czasie wytwarzania zarówno impulsów sondujących nadaj-

nika, jak i sygnałów pośredniej częstotliwości na wyjściu odbiornika. Do tego celu w SNR służą urządzenia automatycznej regulacji częstotliwości /ARCz/, które zabezpieczają przed skutkami samoczynnych zmian częstotliwości powodujących obniżanie się czułości odbiornika, a więc obniżanie zasięgu wykrywania stacji radiolokacyjnej. Zmiany takie mogą następować szybko i w tak małym zakresie, że byłyby trudno dostrzegalne dla operatora, a ręczna regulacja nie nadążyłaby za nimi. Nadajnik SNR jest stabilizowany układem automatycznego podstrajania częstotliwości magnetronu /APCzM/, natomiast odbiornik celu - układem natychmiastowego automatycznego podstrajania klistronów /NAPK/. W układzie tym do automatycznej regulacji częstotliwości wykorzystuje się część energii impulsów sondujących doprowadzanych z linii przesyłowej do specjalnego mieszacza, do którego doprowadzane są sygnały z heterodyny. Na wyjściu mieszacza uzyskuje się częstotliwość pośrednią stanowiącą różnicę pomiędzy częstotliwością nadajnika i heterodyny. Jeśli tak uzyskana częstotliwość pośrednia różni się od znamionowej częstotliwości pośredniej, to na wyjściu dyskryminatora uzyskuje się sygnał błędny. Sygnał ten działa na klistron przywracając mu znamionową częstotliwość pracy. Układ NAPK pracuje w reżimie śledzenia i w reżimie poszukiwania częstotliwości. Reżim poszukiwania częstotliwości włącza się w przypadku szybkiego i znacznego odstrojenia klistronu od częstotliwości znamionowej.

4.4. Przełącznik nadawanie - odbiór /N - O/

W radiolokacyjnych stacjach impulsowych o wspólnej antenie nadawczo-odbiorczej stosowane są przełączniki antenowe. Służą one do przełączania anteny do nadajnika przy nadawaniu lub do odbiornika przy odbiorze. Przełączanie takie powinno odbywać się w takt częstotliwości powtarzania impulsów, a więc od kilkudziesięciu do kilku tysięcy razy na sekundę, czas zaś przełączenia powinien być rzędu 10^{-7} s i niżej.

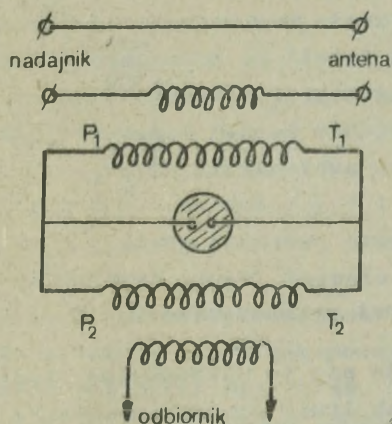
Z tego względu nie jest możliwe stosowanie do tego celu jakiegokolwiek przełączników mechanicznych mających, jak wiadomo, znaczną bezwładność w pracy. Dlatego też w charakterze przełączników antenowych stosowano początkowo lampy elektronowe, a obecnie stosuje się zwieraki gazowane instalowane w specjalnych odcinkach linii przesyłowych. Przełączniki antenowe powinny:

- 1/ umożliwiać doprowadzanie impulsu nadawczego do anteny, tak żeby zabezpieczyć przed uszkodzeniem oszły odbiornik;
- 2/ umożliwiać doprowadzanie odbitych od celu impulsów do odbiornika bez strat ich energii;

3/ powodować minimalne straty energii w samym przełączniku antenowym przy nadawaniu i odbiorze;

4/ umożliwiać uzyskanie minimalnego czasu przełączenia stacji z nadawania na odbiór i odwrotnie.

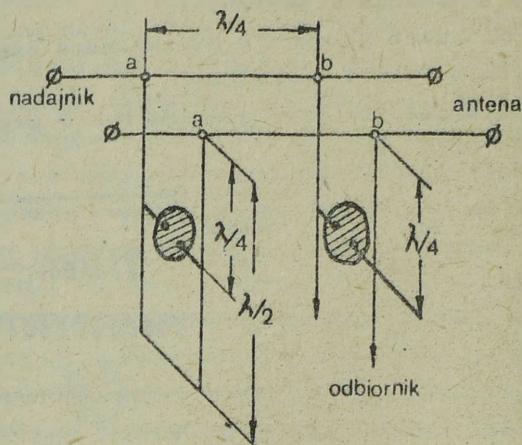
Zasadę działania przełącznika N - 0 przedstawiono na rysunku 14.



Rys. 14. Zasada działania przełącznika antenowego N - 0

Przełącznik składa się z dwóch transformatorów idealnych: T_1 o przekładni podwyższającej p_1 i T_2 o przekładni obniżającej p_2 . Na wtórnym podwyższającym uzwojeniu transformatora T_1 załączony jest zwierak. Gdy nadajnik wytwarza impuls sondujący doprowadzany linią przesyłową do anteny, wówczas we wtórnym uzwojeniu transformatora T_1 indukuje się wysokie napięcie powodujące zapłon zwieraka. Skutkiem tego na elektrodach zwieraka napięcie spadnie i to napięcie jeszcze poprzez transformator o przekładni obniżającej p_2 będzie dopiero działać na odbiornik, nie powodując jego uszkodzenia. Słaby impuls odbity od celu nie spowoduje zapłonu zwieraka, a więc napięcie na wejściu odbiornika nie będzie sztucznie obniżane i impuls od celu bez przeszkód zostanie przetransformowany do odbiornika.

Oczywiście dla fal ultrakrótkich stosowanie tego typu przełączników N - 0 nie jest możliwe. Dlatego też wykorzystuje się jedynie wyżej opisaną zasadę działania przełącznika, a konkretne rozwiązania oparte są na liniach przesyłowych, gdzie zamiast transformatorów wykorzystuje się określone właściwości odcinków linii koncentrycznych i falowodów. W SNR przełączniki N - 0 zbudowane są z odcinków falowodów i zwieraków. Przykładowy schemat takiego przełącznika przedstawiono na rys. 15.



Rys. 15. Schemat przełącznika N - O

Wykorzystuje się tu następujące właściwości linii długości $\lambda/4$ w postaci falowodu lub linii koncentrycznych: falowód o długości $1/4$ fali zwarty na końcu ma na początku oporność bardzo dużą, a rozwarty - zwarcie, natomiast falowód o długości $1/2$ fali zwarty na końcu ma na początku zwarcie, a rozwarty - bardzo dużą oporność. Gdy w układzie - jak na rysunku 15 - nadajnik będzie wytwarzać impuls sondujący, wówczas nastąpi zapłon obu zwieraków, wskutek czego oporności w punktach a-a i b-b będą bardzo duże i praktycznie cała moc impulsu sondującego zostanie doprowadzona do anteny bez szkody dla odbiornika. Gdy zostanie odebrany impuls odbity, wówczas nie nastąpi zapłon zwieraków /gdyż moc impulsu jest za mała/, a więc w punktach a - a będzie zwarcie, zaś w punktach b - b bardzo duża oporność, wskutek czego praktycznie cała moc impulsu odbitego zostanie doprowadzona do odbiornika. W praktyce można spotkać jeszcze inne rozwiązania falowodowych przełączników antenowych N - O, jednak zasada ich budowy i działania pozostaje bez zmian.

4.5. Urządzenia wskaźnikowe

W stacjach naprowadzania rakiet wskaźniki przeznaczone są do: wizualnej obserwacji sytuacji powietrznej w sektorze promieniowania stacji, wyboru celu do ostrzelania, naprowadzenia środka sektora obserwacji na cel przez zgranie skrzyżowania znaczników pionowego i poziomego ze środkiem znacznika celu, określenia momentu startu rakiety, obserwacji lotu rakiety i celu oraz oceny wyników strzelania.

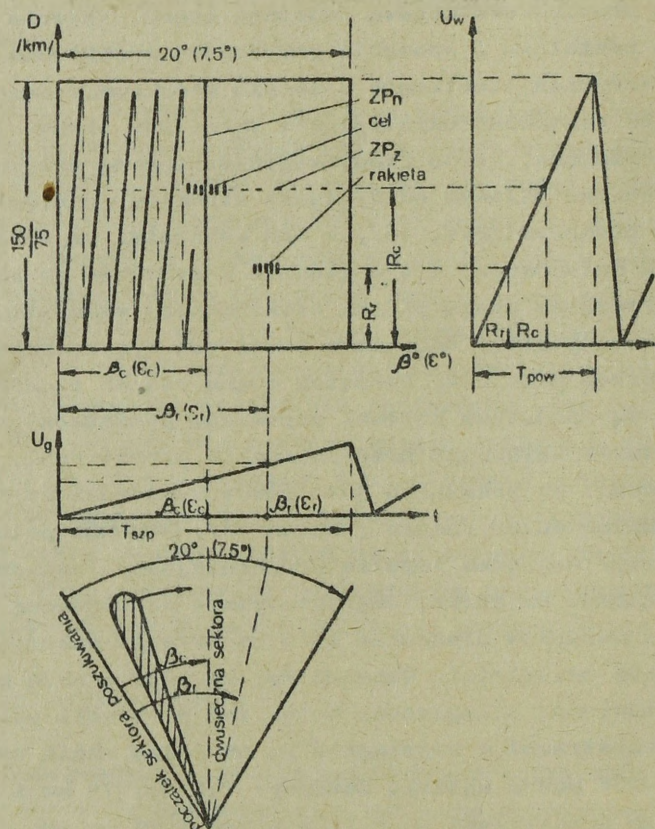
Spośród wielu typów stosowanych w radiolokacji wskaźników najszersze

zastosowanie znalazły wskaźniki z lampami oscyloskopowymi. Zostało to podyktowane tym, że umożliwiają one w dogodny i prosty sposób odczytywanie z dużą dokładnością współrzędnych jednego lub też wielu celów, a także dostarczają informacji o charakterze celu. Duża dokładność odczytów wynika przede wszystkim z praktycznego braku bezwładności strumienia elektronów wykorzystywanego do zobrazowania odbitych od celu impulsów. Strumień ten, padając na fluoryzujący ekran lampy oscyloskopowej, powoduje jego świecenie. W zależności od ilości przedstawianych współrzędnych celu odróżnia się zobrazowanie jednowymiarowe, dwuwymiarowe i trójwymiarowe. Stacje naprowadzania rakiet SNR-75W, SNR-125 i inne tego typu są wyposażone w urządzenia wskaźnikowe dwuwymiarowe, określające współrzędne: odległość $/D/$ - azymut $/\beta/$ i odległość $/D/$ - kąt położenia $/\epsilon/$, zarówno z liniową podstawą czasu typu telewizyjnego; jak i promieniowo-kołową podstawą czasu. Pojęcie "podstawa czasu" mówi nam o kształcie i sposobie przyłożonego napięcia do układu odchylającego strumień elektronów w lampie oscyloskopowej, w wyniku czego na ekranie wskaźnika uzyskuje się określony obraz. Telewizyjna podstawa czasu oznacza, że do lampy oscyloskopowej przyłożone są dwa napięcia o przebiegu piłowym odchylające strumień jednocześnie w kierunku poziomym i pionowym /rys. 16/. W SNR wskaźniki są ściśle związane z pracą układu antenowego, w tym głównie z sektorem szybkiego poszukiwania stacji. Początek ruchu wiązki elektronowej wskaźnika od dołu do góry /podstawa odległości/ odpowiada momentowi wypromieniowania impulsu sondującego przez nadajnik. Początek ruchu wiązki elektronowej z lewej strony na prawą /podstawa kątowa/ odpowiada początkowi ruchu wiązki antenowej w sektorze szybkiego przeszukiwania przestrzeni. W ten sposób sektor obserwacji na wskaźniku jest równy sektorowi szybkiego poszukiwania odpowiednich anten /patrz rysunek 16/. Czasowe położenie impulsu od celu /rakiety/ względem impulsu uruchamiającego nadajnika, to jest odstęp od dołu ekranu ku górze, charakteryzuje współrzędną odległości. Dla polepszenia warunków śledzenia celu na ekranie wskaźnika można ustawić kilka zakresów odległości. Oznacza to, że cały zakres skali wskaźnika odpowiada ustawionej odległości. Można też w obrębie celu wyciąć pewien odciłek przestrzeni i rozciągnąć ją na całej skali wskaźnika. Na przykład w SNR-75W można ustawić zakresy: 150 km, 75 km i 5 km, który jest wycośnięciem przestrzeni po 2,5 km przed i za celem. Czasowe położenie impulsów od celu /rakiety/ względem początku ruchu wiązki anten w sektorze szybkiego poszukiwania określa współrzędną kątową.

Wskaźniki typu P /panoramowe/ z promieniowo-kołową podstawą czasu umożliwiają odczyt odległości i azymutu celu. Dla uzyskania możliwości odczytu odległości należy spowodować odchylenie promieniowe plamki

światłnej od środka ekranu ku jego obwodowi. Natomiast dla uzyskania odczytu azymutu należy promień elektronowy wprowadzić w ruch wirowy zgodnie z częstotliwością obrotu anteny. Uzyskuje się to za pomocą dwóch par cewek odchyłających umieszczonych prostopadłe do siebie. Wirujące synchronicznie z obrotami anteny wypadkowe pole magnetyczne powstaje w ten sposób, że w jednej parze cewek płynie prąd o przebiegu sinusoidalnym, a w drugiej o przebiegu cosinusoidalnym.

SNR-75W posiada pięć wskaźników: dwa wskaźniki naprowadzania /D - ξ i D - β / i trzy wskaźniki ręcznego śledzenia /D - ξ , D - ξ/β / i D - β /. Ponadto do okrężnej obserwacji sytuacji powietrznej na dalekich podejściach w SNR jest umieszczony wynośny wskaźnik typu P obserwacji okrężnej /W00/ z radiolokacyjnej stacji wstępного poszukiwania /RSWP/.



Rys. 16. Zobrazowanie celu i rakiety na ekranie wskaźnika. T_{pow} - okres powtarzania impulsów nadajnika; T_{szp} - okres szybkiego poszukiwania wiązkami anten; U_w - napięcie piłowe podstawy czasu odległości; U_g - napięcie piłowe kątowej podstawy czasu

4.6. Układ sterowania antenami i wyrzutniami

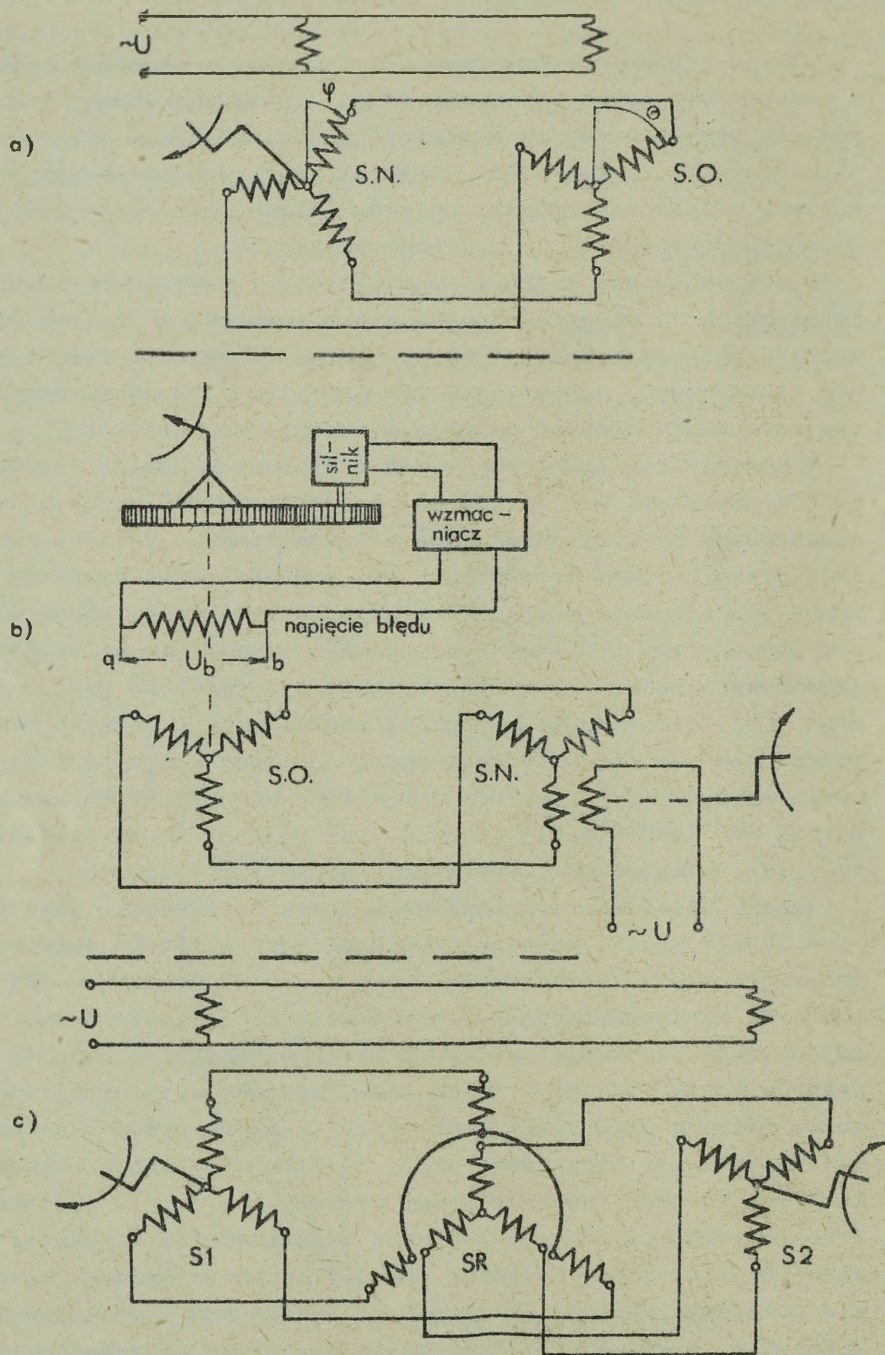
Zdalne sterowanie urządzeniami znajduje w radiolokacji /w tym także w przeciwlotniczych zestawach rakietowych/ szerokie zastosowanie. Sterowania urządzeniami na odległość można dokonywać za pomocą: połączeń mechanicznych /przekładnie giętkie/, połączeń elektrycznych na prąd zmienny /łącza selsynowe/, połączeń elektrycznych na prąd stały /układy potencjometryczne/ i połączeń radiowych.

W przypadku gdy zachodzi konieczność przekazywania przemieszczeń mechanicznych za pomocą połączeń elektrycznych, wówczas w łączy tym w nadajniku następuje przekształcenie przemieszczenia mechanicznego na sygnał elektryczny, a następnie przekształcenie w odbiorniku przesyłanych sygnałów elektrycznych na przemieszczenia mechaniczne.

W przeciwlotniczych zestawach rakietowych zdalne sterowanie antenami i wyrzutniami odbywa się za pomocą łączy selsynowych. Selsyny są to elektryczne maszyny indukcyjne przeznaczony do przekazywania na odległość przemieszczeń kątowych. W ich budowie można wyróżnić jednofazowe uzwojenie stojana i trójfazowe uzwojenie wirnika. Łącza selsynowe mogą być jednotorowe i wielotorowe. Łącza jednotorowe są zbudowane z dwóch jednakowych połączonych elektrycznie selsynów, to jest z selsyna nadajnika /SN/, ustawionego w punkcie sterowania, i selsyna odbiornika /SO/, ustawionego na obiekcie regulowanym /antenie, wyrzutni itp./. W wielotorowym łączy selsynowym /tak jak w PZR/ do jednego SN podłączonych jest więcej SO. Istnieją następujące trzy rodzaje łączy selsynowych /patrz rys. 17/: wskaźnikowe, transformatorowe i różnicowe.

Zasada działania wskaźnikowego łączy selsynowego jest następująca /rys. 17a/: zasilające stojan jednofazowe napięcie zmienne powoduje indukowanie się w trójfazowych uzwojeniach obu selsynów /SN i SO/ zmiennej siły elektromotorycznej o częstotliwości sieci i amplitudzie zależnej od kąta położenia uzwojenia wirników względem uzwojeń stojanów. Gdy położenia wirników będą takie same, wówczas siły elektromotoryczne są sobie równe i przeciwnie skierowane. A zatem prądy w obwodach wirników w każdej chwili będą równe zero. Jeżeli położenia wirników będą różne, to w ich obwodach popłyną prądy wyrównawcze, które spowodują powstanie strumieni magnetycznych. Wzajemne oddziaływanie strumieni magnetycznych wirników i stojanów wytworzy momenty synchronizujące. Zatem przy zmianie położenia wirnika SN wirnik SO będzie dążył do zajęcia tego samego położenia. Wskaźnikowe łącza selsynowe służy do wskazywania położenia kątowych obiektów regulowanych, gdy nie jest potrzebne wzmocnienie mocy.

Natomiast w przypadku konieczności wzmocnienia mocy, co jest nie -



Rys. 17. Rodzaje łączy selsynowych: a/ wskaznikowe; b/ transformatorowe; c/ różnicowe

zbędne przy sterowaniu położeniem anten i wyrzutni, stosowane są łąca selsynowe w układzie transformatorowym /rys. 17 b/. W układzie tym zmienne napięcie zasilające jest doprowadzone tylko do jednofazowego uzwojenia wirnika SN, skutkiem czego w trójfazowym uzwojeniu stojana indukowane są siły elektromotoryczne. Pod wpływem tych sił w uzwojeniach stojanów obu selsynów popłyną prądy wyrównawcze indukujące na zaciskach wirnika SO siłę elektromotoryczną o amplitudzie proporcjonalnej do kąta niezgodności pomiędzy obu wirnikami. Przy zgodnym położeniu kątowym obu wirników napięcie błędu równa się zero. Jeżeli za pomocą pokrętła zmieni się położenie wirnika SN, to na zaciskach sprzęgniętego z anteną lub wyrzutnią wirnika SO pojawi się napięcie sterujące, które po wyprostowaniu i wzmooczeniu uruchomi silnik elektryczny. Będzie on poruszał wyrzutnię /anteną/ razem z wirnikiem SO do tego momentu, aż położenia wirników SN i SO będą jednakowe.

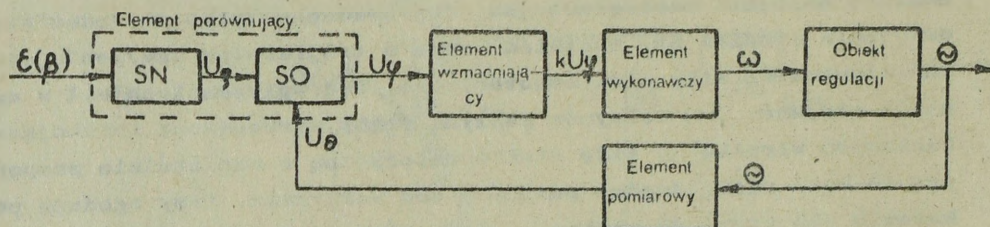
Selsynowe łąca różnicowe służą do uzyskiwania wskazań proporcjonalnych do sumy lub różnicy położenia kątowych wirników dwóch zwykłych selsynów.

Łąca selsynowe wchodzi w skład elektrycznych układów nadążnych, zwanych również układami śledzącymi lub serwomechanizmami. Charakteryzują się one sprzężeniem zwrotnym pomiędzy wielkością wyjściową obiektu regulowanego a wejściem układu zadającego. Sprzężenie zwrotne obejmujące sztywne połączenie osi wirnika SO z osią obrotu wyrzutni /anteny/ powoduje, że w miarę odpracowywania zadanego kąta przez te urządzenia położenie kątowe tego wirnika ulega niwelacji. W rezultacie odpracowany zostaje tylko zadany pokrętłem kąt. Dzięki tej własności układy nadążne stosowane są przede wszystkim w przeciwlotniczych zestawach rakietowych, gdzie wymagana jest duża dokładność w określaniu bieżących współrzędnych kątowych celu.

Układy nadążne umożliwiają precyzyjne śledzenie celu antenami i wyrzutniami, przy czym może być ono ręczne, półautomatyczne, automatyczne i mieszane. W skład układu nadążnego wchodzi takie elementy, jak:

- 1/ porównujący wielkości wyjściowe i wejściowe - łąca selsynowe;
- 2/ wzmacniające - wzmacniacze elektronowe i elektromaszynowe /amplidy/;
- 3/ wykonawcze - silniki elektryczne;
- 4/ pomiarowe - sztywne i elastyczne sprzężenia zwrotne;
- 5/ obiekty regulowane.

Uproszczony schemat blokowy układu nadążnego jest przedstawiony na rysunku 18.



Rys. 18. Uproszczone schemat blokowy układu nadążnego

Rzeczywiste układy kierowania antenami i wyrzutniami mają bardziej złożoną budowę niż to przedstawiono wyżej. Wypracowują one także napięcia elektryczne proporcjonalne do prędkości kątowych sterowanych urządzeń. Napięcia te są wykorzystywane w układach wyliczających SNR.

4.7. Układ określania współrzędnych /UOW/

Podstawowym wymogiem stawianym przeciwlotniczym zestawom raketowym jest uzyskanie maksymalnej dokładności naprowadzania raket na cel. Wysoką dokładność naprowadzania raket można osiągnąć między innymi poprzez dokładne określenie współrzędnych celu i raket. Rakiety są naprowadzane na cel w sposób automatyczny. O jakości naprowadzania w znacznej mierze decyduje przelicznik SNR /układ określania współrzędnych i układ wypracowania komend/ pod warunkiem, że zostaną do niego doprowadzone sygnały odpowiadające bieżącym współrzędnym celu i raket. Zaś podczas strzelania warunkiem koniecznym jest dokładne śledzenie celu przez operatorów. Należy zauważyć, że cel znajduje się kolejno w punktach przestrzeni niezależnych od strzelającego. Układy elektroniczne przelicznika, aby mógł on wypracowywać właściwe komendy dla rakiety, muszą zostać "dopasowane" do tych współrzędnych. We współrzędnych kątowych dopasowanie to polega na ciągłym utrzymywaniu środka sektora szybkiego poszukiwania nacelu, czyli polega na dokładnym śledzeniu celu. Współrzędną odległości do celu wprowadza się do UOW w ten sposób, że operator obracając pokrętkę naprowadza elektronowy znacznik poziomy do pokrycia go ze znacznikiem celu na okranie wskaźnika.

Układ określania współrzędnych określa współrzędne odległości do celu i rakiety $/r_o, r_r/$ oraz współrzędne kątowe $\xi_o, \xi_r, \beta_o, \beta_r$. Jakkolwiek w radiolokacji istnieje wiele sposobów odczytywania odległości /zaależy to od typu wskaźnika/, to zasada pomiaru odległości pozostaje taka sama. Zasada ta polega na pomiarze czasu potrzebnego na przebycie drogi

przez impuls ze stacji do celu i z powrotem, co można wyrazić za pomocą zależności:

$$R = \frac{C \cdot t}{2} \quad /5/$$

We wzorze:

- C - prędkość rozchodzenia się energii elektromagnetycznej;
- t - czas przebycia impulsu do celu i z powrotem.

Przy omawianiu wskaźników zaznaczono, że czasowe położenie sygnału od celu i rakiety względem impulsu uruchamiającego nadajnik charakteryzuje współrzędną odległości. Odległość tę odczytuje się na pionowej skali wskaźnika naprowadzania.

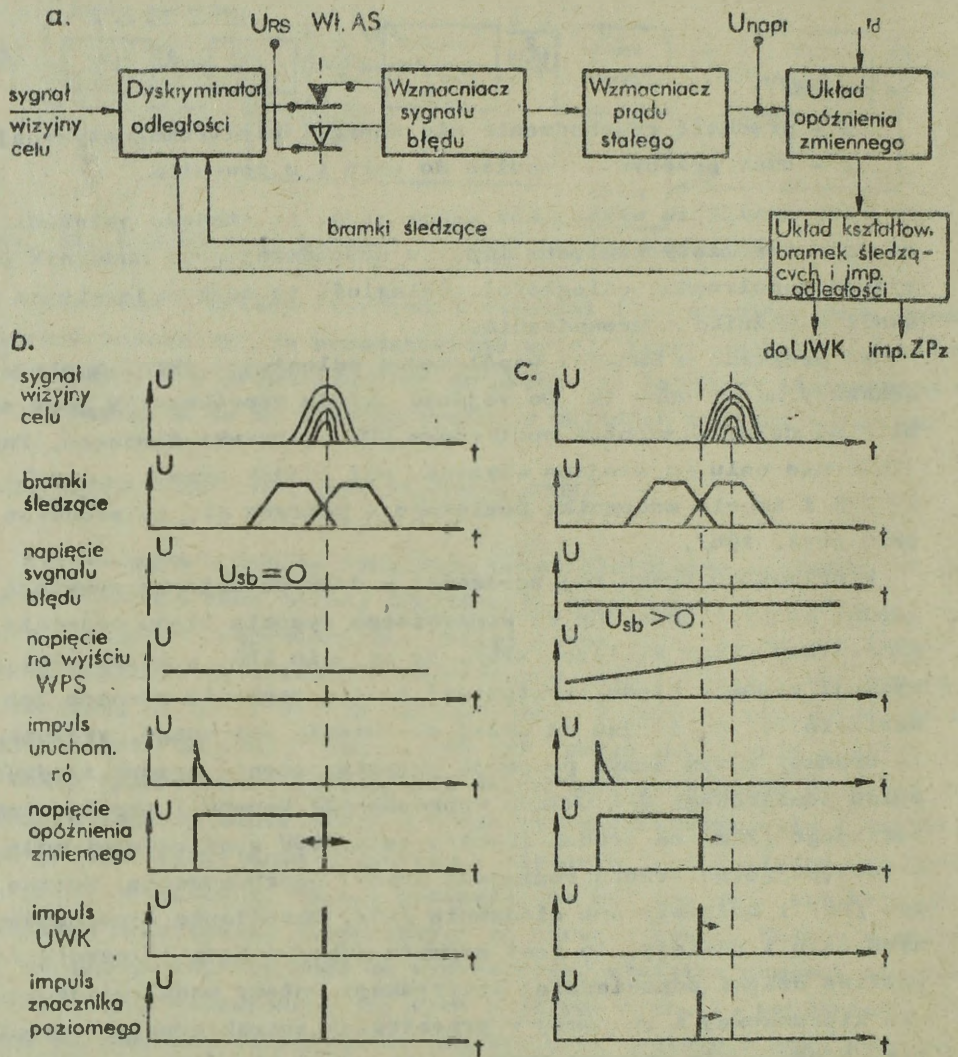
Na przykład w SNR-75W współrzędną odległości określa się w sposób pokazany na rysunku 19. Do wejścia układu doprowadzany jest sygnał odbity od celu. Elementem pomiarowym UOW są bramki śledzące. Poprawne śledzenie celu ma miejsce wówczas, gdy środek bramek - impuls pomiarowy UWK i impuls znacznika poziomego - pokrywa się ze środkiem sygnału celu /rys. 19b/.

W przypadku braku tej zgodności w dyskryminatorze powstaje sygnał błędu, który wzmocony we wzmacniaczu sygnału błędu oddziałuje na wzmacniacz prądu stałego /WPS/. Na wyjściu WPS, w zależności od pola - ryzacji sygnału błędu, występować będzie napięcie rosnące lub malejące. Napięcie to, działając na układ opóźnienia zmiennego, wydłuża lub skracza bramkę, a tym samym powoduje przemieszczenie bramek śledzących, impulsu pomiarowego dla układu wypracowania komend i impulsu znacznika poziomego /ZPz/ na środek sygnału celu. UOW w odległości może pracować w następujących trzech rodzajach pracy: naprowadzanie, ręczne śledzenie /RS/ i automatyczne śledzenie /AS/. Określanie współrzędnych kątowych celu i rakiety, to jest azymutu β / i kąta położenia ξ /, jest możliwe dzięki odpowiedniej konstrukcji anteny umożliwiającej uzyskanie kierunkowej i ruchomej w przestrzeni charakterystyki promieniowania. Niezmiernie istotną sprawą jest uzyskanie maksymalnej dokładności pomiaru współrzędnych.

Stosowane w radiolokacji metody pomiaru współrzędnych kątowych można podzielić na:

1. Metodę maksymalnego sygnału.
2. Metodę minimalnego sygnału.
3. Metodę równych sygnałów.

Spośród wyżej wymienionych najczęściej stosowana jest metoda maksymalnego sygnału i metoda równego sygnału.



Rys. 19. Zasada określania współrzędnej odległości w SNR-75W:
 a/ schemat blokowy; b/ przebiegi napięć bez błędu w śledzeniu;
 c/ przebiegi napięć przy występowaniu błędu śledzenia

Metoda maksymalnego sygnału polega na takim ustawieniu anteny na cel, ażeby uzyskać na wskaźniku maksymalną jasność impulsów odbitych od celu; wówczas cel powinien się znajdować na osi symetrii charakterystyki.

Zaletą tej metody jest prostota pomiaru oraz możliwość określania współrzędnych przy wykorzystaniu pełnego zasięgu stacji. Do podstawowych wad metody maksymalnego sygnału zalicza się małą dokładność pomia-

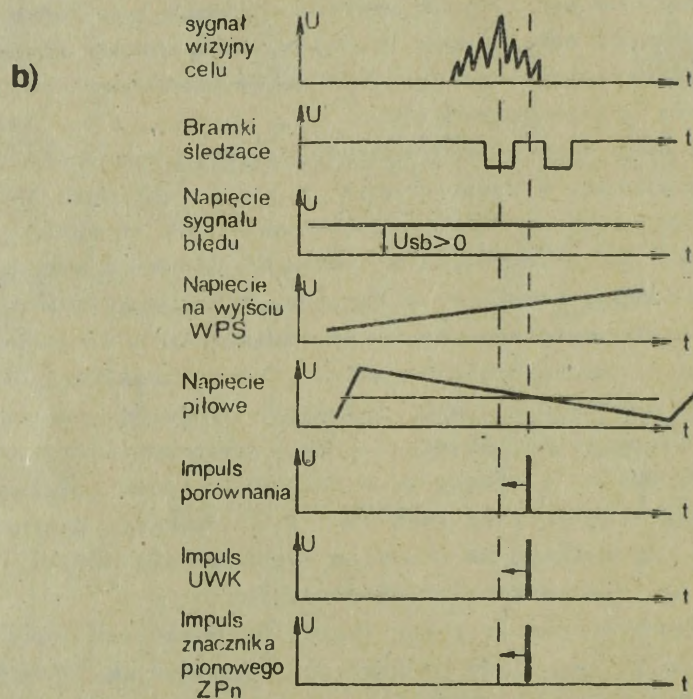
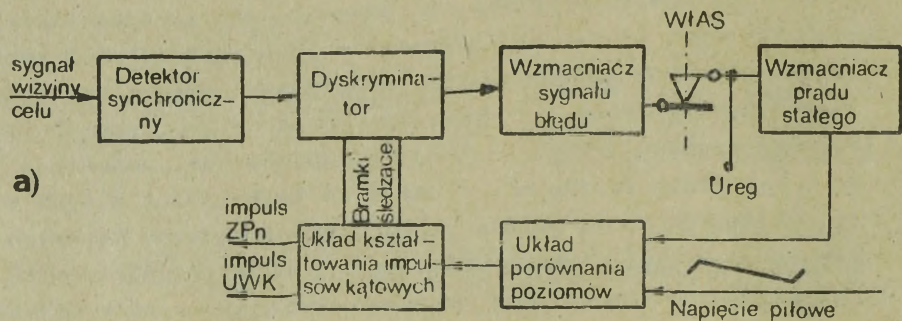
ru współrzędnych, ściśle związanych z szerokością charakterystyki promieniowania. Jest to spowodowane stosunkowo płaskim przebiegiem wierzchołka tej charakterystyki. Zwiększenie dokładności pomiaru współrzędnych kątowych osiąga się poprzez zastosowanie ostrych szpilkowych lub bardzo płaskich listkowych charakterystyk antenowych, z tym że charakterystyka szpilkowa lub cygarowa umożliwia jednoczesny pomiar współrzędnej azymutu i współrzędnej kąta położenia, natomiast charakterystyką w kształcie listka można określić tylko jedną z tych współrzędnych.

Najdokładniejszą metodą pomiaru współrzędnych kątowych jest metoda równego sygnału. Większą dokładność pomiaru współrzędnych uzyskuje się dzięki wykorzystaniu przy pomiarze bocznych, a więc bardziej stromych zboczy charakterystyk promieniowania. Dzięki temu przy nieznacznych odchyleniach celu od osi równego sygnału uzyskuje się łatwo dostrzegalne różnice w jasności odbieranych sygnałów. Wadą metody równego sygnału jest mniejszy zasięg stacji w chwili dokonywania pomiaru i bardziej złożona budowa układu antenowego.

W SNR-75W do pomiaru współrzędnych kątowych wykorzystuje się metodę maksymalnego sygnału z zastosowaniem anten parabolicznych kształtujących charakterystyki szpilkowe o szerokości $1,7^{\circ}$ i anten tubowych kształtujących charakterystyki w kształcie listka o wymiarach $1^{\circ} \times 7^{\circ}$, z tym że dla każdej płaszczyzny obserwacji są oddzielne anteny.

Na rysunku 20 przedstawiono zasadę działania UOW kąтового wyżej wymienionej stacji naprowadzania rakiet. Układ określania współrzędnych kątowych może pracować w trzech rodzajach pracy: naprowadzanie, ręczne śledzenie i automatyczne śledzenie. Przy naprowadzaniu i ręcznym śledzeniu środek bramek śledzących za pomocą napięcia regulacji U_{reg} odpowiada dwusiecznej sektora szybkiego poszukiwania. Zgranie znacznika pionowego na wskaźnikach ze środkiem sygnału celu odbywa się przez przemieszczenie ręczne sektora obserwacji.

W automatycznym rodzaju pracy sygnał od celu jest doprowadzony do dyskryminatora kąтового, do którego doprowadzane są także bramki śledzące. Gdy środek bramek śledzących nie pokrywa się ze środkiem sygnału celu, wówczas na wyjściu dyskryminatora powstaje sygnał błędu. Napięcie sygnału błędu wzmożnione we wzmacniaczu jest doprowadzane do wzmacniacza prądu stałego. Wyjściowe napięcie WPS jest porównywane z wzorcowym napięciem pilowym występującym z częstotliwością ruchu wiązki antenowej. W wyniku porównania napięć uzyskuje się impuls porównania, który powoduje, że środek bramek śledzących, impuls pomiarowy dla układu wypracowania komend i impuls znacznika pionowego ZPn będą przemieszczały się pod środek sygnału celu. W ten sposób układy elektroniczne UOW automatycznie śledzą cel.



Rys. 20. Zasada działania UOW kąowego: a/ schemat blokowy; b/ przebiegi napięć

4.8. Układ wypracowania komend /UWK/

Wiadomo, że rakietą dokładnie naprowadzana po torze nakazanym /kinematycznym/ metodą naprowadzania powinna bezpośrednio trafić w cel. Wprowadzanymi wielkościami do obwodu kierowania powinny być zatem równania toru kinematycznego w płaszczyznach kierowania rakietą. Zadanie układu kierowania polega na tym, aby za pomocą sygnałów kierujących utrzymać

rakietę na torze kinematycznym. W obwodzie kierowania obiektem regulacji jest rakietą, a ponieważ jest ona kierowana w dwóch płaszczyznach, mamy do czynienia z dwiema wielkościami regulowanymi, którymi są współrzędne kątowe rakiety ϵ_r i β_r . Do układu wypracowania komend są doprowadzone z UOW impulsy pomiarowe odpowiadające współrzędnym celu i rakiety ϵ_o/t , β_o/t , r_r/t , ϵ_r/t , β_r/t , r_r/t , a także prędkości zmian /pochodne/ tych współrzędnych. W wyniku porównania odpowiednich współrzędnych celu i rakiety zostają wypracowane sygnały błędów, które z kolei stanowią podstawę do kształtowania sygnałów kierujących. Wartość sygnału komendy mierzona w V/m odchylenia zależy od rozbieżności kątowej pomiędzy celem i rakieta z uwzględnieniem przyjętej metody naprowadzania. W przeciwlotniczym zestawie raketowym typu S-75M rakiety mogą być naprowadzane na cel dwiema metodami:

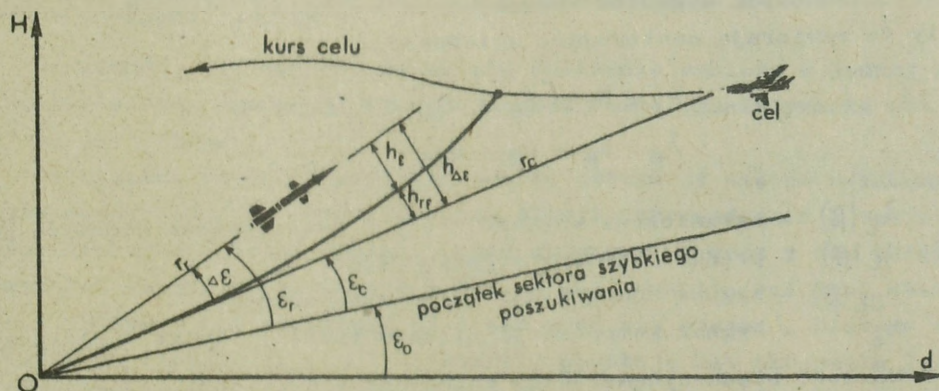
1/ metodą „połowicznego wyprostowania toru /PW/”, przy której rakietą podąża do punktu spotkania z celem z pewnym wyprzedzeniem;

2/ metodą „trzech punktów”, gdzie w każdej chwili rakietą lecąca do celu znajduje się na linii prostej łączącej punkt kierowania /SNR/ z celem.

Proces wypracowania sygnałów kierowania rakieta w UWK dla obu metod naprowadzania przebiega w sposób przedstawiony na rys. 21.

W procesie naprowadzania rakietą na cel SNR ciągle mierzy odchylenie kątowe rakiety od linii obserwacji celu:

$$\Delta\epsilon = \epsilon_r - \epsilon_o; \quad \Delta\beta = \beta_r - \beta_o \quad /6/$$



Rys. 21. Zobrazowanie błędów naprowadzania w płaszczyźnie ϵ .

W celu zwiększenia dokładności naprowadzania odchylenie kątowe jest w UWK przeliczane na odchylenie liniowe rakiety od toru kinematycznego według zależności:

$$h_{\Delta\varepsilon} = r_r \sin\Delta\varepsilon; \quad h_{\Delta\beta} = r_r \sin\Delta\beta \quad /7/$$

dla małych wartości $\Delta\varepsilon$ i $\Delta\beta$ można napisać:

$$h_{\Delta\varepsilon} = r_r \Delta\varepsilon; \quad h_{\Delta\beta} = r_r \Delta\beta \quad /8/$$

W przypadku naprowadzania rakiety na cel metodą trzech punktów sygnał błędu ma następujące składowe:

$$h_\varepsilon = h_{\Delta\varepsilon} + h_{kd}; \quad h_\beta = h_{\Delta\beta} + h_{kd} \quad /9/$$

gdzie:

$h_{\Delta\varepsilon} / \beta$ / - sygnał błędu w płaszczyźnie pionowej /poziomej/;

h_{kd} - sygnał korekcji kąta w odległości. Sygnał ten jest wprowadzony dla zmniejszenia błędu określania współrzędnych kątowych. Błąd ten powstaje wskutek różnej modulacji odbieranych przez stacje sygnałów odbitych od celu i sygnałów odzewowych od rakiety.

W przypadku naprowadzania rakiety na cel metodą połowicznego wyprostowania całkowity sygnał błędu zawiera następujące składowe:

$$h_\varepsilon = h_{\Delta\varepsilon} - h_{r\varepsilon} + h_{kd}; \quad h_\beta = h_{\Delta\beta} - h_{r\beta} + h_{kd} \quad /10/$$

h_r - sygnał wyprzedzenia w płaszczyźnie pionowej /poziomej/.

Z sygnałów błędu są kształtowane sygnały kierujące λ_ε i λ_β w odpowiednich płaszczyznach. Stanowią one sumę sygnałów błędu i szeregu dodatkowych sygnałów wpływających na jakość obwodu kierowania. Sygnały te zawierają następujące składowe:

$$\lambda_\varepsilon = \bar{h}_\varepsilon + \dot{h}_\varepsilon + h_{DE} + h_c \quad /11/$$

$$\lambda_\beta = \bar{h}_\beta + \dot{h}_\beta + h_{D\beta}$$

gdzie:

$\bar{h}_\varepsilon(\beta)$ - ograniczona wartość błędu w płaszczyźnie pionowej /poziomej/;

$\dot{h}_\varepsilon(\beta)$ - prędkość zmiany sygnału błędu;

$h_{DE}(\beta)$ - sygnał kompensacji błędu dynamicznego;

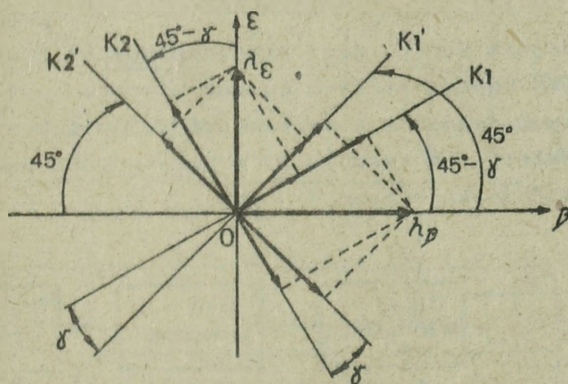
h_c - sygnał kompensacji ciężaru rakiety /tylko w płaszczyźnie ε /.

Wartość błędu dynamicznego zależy od właściwości aerodynamicznych rakiety, jej ciężaru i krzywizny toru kinematycznego, która z kolei zależy od prędkości kątowej przemieszczania się celu i od metody naprowadzania.

Sygnały λ_ε i λ_β są wypracowywane w UWK i charakteryzują oddalenie

liniowe rakiety od toru kinematycznego w płaszczyznach pionowej i poziomej. Sygnały te można byłoby wykorzystać jako komendy kierowania, gdyby stery rakiety leżały w tych płaszczyznach. Jednak z wielu względów stery rakiety są ustawione w układzie "X" i obrócone o kąt $\alpha = 45^\circ$ względem płaszczyzn naprowadzania. Dlatego podczas kształtowania komend kierowania kąt ten jest uwzględniany i sygnały kierowania są przekształcane w komendy związane z układem współrzędnych obróconych rakiety. Po zrzutowaniu sygnałów λ_ϵ i λ_β na osie K'_1 i K'_2 otrzymamy /patrz rys. 22/.

$$\begin{aligned} K'_1 &= \lambda_\beta \cos \alpha + \lambda_\epsilon \sin \alpha \\ K'_2 &= \lambda_\epsilon \cos \alpha - \lambda_\beta \sin \alpha \end{aligned} \quad /12/$$



Rys. 22. Zobrazowanie komend K_1 i K_2 zrzutowanych na osie współrzędnych

Ze wzorów /12/ wynika, że zmiana położenia rakiety w jednej płaszczyźnie /np. pionowej/ wymaga jednoczesnego oddziaływania obu komend i obu par sterów.

Ostateczną postać komend kierowania otrzymuje się po uwzględnieniu kąta skręcenia γ /współrzędnych stacji naprowadzania i rakiety. Podczas kierowania lotem rakiety układ antenowy, a wraz z nim układ współrzędnych stacji obracają się o pewien kąt, rakietą zaś jest stabilizowana względem osi podłużnej OX i nie może się obracać. Dlatego też pomiędzy współrzędnymi stacji i rakiety powstaje kąt skręcenia γ , który należy wprowadzić jako poprawkę do sygnału komendy. Odpowiedni układ w UWK określa ten kąt według zależności:

$$\gamma = \int_{t_0}^t \dot{\beta} \sin \epsilon_0 dt \quad /13/$$

Po uwzględnieniu kąta skręcenia ostateczną postać sygnałów kierujących, przy naprowadzaniu rakiety na cel dowolną metodą, można wyrazić za pomocą następujących wzorów:

$$K_1 = \lambda \beta \cos /45^\circ \pm \gamma / + \lambda \varepsilon \sin /45^\circ \pm \gamma / ; \quad /14/$$

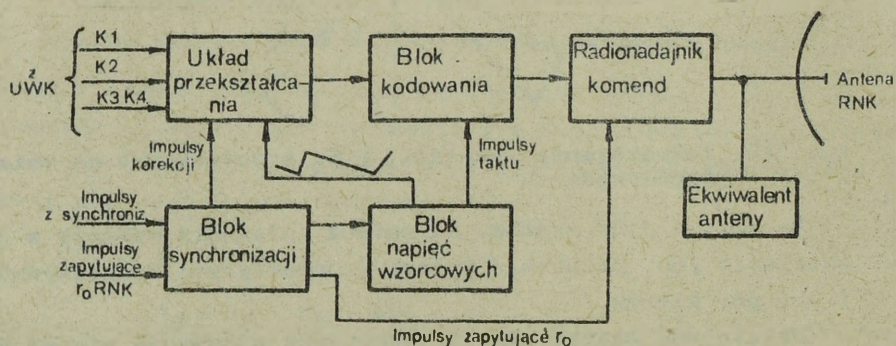
$$K_2 = \lambda \varepsilon \cos /45^\circ \pm \gamma / - \lambda \beta \sin /45^\circ \pm \gamma / .$$

Komenda K_1 jest przeznaczona dla sterów nr 1 i 3, a komenda K_2 - dla sterów nr 2 i 4 rakiety. Stery numeruje się, patrząc w kierunku lotu rakiety zgodnie z ruchem wskazówek zegara, przy czym sterem nr 1 jest ster górny lewy.

Ponadto w UWK są wytwarzane jednorazowe komendy zdalnego uruchomienia /odbezpieczenia/ radiozapalnika / K_3 / i inne.

4.9. Radionadajnik komend /RNK/

Radionadajnik komend jest przeznaczony do przekształcania doprowadzonych z UWK napięć stałych komend kierowania i innych sygnałów, zakodowania tych sygnałów i wypromieniowania ich za pomocą anteny RNK w kierunku rakiety. Na rysunku 23 przedstawiono uproszczony schemat blokowy radionadajnika komend SNR-75W.



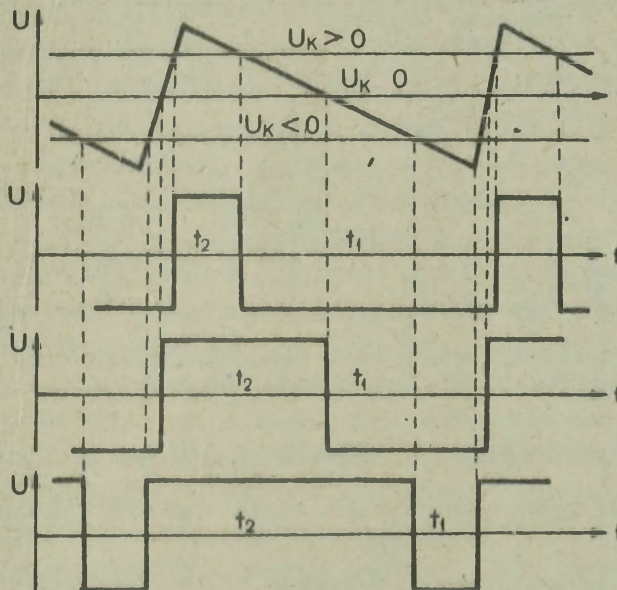
Rys. 23. Uproszczony schemat blokowy RNK

Przekształcanie komend w napięcia impulsowe polega na porównaniu napięcia stałego komendy z wzorcowym napięciem piłowym występującym z pewnym okresem powtarzania /patrz rys. 24/. W wyniku porównania tych napięć na wyjściu układu przekształcania uzyskuje się napięcie prostokątne, którego stosunek czasowy części ujemnej do części dodatniej odpowiada wartości i znakowi komendy. Względną wartość komendy można wyrazić zależnością:

$$K = \frac{t_1 - t_2}{t_1 + t_2}$$

Przekształcone komendy podlegają zakodowaniu. Spośród wielu znanych sposobów kodowania sygnałów w SNR wykorzystywane są następujące dwa sposoby:

1. Czasowo - częstotliwościowy; stosowany jest między innymi w SNR-125.
2. Czasowo - impulsowy /według liczby impulsów w grupie/; stosowany jest w SNR-75W.



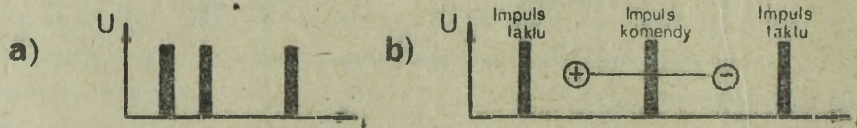
Rys. 24. Przekształcanie komend kierowania w RNK

W czasowo-częstotliwościowym sposobie kodowania sygnał komendy w postaci energii elektromagnetycznej składa się z dwóch różnych częstotliwości. Wielkość i znak komendy są określone stosunkiem czasu występowania poszczególnych częstotliwości w okresie taktowym $T = t_1 + t_2$ w myśl wzoru 15. Druga komenda dla tej samej rakiety, a także komendy dla drugiej rakiety sterowanej w innym kanale są przekształcone w analogiczny sposób z wykorzystaniem par innych częstotliwości.

W czasowo-impulsowym sposobie kodowania przekształcone sygnały komend z napięcia stałego w napięcia impulsowe podlegają różniczkowaniu i korekacji, a następnie zostają doprowadzone do bloku kodowania, gdzie

z każdego impulsu zostaje utworzona trójka kodowa impulsów.

Czasowe rozstawienie tych trzech impulsów w każdym kanale kierowania jest inne i stanowi kod zrozumiały tylko dla rakiety, dla której te sygnały są przeznaczone. Wartość i znak komendy zależy od kierunku i wielkości przesunięcia impulsu komendy /trójki kodowej/ od środka przedziału taktowego /patrz rys. 25/. Położenie impulsu komendy w środku przedziału taktowego odpowiada zerowej wartości komendy. Przesunięcie impulsu w lewo od środka przedziału taktowego odpowiada dodatniej wartości komendy, a przesunięcie w prawo - wartości ujemnej. Czasowo - impulsowy sposób kodowania bardziej komplikuje aparaturę RPK, bowiem należy zadbać o to, aby sygnały komend w radiolinii były przesyłane w sposób uporządkowany wykluczający nakładanie się na siebie. Dlatego w SNR-75W przedział taktowy podzielono na 64 przedziały czasowe zwane kadrami, a każdy kadr z kolei podzielono na 8 wierszy. Konkretna komenda może występować w każdym takcie tylko raz i tylko w wierszu dla siebie przeznaczonym.



Rys. 25. Sposób kodowania czasowo-impulsowego: a/ trójka impulsów kodowych; b/ wartość i znak komendy

5. Przeciwlotnicze rakiety kierowane /PRK/

5.1. Ogólna charakterystyka rakiet przeciwlotniczych

Rakiety są najstarszym środkiem walki. Pierwotory rakiet pojawiły się prawdopodobnie na kilka wieków p.n.e., to jest po wynalezieniu w Chinach prochu czarnego. Pierwsze wzmianki, pisane o rakietach pochodzą z XI i XII wieku. Przechodząc wiele faz rozwoju, stosowane były w ograniczonym zakresie w wielu wojnach. Do XIX wieku niezbyt celna i mało ruchliwa artyleria w wielu wypadkach ustępowała rakietom. Po wynalezieniu luf gwintowanych i szybkim rozwoju nauk balistycznych rakiety zostały na pewien czas wyparte z arsenału uzbrojenia wojsk. Dopiero burzliwy rozwój techniki w latach trzydziestych XX wieku i podczas drugiej wojny światowej umożliwił nawrót do budowy rakiet, a niemieckie rakiety V-1 i V-2 oraz szereg typów rakiet radzieckich stanowią punkt zwrotny w budowie i wykorzystaniu ich do celów wojskowych i naukowych na szeroką skalę.

Gwałtowny rozwój środków napadu powietrznego po drugiej wojnie światowej, zwiększenie prędkości i wysokości ich lotu sprawiły, że do uzbrojenia armii różnych państw została wprowadzona do obrony powietrznej groźna broń - przeciwlotnicze rakiety kierowane o różnym przeznaczeniu.

Przez pojęcie "rakiet kierowanych" należy rozumieć aparat latający bez załogi ludzkiej napędzany silnikiem raketowym i wyposażony w aparaturę pokładową umożliwiającą zmianę jego toru lotu.

PRK stanowiące potężny i niezawodny środek obrony powietrznej są przeznaczone do zwalczania wszystkich współczesnych środków napadu powietrznego, a w razie braku innych środków mogą być użyte do niszczenia celów naziemnych lub nawodnych. Będące w uzbrojeniu wojsk PRK mogą być odpalane w kierunku celu z wyrzutni naziemnych i okrętów lub łodzi podwodnych. PRK mają szereg zalet, które stawiają je na czoło środków obrony powietrznej. Umożliwiają one prowadzenie walki z nieprzyjacielem powietrznym działającym na dowolnych wysokościach i poruszających się z dużymi prędkościami, niezależnie od pory roku, doby i warunków atmosferycznych. Wytrzymują duże przeciążenia, dzięki czemu umożliwiają niszczenie celów manewrujących. Jedną z najważniejszych właściwości PRK jest duża dokładność strzelania. Z opublikowanych danych i doświadczeń poligonowych wynika, że prawdopodobieństwo trafienia w cel jedną rakieta przewyższa 60%. Liczba ta warasta wraz z ilością wystrzelonych do celu rakiet. Skuteczność strzelania PRK zależy w znacznym stopniu od rodzaju zastosowanego ładunku bojowego, skuteczności działania radiosapalnika oraz od niezawodności i dokładności działania systemu naprowadzania, zwłaszcza w warunkach stosowania przez nieprzyjaciela różnego rodzaju zakłóceń radioelektronicznych.

Głównym zadaniem PRK i całego zestawu raketowego jest przeniesienie głowicy bojowej /ładunku bojowego i radiosapalnika/ do punktu spotkania rakiety z celem i spowodowanie wybuchu ładunku bojowego w momencie najbardziej odpowiednim do pokrycia celu odłamkami.

5.2. Ogólna budowa PRK

Przeciwlotnicze rakiety kierowane budowane są jako jednostopniowe i wielostopniowe.

Jednostopniowe to rakiety małego zasięgu; przykładem mogą być rakiety 9M32M2 w PZR "OSA-AK" lub 9M31M w zestawie "STRZAŁA-1M" i inne.

Rakiety o średnich i dużych zasięgach składają się z wielu stopni /ozłonów/. Podziału rakiety na stopnie dokonuje się w celu zwiększenia

prędkości ostatniego stopnia /członu marszowego/ i skrócenia czasu jego lotu. Liczba stopni może być w zasadzie dowolna i w dążeniu do uzyskania minimalnego czasu lotu rakiety powinno ich być możliwie dużo, ze względu jednak konstrukcyjnych i technologicznych - jak najmniej.

PRK średniego i dużego zasięgu najczęściej są dwustopniowe /na przykład rakiety 5W-27; W-755 itp./. Poszczególne stopnie, z wyjątkiem ostatniego, to kolejno pracujące silniki rakietowe /przyspieszacze/ przeważnie odpadające po zakończeniu pracy. W ten sposób następny stopień /silnik/ włączający się do pracy nadaje rakiecie większą prędkość z uwagi na mniejszą jej masę. Ostatni stopień to tak zwana część marszowa wyposażona w głowicę bojową i inną aparaturę, napędzana silnikiem marszowym, w sposób kierowany podążająca do punktu spotkania z celem. Wzajemne usytuowanie obu stopni może być dwójakie /rys. 26/:

1/ stopień startowy stanowi przedłużenie stopnia marszowego, tak zwany układ posobny lub tandem /rys. 26a/;

2/ silniki startowe są rozmieszczone wokół stopnia marszowego, tak zwany układ "wiązka" /rys. 26b/.

Prędkość końcową V_k rakiety można obliczyć ze wzoru Ciolkowskiego, który ma następującą postać:

$$V_k = n W \ln \frac{Q_o}{Q_k} \quad /15/$$

We wzorze:

$Q_o = Q_k + Q_p$ - ciężar startowy rakiety;

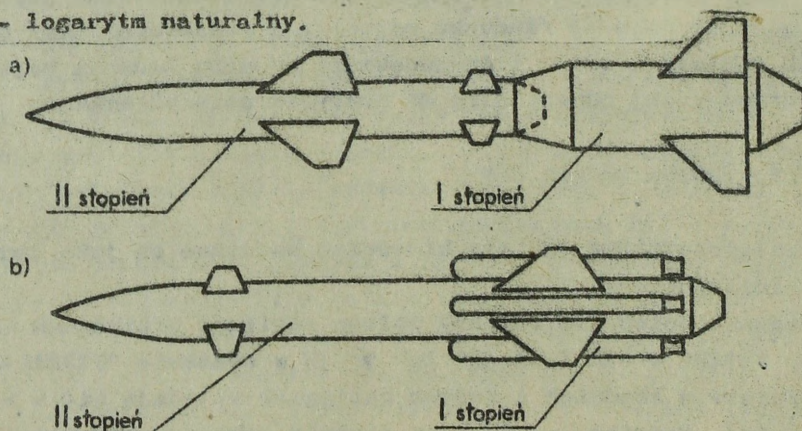
Q_k - ciężar końcowy rakiety;

Q_p - ciężar paliwa;

n - liczba stopni rakiety;

W - prędkość wylotowa gazów z dyszy;

\ln - logarytm naturalny.



Rys. 26. Wzajemne usytuowanie stopni rakiety

Wzór Ciolkowskiego jest słuszny dla warunków idealnych lotu rakiety, to znaczy poza atmosferą ziemską. Rzeczywista prędkość w atmosferze będzie mniejsza ze względu na opór powietrza i działanie sił przyciągania ziemskiego. Niemniej jednak jeżeli ciąg silnika jest dostatecznie duży w porównaniu z siłami aerodynamicznymi i ciężarem rakiety, to wzór ten jest wystarczająco dokładny.

Ogólnie biorąc, rakietę zbudowaną jest z kadłuba i usterzenia. Kadłub rakiety ma kształt osiowo-symetryczny. Przednia część kadłuba ma kształt ostrołuku, środkowa - kształt cylindryczny, a tylna - stożka ściętego. We wnętrzu kadłuba części marszowej znajdują się: silnik rakiety, ładunek bojowy, radiozapalnik, aparatura kierowania radiowego, pilot automatyczny, pokładowe źródło energii elektrycznej i inne urządzenia. Na zewnątrz kadłuba znajduje się oprócz usterzenia, szereg tak zwanych podejść eksploatacyjnych, takich jak: luki, wzierniki, zaczepy do podnoszenia rakiety bądź jej mocowania na transporterze, złącza elektryczne, owiewki, elementy prowadzące raketę po przewodnicy wyrzutni itp. Kadłub rakiety składa się z wzajemnie połączonych przedziałów. Zwykle jeden taki przedział zawiera typowy komplet wyposażenia, na przykład silnik, głowicę bojową, aparaturę kierowania radiowego itp. Poszczególne przedziały wytwarzane są w oddzielnych zakładach produkcyjnych. Taki sposób budowy raket ułatwia produkcję, umożliwia wymienność przedziałów i pozwala na zachowanie większej żywotności przemysłu zbrojeniowego.

Usterzenie rakiety to zespół płaszczyzn aerodynamicznych rozmieszczonych na kadłubie według określonego układu aerodynamicznego. Usterzenie to stanowią: skrzydła, stateczniki /stabilizatory/, stery i lotki. Liczba płaszczyzn aerodynamicznych zależy od przeznaczenia i typu rakiety; niektórych elementów może nie być, a niektóre mogą spełniać podwójną rolę. Wszystkie wyżej wymienione płaszczyzny, a także kadłub rakiety wytwarzają siły nośne, których siła wypadkowa jest zamocowana w tak zwanym aerodynamicznym punkcie parcia. Oprócz wytwarzania siły nośnej płaszczyzny te spełniają następujące zadania:

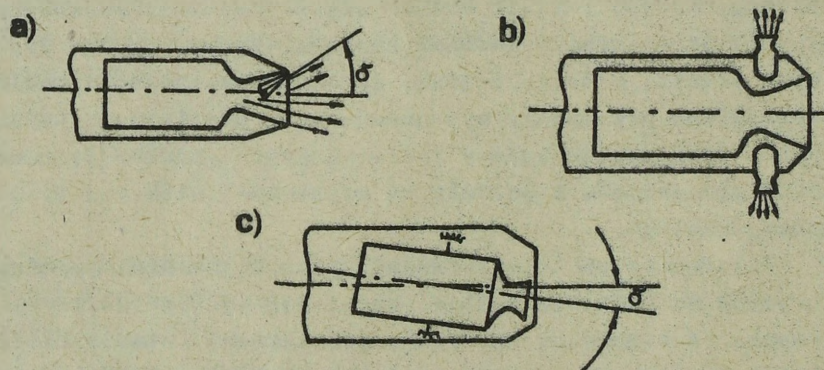
- stery - służą do sterowania rakiety, to jest do zmiany jej toru lotu zgodnie z sygnałami sterującymi;

- lotki - przeznaczone są do stabilizacji rakiety wokół osi podłużnej OX /nie pozwalają na jej obrót/. W niektórych raketach, jak na przykład w rakiecie W-755, stery spełniają także rolę lotek. Czyli raz pracują jako stery, a drugi - jako lotki i wówczas nazywamy je sterolotkami;

- stateczniki - utrzymują stateczność rakiety podczas jej lotu względem osi OY i OZ.

Przez stateczność należy rozumieć zdolność rakiety do zachowania niezmiennego położenia podczas lotu, a przez sterowność – sposób reagowania na wychylenie sterów. Między sterownością i statecznością zachodzi ścisła współzależność. Zależy to od wzajemnej odległości pomiędzy środkiem ciężkości rakiety a aerodynamicznym punktem parcia. Im ta odległość jest większa, tym rakieta jest bardziej stateczna, ale mniej sterowna, czyli trudniej reaguje na stery i odwrotnie. Niektóre typy rakiet, jak na przykład wyżej wymieniona rakieta W-755, mają dodatkowe destateczniki wpływające na zmniejszenie stateczności i polepszające sterowność rakiety.

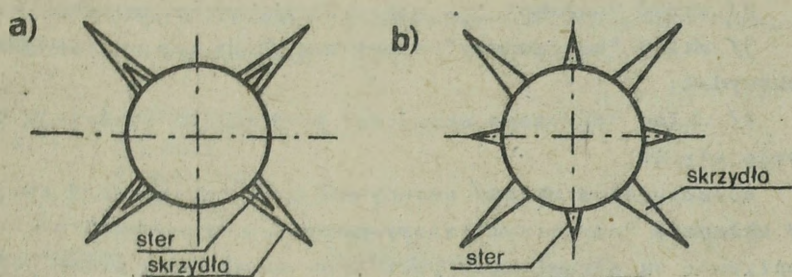
Oczywiste jest, że za pomocą sterów można zmieniać tor lotu rakiety tylko w atmosferze. Natomiast sterowanie raketami poza atmosferą odbywa się poprzez: programowanie siły ciągu; zastosowanie sterów gazowych; zastosowanie pomocniczych silników raketowych i poprzez wychylenie silnika /patrz rys. 27/.



Rys. 27. Sposoby sterowania raketami poza atmosferą: a/ sterowanie za pomocą sterów gazowych; b/ sterowanie pomocniczymi silnikami raketowymi; c/ sterowanie przez wychylenie silnika

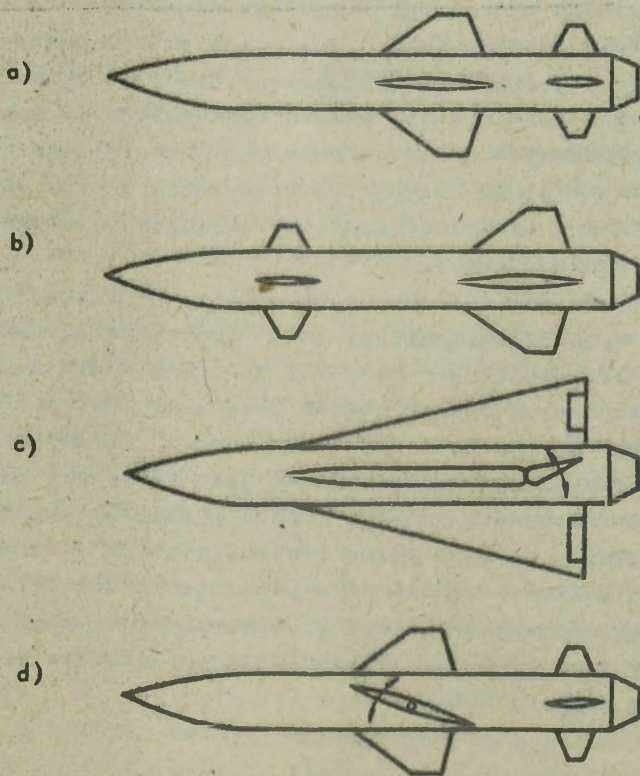
Usterzenie na kadłubie rakiety /rozpatrując przekrój poprzeczny/ w większości przypadków rozmieszcza się w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach krzyżowo według planu "X" /rys. 28/. Takie rozmieszczenie usterzenia ma szereg zalet, a mianowicie: rakieta może wykonywać manewr bez uprzedniego obrotu wokół swej osi podłużnej /tak jak samolot/; zachowana jest duża symetria aerodynamiczna /prawie jednakowy opór czołowy w każdej płaszczyźnie/; ułatwiony jest sposób ułożenia rakiety na wyrzutni.

Stery rakiety mogą być umieszczone w tych samych płaszczyznach co skrzydła /rys. 28a/ lub mogą być przesunięte względem skrzydeł o kąt 45° /rys. 28b/.



Rys. 28. Rozmieszczenie płaszczyzn aerodynamicznych na kadłubie rakiety: a/ stery znajdują się w płaszczyźnie skrzydeł; b/ stery są obrócone względem skrzydeł

Jeżeli chodzi o rozmieszczenie płaszczyzn wzdłuż kadłuba rakiety, to rozróżnia się następujące układy aerodynamiczne /rysunek 29/:



Rys. 29. Układy aerodynamiczne raket: a/ układ "normalny"; b/ układ "kaczka"; c/ układ "bezogonowy"; d/ układ "obrotowe skrzydło"

- 1/ układ "normalny" - stery umieszczone są za skrzydłami;
- 2/ układ "kaczka" - stery są umieszczone przed skrzydłami;
- 3/ układ "bezogonowy" - stery znajdują się na krawędziach spływu skrzydeł;
- 4/ układ "obrotowe skrzydło" - skrzydła spełniają jednocześnie rolę sterów.

Poszczególne układy aerodynamiczne rakiety mają swoje zalety i wady. W układzie "normalnym" stery pracują w warunkach niekorzystnych, gdyż opływane są strumieniem powietrza zaburzonym przez skrzydła. Natomiast skrzydła pracują w korzystniejszych warunkach niż stery. Rakieta mająca taki układ wolniej reaguje na wychylenie sterów. Układ normalny przeważnie stosuje się w raketach średniego i dużego zasięgu.

W układzie aerodynamicznym "kaczka" stery są rozmieszczone przed skrzydłami i w związku z tym pracują w warunkach bardziej korzystnych niż skrzydła, bowiem są opływane nie zaburzonym strumieniem powietrza. Rakieta w tym wypadku energiczniej reaguje na wychylenie sterów. Układ typu "kaczka" stosuje się zwykle w raketach małego zasięgu.

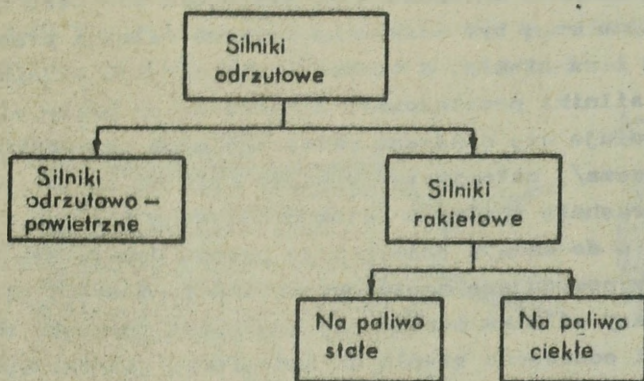
Układ "bezogonowy" charakteryzuje się mocno wydłużonymi skrzydłami. Zaletą tego układu jest bardziej zwarta konstrukcja ze względu na mniejszą ilość płaszczyzn aerodynamicznych. Wadą natomiast jest to, że rakieta stosunkowo leniwie reaguje na wychylenie sterów, gdyż trudno jest uzyskać pożądaną odległość pomiędzy środkiem ciężkości rakiety a aerodynamicznym punktem parcia.

Rakieta ze skrzydłami obrotowymi błyskawicznie reaguje na wychylenie skrzydeł - sterów, przy czym wykonywanie manewru przez raketę nie pociąga za sobą zmiany położenia kadłuba. Skrzydła w tym układzie nie mogą być zbyt wydłużone, a do ich obrotu jest wymagany duży moment. Wymaga to zwiększonych gabarytów i ciężaru urządzeń sterowych, a tym samym i całej rakiety. Mankamentem tego układu jest także to, że skrzydła - stery należy rozmieszczać w pobliżu środka ciężkości rakiety, a w związku z tym zbiorniki z paliwem muszą się znajdować z dala od środka ciężkości. Zużywanie paliwa w czasie lotu powoduje zmianę położenia środka ciężkości rakiety, co z kolei wywołuje niekorzystne zmiany w sterowaniu raketą. Aby temu zapobiec, stosuje się odpowiednie przesuwanie skrzydeł w miarę zużycia paliwa.

5.3. Silniki raketowe

Budowa zespołu napędowego zależy przede wszystkim od rodzaju stosowanego materiału napędowego. Zespół napędowy obejmuje takie elementy, jak: silnik, paliwowy układ zasilania, układ regulacji ciągu itp. Głów-

nym elementem zespołu napędowego jest silnik. Dotychczas istniejące silniki odrzutowe można podzielić na dwie zasadnicze grupy /rys. 30/: odrzutowo-powietrzne i rakietowe.



Rys. 30. Podział silników odrzutowych

Charakterystyczną cechą silników odrzutowo-powietrznych jest wykorzystanie, w procesie spalania paliwa, tlenu znajdującego się w powietrzu. Zaletą tych silników jest znaczne zmniejszenie zapasu materiału napędowego na pokładzie aparatu latającego. Wadą natomiast jest to, że silniki odrzutowo-powietrzne nie mogą pracować na tych wysokościach, na których zawartość tlenu ze względu na rozrzedzenie atmosfery jest stosunkowo niewielka.

Do drugiej grupy zalicza się silniki rakietowe, które pracują na materiałach napędowych /paliwo i utleniacz/ znajdujących się wyłącznie na pokładzie rakiety. Podstawową ich zaletą jest możliwość pracy na dowolnych wysokościach niezależnie od gęstości atmosfery.

Silniki rakietowe w zależności od stanu fizycznego stosowanych materiałów napędowych dzielą się na dwie zasadnicze grupy:

- 1/ silniki rakietowe pracujące na paliwo stałe;
- 2/ silniki rakietowe pracujące na paliwo ciekłe.

Ze względu na przeznaczenie silniki rakietowe dzielą się na: startowe, marszowe, pomocnicze i laboratoryjne.

S i l n i k i s t a r t o w e - charakteryzują się dużą siłą ciągu osiąganą w krótkim czasie, a tym samym nadają one rakiecie duże przyspieszenie na małym odcinku drogi. Powoduje to, że rakietę schodzi z wyrzutni z dużą prędkością bez większego osiadania. W rakietach przeciwlotniczych silniki startowe /przyspieszacze/ pracują na paliwo stałe.

S i l n i k i m a r s z o w e - charakteryzują się mniejszym ciągiem w stosunku do silników startowych i dłuższym czasem pracy. Przezna-

czone są one do podtrzymania prędkości ostatniego stopnia /marszowego/ rakiety, to znaczy do pokonania siły oporu czołowego.

Podczas lotu rakiety na dużych wysokościach, gdzie gęstość atmosfery jest mała, silniki marszowe mogą zwiększyć prędkość rakiety. Jako silniki marszowe mogą być stosowane zarówno silniki pracujące na paliwo stałe, jak i na ciekłe, a także innego rodzaju silniki odrzutowe /na przykład silniki przelotowe/. Długość czasu pracy silnika na paliwo ciekłe reguluje się dopływem poszczególnych składników paliwa /paliwa lub utleniacza/, natomiast w wypadku silnika na paliwo stałe ogranicza się powierzchnię spalania lasek prochowych poprzez pokrywanie ich inhibitorami, a do składu chemicznego prochu dodaje się odpowiednie flegmatyzatory powodujące zwolnione spalanie. Z uwagi na stosunkowo długi czas pracy silnika marszowego występuje zjawisko nagrzewania się jego korpusu i oddawania ciepła do atmosfery. Nieprzewidywalnie temu zjawisku mogłoby doprowadzić do znacznego pogorszenia pracy silnika i wyraźnego spadku siły ciągu. Aby tego uniknąć, korpus silnika na paliwo stałe od wewnątrz wykłada się substancjami termoizolacyjnymi. W silniku marszowym pracującym na paliwo ciekłe chłodzenie komory spalania odbywa się za pomocą utleniacza przepływającego między ściankami komory. W silnikach startowych problem chłodzenia korpusu nie występuje, gdyż ze względu na krótki czas pracy /3-4 s/ silnik nie zdąży się nagrzać.

S i l n i k i p o m o c n i o z e - są to silniki małych rozmiarów i o małej sile ciągu, pracujące na paliwo ciekłe. Wykorzystywane są one do stabilizacji i sterowania raketami poza atmosferą.

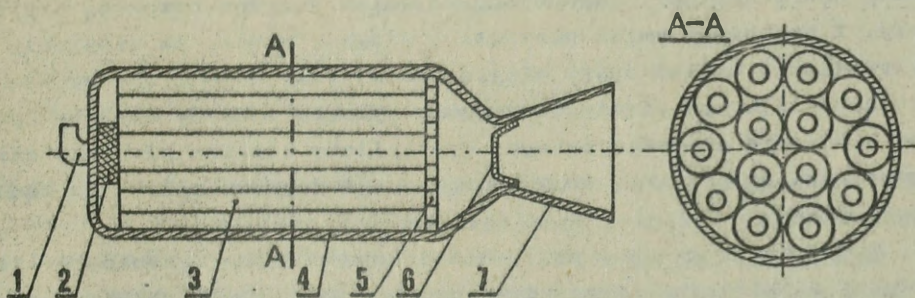
S i l n i k i l a b o r a t o r y j n e - służą do laboratoryjnego badania paliw raketowych i innych parametrów silnika raketowego. Grubościenne korpus takiego silnika ma odpowiednie otwory do zamocowania przyrządów pomiarowych oraz wymienne dysze odrzutowe.

Budowa silnika raketowego na paliwo stałe

Klasyczny silnik raketowy na paliwo stałe zbudowany jest z następujących zasadniczych elementów: korpus, dysza odrzutowa, paliwo, podsypka prochowa, gniazda dla zapłonników elektrycznych, ruszt i przeporna /patrz rys. 31/.

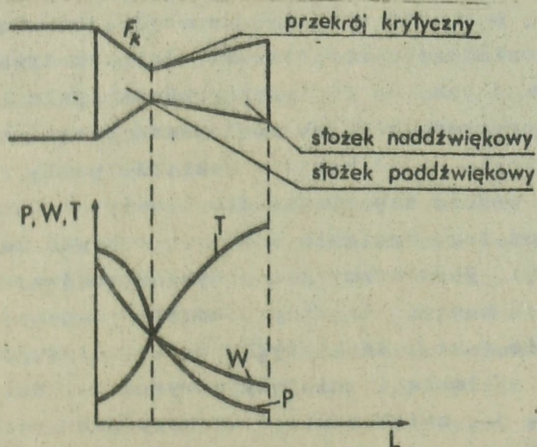
Korpus - jest jednocześnie komorą spalania paliwa i łączy wszystkie elementy silnika w jedną całość. Korpus jest wykonany z grubej blachy stalowej, w jego budowie można wyróżnić takie elementy, jak: dno przednie, część cylindryczna i dno tylne. W przednim dnie są wykonane gniazda do przykręcania zapłonników elektrycznych. Gniazda te są połączone

kanalami z komorą spalania silnika. W niektórych silnikach w przednim dnie jest wykonana pokrywa, wykręcenie której umożliwia załadowanie paliwa prochowego i zamocowanie podsypki prochowej. Do tylnego dna jest wkręcona na gwint lub przyspawana dysza odrzutowa. Połączenie gwintowe dyszy z korpusem pozwala na załadowanie silnika paliwem prochowym i wówczas nie stosuje się pokrywy w dnie przednim.



Rys. 31. Silnik rakietowy na paliwo stałe: 1/ gniazdo zapłonika; 2/ podsypka prochowa; 3/ paliwo; 4/ korpus; 5/ ruszt; 6/ przepona; 7/ dysza odrzutowa

Dysza odrzutowa - służy do przekształcenia energii cieplnej produktów spalania w energię kinetyczną wypływających z niej gazów. W silnikach rakietowych stosuje się dysze naddźwiękowe konstrukcji De Laval'a. W budowie dyszy wyróżnia się trzy zasadnicze elementy, a mianowicie: stożek poddźwiękowy, przekrój krytyczny i stożek naddźwiękowy. Gazy przepływające przez dyszę mają odpowiednio prędkość mniejszą, równą i większą od prędkości dźwięku. Przebieg zmian parametrów gazów w dyszy De Laval'a pokazano na rysunku 32. Wysoką efektywność, czyli minimalne



Rys. 32. Przebieg zmian parametrów gazu w dyszy: P - ciśnienie; W - prędkość gazu; T - temperatura gazu

straty w dyszy, uzyskuje się poprzez właściwy dobór jej kształtu geometrycznego, to jest dobór odpowiedniej długości i kątów rozwarcia stożków poddźwiękowego i naddźwiękowego oraz średnicy przekroju krytycznego. Stożek poddźwiękowy jest krótszy, a jego kąt rozwarcia zawiera się w granicach 60° - 120° . Stożek naddźwiękowy jest bardziej wydłużony z kątem rozwarcia w granicach 30° - 60° . Oba stożki ścięte połączone są ze sobą wierzchołkami, łagodnym przejściem tworząc przekrój krytyczny dyszy. Z przebiegu zmian parametrów w dyszy widać, że ciśnienie gazu przepływającego wzdłuż dyszy ciągle spada. Przy nadmiernie wydłużonym stożku naddźwiękowym ciśnienie gazu na wylocie z dyszy mogłoby być mniejsze od ciśnienia atmosferycznego. Wystąpiłoby wówczas zjawisko zasysania powietrza do silnika, co w konsekwencji doprowadziłoby do zadławienia jego pracy.

Podsypka prochowa - przedstawia sobą pudełko wykonane z cienkiej blachy aluminiowej, wypełnione prochem czarnym. Podsypka jest przeznaczona do zapalenia paliwa w silniku przez wytworzenie dużego płomienia i odpowiedniego ciśnienia w komorze spalania. Podsypkę umieszcza się w specjalnym koszyczku przykręconym do wewnętrznej ścianki przedniego dna korpusu w sąsiedztwie zapłonników elektrycznych.

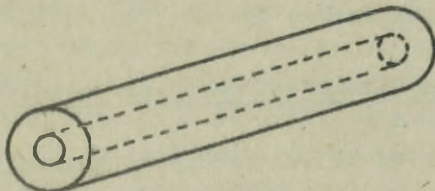
Do zapalenia podsypki prochowej od impulsu elektrycznego służą zapłonniki elektryczne /pironabeje/. Dla pewności zapalenia silnika stosuje się dwa zapłonniki.

Paliwo stałe - w silnikach raketowych na paliwo stałe przeważnie stosowany jest proch nitroglicerynowy w postaci odpowiednio ukształtowanych lasek. Najbardziej istotnym czynnikiem wpływającym na jakość pracy silnika jest proces spalania paliwa. W silnikach raketowych dąży się do tego, aby ilość spalonego paliwa, a tym samym i przyrost ilości gazów, w każdej chwili czasu była jednakowa. Można to osiągnąć poprzez odpowiednie ukształtowanie lasek paliwa prochowego. Laski można ukształtować tak, że ich powierzchnia spalania będzie się zwiększać /kształt progresywny/ lub zmniejszać /kształt degresywny/.

Można wreszcie nadać kształt taki, że powierzchnia spalania w przybliżeniu nie będzie się zmieniać - będzie stała /kształt neutralny/. Niezależnie od tego spalanie może się odbywać na całej lub ograniczonej powierzchni. Rozpatrzmy dla przykładu najczęściej stosowany w silnikach raketowych kształt laski prochowej pokazanej na rysunku 33.

Spalanie takiej laski tylko od zewnątrz powoduje zmniejszenie powierzchni spalania i mniejszy przyrost ilości gazów, natomiast tylko od wewnątrz - jej zwiększenie i większy przyrost ilości gazów. Jednoczesne spalanie od wewnątrz i od zewnątrz sprawia, że sumaryczna powierzchnia spalania w przybliżeniu jest stała. Należy zaznaczyć, że rozpatrzony

wyżej kształt laski prochowej o stałej powierzchni spalania nie jest jedyny. Na przykład laska z kanałem wewnątrz o przekroju gwiazdy spala- na tylko od wewnątrz również spełnia warunek stałego spalania.



Rys. 33. Cylindryczny kształt laski prochowej

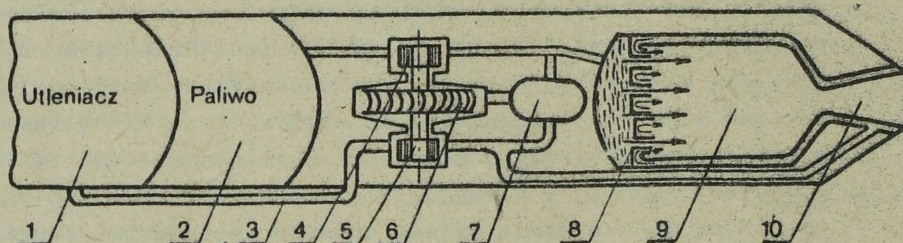
W zależności od wielkości i typu silnika lasek prochowych może być od jednej do kilkunastu. Prędkość spalania paliwa w silniku zależy od jego temperatury początkowej, powierzchni spalania i ciśnienia w komorze. Im wyższa będzie temperatura początkowa paliwa, tym więcej się go spali w jednostce czasu, większy będzie przyrost ilości gazów i prędkiej wzrośnie ciśnienie wewnątrz silnika. Nadmierne ciśnienie może być szkodliwe dla konstrukcji silnika, natomiast zbyt niskie ciśnienie będzie obniżać jego siłę ciągu. W celu utrzymania w miarę równomiernego ciśnienia w komorze spalania, a tym samym osiągnięcia optymalnych warunków pracy silnika w różnych temperaturach otoczenia, w silnikach rakietowych na paliwo stałe często stosuje się regulację przekroju krytycznego dyszy. Zasadą regulacji jest ustawienie większego otworu w przekroju krytycznym przy wyższych temperaturach otoczenia /wyższych temperaturach początkowych paliwa/ i mniejszego - przy niższych temperaturach. Regulację przekroju krytycznego na bieżąco przeprowadza się za pomocą tak zwanej gruszy przesuwanej wzdłuż dyszy /np. rakietą 5W-27/. Nowsze, bardziej ulepszone gatunki prochu są mniej wrażliwe na temperaturę i dlatego nie wymagają tak częstego regulowania przekroju krytycznego dyszy. Można się w takim wypadku ograniczyć do ustawienia większego otworu na okres letni i mniejszego na okres zimowy, wymieniając odpowiednie wkładki pierścieniowo /np. rakietą W-755/.

Przepona - zakrywa komorę spalania silnika od strony dyszy. Dzięki zamkniętej przestrzeni szybciej wzrasta ciśnienie i temperatura gazów powstałych ze spalania podsypki prochowej. To z kolei sprzyja szybkiemu zapaleniu się paliwa prochowego na całej przestrzeni. Gdy ciśnienie wewnątrz silnika wzrośnie do ustalonej wartości przepona zostaje wypchnięta na zewnątrz. Drugim przeznaczeniem przepony jest zabezpieczenie paliwa przed niekorzystnymi warunkami atmosferycznymi. Przepona jest wykonana z cienkiej blachy i zamocowana w dyszy na klej.

Ruszt - ustala położenie ładunku paliwa w komorze silnika, a głównie nie pozwala na podłużne przemieszczanie się lasek prochowych. Ruszt zabezpiecza także przed ewentualnym wypadaniem kawałków niespalonego prochu, które mogłyby zatkać dyszę.

Budowa silnika raketowego na paliwo ciekłe

Silnik raketowy na paliwo ciekłe składa się z: komory spalania, dyszy odrzutowej i głowicy wtryskowej. Układ zasilania silnika stanowią: zbiorniki z raketowymi materiałami napędowymi /RMN/, zespół pomp, wytwornica gazu do napędu zespołu pomp, rury łączące i inne urządzenia pomocnicze. Ogólną budowę silnika raketowego na paliwo ciekłe wraz z układem zasilania przedstawiono na rysunku 34.



Rys. 34. Silnik raketowy na paliwo ciekłe z układem zasilania; 1/ zbiornik utleniacza; 2/ zbiornik paliwa; 3/ rury łączące; 4/ pompa paliwa; 5/ pompa utleniacza; 6/ turbina napędzająca pompy; 7/ wytwornica gazów do napędu turbiny; 8/ głowica wtryskowa; 9/ komora spalania; 10/ dysza odrzutowa

Komora spalania - stanowi jednolity zespół wraz z dyszą odrzutową i przyspawaną do niej głowicą wtryskową. Komora spalania i dysza wykonane są z dwóch ścianek ze stali żaroodpornej. Pomiędzy ściankami, w czasie pracy silnika przepływa jeden ze składników RMN /najczęściej utleniacz/, chłodząc komorę spalania. Takie rozwiązanie konstrukcyjne uniemożliwia oddawanie ciepła do atmosfery przez silnik, gdyż opływająca komorę spalania i dyszę ciecz nagrzewając się dostarcza ciepło z powrotem do silnika. Głowicę wtryskową stanowi zespół wtryskiwaczy, przez które materiały napędowe są wtryskiwane do komory spalania. Konstrukcja głowicy wtryskowej powinna umożliwiać dobre wymieszanie się paliwa z utleniaczem w komorze i wykluczyć wcześniejsze połączenie się tych składników przed komorą spalania. Jest to szczególnie ważne w wypadku stosowania samozapłonowych RMN.

Zespół pomp - przeznaczony jest do przetłaczania paliwa i utleniacza

ze zbiorników do komory spalania. Zespół pomp składa się z pompy paliwa, pompy utleniacza i urządzenia napędowego. Do napędu pomp można stosować silniki elektryczne lub turbiny gazowe. Ten ostatni sposób jest najbardziej wygodny i ekonomiczny.

Turbina gazowa jest napędzana gazami wytworzonymi w specjalnym generatorze gazu i obraca pompy osadzone na wspólnym wale. Generator gazu stanowi niewielkich rozmiarów zbiornik, w którym gaz może być wytwarzany w wyniku spalania specjalnego ładunku prochowego lub tych samych składników RMN co w silniku raketowym.

Rakietowe materiały napędowe /RMN/

Do silników raketowych pracujących na paliwo ciekłe używa się dwóch składników, takich jak paliwo zasadnicze i utleniacz, który umożliwia pracę silnika bez ozerpania tlenu z powietrza. Dzięki temu silnik raketowy może pracować poza atmosferą.

Jako paliwa mogą być stosowane także substancje chemiczne, jak: benzyna, nafta, olej parafinowy, alkohole, anilina, trójetylamina i inne.

Jako utleniacze stosuje się: ciekły tlen, nadtlenek wodoru, stężony kwas azotowy itp.

Stosunek paliwa do utleniacza z zasady wynosi około 1:4. RMN mogą być samozapłonowe i niesamozapłonowe. Przy samozapłonowych RMN samozapalenie następuje przy zetknięciu się paliwa z utleniaczem. Ze względów konstrukcyjnych rakiety samozapłon RMN jest bardzo wygodny, gdyż nie ma potrzeby wykonywania dodatkowego układu zapłonowego tak jak w wypadku niesamozapłonowych RMN. Natomiast jest to poważna niedogodność ze względów eksploatacyjnych i dystrybucyjnych, bowiem w wypadku samozapłonowych RMN wymagana jest dokładna izolacja obu tych składników i daleko posunięte przestrzeganie zasad bezpieczeństwa i higieny pracy /BHP/. Rakietowym materiałom napędowym stawia się następujące wymagania:

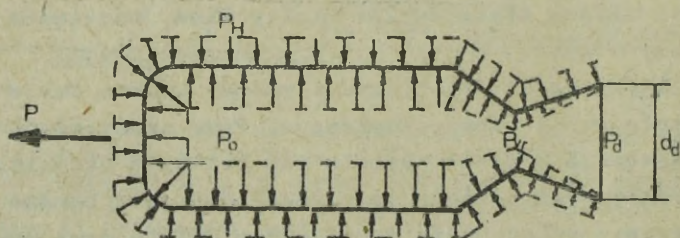
- 1/ duży ciąg jednostkowy;
- 2/ duży ciężar właściwy/im większy ciężar właściwy, tym większy będzie zapas materiału napędowego w rakiecie przy tych samych objętościach zbiorników/;
- 3/ niska temperatura zamarzania i wrzenia/wymaganie to powinno odpowiadać warunkom pracy silnika/;
- 4/ duża stabilność chemiczna /RMN nie powinny zmieniać swych właściwości chemicznych w czasie ich przechowywania/;
- 5/ mała agresywność korozyjna w stosunku do materiałów konstrukcyjnych;

6/ mała zwłoka zapłonu od momentu zetknięcia się do zapalenia /dla materiałów samozapłonowych czas opóźnienia zapłonu nie powinien przekraczać 0,01 - 0,03 s/.

Silniki raketowe w stosunku do innych silników odrzutowych mają szereg cennych zalet, a mianowicie: małe rozmiary i mały ciężar, prostą budowę, dużą siłę ciągu, mogą pracować bez czerpania tlenu z powietrza /poza atmosferą/. Mają one również wady, na przykład - silnika na paliwo stałe raz uruchomionego nie można wyłączać, czyli nie można programować siły ciągu. Rakiety z silnikami na paliwo ciekłe są trudniejsze w eksploatacji, przygotowanie ich do wykorzystania bojowego wymaga więcej sprzętu, ludzi i czasu, stwarzają one także zwiększone wymagania z zakresu BHP.

Siła ciągu silnika raketowego

Ciąg silnika raketowego należy do podstawowych jego charakterystyk. Na rysunku 35 przedstawiono schematycznie komorę silnika raketowego i rozkład ciśnień na jej ściankach.



Rys. 35. Rozkład ciśnień na ściankach silnika raketowego

Jak widać z rysunku, wysokie ciśnienie P_0 panujące w komorze spalania maleje stopniowo w dyszy do ciśnienia P_d w jej przekroju wylotowym.

Ciśnienie zewnętrzne P_H równe ciśnieniu atmosferycznemu jest stałe na całej powierzchni silnika. Przy obliczaniu ciągu nie bierze się pod uwagę wywołanych ciśnieniem składowych sił prostopadłych do osi podłużnej silnika, pomimo że ich wartości są dość znaczne. Ze względu na symetrię konstrukcji silnika siły te nie mają wpływu na zmianę wartości siły osiowej. Siłę osiową, czyli siłę ciągu P można wyznaczyć sumując ciśnienia P_1 wywierane na wszystkie elementy powierzchni dF , stanowiące rzuty powierzchni komory i dyszy silnika na płaszczyznę prostopadłą do jego osi podłużnej.

$$P = \sum_F P_1 \overline{dF} \quad /16/$$

Podczas obliczania całki należy uwzględnić zarówno ciśnienia zewnętrzne, jak i wewnętrzne. W wyniku sumowania ciśnień wywieranych na powierzchnię komory i dyszy silnika otrzymamy siłę wypadkową wyrażającą się wzorem:

$$P = \frac{G_s}{g} W + F_d / P_d - P_H / \quad /17/$$

gdzie:

P - siła ciągu silnika raketowego /kG/ /1 kG = 9,81 N/;

G_s - sekundowy wydatek ciężarowy materiału pędny / $\frac{kG}{s}$ /;

g - przyspieszenie ziemskie / $\frac{m}{s^2}$ /;

W - prędkość wypływu gazów z dyszy / $\frac{m}{s}$ /;

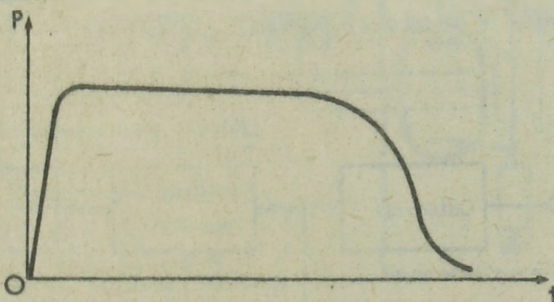
F_d - powierzchnia przekroju wylotowego dyszy / cm^2 /;

P_d - ciśnienie gazów w przekroju wylotowym dyszy / $\frac{kG \cdot x}{cm^2}$ /;

P_H - ciśnienie zewnętrzne /atmosferyczne/ / $\frac{kG}{cm^2}$ /.

Składnik $\frac{G_s}{g} W$ stanowi dynamiczną składową siły ciągu wprost proporcjonalną do sekundowego wydatku ciężarowego i prędkości wypływu gazów z dyszy.

Składnik $F_d / P_d - P_H$ jest to statyczna składowa siły ciągu, którą można uważać za siłę działającą na umowną powierzchnię przekroju wylotowego dyszy. Na rysunku 36 przedstawiono wykres zmiany w czasie siły ciągu silnika raketowego na stały materiał pędny.



Rys. 36. Zmiana w czasie siły ciągu silnika raketowego na stały materiał pędny

$$x / 1 \frac{kG}{cm^2} = 9,81 \cdot 10^4 Pa /pascali/.$$

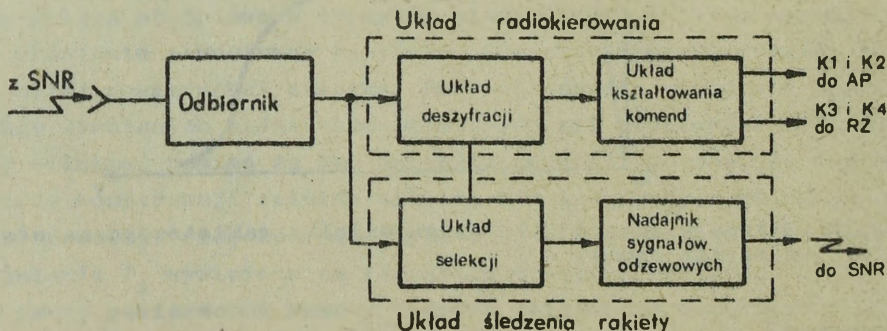
5.4. Aparatura pokładowa PRK

Przeciwlotnicze rakiety kierowane wyposażone są w aparaturę pokładową, która zabezpiecza lot rakiety po torze określonym metodą naprowadzania. Skład i funkcje aparatury pokładowej zależą od systemu kierowania i typu rakiety.

W tym punkcie podręcznika zostanie rozpatrzona aparatura pokładowa przeciwlotej rakiety kierowanej na cel systemem sygnałów kierujących /komend/ przesyłanych do rakiety drogą radiową z SNR. Za przykład posłuży nam rakietą typu W-755 z zestawu S-75M "WOLCHOW".

W skład aparatury pokładowej w tym wypadku wchodzi: aparatura kierowania radiowego i śledzenia rakiety, pilot automatyczny /autopilot/, aparatura powietrzna, pokładowe źródło prądu i inne wyposażenie elektryczne zabezpieczające współpracę poszczególnych urządzeń.

Aparatura kierowania radiowego i śledzenia rakiety - jest przeznaczona do odbioru i wzmocnienia dochodzących sygnałów, wyselekcjonowania sygnałów własnej SNR, deszyfrowania tych sygnałów oraz rozdzielania i przekazania sygnałów i komend do autopilota i do radiozapalnika rakiety. Aparatura ta składa się z następujących zasadniczych urządzeń /rys. 37/: odbiornik z anteną odbiorczą, nadajnik sygnałów odzewowych, układ selekcji oddzielający impulsy zapytujące od reszty sygnałów, układ deszyfracji i kształtowania komend oraz układ zasilania. W układzie radiokierowania rakiety zachodzi proces odwrotny niż w radionadajniku komend. O ile tam napięcia stałe doprowadzane z UWK są przekształcane w napięcia impulsowe lub napięcia o określonej częstotliwości, o tyle w aparaturze radiokierowania należy przekształcić napięcia impulsowe /częstotliwościowe/ w napięcia stałe.

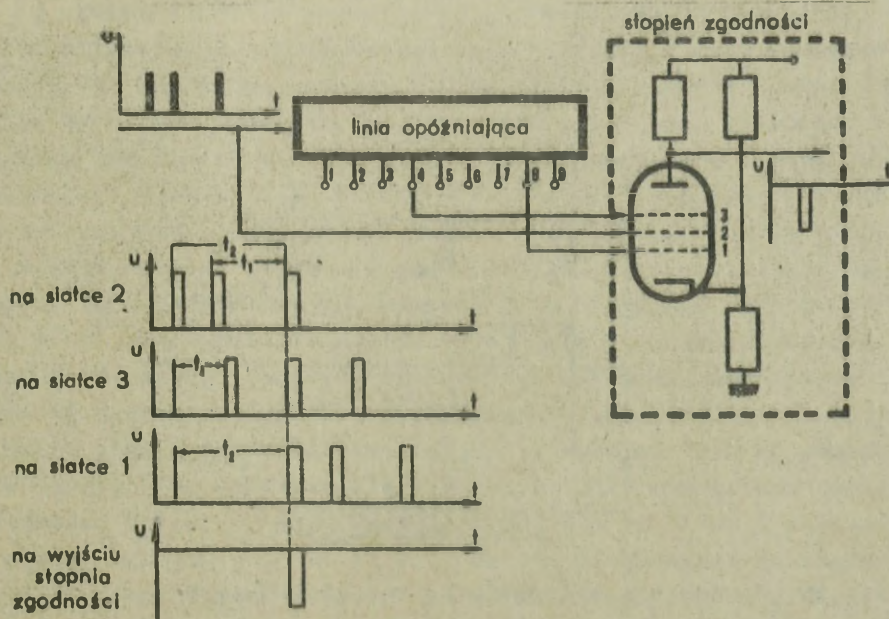


Rys. 37. Uproszczony schemat blokowy aparatury kierowania radiowego i śledzenia rakiety

Dochodzące do odbiornika sygnały komend i impulsy zapytujące podlegają wzmocnieniu i przemianie ich w częstotliwość pośrednią. W tym celu odbiornik ma wmontowaną wymienną heterodynę, której częstotliwość pracy /numer/ jest zgodna z częstotliwością RNK stacji naprowadzania kierującą rakiotą. W ten sposób sygnały dochodzące z innych SNR nie są przepuszczane i nie mogą zakłócać procesu naprowadzania rakiet. Sygnały pośredniej częstotliwości /PCz/ zostają doprowadzone do układu deszyfracji i układu selekcji.

W układzie selekcji impulsy zapytujące są oddzielane od reszty sygnałów i doprowadzane do nadajnika odzewowego celem jego uruchomienia. Nadajnik odzewowy na każdy impuls zapytujący wysyła do SNR sygnał odzewowy. Jak już wspomniano, układ zapytująco-odzewowy stanowi układ śledzenia rakiety i spełnia funkcję zastępczą powierzchni skutecznej odbicia. Rakietą poruszająca się w kierunku od SNR ma zbyt małą powierzchnię, aby ją można było śledzić na takiej zasadzie jak cel.

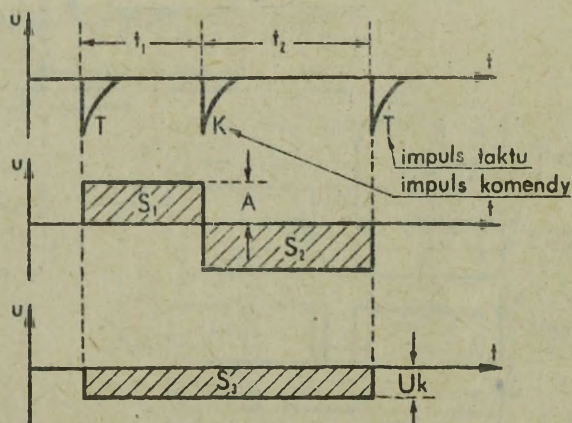
W układzie deszyfracji sygnały komend w postaci trójek kodowych są przekształcane w jeden impuls. Deszyfrację przeprowadza się za pomocą linii opóźniającej posiadającej kilka wyprowadzeń /odczepów/ i stopni potrójnej zgodności /patrz rys. 38/. Każdemu odczepowi linii opóźniającej odpowiada opóźnienie równe odstępom czasowym impulsów w trójkach kodowych. Wyboru odczepów linii opóźniającej dla poszczególnych kanałów kierowania dokonuje się za pomocą specjalnej wkładki kodowej.



Rys. 38. Zasada deszyfracji komend

W ten sposób rakietę za pomocą numeru heterodyny jest przywiązana do dywizjonu, a za pomocą wkładki kodowej - do kanału kierowania radiowego.

W celu zdeszyfrowania trójki kodowej wykorzystywane są w jednym kanale dwa odczepy linii, których wartość opóźnienia dobiera się w taki sposób, aby pierwszy i drugi impuls z trójki został opóźniony aż do momentu przyścia impulsu trzeciego, doprowadzanego bezpośrednio do układu zgodności z pominięciem linii opóźniającej. Przy jednoczesnym oddziaływaniu wszystkich trzech impulsów na siatki lampy układu zgodności zacznie przewodzić ona prąd anodowy, w wyniku czego na wyjściu układu otrzymany jeden impuls komendy. W podobny sposób deszyfrowane są pozostałe komendy i sygnały, ale przy wykorzystaniu innych odczepów linii opóźniającej i układów zgodności. Sygnały komend w postaci ciągu pojedynczych impulsów są doprowadzane do układu kształtowania komend. W układzie tym następuje przekształcenie napięcia impulsowego w napięcie stałe. Układ kształtowania komend składa się z generatora napięć prostokątnych /tryger/ i filtra. Dla każdej komendy generator napięć prostokątnych jest uruchamiany impulsami taktu. Dodatkowo napięcie prostokątne na wyjściu generatora trwa dopóty, dopóki nie przybędzie impuls komendy, który przerzuca działanie generatora na kształtowanie impulsu ujemnego. Czas trwania impulsu ujemnego i dodatniego odpowiada czasowemu położeniu impulsu komendy w przedziale taktowym /patrz rys. 39/. Z napięcia prostokątnego filtr wydziela napięcie stałe, którego amplituda jest proporcjonalna do wartości odpowiedniej komendy.



Rys. 39. Zasada kształtowania komend kierujących.

Energia gromadzona przez filtr w okresie taktowym T jest liczbowo równa różnicy powierzchni $S_3 = S_1 - S_2$:

$$S_1 = A \cdot t_1; \quad S_2 = A \cdot t_2; \quad S_3 = U_k \cdot T;$$

$$U_k = K \frac{A \cdot t_1 - A \cdot t_2}{T} = KA \frac{t_1 - t_2}{T} = K' \frac{t_1 - t_2}{T}$$

gdzie:

A - amplituda napięcia prostokątnego;

U_k - amplituda wydzielonego na filtrze napięcia stałego komendy;

$T = t_1 + t_2$ - przedział czasowy taktu;

$\frac{t_1 - t_2}{T}$ - wartość odpowiedniej komendy;

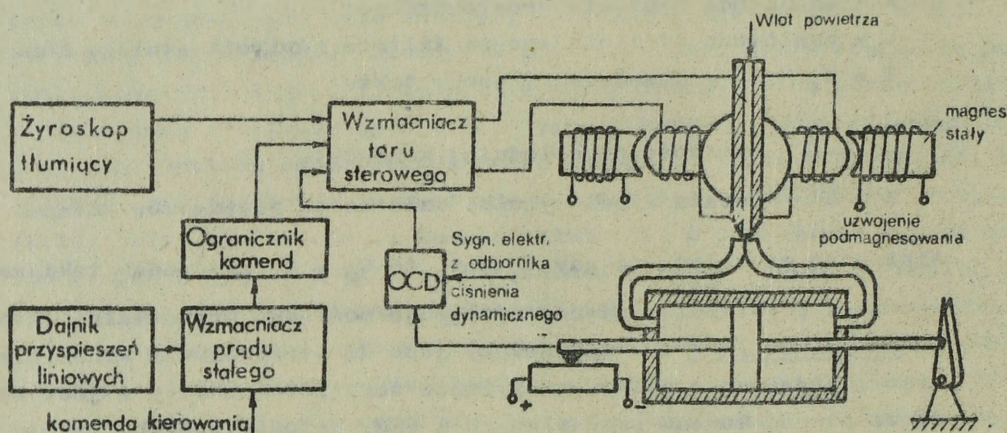
K i K' - stałe współczynniki zależne od parametrów układu.

Nietrudno zauważyć, że gdy $t_1 = t_2$ to $U_k = 0$. Przypadek taki zachodzi wówczas, gdy impuls komendy występuje pośrodku przedziału taktowego.

Autopilot /AP/ - przeznaczony jest do sterowania i stabilizacji rakiety. Sterowanie polega na zmianie toru lotu rakiety i jest realizowane za pomocą komend przesyłanych z SNR. Natomiast stabilizacja rakiety to przeciwdziałanie wszelkim zmianom położenia jej korpusu /wahanie, obrót/. Stacja naprowadzania steruje rakieta jako punktem materialnym i nie ma wpływu na zachowanie się jej korpusu.

Stabilizacji dokonuje się za pomocą urządzeń autonomicznych znajdujących się na jej pokładzie, a konkretnie w bloku AP. Tymi urządzeniami są żyroskopy i dajniki przyspieszeń liniowych. Autopilot jest urządzeniem trzykanałowym. Dwa kanały są zbudowane identycznie i służą do sterowania i stabilizacji rakiety w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach yo_x i zo_x . Trzeci kanał /przechylenia/ służy tylko do stabilizacji rakiety wokół osi podłużnej ox , utrzymując ją w takim położeniu, jakiego miała ona na wyrzutni przed startem. Jest to bardzo istotne przy rozmieszczeniu sterów w układzie "X", gdy układ wypracowania komend wypracowuje komendy dla konkretnych płaszczyzn sterowania. Obrót rakiety podczas lotu wokół osi podłużnej uniemożliwiłby normalne sterowanie nią. Wahania katowe rakiety są kompensowane za pomocą żyroskopów tłumiących, które wydają sygnały elektryczne proporcjonalne do prędkości katowej obrotu kadłuba wokół osi oy i oz . Przemieszczeniom liniowym rakiety wzdłuż osi oy i oz przeciwdziałają bezwładnościowe dajniki przyspieszeń liniowych. Dajniki te zmniejszają amplitudę i liczbę wahań rakiety wokół toru kinematycznego.

Oddzielnymi elementami wykonawczymi /siłowymi/ autopilota bezpośrednio związanymi ze sterami i lotkami są mechanizmy sterowe. Kierunek i kąt wychylenia sterów /lotek/ zależy od wartości i polaryzacji napięcia sygnału komendy lub sygnału stabilizującego od żyroskopów i dajników przyspieszeń liniowych. Uproszczony schemat blokowy autopilota w jednym kanale sterowania i stabilizacji rakiety w jednej płaszczyźnie przykładowo pokazano na rys. 40.



Rys. 40. Uproszczony schemat blokowy jednego kanału sterowania i stabilizacji autopilota

Do wytworzenia momentu obrotowego sterów /lotek/ może być wykorzystane sprężone powietrze lub układ hydrauliczny. W układzie jak na rysunku 40 wychylenie płaszczyzn sterujących odbywa się za pomocą sprężonego powietrza w następujący sposób. Sygnał komendy, w postaci prądu stałego, jest doprowadzony do uzwojenia nawiniętego na rdzeń stalowy dyszy powietrznej, umieszczonej pomiędzy magnesami stałymi, na które jest nawinięte uzwojenie podmagnesowania. Wytworzony strumień magnetyczny, w zależności od polaryzacji napięcia komendy, współdziałając ze strumieniem magnetycznym magnesu stałego z uzwojeniem podmagnesowania, sprawia, że dysza powietrzna wychyla się w prawo lub w lewo, skierowując w ten sposób dopływ sprężonego powietrza na odpowiednią stronę tłoka mechanizmu sterowania. Tłok, przesuwał się jednym końcem, wychyla stery lub lotki, a drugim przesuwa suwak potencjometra ujemnego sprzężenia zwrotnego. Sprzężenie zwrotne, oddziałując na wzmacniacz toru sterowego, zapewnia łagodny powrót rakiety na tor kinematyczny podobnie jak napięcie doprowadzane z dajnika przyspieszeń liniowych.

W zależności od prędkości i wysokości lotu rakiety /gęstości powie-

trza/ do wykonania tego samego manowru kąty wychylenia płaszczyzn sterujących powinny być różne. W różnych rakietach to zagadnienie jest uwzględniane w inny sposób. Na przykład w rakiecie W-755 przy starcie rakiety pod kątem większym niż 24° z wyrzutni podawany jest sygnał elektryczny zwiększający wzmocnienie wzmacniacza toru sterowego, wskutek czego kąty wychylenia płaszczyzn sterujących na dużych wysokościach są większe. Równoległe z tym w czasie lotu rakiety odbiornik ciśnienia dynamicznego, dokonując w sposób ciągły pomiaru ciśnienia, oddziałuje na elektryczny przekaźnik ciśnieniowy, wprowadza do ujemnego sprzężenia zwrotnego wzmacniacza toru sterowego sygnał elektryczny, który stosownie do gęstości powietrza i prędkości rakiety zmienia charakterystykę wzmocnienia wzmacniacza. W rakiecie 5W-27, zamiast sygnału do odbiornika ciśnienia dynamicznego, pomiędzy sterem a mechanizmem sterowym wstawiono specjalne ciężko sprężynowe regulujące moment zawiasowy steru odpowiednio do naporu powietrza.

Aparatura powietrzna - przeznaczona jest do długookresowego przechowywania zapasu sprężonego powietrza w rakiecie, które w zależności od typu rakiety może być wykorzystywane do: wychylania sterów, wytłaczania rakietowych materiałów napędowych ze zbiorników, napędu turbin generatorów elektrycznych, otwierania przepustnic paliwowych, sterowania ciśnieniowymi przekaźnikami elektrycznymi itp. Zapas sprężonego powietrza powinien zabezpieczyć działanie urządzeń nim zasilanych przez cały czas lotu rakiety. Wielkość ciśnienia powietrza w zbiorniku rakiety zależy od temperatury otoczenia. Podczas napełniania rakiety powietrzem wykorzystuje się odpowiednie wykresy ciśnienia w funkcji temperatury. Do raket stosuje się powietrze maksymalnie osuszone /pozbawione wilgoci/, gdyż wilgotne powodowałoby zamarzanie przewodów, zaworów i dysz wypływowych, szczególnie na dużych wysokościach, gdzie temperatura otoczenia jest niska.

Pokładowe źródło prądu - jest przeznaczone do zasilania urządzeń rakiety w energię elektryczną po jej wystartowaniu. Jako pokładowe źródło prądu są stosowane akumulatory, generatory i przetwornice.

5.5. Głowica bojowa

Zasadniczymi elementami głowicy bojowej są: ładunek bojowy /LB/, radiozapalnik i mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy /MZW/.

Ładunek bojowy - przeznaczony jest do rażenia celu odłamkami i falą detonacyjną. Ładunek bojowy składa się ze skorupy, materiału wybuchowego i detonatora. Skorupa po wybuchu tworzy z góry ustaloną ilość odłamków /tak zwana fragmentacja wymuszona/. Osiąga się to poprzez rowkowanie

wewnętrznej powierzchni skorupy lub naklejanie odpowiednio uformowanych odłamków na podkładzie z tworzywa sztucznego /jak na przykład w rakiecie typu 5W-27/. W celu zwiększenia liczby odłamków na korpus ładunku bojowego nawija się, również ponacinaną, taśmę stalową /tak jak w rakiecie W-755/. Inicjowanie wybuchu LB odbywa się za pomocą impulsu elektrycznego doprowadzonego od radiozapalnika do detonatorów /pobudzaczy/, których może być jeden lub więcej. Detonatory są to niewielkie kostki materiału wybuchowego bardziej czułego od tego, którym jest wypełniona skorupa LB. Detonatory mogą być rozmieszczone na końcach lub pośrodku LB. Doświadczalnie stwierdzono, że podczas wybuchu LB w stanie statycznym podstawowa masa 80-90% odłamków rozlatuje się promiennie w obszarze rażenia o przekroju stożkowym z wierzchołkiem w środku LB. W zależności od tego, z którego końca następuje inicjowanie wybuchu, stożek ten odchyła się o kilka stopni w stronę od inicjującego detonatora.

Podczas strzelania wybuch ładunku bojowego następuje przy dużej prędkości rakiety. Wskutek tego element niszczący /odłamek/ ma prędkość będącą wypadkową dwóch prędkości składowych:

V_r - prędkości postępowej rakiety;

V_d - prędkości dodatkowej uzyskanej dzięki energii materiału wybuchowego.

Prędkość wypadkową odłamka V_w określa się jako sumę geometryczną postępowej prędkości rakiety V_r i dodatkowej prędkości odłamka V_d :

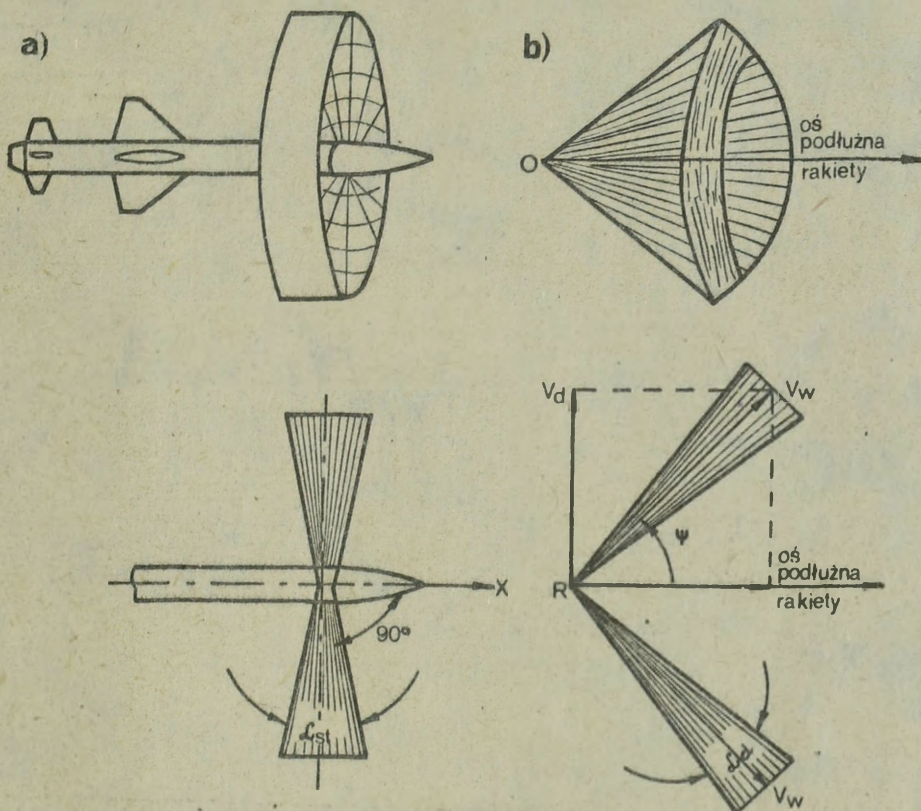
$$V_w = \sqrt{V_r^2 + V_d^2} \quad /18/$$

Kierunek wektora prędkości odłamka V_w tworzy pewien kąt z podłużną osią rakiety. Średnią wartość tego kąta można obliczyć ze wzoru:

$$\psi = \arctg \frac{V_d}{V_r} \quad /19/$$

Wobec tego podczas wybuchu ładunku bojowego w locie jego elementy niszczące rozlatują się wokół podłużnej osi rakiety, tworząc swoimi końcami stożek wydrążony o wierzchołku w punkcie wybuchu. Oś stożka pokrywa się z podłużną osią rakiety /patrz rys. 41/.

Podstawowymi charakterystykami, od których zależy ostatecznie skuteczność niszczącego działania LB rakiety, czyli prawdopodobieństwo zniszczenia celu powietrznego podczas wybuchu LB w żądanym punkcie przestrzeni w pobliżu celu są: liczba i ciężar elementów niszczących, kąt i gęstość ich rozlotu oraz prędkość odłamka w momencie uderzenia w cel.



Rys. 41. Obszar rozlotu odłamków ładunku bojowego: a/ w stanie statycznym; b/ w stanie dynamicznym

Na podstawie przeprowadzonych doświadczeń otrzymano wzór empiryczny na prędkość dodatkową odłamków, to jest prędkość uzyskaną dzięki energii materiału wybuchowego:

$$v_d = 0,353 D \sqrt{\frac{3\beta f_o}{3 + \beta f_o} \cdot \lambda} \quad \text{przy } \beta > 0,5 \quad /20/$$

gdzie:

D - prędkość detonacji materiału wybuchowego /m/s/;

λ - współczynnik zależny od ciężaru ładunku bojowego;

$$\lambda = \begin{cases} 0,75 & \text{dla } Q < 10 \text{ kg} \\ 0,75 + 1,0 & \text{dla } 10 \leq Q \leq 100 \text{ kg} \\ 1,0 & \text{dla } Q > 100 \text{ kg} \end{cases}$$

f_o - współczynnik zależny od kształtu i wymiarów LB określający, jaka część materiału wybuchowego stanowi czynny materiał działający w kierunku promienistym;

$$f_0 = \begin{cases} \frac{h}{d} / 1 - \frac{1}{3} & \frac{h}{d} \quad \text{dla } h \leq d \\ / 1 - \frac{1}{3} & \frac{d}{h} \quad \text{dla } h \geq d \end{cases} \quad /21/$$

$$\beta = \frac{Q_2}{Q_1} \quad \text{- współczynnik obciążenia;}$$

d i h - odpowiednio średnica i wysokość ładunku bojowego;

Q_1 - ciężar elementów niszczących /korpusu tworzącego odłamki/;

Q_2 - ciężar materiału wybuchowego.

Przykład: Obliczyć prędkość dodatkową odłamka ładunku bojowego, który charakteryzuje się następującymi danymi:

- materiał wybuchowy TH - 40/60 /trotyl-heksogen 40% /60%/ ma prędkość detonacji wynoszącą $D = 7700$ m/s;

- całkowity ciężar ładunku bojowego $Q = 190$ kg;

- ciężar materiału wybuchowego $Q = 138$ kg;

- ciężar skorupy tworzącej odłamki $Q_1 = 47$ kg;

- wysokość ładunku bojowego $h = 883$ mm;

- średnica ładunku bojowego $d = 395$ mm.

Rozwiązanie:

1. Wyznaczamy współczynnik obciążenia:

$$\beta = \frac{Q_2}{Q_1} = \frac{138}{47} = 2,936.$$

2. Obliczamy współczynnik f_0 dla $h > d$:

$$f_0 = / 1 - \frac{1}{3} \frac{d}{h} / = / 1 - \frac{1}{3} \cdot \frac{395}{883} / = 1 - 0,149 = 0,851.$$

3. Dobieramy wartość λ :

ponieważ $Q > 100$ to $\lambda = 1$.

4. Obliczamy prędkość dodatkową odłamka V_d :

$$V_d = 0,353 D \sqrt{\frac{3 \beta f_0}{3 + \beta f_0}} \cdot \lambda = 0,353 \cdot 7700 \sqrt{\frac{3 \cdot 2,936 \cdot 0,851}{3 + 2,936 \cdot 0,851}} =$$

$$= 2989 \text{ m/s}$$

Gęstość rozkładu odłamków δ w statycznym kącie rozlotu zgodnie z prawem równomiernego rozkładu można przedstawić za pomocą liczby

odłamków przypadających na metr kwadratowy powierzchni cylindrycznej o promieniu R i osi pokrywającej się z podłużną osią rakiety:

$$\delta = \frac{0,9 N}{2\pi R / h + 2R \operatorname{tg} \frac{\alpha_{st}}{2}} ; \quad /22/$$

gdzie:

- δ - gęstość rozkładu odłamków przypadająca na metr kwadratowy powierzchni cylindrycznej;
- N - ogólna liczba odłamków podczas wybuchu ładunku bojowego;
- R - odległość od punktu wybuchu;
- h - wysokość ładunku bojowego;
- α_{st} - statyczny kąt rozlotu odłamków.

Przykład: Wyznaczyć gęstość rozkładu odłamków podczas wybuchu ładunku bojowego rakiety W-750, jeżeli odległość od punktu wybuchu $R = 60$ m, całkowita liczba odłamków $N = 3600$ szt., statyczny kąt rozlotu odłamków $\alpha_{st} = 10^\circ$ i wysokość ładunku bojowego $h = 0,9$ m.

Rozwiązanie:

$$\begin{aligned} \delta &= \frac{0,9 N}{2\pi R / h + 2R \operatorname{tg} \frac{\alpha_{st}}{2}} = \frac{0,9 \cdot 3600}{2 \cdot 3,14 \cdot 60 / 0,9 + 2 \cdot 60 \operatorname{tg} 5^\circ} = \\ &= \frac{3240}{376,8 / 0,9 + 10,5} = 0,75 \text{ odł/m}^2; \end{aligned}$$

$$\delta \approx 1 \text{ odł/m}^2$$

Tak więc w promieniu $R = 60$ m od punktu wybuchu gęstość rozkładu odłamków w stożku rozlotu wynosi około jednego odłamka na metr kwadratowy. Jeżeli więc w tej odległości w stożku rozlotu odłamków znajdzie się samolot, to niewątpliwie pewna ich liczba trafi w jego konstrukcję. Ze wzoru 22 wynika, że wraz ze wzrostem odległości od punktu wybuchu gęstość rozkładu odłamków maleje.

Radiozapalnik /RZ/ - jest przeznaczony do spowodowania wybuchu ładunku bojowego w momencie zapewniającym maksymalne pokrycie celu odłamkami. Do PRK mogą być stosowane zapalniki kontaktowe, działające przy bezpośrednim kontakcie rakiety z celem, lub odległościowe - działające do określonej odległości od celu. Ponieważ w systemie sygnałów kierujących bezpośrednio trafienie rakieta w cel jest mało prawdopodobne, najczęściej w rakietach tych stosowane są zapalniki radiolokacyjne, tak zwa-

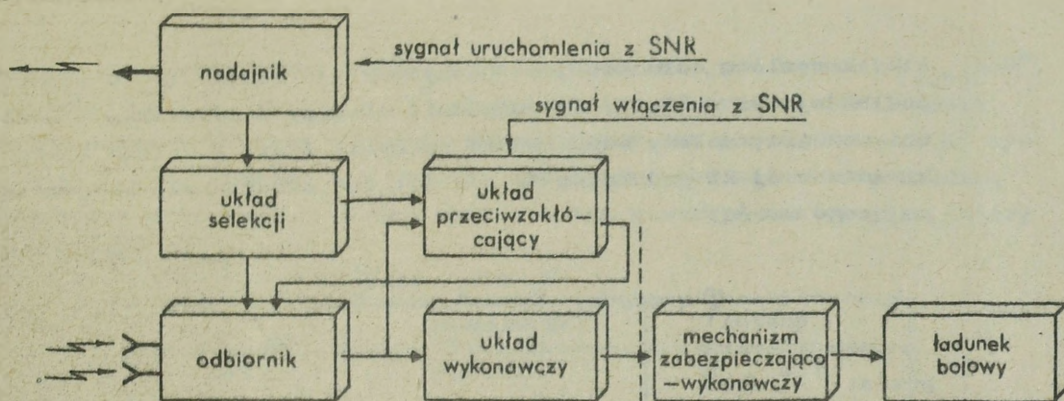
ne radiozapalniki. Zapalnikom tego typu stawia się takie wymagania, jak: wysoka skuteczność działania; zadana odległość /zasięg/ działania od celu; maksymalna odporność na zakłócenia; wysoki stopień bezpieczeństwa i duża niezawodność działania.

Skuteczność działania radiozapalnika charakteryzuje się stopniem zgodności obszaru jego działania z obszarem możliwego zniszczenia celu, ponieważ całkowita ich zgodność zapewnia wybuch LB w obszarze niebezpiecznych wybuchów. Kąty nachylenia charakterystyk anteny nadawczej i anten odbiorczych mają konstrukcyjnie ściśle ustaloną wartość i są współzależne z kątem nachylenia charakterystyki rozlotu odłamków w stanie dynamicznym.

Odległość działania radiozapalnika jest to taka odległość pomiędzy rakieta i celem, przy której będzie on działał z maksymalną niezawodnością. Odległość ta ma ścisły związek z dokładnością naprowadzania rakiety na cel, a więc zależy od jakości obwodu kierowania. Im dany system naprowadzania jest dokładniejszy, tym odległość działania radiozapalnika może być mniejsza. Można wówczas zastosować w rakiecie lżejszy ładunek bojowy. Odległość działania radiozapalnika warunkuje dolną granicę wysokości strzelania. Dlatego celem obniżenia wysokości strzelania z włączonym radiozapalnikiem i wykluczenia jego zadziałania od ziemi /wody/ w niektórych rakietach stosuje się urządzenia selekcyjne ograniczające zasięg działania radiozapalnika. Odporność na zakłócenia jest to zdolność radiozapalnika do działania zadaną skutecznością w wypadku stosowania przez przeciwnika zakłóceń radioelektronicznych. Zwiększenie odporności na zakłócenia uzyskuje się drogą doboru elementów urządzenia nadawczo-odbiorczego, zmniejszenia osłóności odbiornika, zmiany częstotliwości powtarzania impulsów sondujących itp.

Stopień bezpieczeństwa radiozapalnika powinien wykluczyć możliwość jego zadziałania podczas eksploatacji, prac obsługowych i na początkowym etapie lotu rakiety. Zwykle radiozapalniki mają kilka stopni zabezpieczenia, które są kolejno zdejmowane podczas startu i lotu rakiety.

Radiozapalnik w rakiecie W-755 zbudowany jest z następujących zasadniczych elementów /patrz rys. 42/: nadajnik z antoną nadawczą, odbiornik z antenami odbiorczymi, układ wykonawczy, układ przeciwwzakłócający i inne.



Rys. 42. Uproszczonej schemat blokowy radiozapalnika

Zasada działania radiozapalnika przebiega w następujący sposób: w wypadku strzelania do celów stosujących zakłócenia pasywne przed startem z SNR do rakiety doprowadza się sygnał elektryczny uruchamiający układ przeciwalkłócający RZ, który zmniejsza osłóć odbiornika. Gdy rakietę znajdzie się w określonej odległości przed celem, wówczas z SNR zostaje wypromieniowana jednorazowa krótkotrwała komenda uruchamiająca radiozapalnik. Nadajnik generuje impulsy sondujące, które poprzez antenę nadawczą są wypromieniowane w przestrzeń o ukierunkowanej charakterystyce. Gdy cel znajdzie się w obszarze tej charakterystyki, wówczas wypromieniowana energia zostanie od niego odbita, odebrana przez anteny odbiorcze i doprowadzona do odbiornika. Impulsy odbite od celu po wzmożeniu w odbiorniku są doprowadzone do układu wykonawczego, gdzie następuje ładowanie kondensatora zapalowego. Kondensator ten po naładowaniu się kilkoma kolejnymi impulsami uruchamia układ lampowy, a ten poprzez mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy wysyła sygnał elektryczny do przedniego lub tylnego pobudzacza ładunku bojowego, powodując jego wybuch.

Podstawowym problemem niszczenia celów powietrznych za pomocą PRK jest maksymalne pokrycie celu odłamkami. Chodzi o to, aby z całej masy rozlatujących się odłamków maksymalna ich liczba trafiała w cel. Rozwiązanie tego problemu polega na odpowiednim usytuowaniu linii maksimum charakterystyki kierunkowej anteny odbiorczej radiozapalnika względem dwusiecznej kąta rozlotu odłamków w ruchu względem celu i rakiety. Przez uzgodnienie osi charakterystyki kierunkowej anteny radiozapalnika z dwusieczną kąta rozlotu odłamków wyznacza się optymalny obszar zadziałania radiozapalnika. Przez pojęcie obszaru zadziałania radiozapalnika rozumie się część przestrzeni w pobliżu rakiety, w której mogą znajdować się wrażliwe części samolotu w momencie wybuchu ładunku bojowego. Jak już wspomniano, w czasie wybuchu I.B rakiety będącej w ruchu

stożek rozlotu odłamków jest nachylony pod kątem ψ w stosunku do podłużnej osi rakiety. Aby uzgodnić obszary zadziałania i możliwego zniszczenia, należy odpowiednio nachylić linię maksimum charakterystyki antenowej RZ pod kątem ψ . Kąt ten określa się za pomocą następującego wzoru:

$$\psi = \arctg \frac{V_d + V_z \sin \alpha}{V_z \cos \alpha} \quad /23/$$

gdzie:

- ψ - kąt nachylenia linii maksimum charakterystyki kierunkowej anteny radiozapalnika;
- V_d - prędkość dodatkowa odłamka;
- V_z - prędkość zbliżania się do siebie rakiety i celu /prędkość względna $V_z = \bar{V}_r - \bar{V}_c$ /;
- α - kąt zawarty między kierunkami wektorów prędkości zbliżania się do siebie rakiety i celu.

Jak widać ze wzoru /23/, kąt ψ zależy od prędkości względnej kąta spotkania i wzajemnej orientacji rakiety i celu. Im większa jest prędkość względna pomiędzy rakieta i celem lub im mniejszy jest kąt spotkania, tym mniejszy powinien być kąt nachylenia linii maksimum charakterystyki RZ ψ . W wypadku gdy rakietą spotyka się z celem przy kącie $\alpha = 0$ /wektor prędkości celu i prędkości rakiety są przeciwnie skierowane/, kąt nachylenia charakterystyki kierunkowej RZ można określić za pomocą następującego wzoru:

$$\psi = \arctg \frac{V_d}{V_z} \quad /24/$$

Z powyższych rozważań wynika ważne wymaganie dotyczące nachylenia charakterystyki kierunkowej anten zapalnika. Kąt nachylenia ψ powinien zmieniać się w zależności od kąta spotkania oraz prędkości i kierunku zbliżania się rakiety do celu.

Oto przykład jak powyższy problem rozwiązano w rakiecie typu W-755. Ładunek bojowy rakiety ma dwa pobudzacze. W zależności od tego, z którego końca następuje inicjowanie /przedni lub tylny pobudzacz/ stożek rozlotu odłamków odchyła się w stronę od inicjującego pobudzacza o kąt $5^\circ - 6^\circ$. W ten sposób uzyskano regulację stożka rozlotu odłamków o $10 - 12^\circ$. Podstawowa masa $80 - 90\%$ odłamków rozlatuje się w stożku o kącie wierzchołkowym 20° . Linia maksimum charakterystyki anteny nadawczej radiozapalnika jest nachylona do podłużnej osi rakiety pod kątem $\psi_{\text{nad}} = 71,5^\circ$. Radiozapalnik ma cztery anteny odbiorcze pracujące parami, z

których charakterystyki jednej pary są ustawione pod kątem $\psi_{\text{odb1}} = 69^\circ$, a drugiej pary - $\psi_{\text{odb2}} = 74^\circ$. W zależności od prędkości zbliżania między celem i rakieta w sposób automatyczny, za pomocą komendy K4 wysyłanej z SNR, wybiera się przedni lub tylny pobudzacz i odpowiednią parę anten odbiorczych. W ten sposób można utworzyć następujące cztery kombinacje:

v_z	Pobudzacz	Anteny
max	przedni	$\psi_{\text{odb}} - 1$
średnie	przedni	$\psi_{\text{odb}} - 2$
małe	tylny	$\psi_{\text{odb}} - 1$
min	tylny	$\psi_{\text{odb}} - 2$

Jak widać z powyższego zestawienia, obowiązuje tu następująca zasada: im większa jest prędkość względna między rakieta i celem, tym kąt nachylenia linii maksimum charakterystyki anteny odbiorczej RZ powinien być mniejszy, a kąt zawarty między linią maksimum charakterystyki i dwusieczną stożka rozlotu odłamków - większy. Wyżej wymienione warunki połączeń anten odbiorczych radiozapalnika i pobudzaczy LB uwzględniają także nieznacone opóźnienie /około 0,1 - 0,25 s/ wybuchu ładunku bojowego od początku rozpoczęcia opromieniowania celu przez radiozapalnik, a także to, że ładunek bojowy wybuchu nie od pierwszego, lecz od dziewiątego lub dziesiątego impulsu odbitego od celu. Chodzi tu o trafienie odłamkami raczej w środkową część samolotu, gdzie najczęściej jest przedziałów wrażliwych.

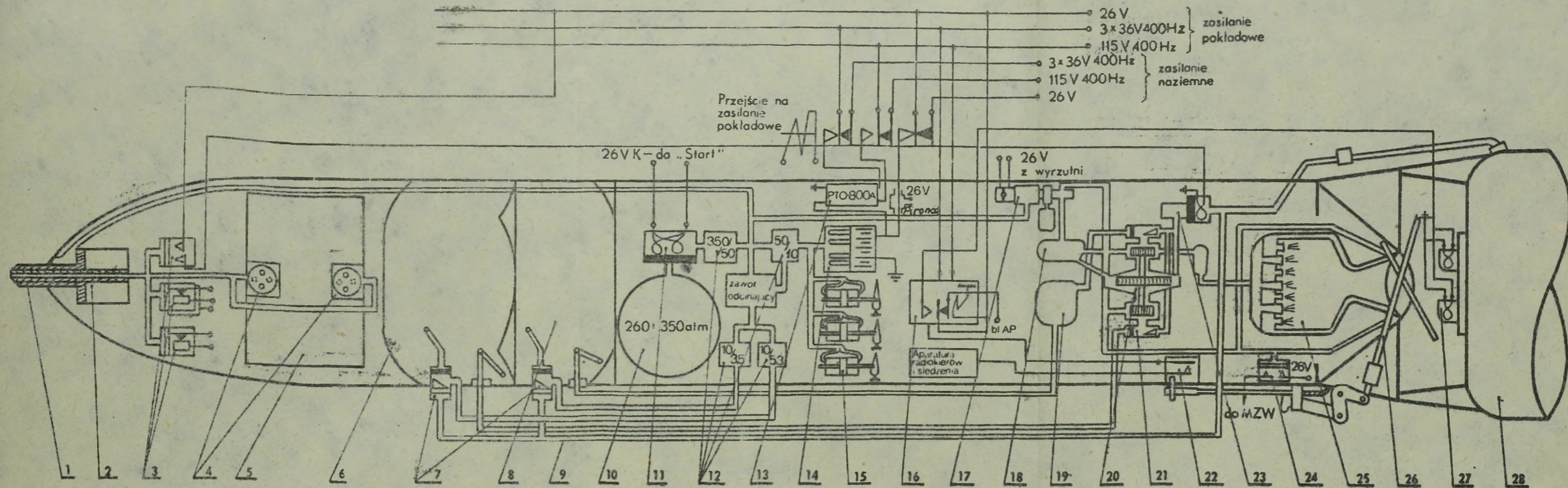
Mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy jest przeznaczony do: zabezpieczenia ładunku bojowego przed przypadkowym wybuchem w czasie przecho-
wywania, wykonywania prac obsługowych i podczas lotu rakiety na początkowym odcinku toru; połączenia obwodu elektrycznego układu wykonaw-
czego radiozapalnika z odpowiednim pobudzaczem ładunku bojowego; wyda-
nia, od mechanizmu zegarowego, impulsu elektrycznego w celu spowodowa-
nia wybuchu LB dla samolikwidacji rakiety po określonym czasie lotu w wypadku chybienia celu.

5.6. Działanie rakiety podczas startu i lotu /na przykładzie rakiety W-755/

Działanie rakiety objaśnimy przy pomocy rysunku 43. Przed startem raketę ustawioną na wyrzutni włącza się na "przygotowanie". Polega to na doprowadzeniu do rakiety z naziemnego źródła prądu odpowiednich napięć zasilających urządzenia pokładowe, rozkręcenie żyroskopów autopilota itp. Po dwóch minutach, dla rakiet niezmodyfikowanych W-755, lub 20 s dla rakiet zmodyfikowanych W-755 SU rakietę osiąga gotowość do startu.

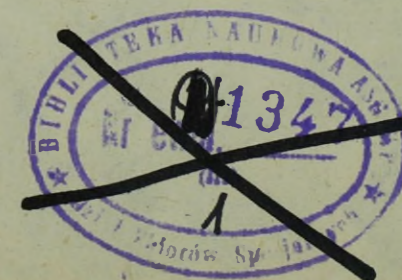
Czas przebywania rakiety na przygotowaniu wynosi 25 min, po czym przechodzi ona automatycznie na 20-minutowy odpoczynek. Za pomocą specjalnego układu sygnalizacji operator kontroluje sprawność obwodów elektrycznych: radiozapalnika, mechanizmu zabezpieczająco-wykonawczego, pobudzaczy ładunku bojowego, pironabojów i obwodu blokującego żyroskop swobodny autopilota. Po naciśnięciu przycisku "start" z naziemnego źródła jest doprowadzony prąd do pirozaworu rozruchowego, po zadziałaniu którego zostaje otwarty zbiornik ze sprężonym powietrzem. Wypływające ze zbiornika powietrze podlega redukcji do 50 at, do 10 at, a następnie do 5,5 at i 3,5 at. Powietrze o ciśnieniu 50 at jest doprowadzane do odbiornika ciśnienia dynamicznego celem schowania jego osłony i do mechanizmu programowego siły ciągu silnika marszowego. Powietrze o ciśnieniu 10 at jest doprowadzane do akumulatora pokładowego i do mechanizmów sterowych autopilota. W akumulatorze powietrze wyciska z ampułek elektrolit, który zalewa przedział elektrodowy, w wyniku czego akumulator po około jednej sekundzie osiąga gotowość do pracy. Powietrze o ciśnieniu 5,5 at i 3,5 at dopływa do zaworów przeponowych zbiorników utleniacza i paliwa i zatrzymuje się na nich. Z chwilą osiągnięcia gotowości akumulatora do pracy, zasilana przez niego przetwornica osiąga również znamionowe warunki pracy, a to powoduje zapracowanie przekaźnika przełączającego zasilanie naziemne na pokładowe. Po przejściu na zasilanie pokładowe zostaje odblokowany żyroskop swobodny w autopilocie. Przez styki odblokowania żyroskopu do pironabojów silnika startowego jest doprowadzone napięcie stałe 26 V. Silnik startowy rozpoczyna pracę i rakietę gwałtownie schodzi z wyrzutni.

Gazy prochowe z silnika startowego dochodzą do zamkniętego pirozaworu gazowego i zatrzymują się na nim, natomiast część gazów dochodzi bezpośrednio do zaworów przeponowych zbiorników paliwa i utleniacza, otwierając je. Wówczas sprężone powietrze /5,5 i 3,5 at/ przedostaje się do zbiorników, tworząc poduszkę powietrzną, wytłacza paliwo i



Rys. 43. Schemat objaśniający działanie rakiety typu W-755 podczas startu i lotu.

1. Osłona odbiornika ciśnienia dynamicznego; 2. Odbiornik ciśnienia dynamicznego; 3. Przełączniki ciśnieniowe;
4. Pobudzacze ładunku bojowego; 5. Ładunek bojowy; 6. Zbiornik utleniacza; 7. Zawory przeponowe; 8. Zbiornik paliwa;
9. Przewody rurowe; 10. Zbiornik powietrza; 11. Pirozawór rozruchowy; 12. Reduktory powietrza; 13. Przetwornica prądu;
14. Bateria pokładowa; 15. Mechanizmy sterowe; 16. Autopilot; 17. Mechanizm programowy siły ciągu; 18. Wytwornica gazu;
19. Dodatkowy zbiornik paliwa; 20. Zespół pomp; 21. Zawory przeponowe; 22. Przełącznik "Start-zrzut";
23. Pirozawór gazowy; 24. Przełącznik ciśnieniowy; 25. Silnik marszowy; 26. Taśmy magnetyczne; 27. Gniazda pirozapalników;
28. Silnik startowy.





utleniaoz, które dochodzą tylko do zaworów przeponowych przy pompach i tam się zatrzymują. Wszystko to dzieje się w czasie rozpędzania rakiety na początkowym odcinku toru lotu. Gdy prędkość rakiety wzrośnie do tego stopnia, że ciśnienie dynamiczne osiągnie wartość 0,4 at, wówczas za pomocą przekaźnika ciśnieniowego zostanie doprowadzone napięcie stałe 26 V do pirozaworu gazowego. Pirozawór zapracuje /wybuchną w nim splonki/ i otwiera dostęp gazów do turbiny pomp i zaworów przeponowych przy pompach. Zawory zostają otwarte, a pompy zaczynają się obracać i podawać składniki materiału napędowego do silnika marszowego, który rozpoczyna pracę. Wypływające z silnika marszowego gorące gazy przepalają dwie taśmy magnezowe. Przepalenie tych taśm powoduje zwolnienie zamków dotąd łączących oba stopnie rakiety. Silnik startowy kończy pracę i zostaje odrzucony. Jednocześnie zostają odblokowane sterolotki i autopilot zostaje podłączony do aparatury radiosterowania i śledzenia. Rozpoczyna się odcinek kierowanego lotu rakiety, podczas którego do rakiety są wysyłane komendy kierujące i impulsy zapytujące.

Podczas startu rakiety w MZW przemieszczają się dwa przełączniki inercyjne łączące obwód elektryczny z elektrosplonkami, które po zadziałaniu zdejmują pierwszy stopień zabezpieczenia radiozapalnika. Podczas startu uruchamia się także mechanizm czasowy samolikwidacji.

Gdy w czasie pracy silnika marszowego ciśnienie w magistrali utleniaacza wzrośnie do 20 at, wówczas odpowiedni przekaźnik ciśnieniowy przekaże sygnał elektryczny 26 V do MZW, gdzie zadziałają następne elektrosplonki, zdejmując drugi stopień zabezpieczenia radiozapalnika. Zaraz po tym, to jest w około 10 s lotu rakiety zadziałają kolejne elektrosplonki przerywające przepięcie w MZW, dzięki czemu ciśnienie powietrza z odbiornika ciśnienia dynamicznego dochodzi do pobudzaczy ładunku bojowego odbezpieczając je. W ten sposób zostaje zdjęty trzeci stopień zabezpieczenia radiozapalnika. W określonej odległości przed celem są wysłane drogą radiową z SNR do rakiety jednorazowe krótkotrwałe komendy: K4 - powodująca wybór i połączenie odpowiedniej pary anten odbiorczych radiozapalnika z przednim lub tylnym pobudzaczem ładunku bojowego, oraz K3 - uruchamiająca radiozapalnik do pracy. Komenda K3 zdejmuje czwarty i ostatni stopień zabezpieczenia radiozapalnika. Opromieniowanie celu przez energię elektromagnetyczną generowaną przez radiozapalnik powoduje wybuch ładunku bojowego rakiety i porażenie celu odłamkami. W wypadku niezadziałania radiozapalnika z przyczyn technicznych lub ohybienia celu w odległości większej niż promień działania radiozapalnika, mechanizm czasowy w MZW po około 80 s od momentu startu wysyła do pobudzaczy impuls samolikwidacji, powodując wybuch ładunku bojowego. W czasie strzelania do celów nisko lecących przed sa-

molikwidacją rakietą przez 7 s otrzymuje komendy o wartości maksymalnej do góry i zostaje rezerwana na znacznej wysokości nie wyrządzając szkód własnym wojskom i obiektom.

6. Wyrzutnie rakiet przeciwlotniczych

6.1. Charakterystyka i klasyfikacja wyrzutni raketowych

Wyrzutnia jest przeznaczona do: utrzymywania rakiet w gotowości bojowej do startu, wstępnego nakierowania rakiet na cel, przygotowania przedstartowego i przeprowadzenia startu rakiet. Konstrukcja wyrzutni powinna uwzględnić takie wymagania, jak: liczba ładowanych rakiet, możliwie prosty sposób przekładowania rakiet z transportera na wyrzutnię, możliwość sprawdzania obwodów elektrycznych rakiet na wyrzutni, mała podatność na uszkodzenia, bezpieczeństwo pracy obsługi, prosta konstrukcja i możliwie łatwy transport wyrzutni /półstacjonarnych i ruchomych/.

Klasyfikacji wyrzutni można dokonać według /rys. 44/: rodzaju i przeznaczenia rakiet, miejsca startu rakiet i sposobu startu rakiet.

Z punktu widzenia rozwoju i przeznaczenia rakiet wyróżnia się:

- 1/ wyrzutnie rakiet balistycznych i orbitalnych;
- 2/ wyrzutnie rakiet przeciwpancernych;
- 3/ wyrzutnie rakiet przeciwlotniczych;
- 4/ wyrzutnie przeciwrakiet;
- 5/ wyrzutnie samolotów - rakiet.

Kryterium startu rakiet pozwala wyróżnić wyrzutnie:

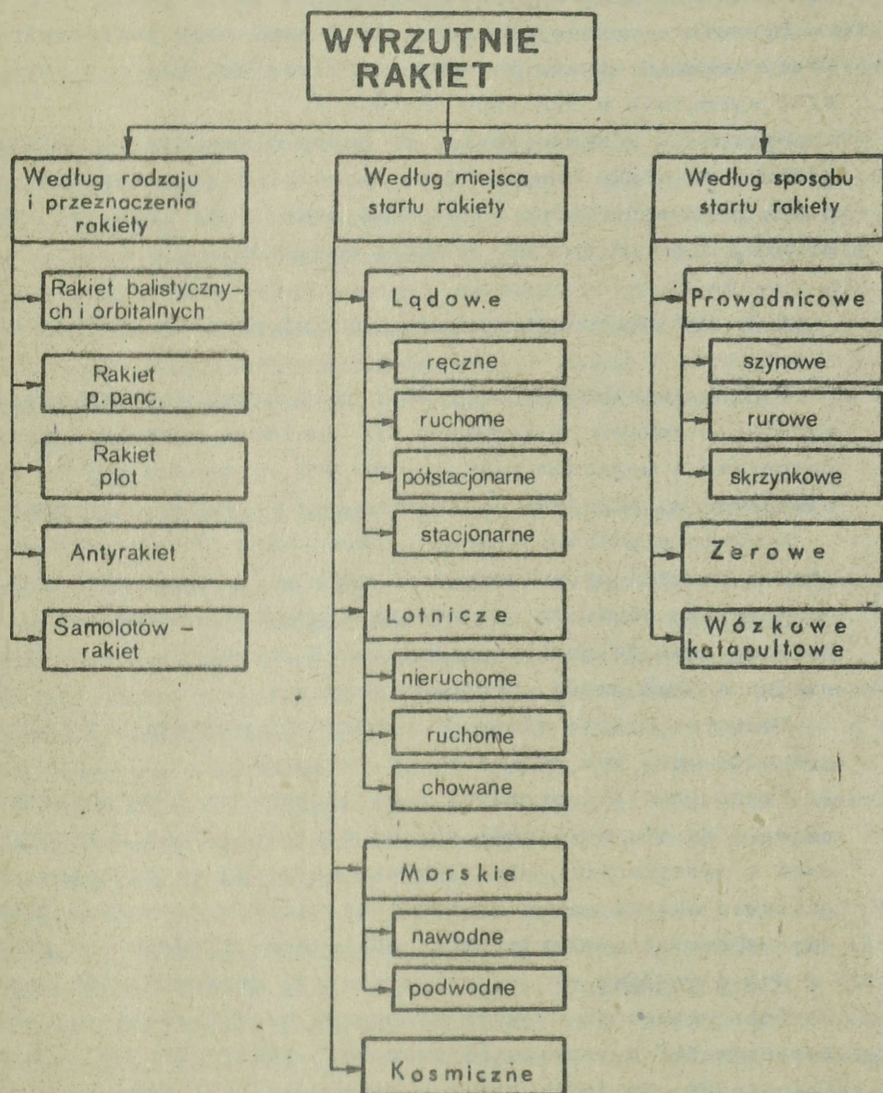
- 1/ lądowe - ręczne, ruchome, półstacjonarne i stacjonarne;
- 2/ lotnicze - nieruchome, ruchome i chowane;
- 3/ morskie - nawodne i podwodne.

Ze względu na sposób startu wyróżnia się wyrzutnie:

- 1/ prowadnicowe - szynowe, rurowe i skrzynkowe;
- 2/ zerowe - stolikowe, zaczepowe, podporowe;
- 3/ wózkowe - katapultowe.

Wyrzutnie ręczne stanowią wyposażenie strzelca - przeciwlotnika. Podczas transportu wyrzutnie tego typu są opakowaniem rakiet, a przy strzelaniu - jej prowadnicą. Przykładem w tym wypadku jest przenośny przeciwlotniczy zestaw raketowy typu "STRZAŁA-2M", RED EYE /USA/ i inne.

Wyrzutnie ruchome są montowane na różnego rodzaju pojazdach, przyczepach czy transporterach. Ich zaletą jest krótki czas przygotowania zarówno do pracy bojowej, jak i do położenia marszowego, a zatem cechuje je duża manewrowość. Ruchomymi PZR między innymi są: "STRZAŁA-1M", "OSA-AK", "KUB-M1", "HAWK" /USA/.



Rys. 44. Klasyfikacja wyrzutni rakiet

Wyrzutnie półstacjonarne to takie, które przy przejściu z położenia bojowego w marszowe i odwrotnie wymagają szerszego zakresu czynności i dłuższego czasu. Przejście do położenia bojowego tych wyrzutni wymaga uprzedniego przygotowania odpowiedniej płaszczyzny. Przykładem półstacjonarnych są wyrzutnie typu SM-90 wchodzące w skład zestawu S-75M, wyrzutnie 5P-73 w zestawie S-125M i inne.

Dla ciężkich rakiet balistycznych, orbitalnych i innych budowane są wyrzutnie typu stacjonarnego.

Wyrzutnie zerowej długości to takie, przy jakich minimalny ruch rakiety podczas startu powoduje zerwanie jej więzi z wyrzutnią /na przykład wyrzutnie w PZR typu "KRUG-M"/.

Wyrzutnie wózkowe to te, na których rakieta przed startem jest rozpędzana na wózku biegnącym po szynach. W chwili startu rakieta ma już pewną prędkość. Znane są wypadki stosowania tego typu wyrzutni podczas drugiej wojny światowej w armii niemieckiej.

6.2. Ogólna budowa wyrzutni rakiet przeciwlotniczych

W przeciwlotniczej artylerii raketowej spotyka się różnego typu wyrzutnie rakiet. W wojskach OPL dominują zestawy i wyrzutnie ruchome, natomiast w wojskach raketowych OPK występują zwykle wyrzutnie półstacjonarne. Nie jest wykluczone, że w przyszłości może być inaczej.

Wyrzutnia półstacjonarna z przewodnicą szynową składa się z następujących zasadniczych elementów: podstawa, część obrotowa i podwozie.

Podstawa służy do ustawienia i przytwierdzenia całej wyrzutni do podłoża oraz do poziomowania części obrotowej. Na łożysku podstawy osadzona jest część obrotowa wyrzutni.

Podwozie kołowe służy do transportu wyrzutni. W położeniu bojowym podwozie może być odłączone od wyrzutni.

Część obrotowa wyrzutni jest przeznaczona do skierowania rakiety na cel. Ma ona możliwość obrotu w płaszczyźnie poziomej bez ograniczeń i wychylenia w płaszczyźnie pionowej na określony kąt. Część obrotowa składa się z takich zasadniczych zespołów, jak: część wahliwa; wyposażenie elektryczne, odciążacze i odrzutnik gazów.

Część wahliwa przeznaczona jest do naprowadzania rakiety w płaszczyźnie pionowej. Głównym elementem części wahliwej jest belka /zwana też strzałą/ z przewodnicą szynową i sektor zębaty połączony z reduktorem napędu. Na tejże belce utrzymywana jest rakieta w gotowości do startu. W zależności od typu wyrzutni belek może być więcej niż jedna.

Wyposażenie elektryczne obejmuje elementy automatyki sterowania startem, elektromechaniczne układy nadążne, wzmacniacze, silniki napędowe i inne. Wyposażenie elektryczne pozwala na sprawdzenie obwodów elektrycznych rakiety bez pomocy SNR, przeprowadzenie cyklu przygotowania przedstartowego rakiety, a także zapewnia napęd nadążny wyrzutni w płaszczyźnie pionowej i poziomej. Zasadniczymi urządzeniami wyposażenia elektrycznego są: elektryczne silniki wykonawcze napędu

wyrzutni, wzmacniacze elektronowe i elektromaszynowe, przetwornice, selsyny odbiorcze, bloki automatyki, mechanizm złącza elektrycznego łączącego rakiety z wyrzutnią i inne. Napędy nadążne w obu płaszczyznach zbudowane są z identycznych elementów i pracują niezależnie w ten sam sposób.

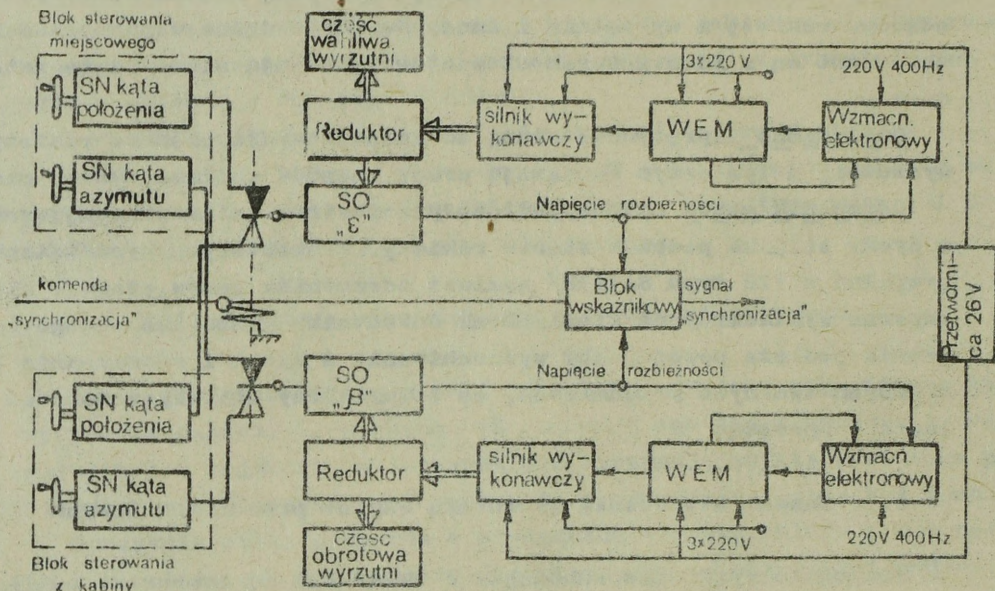
Odciążacze sprężynowe służą do kompensowania ciężaru rakiety na wyrzutni, a tym samym odciążają pracę napędów w płaszczyźnie pionowej.

Odrzutnik gazów chroni podłoże przed strumieniem wylatujących gazów z dyszy silnika podczas startu rakiety. W niektórych wyrzutniach /na przykład w PZR typu S-125M/ zamiast odrzutnika gazów stosuje się żaroodporne wykładziny na ziemi. Brak odrzutnika gazów lub innego zabezpieczenia podłoża powodowałby wydmuchiwanie z ziemi i rozrzucanie kamieni i innych twardych przedmiotów, co stwarzałoby niebezpieczeństwo dla ludzi i sprzętu.

6.3. Zasada sterowania wyrzutnią rakiet przeciwlotniczych

Wszystkie wyrzutnie wchodzące w skład PZR są sterowane zdalnie z punktu kierowania strzelaniem /ze stacji naprowadzania rakiet/. Zasada sterowania wyrzutniami jest analogiczna do sterowania antenami /patrz podrozdział "Układ sterowania antenami i wyrzutniami"/. Na rysunku 45 przedstawiono schemat blokowy sterowania wyrzutnią typu SM-90 z zestawu S-75M. Włączenie wyrzutni do pracy polega na podaniu do niej: 3-fazowego napięcia 220 V o częstotliwości 50 Hz do zasilania wzmacniaczy elektromaszynowych /WEM/ i silników wykonawczych oraz napięcia 220 V 400 Hz do zasilania wzmacniaczy elektronowych.

Napięciem 220 V uruchamiana jest przetwornica prądu stałego 26 V zasilająca odpowiednie uzwojenie WEM i silników wykonawczych. Po obrocie pokrętkiem selsyna nadajnika, z kabiny sterowania lub z bloku miejscowych nadajników, pomiędzy selsynami nadawczym i odbiorczym powstanie napięcie rozbieżności, które zostaje doprowadzone do wzmacniacza elektronowego. Wzmocnione w wzmacniaczu i spolaryzowane zgodnie z kierunkiem obrotu SN, napięcie jest podane na odpowiednie uzwojenie wzmacniacza elektromaszynowego, gdzie podlega wzmocnieniu około 10000 razy. Wzmocnione napięcie doprowadzone do silnika wykonawczego uruchamia go. Silnik połączony z reduktorem wprawia w ruch obrotowy /wahliwy/ wyrzutnię. Z reduktorem jest sztywno połączony wirnik selsyna odbiornika, co powoduje, że w miarę odpracowywania przez wyrzutnię zadanego kąta jest niwelowana rozbieżność katowa pomiędzy selsynami nadawczymi i odbiorczymi. Napięcie rozbieżności stopniowo maleje i po odpracowaniu całego kąta spadnie do zera, wyrzutnia zatrzyma się.



Rys. 45. Schemat blokowy sterowania wyrzutnią

Podczas wykonywania czynności obsługowych gdy zachodzi potrzeba uruchomienia wyrzutni, dokonuje się tego przy pomocy nadajników umiejscowionych na wyrzutni. Automatyka wyrzutni i budowa układu sterowania startem wnosi szereg korzystnych ulepszeń. Tak na przykład po wystartowaniu rakiety część wahlowa samoczynnie ustawia się w położeniu najbardziej dogodnym do załadowania nowej rakiety /tak zwane zejście wyrzutni na kąty ładowania/. W wypadku gdy w czasie strzelania rakietą na wyrzutni jest skierowana na SNR, to znaczy znajduje się ona w strefie zakazu startu, wówczas napięcie sterowania startem z tej wyrzutni zostaje wyłączone. Z wyrzutni do kabiny kierowania strzelaniem są przesyłane różne sygnały informujące za pomocą lampek o stanie rakiety na wyrzutni. Na przykład "rakietą załadowana", "niesprawność", "gotowość" rakiety do startu, "pironaboje i radiozapalnik sprawne", "strefa zakazu" startu, "synchronizacja" wyrzutni z antenami i inne.

III. SYSTEMY KIEROWANIA RAKIETAMI W WIĄZCE PROMIENIOWANIA STACJI RADIOLOKACYJNEJ

1. Charakterystyka systemów

W systemach kierowania wiązką stacja radiolokacyjna wykrywa i w sposób ciągły śledzi cel, utrzymując oś symetrii charakterystyki promieniowania /wiązki/ na celu. Rakieta zostaje wstrzelona do tej wiązki i w czasie lotu do celu utrzymuje się na tak zwanej linii równego sygnału. Aparatura pokładowa rakiety składa się z anteny, odbiornika, układów przekształcania sygnałów elektrycznych i urządzenia wykonawczego, sterującego lotem rakiety. Gdy rakieta odchyli się z położenia środkowego wiązki, wówczas w jej aparaturze kierowania powstaje sygnał błędny, który oddziałując na ster, sprawia, że rakieta powraca na linię środkową wiązki.

W celu zapewnienia naprowadzania rakiety na cel antena stacji radiolokacyjnej powinna kształtować charakterystykę bardzo wąską i o dokładnym kształcie. Jednakże w wypadku wąskiej wiązki powstaje duża trudność wstrzelania w nie rakiety, a także istnieje duża możliwość wyjścia rakiety z wiązki przy szybkich jej przemieszczeniach wywołanych manewrem celu. Aby temu zapobiec, stosuje się drugi nadajnik z anteną o znacznie szerszej wiązce. Jeżeli rakieta znajdzie się na linii równego sygnału szerokiej wiązki, to równocześnie znajdzie się ona w wąskiej wiązce. W tym momencie następuje automatyczne przełączenie kierowania z szerokiej na wąską wiązkę.

W pierwszych systemach kierowania raketami przeciwlotniczymi opracowanych jeszcze w 1925 roku posłużono się widzialną częścią widma fal elektromagnetycznych. Dlatego też jako urządzenia wykrywania i obserwacji celu wykorzystywano urządzenia optyczne i akustyczne, zaś w charakterze urządzenia nadawczego zastosowano reflektor przeciwlotniczy. Rakieta była wyposażona w zespół komórek fotoelektrycznych umieszczonych na końcach stateczników. Pod wpływem światła reflektora w foto - komórkach powstały napięcia, które były ze sobą porównywane. Jeżeli rakieta odchyliła się od osi wiązki reflektora, to napięcia te nie były równe, wskutek czego powstawał sygnał błędny oddziałujący na ster rakiety.

System taki miał ograniczone zastosowanie zarówno ze względu na niedostateczny zasięg, jak i możliwość pracy tylko w takich warunkach, gdy dzienne światło i oświetlenie nie zakłócało pracy oraz nie było innych wiązek światła zakłócających pracę. Zastosowanie do kierowania rakietami

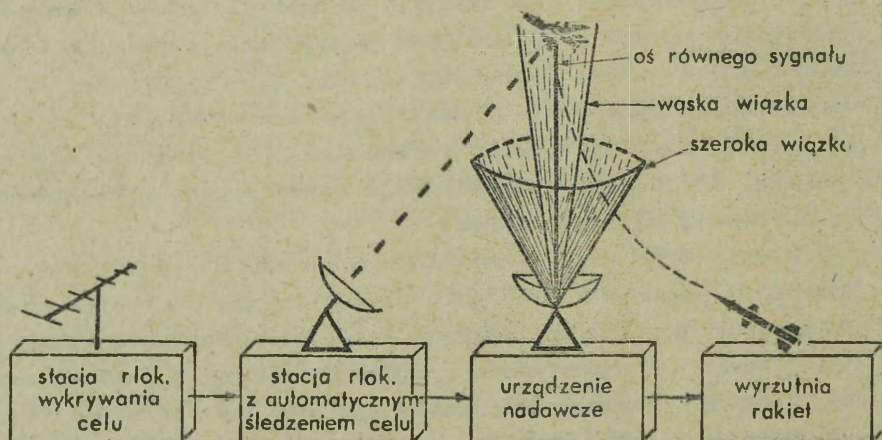
mi fal radiowych ze stacjami radiolokacyjnymi jako urządzeniami wykrywania i obserwacji celów umożliwiło powstanie nowoczesnych rozwiązań tego systemu.

W kierowaniu raketami wiązką radiolokatora rozróżnia się dwie metody:

- 1/ wiązki prowadzącej - na maksimum sygnału;
- 2/ wiązki wirującej - na minimum sygnału.

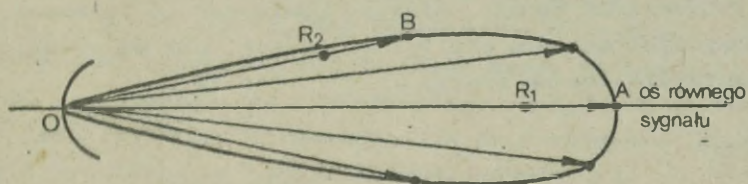
2. Kierowanie raketami w wiązce prowadzącej

Na rysunku 46 przedstawiono w sposób uproszczony system kierowania raketami w wiązce prowadzącej konstrukcji szwajcarskiej typu "OERLIKON-54". Działanie tego systemu przebiega następująco: po wykryciu celu przez stację wykrywania nastawia się stację radiolokacyjną na automatyczne śledzenie za celem. Stacja ta automatycznie przesyła bieżące współrzędne celu do urządzenia nadawczego wiązki prowadzącej, którego antena tym samym uzyskuje możliwość automatycznego śledzenia celu.



Rys. 46. Uproszczony schemat blokowy systemu kierowania w wiązce prowadzącej

Jednocześnie z ruchem wiązki kierującej, za celem w sposób zsynchronizowany porusza się rakietą na wyrzutni. Gdy cel zbliży się na wymaganą odległość, dokonuje się startu rakiety. Dla ułatwienia wprowadzenia rakiety na oś wąskiej wiązki wykorzystuje się w pierwszym etapie wiązkę zgrubną. Na rysunku 47 pokazano w przekroju charakterystykę antenową i rozkład mocy promieniowania w odpowiednich kierunkach /linie zakończone strzałką/.



Rys. 47. Rozkład mocy promieniowania w charakterystyce antenowej

Maksimum promieniowania pokrywa się z osią reflektora anteny. Poruszająca się rakietą w przestrzeni objętej charakterystyką jest wyposażona w aparaturę pokładową zdolną do analizowania mocy promieniowania. Jest zrozumiałe, że amplituda sygnału na wejściu odbiornika rakiety będzie zależała od jej położenia w wiązce. Jeżeli rakietą znajduje się w punkcie R_1 na osi wiązki, to amplituda sygnału będzie proporcjonalna do odcinka OA i będzie miała wartość maksymalną. W miarę oddalania się rakiety od osi wiązki amplituda sygnału będzie maleć. Jeżeli rakietą znajdzie się w punkcie R_2 , to amplituda sygnału będzie proporcjonalna do odcinka OB . Te właściwości rozkładu mocy w wiązce prowadzącej są wykorzystywane do kierowania raketami. Sygnały kierujące są wypracowywane na podstawie odchylenia od wartości maksymalnej amplitudy sygnału odbieranego przez aparaturę pokładową rakiety.

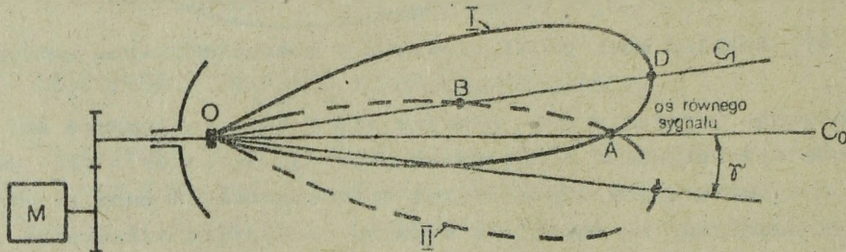
Podstawową zaletą tego systemu jest prostota aparatury zarówno naziemnej, jak i pokładowej, co znacznie upraszcza eksploatację. System ten ma dużą przepustowość, ponieważ przy wykorzystaniu tej samej wiązki można naprowadzać jednocześnie kilka raket na ten sam cel, dzięki czemu znacznie wzrośnie prawdopodobieństwo trafienia.

Wadą systemu jest zmniejszenie się dokładności kierowania raketami wraz ze wzrostem odległości stacji - rakietą na skutek zwiększającej się szerokości wiązki. Również cele o dużej manewrowości mogą powodować wylatywanie raket z wiązki.

3. Kierowanie raketami w wiązce wirującej

W tym wypadku system jest zbudowany analogicznie do systemu wiązki prowadzącej. Różnica dotyczy jedynie rozwiązania układu antenowego. W systemie wiązki wirującej antena wytwarza charakterystykę nie w kształcie cygara jak poprzednio, lecz w kształcie listka, przy czym oś symetrii listka jest nachylona pod pewnym kątem do osi anteny. Nachylenie charakterystyki uzyskuje się poprzez przemieszczenie, poprzeczne wzglę-

dem osi, promiennika anteny od ogniska. Podczas działania systemu promiennik zostaje wprowadzony w ruch obrotowy, w wyniku czego oś symetrii charakterystyki będzie opisywać powierzchnię stożkową. Nachylenie charakterystyki dobiera się w taki sposób, aby po obrocie jej o 180° listki nakładały się na siebie /patrz rys. 48/.



Rys. 48. Ilustracja systemu wiązki wirującej

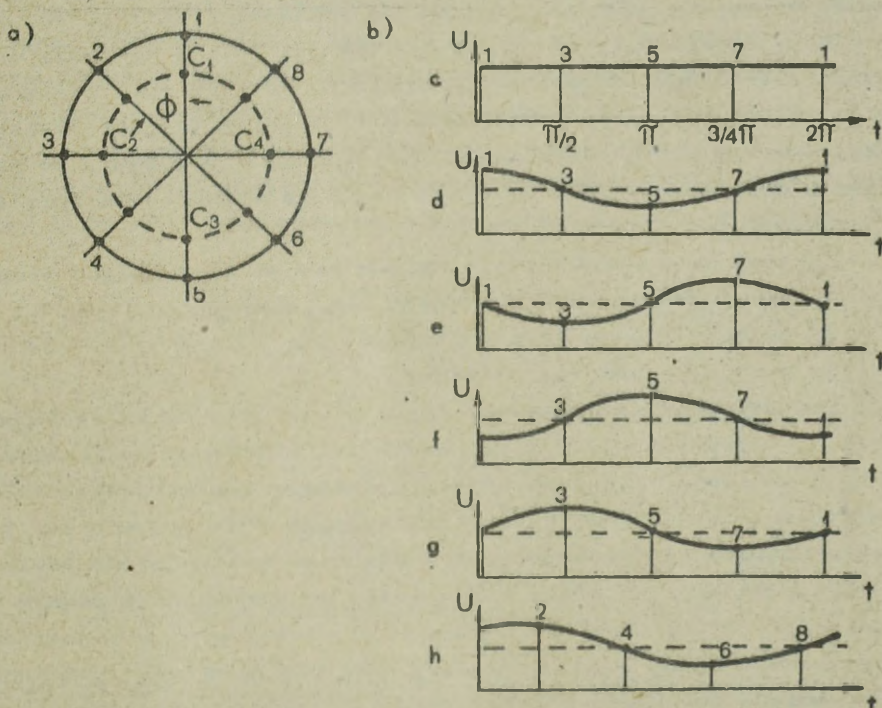
Punkt przecięcia charakterystyki /A/ w położeniu I i II zawsze znajduje się na osi reflektora anteny, to jest na osi równego sygnału.

Załóżmy, że rakieta znajduje się na osi równego sygnału OC_0 ; wówczas wielkość amplitudy sygnału na wejściu odbiornika rakiety będzie stała niezależnie od kąta obrotu charakterystyki listka. Jeżeli natomiast rakieta znajdzie się na prostej OC_1 , to amplituda sygnału odbieranego przez odbiornik rakiety, zmieniając się z częstotliwością obrotu charakterystyki, będzie miała wartość maksymalną w momencie znajdowania się listka w położeniu I oraz wartość minimalną - w położeniu II /rys. 48/. Czyli w pierwszym wypadku amplituda sygnału będzie proporcjonalna do odcinka OD, a w drugim wypadku do odcinka OB. Nietrudno zauważyć, że wielkość amplitudy sygnału będzie proporcjonalna do wielkości oddalenia rakiety od osi równosygnałowej, a jej zmiany będą przebiegać według funkcji sinusoidalnej /patrz rys. 49/. W czasie obrotu charakterystyki antenowej jej oś symetrii będzie na płaszczyźnie prostopadłej do osi równosygnałowej zataczać okrąg, zajmując kolejno położenia 1, 2, ... 8 /rys. 49a/, przy czym środek koła wyznacza oś równego sygnału.

Jeżeli rakieta znajdzie się w punkcie C_1 , to przy położeniu charakterystyki w położeniu 1 amplituda sygnału będzie maksymalna, a w położeniu 5 - minimalna, zaś w położeniu 3 i 7 amplitudy sygnału będą sobie równe /przebieg d na rys. 49b/. Podobnie będzie w wypadku gdy rakieta znajdzie się w punktach C_2 , C_3 i C_4 , co odpowiada przebiegom e, f, g przedstawionym na rys. 49b. W rozpatrywanym wypadku sygnał sterujący rakieta w płaszczyźnie pionowej uzyskuje się z zależności

$U = U_1 - U_5 > 0$, natomiast w płaszczyźnie poziomej $U_\beta = U_3 - U_7 = 0$.

Sygnal sterujący dla rakiety będącej w punkcie C_3 według przebiegu f wyniesie $U_2 = U_1 - U_5 < 0$. Gdy rakieta znajdzie się na osi równosygnałowej, sygnał sterujący będzie równy zero. Ostateczną postać i znak sygnału sterującego dla odpowiedniego wychylenia sterów w górę, w dół oraz w lewo czy w prawo uzyskuje się po porównaniu napięcia sinusoidalnego z prostokątnym napięciem wzorcowym.



Rys. 49. Przebieg amplitudy sygnału na wejściu odbiornika rakiety w zależności od wielkości i kierunku oddalenia rakiety od osi równosygnałowej

Zaletą tego systemu jest dużo większa dokładność naprowadzania rakiet w stosunku do systemu wiązki prowadzącej, wadą zaś - zmniejszony zasięg /około 0,7-0,8 zasięgu maksymalnego/.

System naprowadzania rakiet w wiązce radiolokatora może być realizowany przy pomocy jednej stacji radiolokacyjnej /wówczas rakieta będzie naprowadzona na cel metodą "trzech punktów" /stacja - rakieta - cel/ lub przy zastosowaniu dwóch stacji radiolokacyjnych i przelicznika /wtedy jest możliwe naprowadzenie rakiety do wyprzedzonego punktu spotkania/.

IV. SYSTEMY SAMONAPROWADZANIA RAKIET

1. Charakterystyka systemów samonaprowadzania

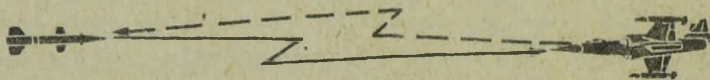
Samonaprowadzanie jest to taki system kierowania, w którym rakietą sama naprowadza się na źródło promieniowania elektromagnetycznego, cieplnego /na podczerwień/, akustycznego i innego. Cała aparatura śledząca cel, określająca jego współrzędne i wytwarzająca odpowiednie sygnały kierujące jest umieszczona na pokładzie rakiety. Po wystartowaniu rakiety strzelający nie ma wpływu na jej lot. W systemie samonaprowadzania źródłem informacji dla rakiety jest sam cel, który promieniuje lub odbija określony rodzaj energii. Energia ta jest odbierana przez koordynator i doprowadzana do odbiornika, a następnie po przekształceniu i wzmocnieniu jest wykorzystywana do wytworzenia sygnałów sterujących rakieta.

Systemy samonaprowadzania dzielą się na następujące trzy rodzaje:

- 1/ samonaprowadzanie aktywne;
- 2/ samonaprowadzanie półaktywne;
- 3/ samonaprowadzanie pasywne.

Samonaprowadzanie aktywne /rys. 50/ - jest takim rodzajem kierowania, w którym nadajnik i odbiornik fal elektromagnetycznych znajdują się w rakiecie. Nadajnik wytwarza energię wielkiej częstotliwości i przez antenę nadawczą wypromieniowuje ją w kierunku celu. Odbita od celu energia elektromagnetyczna odebrana przez antenę odbiorczą zostaje doprowadzona do odbiornika, gdzie po wzmocnieniu podaje się na układ selekcji, który wydziela sygnał o częstotliwości własnego nadajnika i przekazuje go na układ pomiarowy. Sygnały z układu pomiarowego są doprowadzane do układu wykonawczego, związanego bezpośrednio ze sterami rakiety. W ten sposób rakietą jest naprowadzana na maksimum energii odbitej. Przy impulsowej pracy nadajnika stosuje się jedną antenę nadawczo-odbiorczą i przełącznik "nadawanie - odbiór".

Odległość samonaprowadzania aktywnego, to jest odległość między rakieta i celem w momencie rozpoczęcia samonaprowadzania, zależy od wielu czynników, głównie jednak od mocy nadajnika i oszczędności odbiornika rakiety.

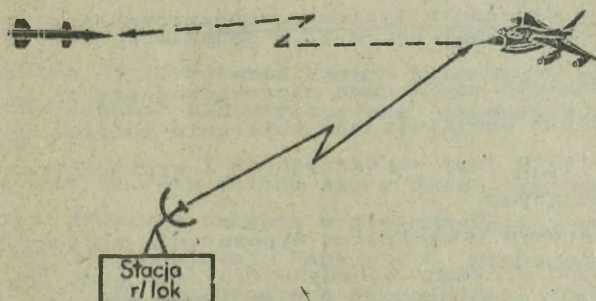


Rys. 50. Ilustracja samonaprowadzania aktywnego

Zwiększenie parametrów tych urządzeń zwykle prowadzi do wzrostu ich gabarytów i ciężaru. W rakiecie, jak wiadomo, są ograniczone możliwości w tym względzie. Dlatego też zasięg samonaprowadzania aktywnego jest niewielki i z tego powodu rzadko stosowany.

Samonaprowadzanie półaktywne /rys. 51/ - polega na tym, że nadajnik opromieniowujący cel energią elektromagnetyczną znajduje się poza rakieta, zwykle w miejscu startu rakiety. Pozostałe zaś układy, jak: odbiorczy, selekcji, pomiarowy i wykonawczy są zainstalowane w rakiecie. Zasada pracy systemu samonaprowadzania półaktywnego i aktywnego jest podobna. Różnica polega jedynie na tym, że w pierwszym wypadku cel jest opromieniany energią elektromagnetyczną przez naziemną stację radiolokacyjną, a w drugim - przez nadajnik pokładowy rakiety.

Zaletą samonaprowadzania półaktywnego w stosunku do aktywnego jest znacznie większy zasięg strzelania, bowiem naziemna stacja radiolokacyjna może mieć dużo większą moc promieniowania niż nadajnik pokładowy.



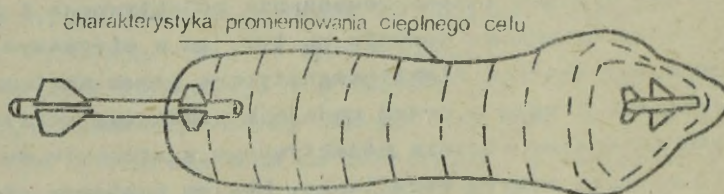
Rys. 51. Ilustracja samonaprowadzania półaktywnego

Samonaprowadzanie pasywne /rys. 52/ - charakteryzuje się tym, że aparatura pokładowa rakiety do wytworzenia sygnałów kierujących wykorzystuje promieniowanie radiowe, promieniowanie cieplne celu z zakresu podczerwieni i inne. A więc najdaniem promieniowania jest sam cel /samolot, rakietę/. Ponieważ najbardziej intensywnym źródłem ciepła jest umieszczony z tyłu samolotu silnik i wylatujące z niego gorące gazy, charakterystyka promieniowania cieplnego jest wydłużona ku tyłowi. Dlatego zwalozanie celów powietrznych raketami samonaprowadzanymi pasywnie odbywa się z reguły z tylnej półsfery.

Do wad samonaprowadzania pasywnego należy zaliczyć to, że na proces kierowania raketami mogą mieć wpływ inne źródła promieniowania, takie jak słońce, księżyc lub ich promieniowanie odbite od chmur, świece i bomby świetlne wyrzucane przez cel dla obrony własnej itp. Celem ograniczenia wpływu lub wyeliminowania wyżej wymienionych zjawisk stosuje

się wysokosprawne układy selekcyjne, zawęża kąt "widzenia" koordynatora rakiety i nie stosuje się strzelania w określonym sektorze pod słońce.

W systemie samonaprowadzenia aktywnego, półaktywnego czy też pasywnego start rakiety następuje wówczas, gdy jej głowica przechwyci cel. Po przechwyceniu celu z rakiety do strzelającego jest przekazany sygnał dźwiękowy w słuchawkach lub ukazuje mu się specjalny wskaźnik w polu widzenia celownika.



Rys. 52. Ilustracja samonaprowadzenia pasywnego

2. Zasada działania systemu samonaprowadzenia rakiet

Aby rakietą mogła sama naprowadzać się na cel, należy wyposażyć ją w urządzenie umożliwiające zbieranie informacji o celu, określenie w sposób ciągły jego współrzędnych i wypracowywanie odpowiednich sygnałów kierujących.

Podstawowym urządzeniem wyposażenia rakiety jest koordynator celu^{x/}.

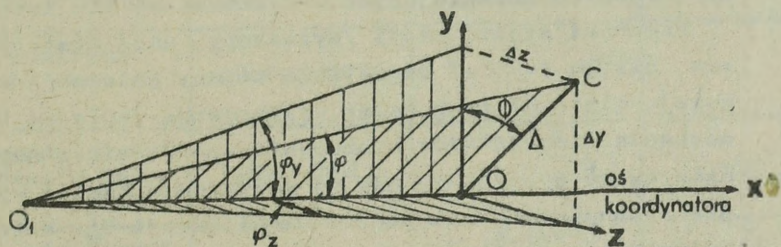
Na wejście /okno/ koordynatora celu pada energia elektromagnetyczna w postaci fal radiowych odbitych od celu lub energia cieplna /promieniowanie podczerwone/ wypromieniowana przez cel. Energia ta odpowiednio przetworzona w koordynatorze umożliwia uzyskanie na jego wyjściu sygnałów w postaci napięcia prądu, którego wielkość zależy od kąta odchylenia ψ zawartego pomiędzy osią koordynatora O_1X i linią rakietą - cel O_1C /rys. 53/. Jeżeli oś koordynatora skierowana jest na cel, to sygnał na jego wyjściu będzie równy zero.

Jak widać z rys. 53, położenie celu względem osi koordynatora można określić wieloma sposobami: albo kątem odchylenia ψ i kątem fazowania ϕ , albo oddaleniem liniowym Δ i kątem fazowania ϕ , albo dwoma kątami odchylenia ψ_y i ψ_z , albo też dwoma oddaleniami liniowymi ψ_y i ψ_z . Koordynatory celu zwykle wypracowują napięcia proporcjonalne do wielkości kątów odchylenia ψ_y i ψ_z , przy czym kąt ψ_y nazywa się kątem odchylenia w płaszczyźnie pionowej, a kąt ψ_z - w płaszczyźnie poziomej. Odpowiednio do tego na wyjściu koordynatora uzyskuje

^{x/} W literaturze fachowej przez pojęcie koordynatora celu rozumie się niekiedy całą aparaturę pokładową rakiety.

sie dwa napięcia: napięcie U_y proporcjonalne do kąta ψ_y i napięcie U_z - proporcjonalne do kąta ψ_z , co można wyrazić wzorami:

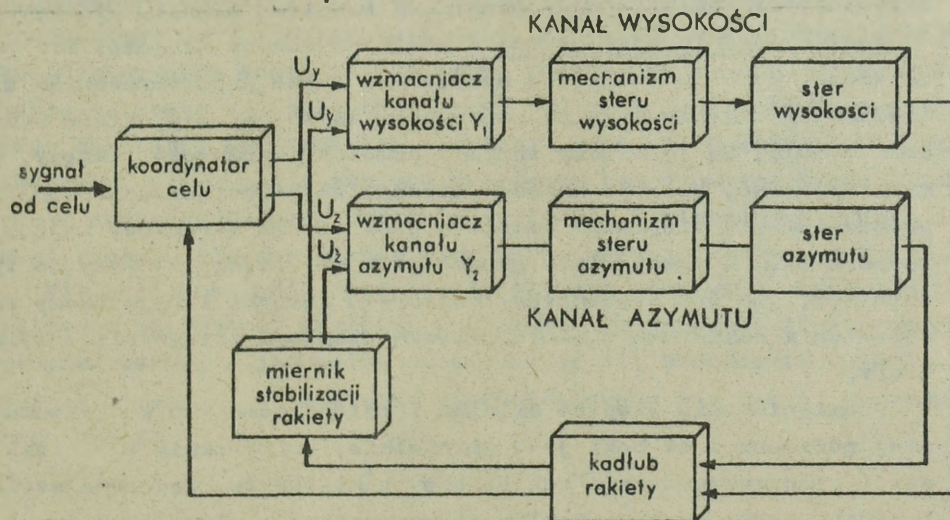
$$\begin{aligned} U_y &= k_1 \psi_y \\ U_z &= k_2 \psi_z \end{aligned} \quad /25/$$



Rys. 53. Zobrazowanie kątów odchylenia

Współczynniki proporcjonalności k_1 i k_2 są jednakowe. Napięcia U_y i U_z są wykorzystywane do formowania komend kierowania odpowiednimi sterami. Uproszczony schemat blokowy systemu samonaprowadzania przedstawiono na rys. 54.

Aparatura pokładowa rakiety składa się z dwóch identycznych kanałów kierowania: kanału kierowania rakietą w płaszczyźnie pionowej i kanału kierowania w płaszczyźnie poziomej. Napięcie U_y proporcjonalne do kąta odchylenia ψ_y z wyjścia koordynatora doprowadzane jest do wzmacniacza kanału wysokości γ_1 .



Rys. 54. Uproszczony schemat blokowy systemu samonaprowadzania

Ujemne lub dodatnie napięcie /w zależności od tego czy cel znajduje się powyżej, czy poniżej osi koordynatora/, odpowiednio wzmocnione dopływa do mechanizmu steru wysokości, którym stosownie do znaku napięcia wywoływane są siły zdolne do wychylenia steru w górę lub w dół. Podobny proces zachodzi w kanale azymutu, przy czym znak sygnału sterującego zależy od tego czy cel znajduje się z prawej, czy z lewej strony osi koordynatora. Stery wychylając się wywołują powstanie sił aerodynamicznych zmieniających dotychczasowy tor lotu rakiety.

Mierniki stabilizacji /żyroskopy, akceleratory, dajniki kątów natarcia, ślizgu i inne/ rejestrują zmiany położenia kadłuba rakiety i proporcjonalnie do tych zmian wypracowują napięcia U'_y i U'_z . Napięcia te dochodzące do kanałów kierowania sumują się z napięciami U_y i U_z , w wyniku czego sygnał komendy na przykład w kanale wysokości zawiera napięcie sterujące U_y i napięcie stabilizacji U'_y . W ten sposób mierniki stabilizacji przeciwdziałają wszelkim zmianom położenia kadłuba rakiety, a głównie tłumią jego wahania względem osi o_y i o_z , przez co znacznie polepsza się cały proces sterowania.

2.1. Właściwości fal elektromagnetycznych wykorzystywanych do naprowadzania rakiet

Fale elektromagnetyczne zawierają się w granicach od $1 \cdot 10^{-11}$ do $3 \cdot 10^{10}$ cm, które umownie rozdziela się na pewne zakresy. Podział długości fal na zakresy zamieszczono w tabeli 1. Do naprowadzania i samonaprowadzania rakiet mogą być wykorzystywane fale elektromagnetyczne zakresów: radiowego, podczerwonego i rzadziej zakresu widzialnego.

Promieniowanie podczerwone - obejmuje zakres długości fal od $0,76$ do 420μ . Promieniowanie to nazywa się także promieniowaniem cieplnym. Źródłami promieniowania podczerwonego są te obiekty, które wydzielają dużo ciepła. Są to między innymi: samoloty odrzutowe, okręty, zakłady metalurgiczne, baterie koksochemiczne, elektrociepłownie itp. Źródłem promieniowania cieplnego samolotu jest silnik odrzutowy mający wysoką temperaturę, a szczególnie gorące gazy wylatujące z dyszy do tyłu. Dlatego też, jak już wspomniano, najlepsze warunki i największy zasięg strzelania rakietami z koordynatorem cieplnym osiąga się z tylnej półsfery.

Promieniowanie cieplne silnika i całego samolotu w kierunku przedniej półsfery i na boki jest niewielkie, co znacznie ogranicza możliwości samonaprowadzania rakiet z tych kierunków. Jednakże współcześnie budowane koordynatory cieplne są wyposażane w elementy o coraz większej czułości, w wyniku czego wzrastają możliwości niszczenia celów również

Tabela 1

Nazwa zakresu fal	Długość fali		Uwagi
	w jednostkach najczęściej spotykanych	w cm	
Drgania niskiej częstotliwości /fale długie/	powyżej 2000 m	powyżej $2 \cdot 10^6$	
Fale zakresu radiowego /promieniowanie radiowe/	2000-0,001 m	$2 \cdot 10^6 - 1 \cdot 10^{-3}$	
Fale zakresu podczerwonego /promieniowanie podczerwone/	420-0,76 μ	$4,2 \cdot 10^{-2} - 0,76 \cdot 10^{-4}$	1 $\mu = 1 \cdot 10^{-3}$ mm
Fale zakresu widzialnego /promieniowanie widzialne/	0,76-0,38 μ	$0,76 \cdot 10^{-4} - 0,38 \cdot 10^{-4}$	
Fale zakresu ultrafioletowego /promieniowanie ultrafioletowe/	3800-50 Å	$0,38 \cdot 10^{-4} - 5 \cdot 10^{-7}$	1 $\text{Å} = 1 \cdot 10^{-10}$ mm
Fale zakresu rentgen. /promieniowanie rentgenowskie/	50-0,04 Å	$5 \cdot 10^{-7} - 4 \cdot 10^{-10}$	
Promieniowanie gamma	poniżej 0,04 Å	poniżej $4 \cdot 10^{-10}$	

z przedniej półsfery. Zasięg działania koordynatora cieplnego zależy od: temperatury celu, powierzchni celu, właściwości atmosfery, właściwości konstrukcyjnych koordynatora, typu zastosowanych elementów czułych, a także od kontrastu celu na otaczającym go tle. W związku z powyższym zasięg działania koordynatora cieplnego waha się w znacznych granicach odległości. Zwiększenie zasięgu działania koordynatora można uzyskać poprzez ochładzanie jego układu optycznego. W niektórych typach nowych rakiet stosuje się chłodzenie głowicy optycznej ciekłym azotem (-192°C) .

Wielkość kontrastu określa się energią promieniowania celu i tła /dlatego nie należy strzelać w kierunku na słońce/. Ilość energii wypromieniowanej w jednostce czasu nazywa się strumieniem promieniowania. Jeżeli w czasie t zostanie wypromieniowana energia W ; to strumień promieniowania

$$P = \frac{W}{t} \quad /W/ \quad /26/$$

Wzorcową moc promieniowania określa się z powierzchni jednego centymetra kwadratowego ciała absolutnie czarnego mającego temperaturę T . Ta powierzchnia wzrasta proporcjonalnie do czwartej potęgi temperatury nagrzewającego się ciała. Matematyczną zależność pomiędzy powierzchnią a temperaturą można wyrazić zależnością:

$$S_T = \sigma T^4 \quad /27/$$

Całkowity strumień promieniowania P_T nagrzanej powierzchni S określa się wzorem:

$$P_T = S \sigma T^4 \quad /28/$$

Wzór 28 wyraża prawo Stefana Boltzmana, który wyjaśnia zależność całkowitego strumienia promieniowania z danej powierzchni absolutnie czarnego ciała od czwartej potęgi temperatury. Współczynnik proporcjonalności σ nazywa się stałą Boltzmana i wynosi:

$$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-12} \frac{\text{W}}{\text{cm}^2 \text{ stop}^4} \quad /29/$$

Wobec powyższego dla określenia całkowitego strumienia promieniowania wysyłanego przez ciał należy, posługując się wzorem /28/, podstawić w miejsce powierzchni S powierzchnię S_0 , a w miejsce temperatury wzorcowej T temperaturę celu T_0 . Wówczas:

$$P_{T_0} = S_0 \sigma T_0^4 \quad /30/$$

Dla określenia zaś strumienia promieniowania tła należy do wzoru 28 odpowiednio podstawić powierzchnię tła wyznaczoną przez pole "widzenia" koordynatora S_t i temperaturę tła T_t , to jest:

$$P_{Tt} = S_t \sigma T_t^4 \quad /31/$$

Należy zaznaczyć, że w przyrodzie nie ma ciał absolutnie czarnych. Materiały, z którymi mamy do czynienia cechuje różny stopień czarności. Porównywanie spotykanych materiałów do ciała absolutnie czarnego wyraża się przy pomocy współczynnika $/K/$ zwanego stopniem czarności ciała. Współczynnik ten jest mniejszy od jedności i zależy od rodzaju materiału promieniującego energią cieplną. Jest oczywiste, że w większości wypadków stopień czarności celu $/K_0/$ nie będzie równy stopniowi czarności tła $/K_t/$. Uwzględniając stopień czarności celu i tła, wzory /30/ i /31/ można zapisać w postaci:

$$P_{T_o} = K_o S_o \sigma T_o^4$$

/32/

$$P_{T_t} = K_t S_t \sigma T_t^4$$

Posługując się wzorami /32/, można obliczyć całkowity strumień promieni wysyłanych przez powierzchnię celu i tła. Jednakże nie cały strumień jest odbierany przez koordynator, lecz tylko ta część, jaka jest zawarta w stożku, podstawą którego jest powierzchnia zwierciadła koordynatora.

Intensywność strumienia promieni zależy od rodzaju powierzchni i kierunku promieniowania. Intensywność jest maksymalna w kierunku prostopadłym do powierzchni promieniującej ϕ_n i maleje wraz ze wzrostem kąta α zawartego między prostopadłą do powierzchni a daną powierzchnią. Zależność pomiędzy promieniem prostopadłym do powierzchni ϕ_n , a odchylonym ϕ_α można zapisać w postaci wzoru:

$$\phi_\alpha = \phi_n \cos \alpha ; \quad /33/$$

Ostateczną wartość strumienia promieni zawartego w stożku określonym przez płaszczyznę zwierciadła koordynatora S_k , odległość między koordynatorem i celem D /wysokość stożka/ i nachylonego pod dowolnym kątem α w stosunku do powierzchni promieniującej można zapisać wzorami:

$$\text{od celu} \quad \phi_{\alpha o} = K_o S_o T_o^4 \frac{S_k}{\pi D^2} \cos \alpha ;$$

od tła

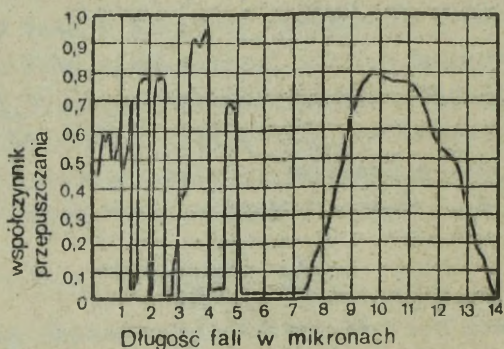
$$\phi_{\alpha t} = K_t S_t T_t^4 \frac{S_k}{\pi D^2} \cos \alpha .$$

/34/

Wzory /34/ odnoszą się do atmosfery idealnej, która bez przeszkód przepuszcza promieniowanie podczerwone. W rzeczywistości w atmosferze występuje tłumienie promieniowanej energii. Wielkość tłumienia określa się za pomocą współczynnika przepuszczania /przezroczystości/ atmosfery. Przy współczynniku przepuszczania równym jedności strumień rozchodzi się w atmosferze bez tłumienia. Stopień osłabiania strumienia zależy od stanu atmosfery i od długości fali promieniowanej energii. Na rys. 55 pokazano przedziały przepuszczania promieniowania podczerwonego przez atmosferę w zakresie długości fali do 14μ .

Z rys. /55/ widać, że najlepiej przepuszczane jest promieniowanie o długości fali $3,4-4,2 \mu$, natomiast całkowitemu tłumieniu podlegają fale o długości $1,8-1,9$; $2,6-2,9$; $5,2-7,5 \mu$. Należy to zagadnienie uwzględnić przy doborze elementów ozułych podczas budowy koordynatora

celu. Wykres przepuszczenia przedstawiony na rys. 55 odnosi się do określonego stanu atmosfery. Wykres ten będzie się zmieniał w zależności od wysokości, temperatury powietrza, ciśnienia atmosferycznego i stanu pogody. Oprócz tego promieniowanie podczerwone podlega rozproszeniu od opadów mgły, kropli deszczu i twardych opadów pyłu. Maksymalne rozproszenie występuje wówczas, gdy długość fali jest równa promieniowi rozpraszającej opadóweczki.



Rys. 55. Przepuszczalność promieniowania podczerwonego w atmosferze

Fale radiowe - dzielą się na: długie / $\lambda > 3000$ m/, średnie / $\lambda = 3000 - 100$ m/, krótkie / $\lambda = 100 - 10$ m/ i ultrakrótkie / $\lambda < 10$ m/. Fale ultrakrótkie dzielą się na: metrowe / $\lambda = 10 - 1$ m/, decymetrowe / $\lambda = 100 - 10$ cm/, centymetrowe / $\lambda = 10 - 1$ cm/ i milimetrowe / $\lambda = 10 - 1$ mm/. Pod względem rozprzestrzeniania fale radiowe charakteryzują się pewnymi specyficznymi właściwościami polegającymi na tym, że fale długie mają właściwości uginania się, są mniej "sztywne" od innych. Wraz ze zmniejszeniem długości fal wzrasta ich "sztywność" i prostoliniowość rozchodzenia się. W systemach samonaprowadzania rakiet mogą być wykorzystywane fale radiowe zakresu centymetrowego. Konieczność stosowania tak krótkich fal jest uwarunkowana, zarówno właściwościami ich rozchodzenia się, jak i gabarytami anteny, której rozmiary ściśle zależą od długości fali. Fale ultrakrótkie rozchodzą się prostoliniowo, co w przypadku koordynatora celu umożliwia dokładne określenie kierunku na cel. Jednakże fale ultrakrótkie podlegają silniejszemu tłumieniu niż fale długie. Stwierdzono doświadczalnie, że największemu tłumieniu ulegają fale radiowe o długości 0,5 i 1,25 cm. Jako cele dla rakiet samonaprowadzających się rozróżnia się dwa ich rodzaje:

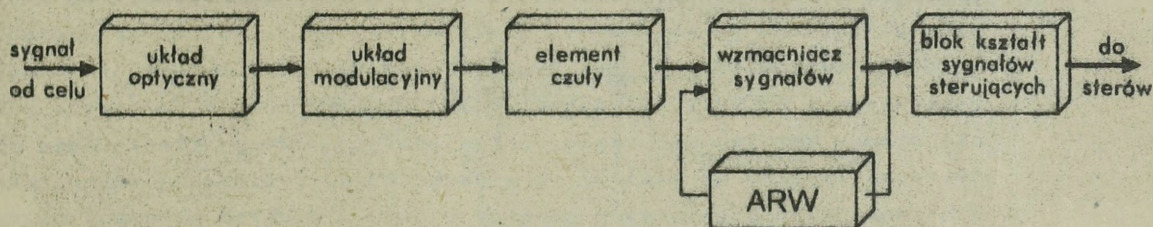
- 1/ cele samodzielnie emitujące fale radiowe;
- 2/ cele dobrze odbijające fale radiowe.

Do pierwszych zalicza się różnego rodzaju stacje radiolokacyjne, samoloty z pracującymi nadajnikami radiowymi itp., natomiast do drugich należą wszystkie obiekty wykonane z metalu.

2.2. Optyczne koordynatory celu

Optycznymi koordynatorami celu nazywa się koordynatory pracujące na ciepłym lub widzialnym kontraście celu. Budowa obu typów koordynatorów jest podobna, różnica polega jedynie na rodzaju stosowanego elementu czułego. Dlatego dalsze rozważania będą dotyczyć najczęściej stosowanego koordynatora typu ciepłego.

Ciepły koordynator celu składa się z następujących zasadniczych elementów /rys. 56/: układ optyczny, układ modulatoryjny, element czuły, wzmacniacz sygnałów celu, blok kształtowania sygnałów kierujących i układ automatycznej regulacji wzmożenia /ARW/.

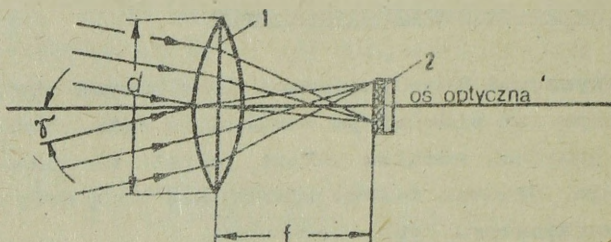


Rys. 56. Uproszczony schemat blokowy ciepłego koordynatora celu

Układ optyczny - jest przeznaczony do odbioru strumienia energii elektromagnetycznej padającej na okno koordynatora i skierowania tej energii poprzez układ modulatoryjny na element czuły. Rozróżnia się układy optyczne soczewkowe, zwierciadłowe i mieszane. Układ soczewkowy składa się z jednej lub wielu soczewek. Strumień promieni wysyłany przez cel i tło osiąga powierzchnię układu optycznego, gdzie zostaje skupiony i następnie skierowany w odpowiedni punkt elementu czułego. Płaszczyzna elementu czułego jest o wiele mniejsza niż płaszczyzna soczewki. Układ optyczny charakteryzuje się średnicą okna d , ogniskową soczewki f i kątem pola widzenia γ / patrz rys. 57/.

Średnica soczewki d wyznacza płaszczyznę okna układu optycznego; im ta płaszczyzna jest większa, tym większa ilość energii zostanie odebrana i skierowana na element czuły. Kąt widzenia γ / powinien być możliwie mały, co eliminuje ilość energii od tła lub od innych niepożądaných źródeł energii, która dochodzą do koordynatora mogłaby zakłócać jego pracę. W układzie soczewkowym bardzo ważnym zagadnieniem jest dobór materiałów niezbędnych do wykonania układu optycznego, bowiem ich

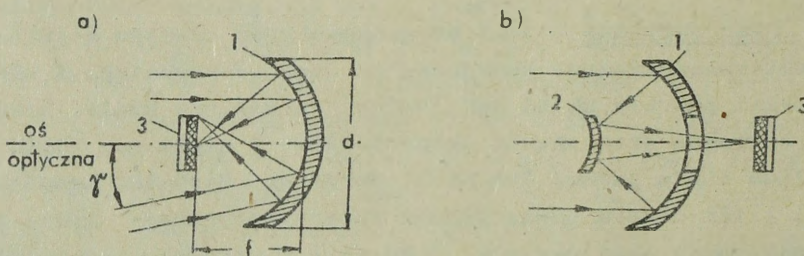
Jakość poważnie rzutuje na straty i rozproszenie energii w samym układzie. Im wyższa jest jakość materiałów, tym mniejsze są straty energii.



Rys. 57. Soczewkowy układ optyczny koordynatora celu: 1/ soczewka; 2/ element czuły

Zwierciadłowy układ optyczny /rys. 58/ wykonany jest w postaci zwierciadła parabolicznego, które zbierając promieniowanie od celu i tła, skierowuje je na element czuły ustawiony w ognisku zwierciadła.

Układ zwierciadłowy jest prostszy pod względem budowy od układu soczewkowego i ma szersze zastosowanie. Powierzchnię zwierciadła pokrywa się cienką warstwą materiału dobrze odbijającego promieniowanie podczerwone /złoto, aluminium/. W wypadku dużej ogniskowej zwierciadła, dla zmniejszenia gabarytów głowicy buduje się układ pokazany na rys.58b, w którym element czuły jest umieszczony za zwierciadłem.



Rys. 58. Zwierciadłowe układy optyczne koordynatora celu: 1/ zwierciadło paraboliczne; 2/ zwierciadło wypukłe; 3/ element czuły

Mieszane układy optyczne mają bardziej złożoną budowę od dwóch układów wyżej opisanych. Układy mieszane są połączeniem układów soczewkowego i zwierciadłowego. Zaletą ich jest to, że eliminują aberrację sferyczną. Jednakże straty energii promieniowania są większe niż w układach optycznych wcześniej omówionych. Straty te są proporcjonalne do ilości płaszczyzn odbijających.

Układ modulacyjny - spełnia bardzo istotną funkcję w procesie

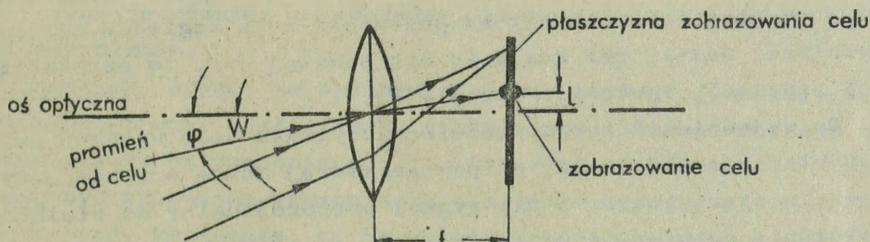
przekształcania energii odbieranej przez zwierciadło koordynatora. Jak już wspomniano, strumień promieni od celu i od części tła przypadającej na pole widzenia koordynatora po przejściu przez układ optyczny jest koncentrowany w płaszczyźnie prostopadłej do osi optycznej przechodzącej przez ognisko obiektywu lub zwierciadła. Jest to płaszczyzna zobrazowania celu. Jeżeli cel będzie oddalony od osi optycznej koordynatora, to umiejscowienie jego na płaszczyźnie zobrazowania będzie także przemieszczone względem osi optycznej /rys. 59/. Wielkość przemieszczenia zobrazowania / l / określa się według zależności:

$$l = f \operatorname{tg} \psi \approx f \psi ; \quad /35/$$

gdzie:

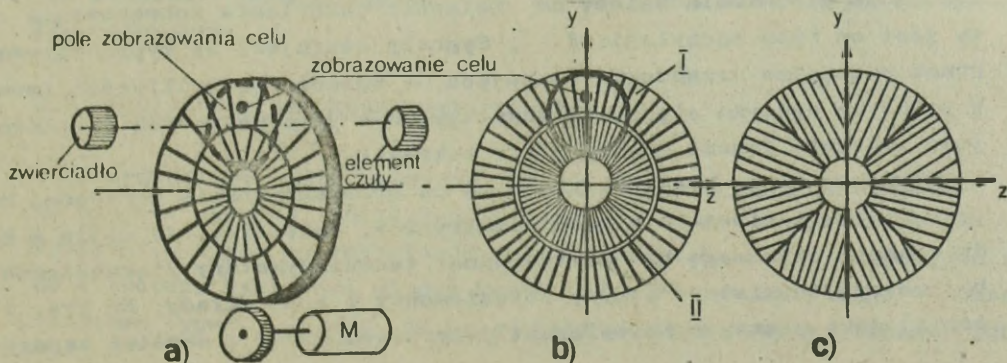
f - ogniskowa soczewki lub zwierciadła;

ψ - kąt odchylenia celu od osi optycznej.



Rys. 59. Ilustracja zobrazowania celu

Jeżeli cel będzie się znajdował na osi optycznej, to oczywiście $\psi = 0$ i $l = 0$. Zasadniczym elementem układu modulacyjnego jest dysk /raster/ modulacyjny, który w układzie optycznym jest umiejscowiony w płaszczyźnie ogniska pomiędzy zwierciadłem a elementem czułym. Dysk modulacyjny można sobie wyobrazić jako okrągły negatyw kliszy lub cienkiego szkła z naniesioną odpowiedniego wzoru mozaiką /rys. 60/.

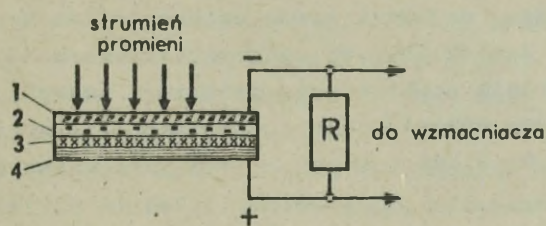


Rys. 60. Układ modulacyjny koordynatora celu: a/ rozmieszczenie dysku modulacyjnego; b i c/ rodzaje dysków

Rozpatrzmy proces modulacji sygnału celu, posługując się dyskiem pokazanym na rys. 60b. Dysk ten ma mozaikę wykonaną w postaci dwóch rozdzielonych od siebie pasów, na których naniesiono z różną gęstością czarne rysy. Załóżmy, że zobrazenie celu w postaci plamki pada na pas zewnętrzny. Wtedy cel będzie się znajdował poniżej osi optycznej koordynatora. Dysk zostaje wprowadzony w ruch obrotowy za pomocą silnika M. Strumień promieni skupiony w układzie optycznym zostanie przepuszczony przez dysk modulacyjny i skierowany na element czuły tylko wówczas, gdy trafi on na pole przezroczyste mozaiki dysku. W ten sposób sygnał od celu będzie modulowany z częstotliwością F_1 . Jeżeli zobrazenie celu trafi na pas wewnętrzny, to częstotliwość modulacji będzie równa F_2 . Strumień nie będzie modulowany, kiedy zobrazenie celu trafi na pierścien rozdzielający pasy; oznaczać to będzie, że oś optyczna koordynatora jest skierowana na cel. Wobec powyższego przy pomocy dysku modulacyjnego można uzyskać na wyjściu elementu czułego serię impulsów, których częstotliwość zależy od położenia celu względem osi optycznej koordynatora. Jeżeli cel znajdzie się poniżej osi, to częstotliwość modulacji będzie F_1 , jeżeli powyżej - F_2 .

Do wyjaśnienia zasady modulacji sygnału celu wybrano najprostszy przykład mozaiki dysku, za pomocą której można uzyskać jedynie znak sygnału sterującego, a nie sygnał proporcjonalny do wielkości kąta ψ położenia celu względem osi koordynatora. Dyski modulacyjne pozwalające uzyskiwać sygnały proporcjonalne do wielkości kąta ψ mają nieco inną mozaikę. Na przykład na rys. 60c pokazano dysk, którego pole podzielono na osiem sektorów zakreślonych równoległymi liniami jednakowo odległymi od siebie. W tym wypadku jeżeli zobrazenie celu wypada pośrodku pasa sektorów, to częstotliwość modulacji jest równa F_0 /cel na osi optycznej koordynatora/. Przy przemieszczaniu zobrazenia celu w górę od środka pasa częstotliwość modulacji wzrasta, a przy przemieszczaniu w dół - maleje. Zwiększenie lub zmniejszenie częstotliwości modulacji strumienia zależy od wielkości odchylenia zobrazenia celu, to jest od kąta odchylenia ψ . Sygnały sterujące są wypracowywane przez specjalne urządzenia reagujące na zmianę częstotliwości impulsów. W praktyce spotyka się dyski modulacyjne o jeszcze innych mozaikach dające znacznie lepsze efekty w tym zakresie.

Elementy czułe - są przeznaczone do przekształcania padającej na nie energii promieniowania w prąd elektryczny. Jako elementy czułe w koordynatorach celu mogą być zastosowane: termoindykatory /termoelementy, bolometry, termistory itp./, fotoelementy i inne układy. Na rys. 61 przykładowo pokazano fotoelement półprzewodnikowy z warstwą zaporową.



Rys. 61. Schemat fotoelementu z warstwą zaporową: 1/ półprzezroczysta elektroda metaliczna; 2/ warstwa zaporowa; 3/ półprzewodnik; 4/ podkładka metaliczna

Skupiony strumień promieni pada na półprzezroczystą elektrodę, przedostaje się przez nią i przez warstwę zaporową, a następnie przenika na pewną głębokość warstwy półprzewodnika, wyzwalając z niej elektrony, które przedostają się do elektrody 1. W rezultacie między elektrodami 1 i 4 powstaje różnica potencjałów, której wielkość zależy od intensywności strumienia.

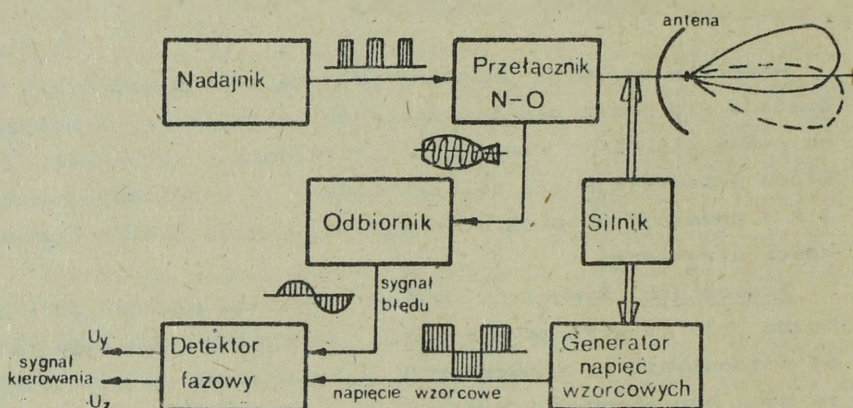
Wzmacniacz. Sygnał na wyjściu elementu czulego jest zbyt słaby, aby można było go użyć jako sygnału sterującego. Dlatego zostaje on poddany wzmocnieniu we wzmacniaczu. W zależności od konstrukcji koordynatora mogą być stosowane wzmacniacze elektronowe prądu stałego lub wzmacniacze prądu zmiennego, na przykład transformatory.

Układ kształtowania sygnałów sterujących. Wzmocnione i spolaryzowane napięcie prądu ze wzmacniacza jest doprowadzone do układu kształtowania sygnałów sterujących. Układ ten jest oddzielny dla sterowania rakieta w płaszczyźnie pionowej i w płaszczyźnie poziomej. Rozdzielenie sygnału celu na dwa kanały sterowania można uzyskać między innymi przy pomocy dwóch układów modulacyjnych. Jeden dysk moduluje strumień z częstotliwością F_1 i F_2 przy odchyleniu celu w górę i w dół, a drugi - z częstotliwością F_3 i F_4 przy odchyleniu celu w lewo i w prawo. Taki sam rezultat można osiągnąć przy jednym dysku modulacyjnym i dwóch czułych elementach.

2.3. Radiolokacyjne koordynatory celu

Koordynatory radiolokacyjne tak jak systemy samonaprowadzania dzielą się na: aktywne, półaktywne i pasywne. Budowa i zasada działania wszystkich typów koordynatorów jest niemal taka sama. Zasadnicze różnice w budowie występują między koordynatorem typu aktywnego a pozostałymi dwoma typami. Na rys. 62 przedstawiono uproszczony schemat blokowy

aparatury koordynatora radiolokacyjnego typu aktywnego. W skład aparatury wchodzi: nadajnik o promieniowaniu cel, przełącznik antenowy nadawanie - odbiór /N - O/, antena paraboliczna, generator napięć wzorcowych, silnik elektryczny, detektor fazowy i inne elementy. W budowie koordynatora półaktywnego i pasywnego nie występuje nadajnik i przełącznik N - O. W tym wypadku antena jest bezpośrednio podłączona do odbiornika.



Rys. 62. Uproszczony schemat blokowy aparatury koordynatora radiolokacyjnego typu aktywnego

Antena koordynatora - jest wykonana w postaci reflektora parabolicznego z promiennikiem. Do namierzenia celu stosuje się metodę równego sygnału z wiązką wirującą. W celu uzyskania wiązki wirującej promiennik ustawia się w płaszczyźnie ogniska odpowiednio przesunięty względem osi geometrycznej anteny. W wyniku tego przesunięcia oś symetrii charakterystyki promieniowania w kształcie listka jest odchylona od osi geometrycznej anteny o kąt γ . W czasie pracy koordynatora promiennik za pomocą silnika elektrycznego jest wprowadzany w ruch obrotowy, dzięki czemu oś symetrii listka wirująco będzie opisywać powierzchnię stożkową. Jak można zauważyć, rozpatrywane zagadnienie nie odbiega od kierowania rakietami w wiązce wirującej radiolokatora /patrz rozdz. III p. 3/. Dlatego też takie zagadnienia, jak ilustracja kształtowania wiązki wirującej, określenie położenia celu względem osi równosygnałowej i przebieg amplitudy sygnałów celu na wejściu odbiornika, można objaśnić przy pomocy rys. 48, 49 i 53. Dość istotnym parametrem anteny koordynatora jest kąt "widzenia", który zależy zarówno od szerokości listka charakterystyki, jak i kąta jej odchylenia γ . Im większy jest kąt γ ,

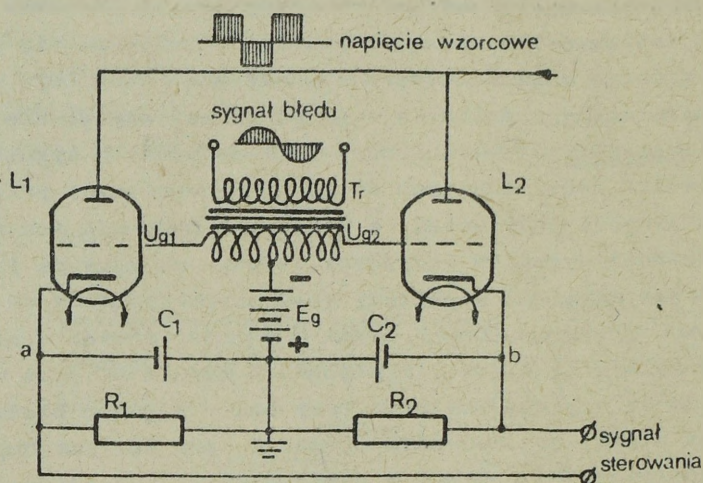
tym lepsze są warunki obserwacji celu przez koordynator przy większych odchyleniach celu od osi równosygnałowej. Wówczas zmniejsza się jednak zasięg działania koordynatora i zwiększa się pole "widzenia" tła, od którego mogą dochodzić sygnały zakłóceń. Zbyt mały kąt odchylenia δ i mała szerokość listka mogą powodować zagubienie celu przez raketę.

Odbiornik - przeznaczony jest do odbioru sygnałów wielkiej częstotliwości /WCz/ odbitych od celu, wzmocnienia, przekształcenia do częstotliwości pośredniej, a następnie poddania ich detekcji celem wydzielenia sygnałów wizyjnych. Sygnał wizyjny ma przebieg sinusoidalny którego maksimum amplitudy jest proporcjonalne do kąta odchylenia celu od osi równosygnałowej, czyli - inaczej mówiąc - przebieg sinusoidalny, wyraża sygnał błędu. Im głębokość modulacji jest większa, tym sygnał błędu ma większą wartość. Przy braku sygnału błędu amplituda sygnału jest stała, co odpowiada sytuacji, gdy cel znajduje się na osi równosygnałowej. Wzmocniony w odbiorniku sygnał błędu jest doprowadzony do detektora fazowego, do którego jest podawane także prostokątne napięcie wzorcowe z generatora napięć wzorcowych. Tak napromiennik anteny, jak i generator napięć wzorcowych są obracane tym samym silnikiem, dlatego napięcia sygnału błędu i wzorcowe są od siebie uzależnione. Występowanie maksimum amplitudy sygnału błędu zależy od kąta fazowania ϕ , to jest od położenia celu względem osi równosygnałowej, zaś napięcie wzorcowe jest niezależne od położenia celu. W generatorze napięć wzorcowych wytwarzane są dwa identyczne prostokątne napięcia wzorcowe przesunięte względem siebie o 90° . Jedno z nich podaje się do detektora fazowego wydzielającego sygnał kierowania w płaszczyźnie pionowej, a drugie - do detektora fazowego wydzielającego sygnał kierowania w płaszczyźnie poziomej.

Detektor fazowy - jest przeznaczony do wypracowania spolaryzowanego sygnału sterującego na podstawie porównania napięcia sygnału błędu z napięciem wzorcowym. Schemat ideowy detektora fazowego w jednej płaszczyźnie sterowania przykładowo pokazano na rys. 63.

Do anod lamp L_1 i L_2 jest doprowadzane napięcie wzorcowe, natomiast napięcie sygnału błędu, poprzez transformator T_R , jest podawane do siatek lamp, przy czym środkowy punkt transformatora jest połączony z ujemnym biegunem źródła prądu. Dzięki temu na siatki lamp podaje się napięcie sygnału błędu przosunięte w fazie o 180° jedno względem drugiego. Lamy będą przewodzić prąd anodowy tylko wówczas, gdy na anodach, jak i na siatkach lamp spotkają się dodatnie półokresy napięć, natomiast przy ujemnych półokresach lampy będą zatkane.

Kondensatory C_1 i C_2 oraz oporności R_1 i R_2 stanowią filtr, który



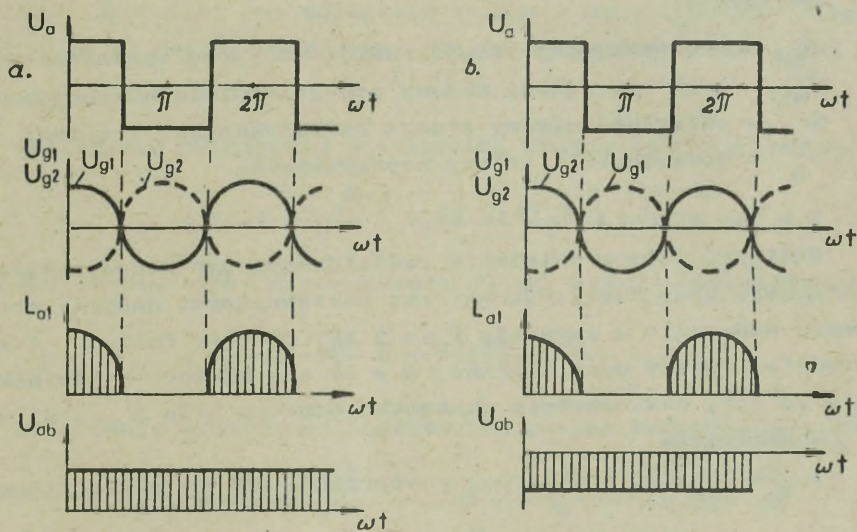
Rys. 63. Schemat ideowy detektora fazowego

wygładza i wydziela średnią wartość napięcia sygnału sterującego. Rozpatrzmy działanie detektora fazowego wypracowującego sygnał sterujący w płaszczyźnie pionowej. W wypadku gdy cel znajdzie się powyżej osi równosygnałowej, przy spotkaniu się na lampie L_1 dodatniego napięcia wzorcowego na anodzie i dodatniego napięcia sygnału błędny na siatce sterującej lampę L_1 będzie przewodził prąd anodowy, a lampę L_2 dzięki odwróceniu napięcia sygnału błędny o 180° będzie zatkana. W rezultacie popłynie prąd anodowy i_{a1} i na oporności R_1 zostanie wydzielona dodatnia wartość sygnału sterującego U_{ab} , tak jak to pokazano na rys. 64a. Jeżeli cel będzie się znajdował poniżej osi równosygnałowej, to napięcie wzorcowe na anodach lamp pozostanie jak poprzednio bez zmian, ale fazy napięcia na siatkach sterujących lamp L_1 i L_2 zmienią się o 180° . W tym wypadku lampę L_1 będzie zatkana, a lampę L_2 będzie przewodził prąd anodowy i_{a2} . Na oporności R_2 zostanie wydzielony ujemny sygnał sterujący U_{ab} , co pokazano na rys. 64b.

Działanie detektora fazowego wydzielającego sygnał sterujący w płaszczyźnie poziomej przebiega w podobny sposób. Gdy cel będzie z lewej strony osi równosygnałowej, wówczas sygnał sterujący jest dodatni, a z prawej - ujemny. Wielkość napięcia sterującego U_{ab} zależy od wielkości odchylenia celu od osi równosygnałowej.

Najważniejszą charakterystyką koordynatora celu jest jego maksymalny zasięg działania. Na zasięg działania koordynatora radiolokacyjnego mają wpływ głównie takie czynniki, jak: moc nadajnika opromieniowujące-

go cel, charakterystyka anteny, właściwości odbijające celu, wielkość powierzchni skutecznej odbicia, czułość odbiornika, właściwości tłumiące atmosfery i inne.



Rys. 64. Przebiegi wypracowania sygnału sterującego w detektorze fazowym w jednej płaszczyźnie: a/ cel powyżej osi równego sygnału; b/ cel poniżej osi równego sygnału

Maksymalny zasięg D_{\max} koordynatora oblicza się ze wzoru:

1. Typu aktywnego

$$D_{\max} = \sqrt[4]{\frac{G_a^2 P_n \cdot \lambda^2 S_{sk}}{64 \pi^3 P_{\min}}} \cdot e^{-0,115 D_{\max} \beta} \quad /36/$$

We wzorze:

- G_a - zysk kierunkowy anteny;
- P_n - moc nadajnika rakiety;
- λ - długość fali radiowej;
- S_{sk} - powierzchnia skuteczna odbicia celu;
- P_{\min} - czułość odbiornika rakiety;
- β - współczynnik tłumienia fal radiowych w atmosferze;
- e - podstawa logarytmu naturalnego.

2. Typu półaktywnego

$$D_{\max} = \sqrt{\frac{P_{nr} \cdot G_{ar}}{4\pi L^2} \cdot \frac{S_{sk}}{4\pi} \cdot \frac{S_a}{P_{omin}}} \cdot e^{-0,115/L+D/\beta} \quad /37/$$

We wzorze:

P_{nr} - moc nadajnika stacji radiolokacyjnej opromieniowującej cel;

G_{ar} - zysk kierunkowy anteny stacji radiolokacyjnej;

L - odległość między stacją radiolokacyjną i celem;

S_a - powierzchnia anteny koordynatora.

P r z y k ł a d

Obliczyć zasięg działania radiolokacyjnego koordynatora celu typu aktywnego charakteryzującego się następującymi danymi: moc promieniowania nadajnika w impulsie $P_n = 5$ kW; długość fali $\lambda = 1,25$ cm, średnica anteny parabolicznej $d = 24$ cm; czułość odbiornika $P_{omin} = 1 \cdot 10^{-12}$ W, powierzchnia skuteczna odbicia celu $S_{sk} = 25$ m².

Rozwiązanie

1. Obliczenie efektywnej powierzchni anteny parabolicznej

$$S_a = 0,42 \frac{\pi d^2}{4} = 0,42 \cdot \frac{3,14 \cdot 24^2}{4} = 190 \text{ cm}^2$$

2. Obliczenie zysku kierunkowego anteny

$$G_a = \frac{4\pi S_a}{\lambda^2} = \frac{4 \cdot 3,14 \cdot 190}{1,25^2} = 1530$$

3. Obliczenie maksymalnego zasięgu działania koordynatora według wzoru 36 bez uwzględniania tłumienia fal radiowych w atmosferze

$$D'_{\max} = \sqrt[4]{\frac{G_a^2 \cdot P_n \cdot \lambda^2 S_{sk}}{64 \cdot \pi^3 P_{omin}}} = \sqrt[4]{\frac{1530^2 \cdot 5 \cdot 10^3 \cdot 1,25^2 \cdot 25}{64 \cdot 3,14^3 \cdot 10^{-12}}} = 12300 \text{ m}$$

Mając wyliczony zasięg działania koordynatora bez uwzględniania tłumienia, przy pomocy odpowiedniego wykresu określamy stopień tłumienia fal radiowych w atmosferze i ostatecznie obliczamy zasięg:

$$D_{\max} = 12300 \cdot e^{-0,115\beta} \cdot D'_{\max}$$

Współczynnik tłumienia β dla tlenu i pary wodnej wynosi $\beta = 0,23$.

Przykład

Obliczyć zasięg działania radiolokacyjnego koordynatora celu typu półaktywnego, mając następujące dane: osułość odbiornika rakiety $P_{\text{omin}} = 9 \cdot 10^{-12} \text{ W}$; średnica anteny parabolicznej koordynatora $d_2 = 30 \text{ cm}$; średnica anteny parabolicznej stacji radiolokacyjnej $d_1 = 60 \text{ cm}$; długość fali $\lambda = 1,25 \text{ cm}$; odległość stacji radiolokacyjnej /samolotowej/ od celu $L = 50 \text{ km}$; moc nadajnika stacji opromieniowującej cel $P_{\text{nr}} = 10 \text{ kW}$.

Rozwiązanie

1. Obliczenie efektywnej powierzchni anteny opromieniowującej cel

$$S_{\text{ar}} = 0,42 \frac{\pi d^2}{4} = 0,42 \frac{3,14 \cdot 60^2}{4} = 1200 \text{ cm}^2$$

2. Obliczenie zysku kierunkowego anteny stacji radiolokacyjnej

$$G_{\text{ar}} = \frac{4 \pi S_{\text{ar}}}{\lambda^2} = \frac{4 \cdot 3,14 \cdot 1200}{1,56} = 9650$$

3. Obliczenie efektywnej powierzchni anteny koordynatora celu

$$S_{\text{a}} = 0,42 \frac{\pi d^2}{4} = 0,42 \frac{3,14 \cdot 30^2}{4} = 300 \text{ cm}^2$$

4. Obliczenie maksymalnego zasięgu działania koordynatora bez uwzględniania tłumienia fal radiowych w atmosferze

$$D_{\text{max}} = \sqrt{\frac{P_{\text{nr}} \cdot G_{\text{ar}}}{4 \pi L^2} \cdot \frac{S_{\text{sk}}}{4 \pi} \cdot \frac{S_{\text{a}}}{P_{\text{omin}}}} = \sqrt{\frac{10 \cdot 10^3 \cdot 9650}{4 \cdot 3,14 \cdot 50000^2} \cdot \frac{1500}{4 \cdot 3,14} \cdot \frac{300 \cdot 10^{-4}}{9 \cdot 10^{-12}}} = 34900 \text{ m}$$

Maksymalny zasięg działania koordynatora typu pasywnego oblicza się ze wzoru:

$$D_{\text{max}} = \sqrt{\frac{P_{\text{nc}} \cdot G_{\text{a}}}{4 \pi P_{\text{omin}}} \cdot S_{\text{a}}}$$

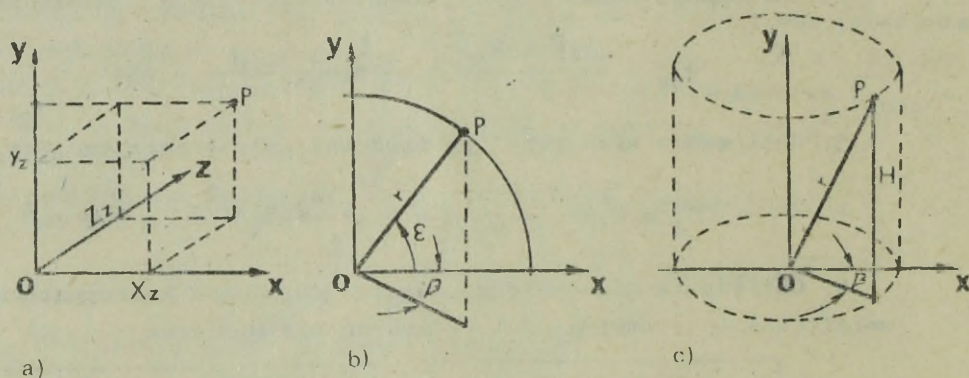
P_{nc} - moc nadajnika celu.

V. STRZELANIE I KIEROWANIE OGNIEM PRZECIWLÓTNICZYCH RAKIET KIEROWANYCH

1. Układy współrzędnych

Do określenia położenia obiektów w przestrzeni stosowane są następujące układy współrzędnych /rys. 65/:

- 1/ prostokątny /kartezjański/ - położenie punktu P /obiektu/ określa się współrzędnymi X_z, Y_z, Z_z ;
- 2/ sferyczny /kulisty/ - położenie punktu określa się: kątem położenia ε , kątem azymutu β i odległością rzeczywistą r ;
- 3/ walcowy - położenie punktu P określa się: kątem azymutu β ; wysokością H i odległością r .



Rys. 65. Układy współrzędnych
a/ prostokątny; b/ sferyczny; c/ walcowy

Przy rozpatrywaniu zagadnień związanych z teorią lotu i kierowania PRK w procesie naprowadzania ich na cel wprowadza się następujące układy współrzędnych jako odmianę układów pokazanych na rysunku 65:

Ziemiński układ współrzędnych /prostokątny/ X_z, Y_z, Z_z .

Początek układu jest związany z dowolnym punktem /O/ leżącym na powierzchni ziemi. Oś OY_z jest skierowana pionowo do góry. Osie OX_z i OZ_z leżą w płaszczyźnie poziomej pod kątem prostym do siebie i są skierowane według uznania obserwatora. Przeważnie oś OX_z jest skierowana na północ. Kierunek osi OY_z odpowiada kierunkowi działania siły ciężkości, będącej jedną z głównych sił działających na raketę.

Związany układ współrzędnych /prostokątny/ X_r, Y_r, Z_r .

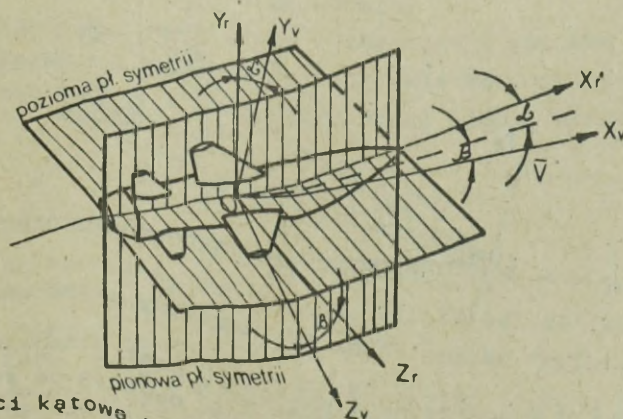
Układ ten jest związany z raketą w następujący sposób. Początek układu jest umiejscowiony w środku ciężkości rakiety. Oś OX_r jest skiero-

wana wzdłuż podłużnej osi rakiety i odpowiada kierunkowi działania siły ciągu. Oś OY_r leży w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez oś symetrii rakiety i jest skierowana do góry prostopadle do osi OX_r . Oś OZ_r leży w płaszczyźnie poziomej i jest prostopadła do osi OX_r i OY_r . Ściśle biorąc, układ współrzędnych OX_r , OY_r i OZ_r nie jest związany sztywno z kadłubem rakiety, ponieważ ulega on przesunięciu wraz ze zmianą środka masy rakiety. Równania momentów działających na PRK w locie i jej położenie w przestrzeni wygodnie jest rozpatrywać właśnie w związanym układzie współrzędnych.

Prędkościowy układ współrzędnych /prostokątny/ X_v, Y_v, Z_v

W układzie tym rozpatruje się kierunek działania sił aerodynamicznych. Początek układu znajduje się w środku masy rakiety. Oś OX_v jest skierowana wzdłuż wektora prędkości środka masy rakiety. Oś OY_v skierowana do góry leży w płaszczyźnie symetrii rakiety i jest prostopadła do osi OX_v . Oś OZ_v leży w płaszczyźnie poziomej i jest prostopadła do osi OX_v i OY_v . Równania sił działających na raketę rozpatruje się w prędkościowym układzie współrzędnych. Osie tego układu przyjęto nazywać: OX_v - siły oporu czołowego i wektora prędkości rakiety; OY_v - osi siły nośnej; OZ_v - osi siły bocznej. Na rysunku 66 pokazano zależności kątowe pomiędzy związanym i prędkościowym układem współrzędnych.

Orientacja rakiety względem osi prędkościowego układu współrzędnych jest określana przez kąt natarcia i kąt znoszczenia. Kątem natarcia rakiety α nazywa się kąt zawarty między osią OX_r układu związanego a rzutem wektora prędkości V na pionową płaszczyznę symetrii rakiety.



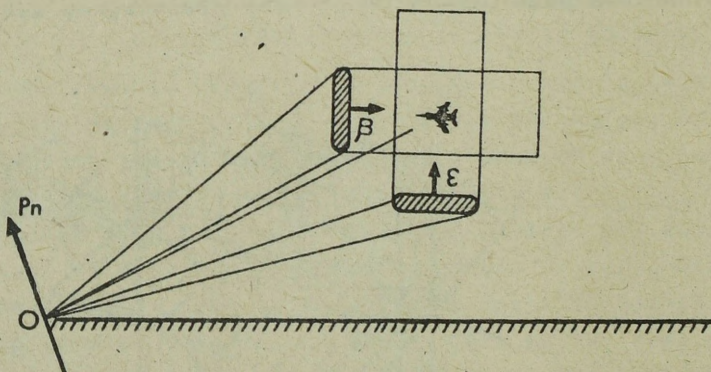
Rys. 66. Zależności kątowe pomiędzy układami współrzędnych: związanym i prędkościowym

Kątem znoszenia β nazywa się kąt zawarty między pionową płaszczyzną symetrii rakiety a wektorem prędkości /rys. 66/.

W przypadku sterowania PRK stosuje się prędkościowy układ współrzędnych obróconych, w którym osie OY'_V , OZ'_V leżą w płaszczyznach symetrii sterów rakiety. W przeliczniku SNR układ prędkościowy jest przeliczany na układ prędkościowy obrócony.

Układ współrzędnych sferycznych /kulistych/ ma szerokie zastosowanie w przeciwlotniczej artylerii raketowej do określania współrzędnych celu. Początek tego układu jest umiejscowiony w punkcie ustawienia SNR. Oś OX leży w płaszczyźnie poziomej i jest skierowana na północ. Oś OY jest skierowana do góry prostopadle do osi OX . Oś OZ nie odgrywa roli i można ją zaniedbać, gdyż położenie punktu leżącego na powierzchni kuli albo sfery określa się odległością r , kątem położenia ξ i kątem azymutu β .

Względny układ współrzędnych sferycznych jest stosowany do określania bieżących współrzędnych celu i rakiety przez SNR. Określenie "względny" związane jest z tym, że współrzędne tych obiektów określa się względem początku sektora szybkiego poszukiwania. W SNR-75W ruch wiązki antenowej w poziomie z lewa na prawo odmierza kąt azymutu β , a ruch wiązki z dołu do góry - kąt położenia ξ . Względny układ współrzędnych pokazano na rysunku 67.



Rys. 67. Względny układ współrzędnych

Układ współrzędnych walcowych jest stosowany w artylerii raketowej najczęściej do wskazywania celów dywizjom ze stanowiska dowodzenia oddziału czy też związku taktycznego. Położenie punktu leżącego na powierzchni walca, a w tym przypadku celu, określa się za pomocą takich współrzędnych, jak: odległość r , kąt azymutu β i wysokość H .

2. Przeciężenia i zwrotność PRK

Zwrotność rakiety charakteryzuje się prędkością zmian wysokości, kierunku i prędkości lotu, to jest prędkością zmian jej położenia w przestrzeni. Charakter ruchu rakiety określają siły na nią działające. Zatem zmiana prędkości i kierunku lotu rakiety zależy od tego, jak łatwo i szybko można zmienić wartość i kierunek sił na nią działających. Siłę ciągu można regulować przez zmianę wydatku materiału pędnego. Ponieważ w PRK w zasadzie nie stosuje się zmiany wydatku materiału pędnego, wartość siły ciągu jest uwarunkowana jedynie zmianą jej statycznej składowej pod wpływem wysokości lotu. Siłami aerodynamicznymi Y i Z steruje się w dużym zakresie ich wartości i kierunku przez zmianę położenia rakiety na torze lotu, zmieniając kąty natarcia i znoszenia. Oddziaływanie dowolnej siły na raketę określa przyspieszenie, jakie nadałaby jej ta siła, gdyby tylko ona działała na raketę.

Ciężar nadaje rakiecie przyspieszenie $g = 9,81 \text{ m/s}^2$. Związek między ciężarem G masą rakiety m i przyspieszeniem g określa drugie prawo mechaniki Newtona:

$$G = mg; \quad /38/$$

Podobnie można wyrazić każdą z sił działających na raketę:

$$Y = nW_y; \quad Z = mW_z; \quad Q = mW_g; \quad P = mW_p$$

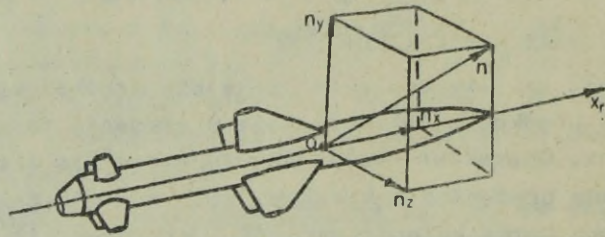
gdzie:

W_y , W_z , W_g i W_p - przyspieszenie nadane rakiecie przez siły Y , Z , Q i P w kierunku ich działania.

Efekt oddziaływania sił na raketę można ocenić zarówno na podstawie wartości przyspieszeń, jak też na podstawie wartości samych sił. Dzieląc siły aerodynamiczne i siłę ciągu przez ciężar otrzymamy:

$$\frac{Y}{G} = \frac{W_y}{g}; \quad \frac{Z}{G} = \frac{W_z}{g}; \quad \frac{Q}{G} = \frac{W_g}{g}; \quad \frac{P}{G} = \frac{W_p}{g};$$

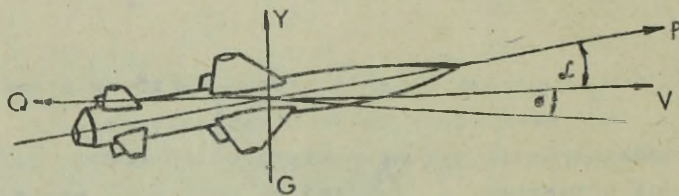
A więc siły można mierzyć nie w kilogramach, lecz przyjęc za jednostkę ich pomiaru siłę, której skuteczność działania jest znana, to jest przyspieszenie. Dogodną jednostką jest tutaj ciężar rakiety. Dzieląc daną siłę, na przykład siłę nośną Y , przez ciężar rakiety G określamy, ile jednostek ciężaru zawiera siła nośna. Niech stosunek $\frac{Y}{G} = 2$. Oznacza to, że w danym momencie siła nośna wynosi $2G$ i nadaje rakiecie przyspieszenie w kierunku swego działania $W_y = 2g = 2 \cdot 9,81 = 19,62 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$. Liczba uzyskana w wyniku podzielenia siły działającej na raketę przez ciężar rakiety nazywa się przeciężeniem $/n/$. Przeciężenia mają nie tylko wartość, lecz także znak. Na rysunku 68 pokazano rozkład przeciężeń na osie układu współrzędnych.



Rys. 68. Rozkład przeciążeń na osie układu współrzędnych

Przeciążenie wypadkowe $/n/$ nosi nazwę przeciążenia całkowitego i określa sumaryczny skutek działania wszystkich sił zewnętrznych. Aby ocenić skutek działania sił zewnętrznych na raketę w locie, rozkłada się je w kierunku osi prędkościowego układu współrzędnych X_V, Y_V, Z_V . Skutek ten ocenia się tak zwany przeciążeniem poprzecznym i podłużnym. W celu określenia przeciążenia podłużnego należy wyznaczyć sumaryczną siłę działającą wzdłuż osi OX_V i podzielić ją przez ciężar rakiety (rys. 69):

$$N_{xv} = \frac{P \cos \alpha - /G + G \sin \theta /}{G} ; \quad /39/$$



Rys. 69. Rozkład sił podczas manewru rakiety w płaszczyźnie pionowej

Sumaryczny skutek działania sił zewnętrznych w kierunkach osi prędkościowego układu współrzędnych OY_V, OZ_V ocenia się na podstawie przeciążeń n_{yv} i n_{zv} . Przeciążenia poprzeczne w kierunku osi OY_V charakteryzują własności zwrotne rakiety w płaszczyźnie pionowej, a przeciążenia poprzeczne n_{zv} - w płaszczyźnie poziomej. W celu określenia przeciążeń poprzecznych w kierunkach osi OY_V i OZ_V należy wyznaczyć wypadkową rzutu wszystkich sił na te osie i podzielić ją przez ciężar rakiety:

$$n_{yv} = \frac{Y + P \sin \alpha - G \cos \theta}{G} ;$$

/40/

$$n_{zv} = \frac{Z + P \sin \beta}{G} ;$$

Przeciążenia osiągnięte przez rakietę podczas lotu charakteryzują jej własności zwrotne. Przeciążenia podłużne n_{xv} charakteryzują głównie zdolność do zmiany prędkości lotu rakiety. Przeciążenia poprzeczne n_{yv} i n_{zv} charakteryzują zdolność zmiany kierunku lotu w płaszczyźnie pionowej i poziomej.

Niezbędne i rozporządzalne przeciążenia rakiety

Tor kinematyczny uwarunkowany ruchem realnych celów i realizowany metodami naprowadzania stanowi linię krzywą, której każdy punkt odpowiada określonemu promieniowi krzywizny. Tym promieniom krzywizny przy odpowiedniej prędkości lotu rakiety odpowiadają pewne wartości niezbędnych dośrodkowych sił F_k lub przeciążeń n_k rakiety.

$$mW_{nk} = F_k$$

Wiadomo, że przyspieszenie dośrodkowe $W_{nk} = \frac{v_r^2}{\rho_k}$ i $n_k = \frac{F_k}{mg}$.
Wobec tego:

$$m \frac{v_r^2}{\rho_k} = n_k mg \quad \text{lub} \quad \rho_k = \frac{v_r^2}{n_k g}$$

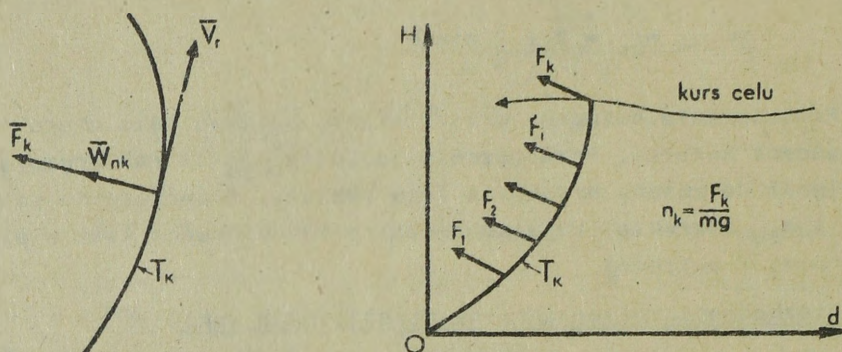
gdzie:

- W_{nk} - przyspieszenie dośrodkowe rakiety niezbędne do jej ruchu po torze kinematycznym;
- v_r - styczna składowa prędkości rakiety;
- m - masa rakiety;
- g - przyspieszenie ziemskie;
- ρ_k - promień krzywizny toru kinematycznego.

Rakieta ma ograniczoną zwrotność. Przez pojęcie zwrotności rozumie się jej zdolność lotu po torze krzywoliniowym. Siły dośrodkowe wywołujące zmiany kierunku lotu rakiety w przyjętych układach PRK są siłami aerodynamicznymi. Są one zatem określone przez układ aerodynamiczny rakiety, jej prędkość lotu v_r , gęstość powietrza itp.

Dośrodkowa siła aerodynamiczna ma największą wartość przy maksymalnym wychyleniu sterów rakiety. Przeciążenia odpowiadające maksymalnie możliwym dośrodkowym siłom aerodynamicznym nazywamy przeciążeniami rozporządzalnymi. Przeciążenia te określają minimalnie możliwe promienie

krzywizny, które może osiągnąć rakietą w czasie zbliżania się do celu.



Rys. 70. Ilustracja przyspieszeń i sił dośrodkowych działających na raketę

Wraz ze spadkiem gęstości powietrza maleje skuteczność powierzchni aerodynamicznych PRK, /sterów, skrzydeł/, maleją zatem wartości przeciążeń rozporządzalnych. Wzrost prędkości rakiety na średnich i dużych wysokościach nie może już kompensować zmniejszania się gęstości powietrza. W gęstych warstwach atmosfery, w niektórych przypadkach przeciążenia rozporządzalne mogą być ograniczone dopuszczalnymi przeciążeniami zależnymi od wytrzymałości mechanicznej PRK. Krzywizna toru kinematycznego nie może być większa od krzywizny, którą może osiągnąć rakietą. Inaczej mówiąc, przeciążenia dośrodkowe wymagane przez metodę naprowadzania nie powinny przekraczać przeciążeń rozporządzalnych rakiety. W przeciwnym przypadku rakiety nie da się naprowadzić na cel.

Przeciążenia rozporządzalne powinny przekraczać niezbędne przeciążenia kinematyczne o wartość zapewniającą zlikwidowanie przypadkowych odchyień fluktuacyjnych rakiety od toru kinematycznego, to jest:

$$n_r \geq n_k + n_f \quad /41/$$

W przypadku naprowadzania rakiety w płaszczyźnie pionowej:

$$n_r \geq n_k + n_f + n_c \quad /42/$$

We wzorach:

n_r - rozporządzalne przeciążenia dośrodkowe rakiety;

n_k - niezbędne przeciążenia kinematyczne;

n_f - przeciążenia niezbędne do likwidacji przypadkowych odchyień fluktuacyjnych rakiety;

n_c - przeciążenia niezbędne do zrównoważenia ciężaru rakiety.

3. Metody naprowadzania PRK

3.1. Pojęcie metody naprowadzania

Aby zniszczyć cel powietrzny przeciwlotniczą rakieta kierowaną, należy wykonać dwa kolejno następujące po sobie zadania:

- zbliżyć raketę do celu na taką odległość, przy jakiej wybuch ładunku bojowego zapewnia prawdopodobieństwo rażenia celu nie mniejsze od zadanego;

- spowodować wybuch ładunku bojowego w chwili osiągnięcia przez raketę tej odległości.

Drugie zadanie w zestawach raketowych rozwiązuje się przez wybór takich charakterystyk radiozapalnika, które zapewniałyby wybuch ładunku bojowego w odpowiednim momencie.

W celu rozwiązania pierwszego zadania należy nadać rakiecie żądany ruch, który w każdej chwili powinien być określony parametrami ruchu celu. W tym wypadku ruchem PRK można kierować na podstawie porównywania w każdej chwili rzeczywistych i żądanych współrzędnych rakiety. Położenie celu i rakiety w przestrzeni określa się w układzie współrzędnych sferycznych, gdzie:

r_o, ϵ_o, β_o - odległość rzeczywista, kąt położenia i azymut celu;

r_r, ϵ_r, β_r - odległość rzeczywista, kąt położenia i azymut rakiety /rzeczywiste/;

r_k, ϵ_k, β_k - odległość rzeczywista, kąt położenia i azymut rakiety /żądane/.

Aby określić żądane współrzędne rakiety, należy wprowadzić funkcję wiążącą te współrzędne ze współrzędnymi i parametrami ruchu celu.

Funkcję tę w ogólnej postaci można zapisać w następujący sposób:

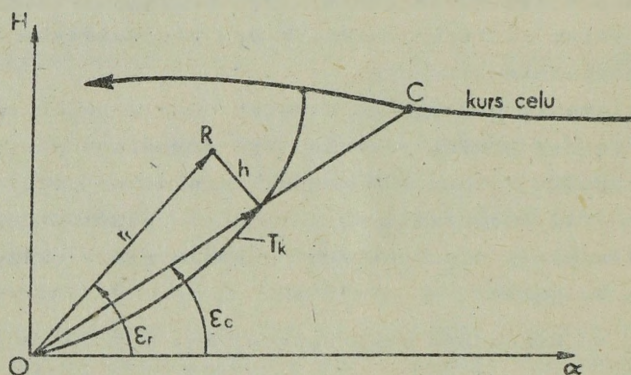
$$\begin{aligned}\epsilon_k &= f_1 / \epsilon_o, r_o, \beta_o, r_r, \dot{\epsilon}_r \dots / \\ \beta_k &= f_2 / \epsilon_o, r_o, \beta_o, r_r, \dot{\beta}_r \dots / \\ r_k &= r_r\end{aligned}\quad /43/$$

Rakieta kieruje się z reguły tylko według kierunku, to jest w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach. Dlatego też nie wprowadza się pojęcia żądanej odległości r_k , a podczas naprowadzania rakiety na cel uwzględnia się odległość rzeczywistą r_r . Postać funkcji f_1 i f_2 określa charakter żadanego toru lotu rakiety, zwanego torem kinematycznym. Oczywiście, aby zniszczyć cel, tor kinematyczny powinien się

przecinać z torem lotu celu. Matematycznie warunek ten sprowadza się do równości w punkcie spotkania rakiety z celem współrzędnych celu i rakiety. Sposób zadania toru kinematycznego określa metodę naprowadzania PRK na cel.

Przez pojęcie metody naprowadzania należy rozumieć przyjęte prawo zbliżenia rakiety do celu, które w zależności od ruchu celu określa ruch rakiety niezbędny do trafienia nią w cel.

Przez błąd położenia rakiety, na podstawie którego kształtuje się sygnał kierujący, rozumie się jej liniowe odchylenie $/h/$ od toru kinematycznego. Błąd położenia rakiety względem toru kinematycznego ilustruje rys. 71.



Rys. 71. Ilustracja błędu $/h/$ w płaszczyźnie pionowej

Poprzednio stwierdzono, że raketę naprowadza się na cel w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach /pionowej i poziomej/. W tym wypadku błąd położenia rakiety może być wyrażony jego rzutami h_y i h_z na płaszczyznę naprowadzania. Ponieważ $h \ll r_r$, stąd:

$$h_y = r_r / \epsilon_k - \epsilon_r / \quad /44/$$

$$h_z = r_r / \beta_k - \beta_r / \cos \epsilon_o$$

Przy naprowadzaniu rakiety w płaszczyźnie poziomej przyjmuje się płaszczyznę nachyloną do poziomu o kąt ϵ_o ; wówczas:

$$\beta_N = \beta \cos \epsilon_c; \quad /45/$$

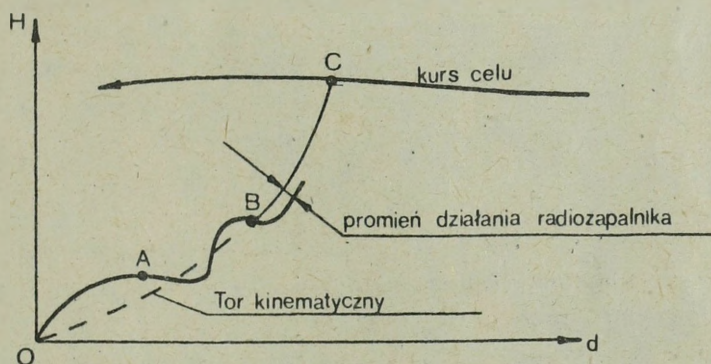
3.2. Odcinki toru lotu rakiety

Zadanie zbliżenia rakiety do celu składa się w zasadzie z trzech części. Zgodnie z tym tor rakiety można podzielić na trzy odcinki /rys. 72/:

a/ odcinek początkowy /OA/ - to odcinek niekierowanego toru lotu rakiety. Jego istnienie wynika stąd, że sterowanie rakietą staje się skuteczne po osiągnięciu przez nią określonej prędkości lotu i po oddzieleniu się silnika startowego;

b/ odcinek wyprowadzenia rakiety na tor kinematyczny /AB/ - wyprowadzenie to uważa się za zakończone, jeżeli odchylenie PRK od toru kinematycznego nie przekracza promienia działania radiozapalnika;

c/ odcinek naprowadzania /BC/ - to odcinek toru, na którym rakietą jest naprowadzana do punktu spotkania z celem zgodnie z przyjętą metodą naprowadzania.



Rys. 72. Odcinki toru lotu rakiety: OA - odcinek niekierowanego lotu; AB - odcinek wyprowadzenia rakiety na tor; BC - odcinek naprowadzania

3.3. Podstawowe wymagania stawiane metodom naprowadzania

Metodom naprowadzania stawia się szereg następujących wymagań:

1. Minimalna krzywizna toru kinematycznego. Wybrana metoda naprowadzania powinna stawiać możliwie małe wymagania odnośnie do zwrotności PRK. Zmniejszenie krzywizny toru kinematycznego skraca długość toru lotu rakiety, ozas jej lotu do punktu spotkania z celem, zmniejszenie dynamicznego błędu naprowadzania itd. Największe znaczenie posiada krzywizna toru kinematycznego w pobliżu celu, w tym szczególnie na dużych wysokościach, gdzie przeciążenia rozporządzalne rakiety maleją, a przeciążenia niezbędne wzrastają.

2. Jak najmniejszy wpływ manewru celu na ruch rakiety i możliwość kompensacji dynamicznego błędu naprowadzania zależnego od manewru celu. Jeżeli dynamiczny błąd naprowadzania zależy od przyspieszeń manewrującego celu, tj. od drugich pochodnych współrzędnych celu, to kompensacja jest zbyt trudna, ponieważ stacje naprowadzania określają drugie pochodne tych współrzędnych z dużymi błędami fluktuacyjnymi.

3. Niezależność dokładności naprowadzania PRK od odległości do punktu spotkania z celem.

4. Prostota realizacji metody naprowadzania pod względem konstrukcyjnym. Jest to podyktowane nie tylko względami ekonomicznymi, lecz także wymaganiami pewności pracy zestawu, koniecznością zapewnienia założonej dokładności naprowadzania rakiety na cel, wygodą eksploatacji aparatury itd.

3.4. Metoda naprowadzania "trzech punktów" /TP/

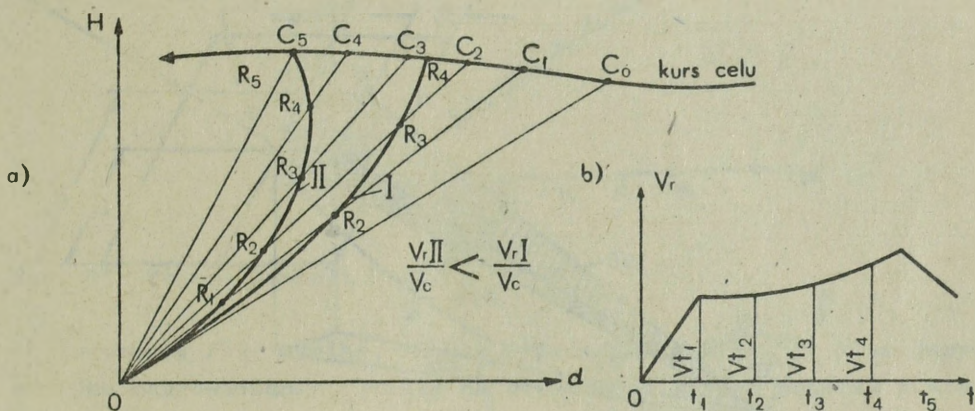
Podczas naprowadzania metodą trzech punktów wymagany ruch rakiety jest określony warunkiem: rakietą w locie do celu znajduje się zawsze na linii prostej łączącej punkt kierowania /SNR/ z celem. Tor kinematyczny metody TP określają równania:

$$\xi_k = \xi_o; \quad \beta_k = \beta_o; \quad r_k = r_r \quad /46/$$

Do wykreślenia toru kinematycznego rakiety naprowadzanej metodą trzech punktów należy znać prawo ruchu celu i prędkość rakiety w funkcji czasu. Ruch celu jest określony jego torom lotu, na który naniesiono punkty odpowiadające czasom przechodzenia celu przez te punkty. Prędkość rakiety w zależności od czasu jest wyrażona krzywą $V_r = f(t)$. Rozważmy sposób wykreślenia toru kinematycznego dla wypadku, gdy rakietą jest kierowana tylko w płaszczyźnie kąta położenia ξ /rys. 73/.

Nioch w momencie startu rakiety cel znajduje się w punkcie C_o . Punktami $C_1, C_2, C_3 \dots$ oznaczmy położenia celu w chwilach $t_1, t_2, t_3 \dots$. Połączmy te punkty z punktem O . Zgodnie z określeniem metody TP rakietą w każdej chwili powinna znajdować się na prostej łączącej punkt O z celem, to jest w chwili t_1 - na prostej OC_1 , w chwili t_2 - OC_2 itd. W celu określenia położenia rakiety w chwili t_1 /punkt R_1 / należy z punktu O wyznaczyć na prostej OC_1 punkt promieniem $\frac{V_{t1}}{2} \cdot t_1$; w chwili t_2 z punktu R_1 na prostej OC_2 punkt promieniem $\frac{V_{t1} + V_{t2}}{2} \cdot (t_2 - t_1)$ itd. Wartości V_{t1}, V_{t2} itd. przyjmuje się z wykresu zamieszczonego na rys. 73b. Po połączeniu punktów $R_1, R_2, R_3 \dots$

ciągłą linią krzywą otrzymamy tor kinematyczny rakiety. W celu zwiększenia dokładności i wykreślania toru kinematycznego należy zmniejszyć przyrost czasu Δt lotu rakiety. Po wykreśleniu torów kinematycznych dla różnych stosunków prędkości rakiety do prędkości celu $\frac{V_r}{V_c}$ można zauważyć, że krzywizna toru przy omawianej metodzie naprowadzania zależy w znacznym stopniu od wartości tego stosunku; im mniejsza jest wartość tego stosunku V_r/V_c , tym większa jest krzywizna toru kinematycznego /rys. 73a/.



Rys. 73. Ilustracja toru kinematycznego metody trzech punktów

W idealnym układzie kierowania rakietą w locie do celu powinna się poruszać po torze kinematycznym. W tym wypadku układ kierowania powinien likwidować nawet najmniejsze odchylenia rakiety od toru. Szereg przyczyn jednak sprawia, że rakietą lecącą do punktu spotkania z celem cały czas oscyluje względem toru kinematycznego. Sygnały kierujące przekazywane na pokład rakiety są kształtowane na podstawie jej liniowego odchylenia $/h/$ od toru obliczeniowego. Rozkładając odchylenie liniowe $/h/$ na płaszczyzny naprowadzania h_ϵ i h_β i posługując się współrzędnymi względnymi, można obliczyć błąd położenia rakiety ze wzorów:

$$h_\epsilon = r_r \cdot \sin / \epsilon_k - \epsilon_r / \quad /47/$$

$$h_\beta = r_r \sin / \beta_{kN} - \beta_{rN} /$$

Mając na uwadze, że przy metodzie TP: $\epsilon_k = \epsilon_c$ i $\beta_k = \beta_c$, oraz to, że: $r_r \gg h_\epsilon / \beta /$ /małe błędy kątowe/, można napisać:

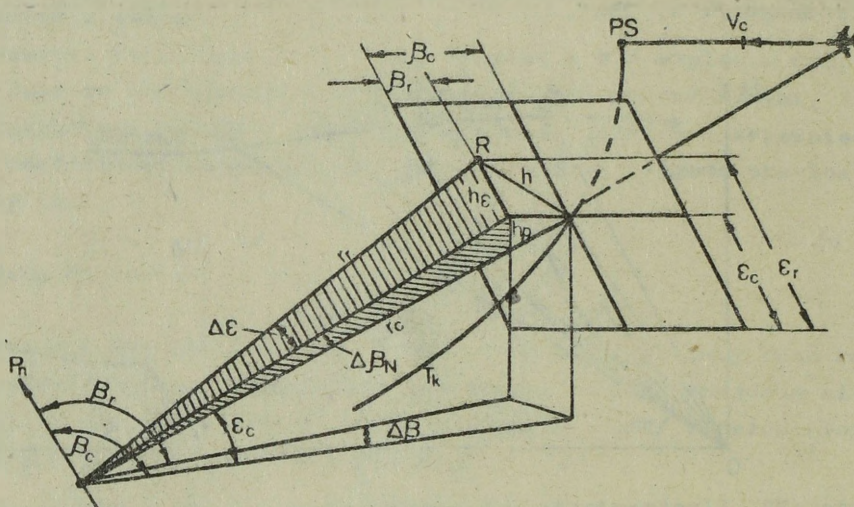
$$h_{\varepsilon} = \frac{r_r \cdot \Delta\varepsilon}{\sin \beta_r};$$

$$h_{\beta} = \frac{r_r \Delta\beta}{\sin \beta_N} \quad /48/$$

gdzie:

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_r - \varepsilon_c \quad \Delta\beta = \beta_{rN} - \beta_{cN}$$

Błędy położenia rakiety dla metody TP zilustrowano rys. 74.



Rys. 74. Ilustracja błędu położenia rakiety dla metody TP

W niektórych systemach przy wypracowaniu sygnałów kierujących zamiast rzeczywistej odległości do rakiety r_r przyjmuje się wartości pewnej funkcji R/t . Jest to funkcja zaprogramowana w SNR i dla poszczególnych zestawów przyjmuje ona różne wartości w metrach.

Na przykład dla zestawu S-75M:

$$R/t = \begin{cases} 5000 \text{ m} & \text{dla } t \leq 14 \text{ s} \\ 5000 \text{ m} + v_{r_{\acute{s}r}} / t - 14 \text{ s} & \text{dla } t > 14 \text{ s} \end{cases}$$

dla zestawu S-125:

$$R/t = \begin{cases} 4000 \text{ m} & \text{dla } t \leq 8,1 \text{ s} \\ 4000 \text{ m} + v_{r_{\acute{s}r}} / t - 8,1 \text{ s} & \text{dla } t > 8,1 \text{ s} \end{cases}$$

gdzie:

t - bieżący czas lotu rakiety;

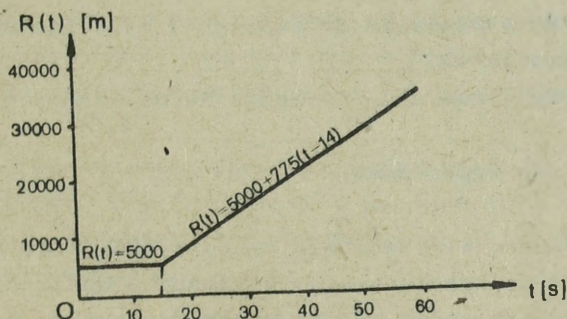
$v_{r_{\acute{s}r}}$ - prędkość średnia rakiety. Dla rakiety typu W-755

$$v_{r_{\acute{s}r}} = 775 \text{ m/s.}$$

Przebieg funkcji $R/t/$ przedstawiono na rys. 75.

Po uwzględnieniu funkcji $R/t/$ błąd położenia rakiety względem toru kinematycznego dla metody TP wynosi:

$$\begin{aligned} h_{\varepsilon} &= R/t/\Delta\varepsilon \\ h_{\beta} &= R/t/\Delta\beta_N \end{aligned} \quad /49/$$



Rys. 75. Wykres funkcji $R/t/$

Ze wzorów /49/ wynika, że dla wypracowania sygnałów kierujących w wypadku naprowadzania rakiety na cel metodą trzech punktów i stosowania funkcji $R/t/$ wystarczy znać jedynie bieżące współrzędne katowe rakiety i celu. Nie są natomiast potrzebne wartości rzeczywistych odległości do rakiety i celu. Jest to jedna z zalet metody TP, która pozwala posługiwać się tą metodą przy strzelaniu do celów stosujących zakłócenia aktywne.

Ocena i zastosowanie metody TP

Wady metody:

1. Względnie duża wartość wymaganych przeciążeń rakiety i ich wzrost w miarę zbliżania się rakiety do celu. W związku z tym metoda narzuca zwiększone wymagania odnośnie do własności manewrowych PRK.
2. Zwiększenie dośrodkowych przyspieszeń rakiety w czasie zbliżania się jej do celu, powodujące wzrost dynamicznego błędu naprowadzania w rejonie punktu spotkania. Wymaga to szczególnie dokładnej kompensacji błędu dynamicznego.
3. Przy strzelaniu do celów poruszających się z dużą prędkością, może nastąpić obniżenie górnej granicy strefy ognia ze względu na rozporządzalne przeciążenia rakiety.
4. Mniejsze prawdopodobieństwo niszczenia celów manewrujących. Jest to wynikiem występowania błędu dynamicznego zależnego od przyspieszenia

dośrodkowego celu i trudności w pełnej kompensacji tego błędu.

Zalety metody:

1. Stosowanie tej metody nie wymaga znajomości odległości do celu.
2. Mniejsze wartości błędów fluktuacyjnych w porównaniu do innych metod naprowadzania. W związku z tym przy małych prędkościach celu całkowity błąd naprowadzania może być mniejszy niż w innych metodach.

Zastosowanie metody:

1. Przy strzelaniu do samolotów stosujących aktywne zakłócenia radioelektroniczne.
2. Przy strzelaniu do celów wolno lecących /rzędu 100 m/s/.

3.5. Metoda wyprzedzania

W metodzie wyprzedzania rakietą podąża do celu po torze kinematycznym z pewnym wyprzedzeniem w stosunku do linii wizowania celu. Czyli strzelanie prowadzi się do wyprzedzonego punktu spotkania rakiety z celem. Metody te, w stosunku do metody TP charakteryzują się między innymi mniejszą krzywizną toru kinematycznego, a co za tym idzie zmniejszają się przyspieszenia dośrodkowe rakiety i dynamiczne błędy naprowadzania. Równania toru kinematycznego metod wyprzedzania mają następującą ogólną postać:

$$\begin{aligned}\xi_k &= \xi_c + c_\xi \Delta r \\ \beta_k &= \beta_c + c_\beta \Delta r\end{aligned} \quad /50/$$

gdzie:

$$\Delta r = r_c - r_r$$

Współczynniki c_ξ i c_β w ogólnym wypadku mogą występować jako wielkości stałe lub zmienne. W zależności od sposobu zadania współczynników c_ξ i c_β będziemy mieli do czynienia z odpowiednią metodą wyprzedzania. Rozpatrzmy następujące trzy metody wyprzedzania:

1. Metodę wyprzedzania "C" /constans/ - współczynniki c_ξ i c_β są wielkościami stałymi.
2. Metodę całkowitego wyprostowania toru w rejonie punktu spotkania rakiety z celem.
3. Metodę połowicznego /wyprzedzania/ wyprostowania toru w punkcie spotkania.

Odnosnie do metody "C" ograniczymy się tylko do jej oceny. Zasadniczą jej zaletą w porównaniu z metodą TP jest zmniejszenie dośrodkowych przyspieszeń rakiety w tych częściach strefy ognia, w których dla meto-

dy TP mogą one osiągać duże wartości. Dzięki temu zmniejszają się wymagania stawiane zwrotności PRK i maleje maksymalna wartość dynamicznych błędów naprowadzania. Do wad metody należy zaliczyć:

1. Zależność dynamicznego błędu naprowadzania od dośrodkowych przyspieszeń manewrującego celu.
 2. Wzrost przyspieszeń dośrodkowych i błędu dynamicznego w tych częściach strefy ognia, w których dla metody TP są one małe.
 3. Niemożliwość stosowania metody w razie braku informacji o rzeczywistej odległości do celu /niemożliwość strzelania do celów stosujących zakłócenia aktywne/.
 4. Skomplikowane urządzenia wypracowujące sygnały kierujące i związane z tym wzrost błędów fluktuacyjnych w porównaniu z metodą TP.
- Wady te sprawiają, że metody "C" nie traktuje się jako mającej szanse zastosowania w przyszłości.

3.5.1. Metoda całkowitego wyprostowania toru lotu rakiety w rejonie punktu spotkania

Podczas strzelania do celu powietrznego największe znaczenie mają przyspieszenia dośrodkowe i dynamiczny błąd naprowadzania. Znaczenie to wzrasta szczególnie w rejonie punktu spotkania. Przy doborze współczynników C_ξ i C_β jest celowe w punkcie spotkania / $\Delta r = 0$ / przyrównać do zera prędkość kątową promienia - wektora bieżącego punktu toru kinematycznego. Na innych odcinkach toru nie stawia się warunków odnośnie do wartości tej prędkości. W punkcie spotkania powinien być zatem spełniony następujący warunek:

$$\dot{\xi}_k = 0 \text{ i } \dot{\beta}_k = 0 \quad /51/$$

Metodą całkowitego wyprostowania toru lotu rakiety w punkcie spotkania nazywa się metodę, dla której w tym punkcie $\dot{\xi}_k = 0$ i $\dot{\beta}_k = 0$.

Równania toru kinematycznego w postaci ogólnej przedstawiają się następująco:

$$\begin{aligned} \xi_k &= \xi_c + C_\xi \Delta r \\ \beta_k &= \beta_c + C_\beta \Delta r \end{aligned} \quad /52/$$

Współczynniki C_ξ i C_β określa się, różniczkując równania 52 przy założeniu, że współczynniki te są wielkościami zmiennymi:

$$\dot{\xi}_k = \dot{\xi}_c + \dot{C}_\xi \Delta r + C_\xi \dot{\Delta r} \quad /53/$$

$$\dot{\beta}_k = \dot{\beta}_c + \dot{c}_\beta \Delta r + c_\beta \Delta \dot{r}$$

Przyjmując, że $\Delta r = 0$, $\dot{\xi}_k = 0$ i $\dot{\beta}_k = 0$ wyznaczmy współczynniki c_ξ i c'_β :

$$\begin{aligned} c_\xi &= - \frac{\dot{\xi}_c}{\Delta \dot{r}} \\ c'_\beta &= - \frac{\dot{\beta}_c}{\Delta \dot{r}} \end{aligned} \quad /54/$$

Wobec tego równania toru kinematycznego metody całkowitego wyprostowania toru w punkcie spotkania przyjmą postać:

$$\begin{aligned} \xi_k &= \xi_c - \frac{\dot{\xi}_c}{\Delta \dot{r}} \Delta r \\ \beta_k &= \beta_c - \frac{\dot{\beta}_c}{\Delta \dot{r}} \Delta r \end{aligned} \quad /55/$$

przy czym pamiętać trzeba, iż: $\Delta r = r_c - r_r$

Ponieważ $\Delta \dot{r} < 0$, stąd ξ_k i β_k oo do bezwzględnej wartości są zawsze większe od ξ_c i β_c , to znaczy, że w tej metodzie wyprzedzenie wprowadza się w kierunku lotu celu.

Składowe błędy położenia rakiety względem toru kinematycznego określa się za pomocą wzorów:

$$\begin{aligned} h_\xi &= r_r / \Delta \xi - \frac{\dot{\xi}_c}{\Delta \dot{r}} \Delta r / \\ h_\beta &= r_r / \Delta \beta - \frac{\dot{\beta}_c}{\Delta \dot{r}} \Delta r / \cos \xi_c \end{aligned} \quad /56/$$

gdzie:

$$\Delta \xi = \xi_c - \xi_r; \quad \Delta \beta = \beta_c - \beta_r$$

Podczas naprowadzania rakiety metodą całkowitego wyprostowania toru na cel lecący ze stałą prędkością po linii prostej w punkcie spotkania nie następuje prawie w ogóle dośrodkowe przyspieszenie rakiety i związany z nim dynamiczny błąd naprowadzania. W innych zaś przypadkach przy - spieszenie dośrodkowe i błąd dynamiczny występują i zależą od dośrodko-

wych przyspieszeń celu. W tym leży zasadnicza wada omawianej metody naprowadzania. Poza tym, w porównaniu z metodą TP lub wyprzedzenia "C" w metodzie całkowitego wyprostowania toru wzrastają błędy fluktuacyjne naprowadzania, co pociąga za sobą konieczność stosowania bardziej skomplikowanej aparatury wypracowującej sygnały kierujące.

Jak widać z powyższego, metoda całkowitego wyprostowania toru obarczona jest wadami, które sprawiają, że nie znajduje ona praktycznego zastosowania. Jednakże stanowi ona punkt wyjścia do rozważań nad inną metodą wyprzedzenia, która eliminuje wady metod poprzednich.

3.5.2. Metoda połowicznego wyprostowania toru lotu rakiety w rejonie punktu spotkania /PW/

Tor kinematyczny rakiety w odniesieniu do metod poprzednio opisanych można wyrazić za pomocą równań:

$$\begin{aligned} \varepsilon_k &= \varepsilon_c - m \frac{\dot{\varepsilon}_c}{\Delta \dot{r}} \Delta r \\ \beta_k &= \beta_c - m \frac{\dot{\beta}_c}{\Delta \dot{r}} \Delta r \end{aligned} \quad /57/$$

Można zauważyć, że dla metody TP współczynnik $m = 0$, a dla metody całkowitego wyprostowania toru $m = 1$. W obydwu tych metodach dośrodkowe przyspieszenie kinematyczne rakiety zależało od przyspieszeń manewrującego celu. W metodzie całkowitego wyprostowania zmienia się znak składowej dośrodkowego przyspieszenia kinematycznego, zależnego od przyspieszenia celu, w porównaniu z odpowiednią składową metody TP. Stwarza to możliwości wprowadzenia takiej metody naprowadzania, która byłaby pośrednią między metodą trzech punktów i metodą całkowitego wyprostowania toru. Dobierzmy zatem współczynnik m w taki sposób, aby dośrodkowe przyspieszenie kinematyczne rakiety w ogólnym przypadku nie zależało od przyspieszeń manewrującego celu.

Dla wyliczenia współczynnika m należy dwukrotnie zróżniczkować równania 57. Wykonamy te obliczenia tylko dla płaszczyzny pionowej. Dla ułatwienia obliczeń oznaczamy $k = -\frac{m}{\Delta \dot{r}}$, wówczas wyrażenie na ε_k

z układu równań 57 przyjmie postać:

$$\varepsilon_k = \varepsilon_c + k \dot{\varepsilon}_c \Delta r \quad /58/$$

Pierwsze różniczkowanie:

$$\dot{\epsilon}_k = \dot{\epsilon}_c + k \dot{\epsilon}_c \Delta r + k \ddot{\epsilon}_c \Delta r + k \dot{\epsilon}_c \Delta \dot{r} \quad /59/$$

Drugie różniczkowanie:

$$\ddot{\epsilon}_k = \ddot{\epsilon}_c + k \ddot{\epsilon}_c \Delta r + k \ddot{\epsilon}_c \Delta r + k \ddot{\epsilon}_c \Delta \dot{r} + k \dot{\epsilon}_c \Delta \ddot{r} + k \ddot{\epsilon}_c \Delta \dot{r} + k \dot{\epsilon}_c \Delta \ddot{r} + k \ddot{\epsilon}_c \Delta r + k \ddot{\epsilon}_c \Delta r + k \ddot{\epsilon}_c \Delta \dot{r} \quad /60/$$

W punkcie spotkania $\Delta r = 0$ i wówczas, eliminując składniki zawierające Δr oraz porządkując, otrzymamy:

$$\ddot{\epsilon}_k = \dot{\epsilon}_c / 2k \Delta \dot{r} + k \Delta \ddot{r} + \ddot{\epsilon}_c / 2k \Delta \dot{r} + 1/ \quad /61/$$

Aby przyspieszenie celu nie wpływało na przyspieszenie dośrodkowe rakiety, człon zawierający $\ddot{\epsilon}_c$ powinien być równy zero. Ponieważ w przypadku manewru celu $\ddot{\epsilon}_c \neq 0$, stąd:

$$2 K \Delta \dot{r} + 1 = 0, \text{ a więc } K = - \frac{1}{2 \Delta \dot{r}} \quad /62/$$

po porównaniu

$$- \frac{1}{2 \Delta \dot{r}} = - \frac{m}{\Delta \dot{r}} \text{ otrzymamy: } m = \frac{1}{2}$$

Słuszność wyliczenia współczynnika m można potwierdzić, wstawiając jego wartość do wyrażenia opisującego przyspieszenie dośrodkowe rakiety W_{nyk} .

Wykonując to dla płaszczyzny pionowej otrzymamy:

$$W_{nyk} = \kappa [/ 1 - m \dot{\epsilon}_c /] + / m \dot{\epsilon}_c + \frac{\Delta \ddot{r}}{\Delta \dot{r}} + m^2 \beta_c^2 \cos \epsilon_c \sin \epsilon_c / r_c + / 1 - 2m / / W_{nyc} + 2 \dot{r}_c \dot{\epsilon}_c / \quad /63/$$

gdzie:

$$\kappa = 2 \dot{r}_r - r_r \frac{\dot{v}_r}{v_r}$$

Zauważmy, że trzeci człon wyrażenia /63/ opisujący przyspieszenie dośrodkowe celu przy $m = \frac{1}{2}$ jest równy zero, co świadczy o tym, że w metodzie naprowadzania PW przy $m = 1/2$ przyspieszenie dośrodkowe kinematyczne rakiety nie zależy od przyspieszenia celu. W związku z powyższym wyrażenia opisujące tor kinematyczny rakiety mają następującą postać:

$$\begin{aligned}\varepsilon_k &= \varepsilon_o - \frac{\dot{\varepsilon}_c}{2 \Delta \dot{r}} \Delta r \\ \beta_k &= \beta_o - \frac{\dot{\beta}_c \cos \varepsilon_c}{2 \Delta \dot{r}} \Delta r\end{aligned}\quad /64/$$

Błąd położenia rakiety, to jest jej odchylenie liniowe od toru kinematycznego, wyraża się zależnościami:

$$\begin{aligned}h_\varepsilon &= r_r / \varepsilon_k - \varepsilon_r / \\ h_\beta &= r_r / \beta_k - \beta_r / \cos \varepsilon_o\end{aligned}$$

Podstawiając wyrażenie /64/ z uwzględnieniem funkcji R/t , otrzymamy:

$$\begin{aligned}h_\varepsilon &= R/t / \Delta \varepsilon - \frac{\dot{\varepsilon}_c}{2 \Delta \dot{r}} \overline{\Delta r} \\ h_\beta &= R/t / \Delta \beta_N - \frac{\dot{\beta}_c \cos \varepsilon_c}{2 \Delta \dot{r}} \overline{\Delta r}\end{aligned}\quad /65/$$

We wzorach:

$$\begin{aligned}\Delta \varepsilon &= \varepsilon_c - \varepsilon_r \\ \Delta \beta_N &= \beta_{cN} - \beta_{rN}\end{aligned}$$

$\overline{\Delta r}$ - ograniczona od góry maksymalna wartość różnicy odległości do celu i do rakiety;

$\underline{\Delta r}$ - ograniczona od dołu minimalna wartość pochodnej różnicy odległości do celu i rakiety.

Aby wykluczyć możliwość wyjścia rakiety z sektora szybkiego poszukiwania, kąt wyprzedzenia w zestawie S-75M nie powinien przekraczać 10° . W tym celu wprowadza się ograniczenia wartości Δr i $\Delta \dot{r}$, a także całkowitego sygnału błędu $/h/$.

Błąd położenia rakiety względem toru kinematycznego przy metodzie PW zilustrowano na rys. 76.

Ocena i zastosowanie metody PW

Zalety metody:

1. Dośrodkowe przyspieszenie rakiety, a zatem i dynamiczne błędy naprowadzania nie są zależne od dośrodkowych przyspieszeń celu, błędy

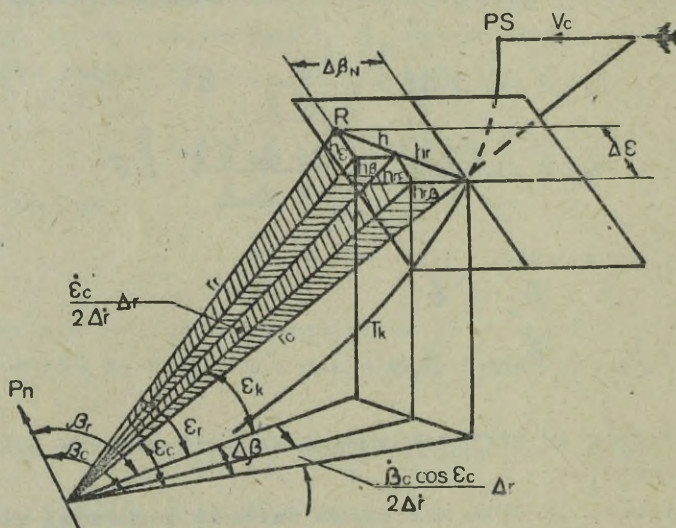
te w zasadzie nie wzrastają przy stosowaniu manewru przez cel.

2. Przy metodzie PW wartości niezbędnych przeciężeń są w przybliżeniu dwa razy mniejsze niż przy metodzie TP. Zmniejsza to wymagania stawiane zwrotności PRK, a także zmniejsza wartości dynamicznych błędów naprowadzania.

Wady metody:

1. Metoda PW wymaga ciągłego określania odległości do celu i rakie-
ty, w związku z czym nie można się nią posługiwać przy strzelaniu w
warunkach stosowania zakłóceń aktywnych.

2. Wskutek tego, że rozwiązanie zadania wypracowania sygnałów kie-
rujących jest złożone, wartości fluktuacyjnych błędów naprowadzania
przy metodzie PW są większe niż przy metodzie TP.



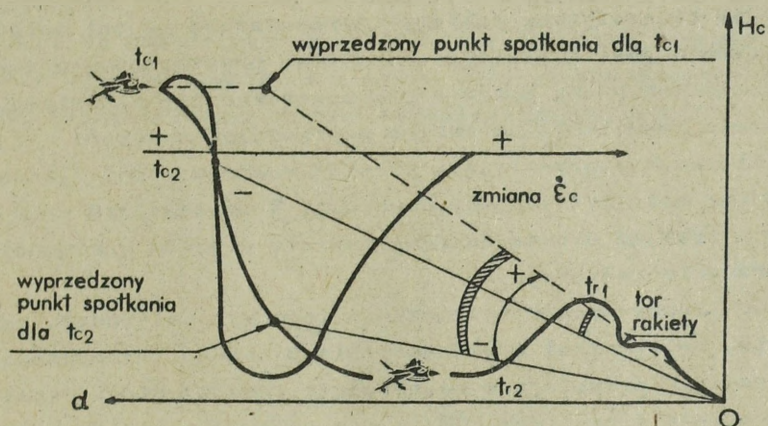
Rys. 76. Ilustracja błędu położenia rakie-
ty przy metodzie PW

Metodę połowicznego wyprostowania toru lotu rakie-
ty stosuje się we wszystkich przypadkach przy strzelaniu do celów lecących z dużymi
prędkościami, wykonujących manewr i nie stosujących zakłóceń radio -
elektrycznych.

Dość złożonym problemem jest naprowadzanie rakiet przy strzelaniu
do celów stosujących manewr nurkowaniem. W czasie nurkowania z wyj-
ściem na małe wysokości prędkość kątowna celu $\dot{\epsilon}_c$ dwukrotnie zmienia
swoj znak: na początku manewru z dodatniego na ujemny i przy końcu ma-
nawru z ujemnego na dodatni /patrz rys. 77/.

Jak widać z rys. 77, przy strzelaniu do celu nurkującego z zastoso-
waniem metody PW rakie-
ta musi przemieścić się z punktu t_{r1} do punktu t_{r2} .
Powoduje to powstawanie dużych wahań w obwodzie sterowania, co pociąga

za sobą zwiększenie błędów naprowadzania rakiety na cel. Dodatkowe błędy powoduje fakt, że przy przejściu SNR w warunki pracy małych wysokości prędkość kątowna celu $\dot{\epsilon}_0$ maleje do zera. Przy ujemnych wartościach $\dot{\epsilon}_0$ linia obserwacji rakiety będzie przebiegała poniżej linii wizowania celu, co może doprowadzić do zderzenia rakiety z ziemią.



Rys. 77. Zmiana prędkości kątowej $\dot{\epsilon}_0$ w czasie nurkowania samolotu

Jak wynika z przytoczonych uwag metoda PW nie zapewnia naprowadzania rakiety przy stosowaniu przez cel manewru z nurkowaniem. Właściwe warunki naprowadzania rakiety przy strzelaniu do celów nurkujących w zestawie S-75M zapewnia tak zwana metoda "K", będąca szczególnym przypadkiem metody PW w płaszczyźnie pionowej.

Metoda "K" jest realizowana w następujący sposób: Podczas obniżania wysokości lotu przez cel i zmniejszaniu się dodatniej wartości prędkości kątowej do $\dot{\epsilon}_0 > 0,6 \text{ } ^\circ/\text{s}$ współczynnik metody K zmienia się tak jak realna prędkość kątowna samolotu - celu. Przy prędkości kątowej celu $\dot{\epsilon}_0 \leq 0,6 \text{ } ^\circ/\text{s}$ i ujemnej - współczynnik metody przyjmie wartość stałą $K = 0,6 \text{ } ^\circ/\text{s}$.

Inaczej mówiąc - metoda "K" jest to taka metoda naprowadzania rakiety na cel, przy której rakieta w płaszczyźnie poziomej jest naprowadzana metodą "PW", a w płaszczyźnie pionowej - z wyprzedzeniem w stosunku do linii obserwacji celu, równym:

$$\epsilon_{\text{wyprz}} = - \frac{K}{2\Delta\dot{r}} \bar{\Delta r} \quad /66/$$

K - stały współczynnik podniesienia toru kinematycznego przy strzelaniu do celów nurkujących i nisko lecących.

Błąd położenia rakiety względem toru kinematycznego dla metody "K" w płaszczyźnie pionowej określa równanie:

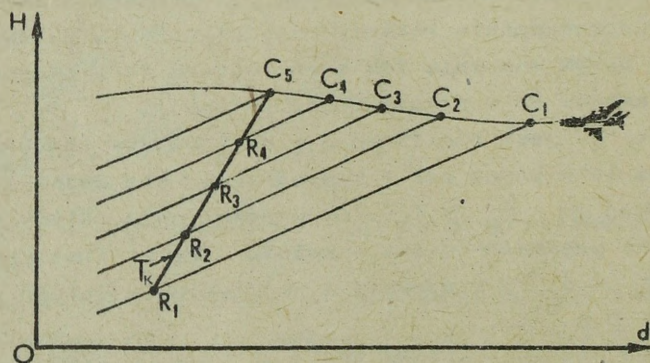
$$h_{\xi} = R / t / \Delta \xi - \frac{K}{2 \Delta \dot{r}} \overline{\Delta r} \quad /67/$$

3.5.3. Metoda równoległego zbliżenia

Tor kinematyczny rakiety naprowadzanej na cel metodą równoległego zbliżenia jest określony warunkiem: prosta łącząca raketę z celem podczas ich ruchu powinna przemieszczać się stopniowo, zachowując położenie równoległe do swoich poprzednich położeń.

Kierunek w przestrzeni prostej rakiety - cel /linia metody naprowadzania/ może być dobrany dowolnie. W szczególnym przypadku za linię tę można przyjąć prostą łączącą raketę z celem w momencie rozpoczęcia kierowania radiowego.

Graficzny sposób wyznaczania toru kinematycznego rakiety przy założeniu, że cel leci w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez punkt kierowania przebiega w następujący sposób. Niech prosta R_1 i C_1 łącząca raketę i cel /rys. 78/ w momencie rozpoczęcia kierowania radiowego stanowi linię metody naprowadzania, a punkty C_2 , C_3 , C_4 i C_5 określają kolejne położenie celu w czasie t_2 , t_3 , t_4 , t_5 . Przez punkty te prowadzimy proste równoległe do linii metody naprowadzania.



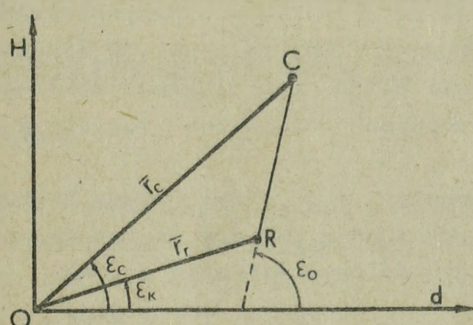
Rys. 78. Ilustracja metody równoległego zbliżenia.

Aby określić położenie rakiety w czasie t_2 , należy z punktu R_1 promieniem $\frac{v_{rt1} + v_{rt2}}{2} / t_2 - t_1 /$ wyznaczyć punkt na prostej przechodzącej przez punkt C_2 . W ten sposób otrzymamy punkt R_2 . Aby znaleźć położenie rakiety w czasie t_3 , należy z punktu R_2 promieniem

$\frac{V_{rt2} + V_{rt3}}{2} / t_3 - t_2 /$ wyznaczyć punkt R_3 na prostej przechodzącej przez punkt C_3 itd. Można wykazać, że jeżeli cel leci z prędkością jednostajną po linii prostej, a prędkość rakiety nie ulega zmianie, to tor kinematyczny metody naprowadzania będzie stanowił linię prostą.

Sygnaly kierujące są wypracowywane na podstawie liniowego odchylenia rakiety od toru kinematycznego podobnie jak w metodach poprzednio rozpatrywanych.

Na rys. 79 przedstawiono położenia w chwili t rakiety i celu w płaszczyźnie kąta położenia. W oparciu o tę sytuację wyprowadzimy równanie toru kinematycznego metody równoległego zbliżenia.



Rys. 79. Rysunek pomocniczy do wyprowadzenia równań metody równoległego zbliżenia

Na rysunku oznaczono:

- ε_o - kąt położenia linii metody naprowadzania;
- ε_k - kąt położenia toru kinematycznego w czasie t ;
- ε_c - kąt położenia celu w czasie t ;

\bar{r}_r, \bar{r}_c - odpowiednio: promienie wektory rakiety i celu w czasie t .

Stosując twierdzenie sinusów dla trójkąta ORC, otrzymamy:

$$\frac{r_r}{\sin \angle ORC} = \frac{RC}{\sin \angle ORC} \text{ lub } \frac{r_r}{\sin / \varepsilon_o - \varepsilon_o /} = \frac{RC}{\sin / \varepsilon_c - \varepsilon_k /}$$

W przybliżeniu można przyjąć:

$$RC = r_c - r_r = \Delta r$$

$$\sin / \varepsilon_o - \varepsilon_o / = \varepsilon_c - \varepsilon_o$$

$$\sin / \varepsilon_c - \varepsilon_k / = \varepsilon_c - \varepsilon_k$$

Wówczas tor kinematyczny rakiety jest opisany następującymi równaniami:

$$\begin{aligned}\varepsilon_k &= \varepsilon_c + \frac{\varepsilon_c - \varepsilon_0}{r_r} \Delta r \\ \beta_k &= \beta_c + \frac{\beta_c - \beta_0}{r_r} \Delta r\end{aligned}\quad /68/$$

Ocena metody równoległego zbliżenia

Zalety metody:

Mniejsze wartości dośrodkowych przyspieszeń rakiety w porównaniu z metodą trzech punktów i wyprzedzenia. W odróżnieniu od opisanych dotąd metod wyprzedzenia metoda równoległego zbliżenia zapewnia rzeczywiste obniżenie dośrodkowych przyspieszeń rakiety w całej strefie ognia zestawu rakietowego.

Poprzez racjonalny wybór linii metody naprowadzania można znacznie skrócić czas wprowadzenia rakiety na tor kinematyczny, czyli można zwiększyć skuteczność ostrzeliwania celów.

Wady metody:

Zależność przyspieszeń dośrodkowych, a zatem i błędów dynamicznego od przyspieszeń manewrującego celu. W poprzednich rozważaniach stwierdzono, że trudno jest praktycznie skompensować błąd dynamiczny zależny od przyspieszeń dośrodkowych celu.

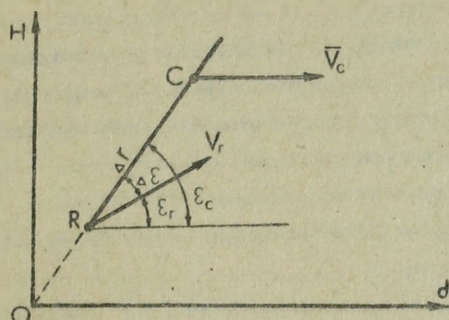
3.5.4. Metoda proporcjonalnego zbliżenia

Metodą proporcjonalnego zbliżenia przyjęto nazywać taką metodę naprowadzania, przy której żądany ruch rakiety /tor kinematyczny/, jest określony warunkiem: prędkość kątowna obrotu wektora prędkości rakiety \vec{v}_r jest proporcjonalna do prędkości kątownej obrotu linii wizowania celu /rys. 80/. Równania metody proporcjonalnego zbliżenia można wyrazić następującymi wzorami:

$$\begin{aligned}\dot{\varepsilon}_r &= k \dot{\varepsilon}_c; \\ \dot{\beta}_r &= k \dot{\beta}_c;\end{aligned}\quad /69/$$

gdzie:

k - współczynnik proporcjonalności.



Rys. 80. Ilustracja metody proporcjonalnego zbliżenia

4. Błędy występujące podczas strzelania PRK

4.1. Klasyfikacja błędów

Podczas strzelania dowolnego przeciwlotniczego zestawu raketowego występuje szereg błędów, które ze względu na charakter wpływu na skuteczność strzelania lub przyczyny ich powstawania dzielą się na: systematyczne, przypadkowe oraz błędy grube.

Błędami systematycznymi nazywa się te, które podczas strzelania przeciwlotniczymi raketami kierowanymi mają stałą wartość lub zmieniają się w określony sposób. Błędy te są przyczyną odchylenia środka rozrzutu torów rakiet względem celu. Błędy systematyczne mogą być likwidowane poprzez wprowadzenie odpowiednich poprawek regulacyjnych aparatury wchodzącej w skład układu kierowania raketami. Poprawki ustala się na podstawie analizy wyników badań poligonowych PZR, oblotów kontrolnych SNR itp.

Podczas strzelania PRK za środek rozrzutu przyjmuje się punkt przecięcia toru średniego z płaszczyzną prostopadłą do tego toru przechodzącą przez cel. Torom średnim nazywa się taki, po jakim leciałaby rakietą kierowaną przy założeniu, że parametry układu kierowania mają wartości średnie i na ten układ nie oddziałują zakłócenia przypadkowe.

Błędy przypadkowe to te, które podczas strzelania PRK mogą przyjmować dowolne wartości, nie dające się wcześniej przewidzieć. Błędy te powodują zwiększenie rozrzutu torów rakiet względem toru średniego.

Błędy przypadkowe przy strzelaniu w tych samych warunkach będą miały różno wartości bezwzględne i znaki, lecz powinny mieścić się w granicach określonych przez wymagania taktyczno-techniczne PZR.

Błędy grube powstają z zasady na skutek niedokładności, pomyłek w

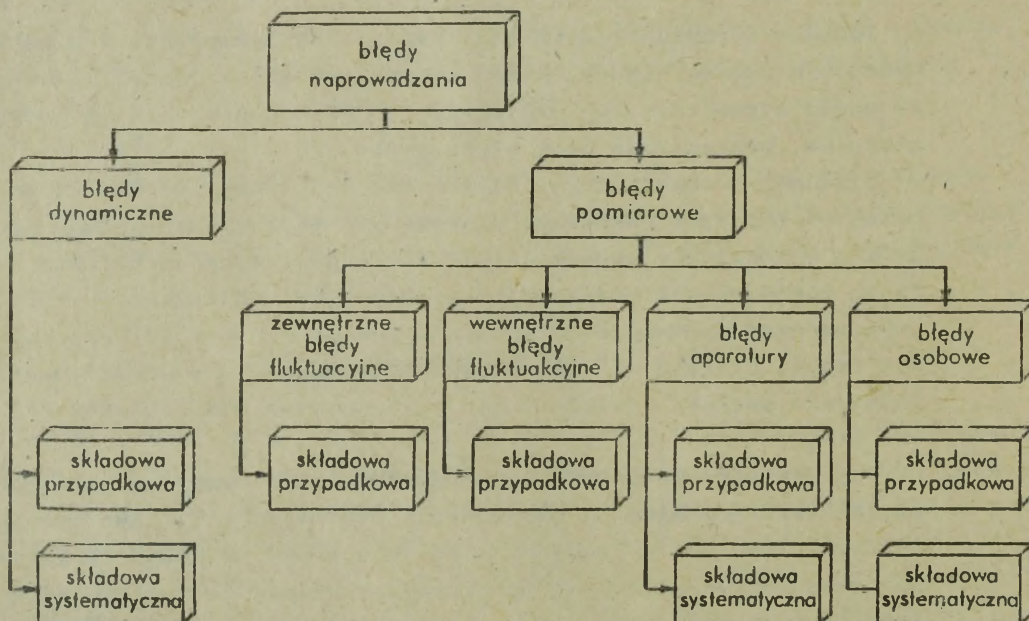
obliczeniach itp. mogących mieć miejsce podczas obsługi sprzętu lub w wyniku krótkotrwałego działania przypadkowego źródła błędów.

Błędy towarzyszące strzelaniu PRK ze względu na źródła ich powstawania dzielą się na błędy pomiarowe i błędy dynamiczne /rys. 81/.

Do błędów pomiarowych zalicza się:

- zewnętrzne błędy fluktuacyjne;
- wewnętrzne błędy fluktuacyjne;
- błędy aparatury;
- błędy osobowe.

Zewnętrznymi błędami fluktuacyjnymi nazywa się te, które powstają wskutek zmian warunków odbicia sygnałów od celu i warunków ich rozchodzenia się w przestrzeni. Do przyczyn je wywołujących należą: fluktuacja wielkości skutecznej powierzchni odbicia; refrakcja atmosferyczna i wpływ powierzchni ziemi na rozprzestrzenianie się fal radiowych oraz zmiany temperatury, wilgotności i ciśnienia powietrza.



Rys. 81. Klasyfikacja błędów naprowadzania

Najbardziej istotnymi przyczynami powstawania zewnętrznych błędów fluktuacyjnych są przypadkowe zmiany warunków odbicia sygnałów od opromienianego celu oraz warunków ich rozchodzenia się w przestrzeni. Większość celów powietrznych ma złożone powierzchnie, których wymiary wielokrotnie przekraczają długość fali. W wyniku zjawiska interferencji charakterystyka wtórnego promieniowania tych powierzchni stanowi nie -

uporządkowaną kombinację listków. Może ona mieć wyraźnie zaznaczone maksimum lub go nie mieć. Kształt charakterystyki wtórnego promieniowania i szerokość listków zależą od stosunku liniowych wymiarów samolotu i poszczególnych jego części do długości fali. Doświadczalnie stwierdzono, że zakres zmian skutecznej powierzchni odbicia w granicach 360° charakterystyki odpowiada zmianie mocy wtórnego promieniowania rzędu 1000 razy.

Kierunki maksymalnego promieniowania listków zależą od kąta opromienienia celu. W odniesieniu do niektórych samolotów maksima /kierunki maksymalnego promieniowania/ listków są większe z przodu aniżeli z tyłu samolotu. Dla samolotów o skrzydłach skośnych maksima są znacznie mniejsze z przodu aniżeli z boku, w kierunku prostopadłym do skrzydeł, szczególnie w przypadku fal centymetrowych, gdy odbicie od powierzchni jest bliskie odbiciu lustrzanemu. W czasie lotu samolotu zmienia się jego położenie względem kierunku na stację radiolokacyjną, a zatem i orientacja charakterystyki promieniowania. Jej listki przecinają kolejno kierunek na stację. Wskutek tego skuteczna powierzchnia odbicia i natężenie pola ulegają bez przerwy zmianom w czasie, zgodnie z kształtem charakterystyki promieniowania wtórnego i parametrami lotu samolotu. Ponieważ parametry te w realnych warunkach zależą od wielu czynników przypadkowych, dlatego też skuteczna powierzchnia oraz sygnał odbity będą zmieniać się w sposób przypadkowy. Opisane zjawisko nosi nazwę fluktuacji skutecznej powierzchni odbicia celu. Fluktuacyjne sygnały od celu grupowego są większe niż od pojedynczego. Szczególnie gwałtowne zmiany sygnału występują na falach centymetrowych.

Przenikalność dielektryczna i związany z nią współczynnik załamania powietrza mają różne wartości na różnych wysokościach. Przenikalność dielektryczna powietrza w zakresie fal radiowych zależy z kolei od wilgotności, ciśnienia i temperatury. Każda z tych wielkości zmienia się z wysokością, a poza tym w dolnych warstwach atmosfery /5-10 km/ zależy od konkretnych warunków meteorologicznych. Niejednorodność własności elektrycznych atmosfery jest przyczyną niejednakowej prędkości rozprzestrzeniania się fal radiowych w różnych warstwach atmosfery. W wyniku tego fale radiowe nie rozchodzą się po liniach prostych - występuje zjawisko refrakcji tych fal, któremu podlegają wszystkie bez wyjątku fale zakresu radiowego. W szeregu przypadków refrakcja jest przyczyną tego, że obserwowany kierunek celu różni się o pewien kąt od kierunku rzeczywistego.

Poza refrakcją w atmosferze występuje zanikanie fal radiowych, które można dostrzec praktycznie w odniesieniu do fal krótszych niż 30 cm. Przyczyną zanikania fal jest tłumienie rezonansowe i rozpraszanie ich

energii przez dipolowe cząsteczki tlenu i przez cząsteczki skondensowanej pary wodnej /deszczu, śniegu, chmur, mgły/. Obydwa rodzaje zanikania powodują skrócenie zasięgu wykrywania SNR.

Refrakcja atmosferyczna ma największy wpływ na określanie błędów współrzędnych kątowych celu szczególnie podczas jego lotu na małych wysokościach.

Omówione zakłócenia fluktuacyjne są często nazywane zakłóceniami fadingowymi. Fading /zanik/ sygnału można traktować jako przypadkową modulację amplitudy impulsów sygnału.

Wewnętrznymi błędami fluktuacyjnymi nazywa się błędy powstające wskutek zakłóceń wewnętrznych właściwych układowi kierowania PRK. Do zakłóceń takich zalicza się w pierwszym rzędzie szumy urządzeń radiotechnicznych, a mianowicie szum cieplny i szum lamp radiowych.

Przyczyną powstawania szumu cieplnego jest nieuporządkowane przemieszczanie się ładunków elektrycznych, które wytwarzają napięcie na opornikach nawet wtedy, gdy brak jest zewnętrznych sił elektromotorycznych. Skuteczna wartość napięcia szumu cieplnego wzrasta wraz ze wzrostem temperatury opornika.

Zasadniczą przyczyną szumu lamp jest zjawisko śrutowe, które polega na tym, że wypromieniowanie elektronów przez katody lamp następuje przypadkowo zarówno w czasie, jak pod względem ich prędkości.

Z wewnętrznych zakłóceń najbardziej istotne znaczenie mają szumy urządzenia odbiorczego. Ich wpływ na dokładność określania współrzędnych celu uwidacznia się w zmniejszeniu czułości odbiornika oraz zmniejszeniu obwiedni paczki impulsów odbitych od celu.

Błędy fluktuacyjne, zawarte w wypracowanych współrzędnych celu i rakiety na skutek zewnętrznych i wewnętrznych zakłóceń fluktuacyjnych przedostają się do układu wypracowania sygnałów i są przyczyną powstania przypadkowych składowych w sygnałach kierujących PRK. Składowe te mają wpływ na ruch rakiety względem toru kinematycznego i doprowadzają do pojawienia się fluktuacyjnych błędów naprowadzania rakiety na cel.

Zewnętrzne i wewnętrzne błędy fluktuacyjne mają charakter wyłącznie błędów przypadkowych i są przyczyną rozrzutu torów rakiet względem celów. Rozrzut ten jest określony prawem rozkładu błędów, którego wartości uchyleń w dużym stopniu zależą od parametrów konstrukcyjnych układu kierowania PRK.

Błędami aparatury nazywa się błędy powstające wskutek ograniczonej dokładności działania urządzeń wchodzących w skład układu kierowania PRK i niedokładnej regulacji przyrządów służących do strojenia aparatury SNR. Na błędy aparatury naprowadzania rakiety na cel składają się przede wszystkim błędy takich urządzeń, jak: urządzenia pomiarowego

współrzędnych celu i rakiety; urządzenia wypracowującego sygnały kierujące oraz aparatury zdalnego kierowania radiowego i urządzenia wykonawczego PRK. Źródłem powstawania tych błędów jest także aerodynamiczna asymetria rakiety.

Pomiaru błędu aparatury dokonuje się podczas strzelań do celów na spadochronach, stosując do tego kinoteodolity. Pozwalają one zmierzyć całkowite odchylenie rakiety od celu w punkcie spotkania. Podczas naprowadzania rakiety na cel w stacji naprowadzania rejestruje się bieżące współrzędne rakiety i celu oraz wartości odchyleń rakiety od toru kinematycznego. W momencie spotkania się rakiety z celem, gdy $\Delta V = 0$, różnica ich współrzędnych charakteryzuje wartość odchylenia od celu na podstawie danych z układu określania współrzędnych SNR, a wartość odchylenia od toru kinematycznego charakteryzuje błąd naprowadzania SNR. Różnica wartości całkowitego odchylenia rakiety od celu na podstawie pomiarów kinoteodolitowych i SNR charakteryzuje wartość błędu aparatury dla danego startu rakiety. Przeprowadzając dużą liczbę startów i opracowując uzyskany materiał doświadczalny przy użyciu zwykłych metod statystycznych można ustalić prawo rozkładu i otrzymać średni błąd kwadratowy błędu aparatury.

Błędami osobowymi /subiektywnymi/ nazywa się błędy wynikające z niedoskonałości zmysłów ludzkich, najczęściej wzroku i słuchu. Do błędów tych zaliczyć należy także brak odpowiedniego wykszolenia i wytrenowania operatorów.

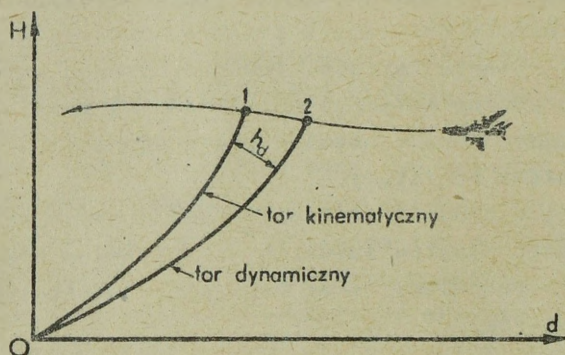
W skład błędów aparatury i błędów osobowych wchodzi zarówno składowa systematyczna, jak i składowa przypadkowa.

4.2. Dynamiczny błąd naprowadzania

Tor kinematyczny rakiety jest z reguły linią krzywą. Poprzednio ustalono, że jeżeli rakietka znajduje się na torze kinematycznym, to jej odchylenia liniowe od toru /błąd/ $h = 0$. Sygnał kierujący wysyłany na pokład rakiety odpowiada neutralnemu położeniu sterów. Rakietka będzie leciała /nie uwzględniając jej ciężaru/ po prostej, stycznej do toru kinematycznego.

Gdyby w systemie kierowania nie było opóźnień, a współczynnik wzmocnienia układu był nieskończenie duży, wówczas już przy bardzo małym odchyleniu rakiety od toru kinematycznego zostałby wypracowany i wysłany na jej pokład sygnał kierujący, który spowodowałby wychylenie sterów o wymagany kąt. Podczas tego procesu powstałaby boczna siła sterująca i związane z nią przyspieszenie dośrodkowe. Rzeczywisty tor rakiety pokrywałby się z torem określonym metodą naprowadzania.

W rzeczywistym systemie kierowania wartość współczynnika wzmocnienia układu kierowania nie jest nieskończenie duża, elementy systemu kierowania, a szczególnie sama rakietą mają określoną bezwładność. Przy niewielkim odchyleniu rakiety od toru kinematycznego wartość sygnału kierującego przesyłanego na jej pokład będzie również niewielka. Odpowiednie wychylenie sterów nie wytworzy dostatecznej siły bocznej zapewniającej ruch rakiety po torze kinematycznym. Rakietą będzie oddalała się od toru kinematycznego dopóty, dopóki wielkość h nie osiągnie wartości, przy której sygnał kierujący powstrzyma dalsze zbaczanie rakiety z toru. Wartość h będzie w każdej chwili proporcjonalna do wartości dośrodkowych przecięcia kinematycznych lub przyspieszeń rakiety. Rakietą nie będzie się przemieszczała po torze kinematycznym, lecz po tak zwanym torze dynamicznym przesuniętym względem pierwszego w kierunku jej wypukłości /patrz rys. 82/.



Rys. 82. Tor kinematyczny i dynamiczny: 1/ położenie celu w momencie spotkania; 2/ położenie rakiety w momencie spotkania

Odległość h_d między punktami torów kinematycznego i dynamicznego, znajdującymi się w jednakowej odległości od SNR, przyjęto nazywać dynamicznym błędem naprowadzania. Gdyby przy wypracowywaniu sygnałów kierujących nie stosować kompensacji błędu dynamicznego, wówczas w momencie spotkania rakietą byłaby na torze dynamicznym, a cel na torze kinematycznym; cel mógłby nie zostać zniszczony. Aby można było trafić w cel, należy do sygnału kierującego wprowadzić składową kompensującą w odpowiedni sposób błąd dynamiczny.

W oparciu o teorię automatycznej regulacji można dowiedzieć, że wartość błędu dynamicznego ustalona w punkcie spotkania się rakiety z celem jest określona według zależności:

$$h_d = \frac{W_{nk}}{K_o} + \frac{\dot{W}_{nk}}{K_o} / b + a / \quad /70/$$

gdzie:

- W_{nk}, \dot{W}_{nk} - przyspieszenie dośrodkowe i jego pochodna względem czasu;
 K_0 - współczynnik wzmocnienia obwodu kierowania rakietą;
 a, b - stałe współczynniki określane parametrami obwodu kierowania.

W przypadku lotu celu bez stosowania manewru, przy określaniu błędu dynamicznego wystarcza uwzględnić tylko pierwszy człon wzoru 70

$$h_d = \frac{W_{nk}}{K_0} \quad /71/$$

Ze wzoru 71 wynika, że do kompensacji błędu dynamicznego należy znać przyspieszenie dośrodkowe W_{nk} rakiety, poruszającej się po torze kinematycznym, które z kolei zależy od parametrów ruchu celu. Położenie celu i rakiety za pomocą SNR określa się w układzie współrzędnych sferycznych. Dlatego też w celu obliczenia wartości błędu dynamicznego należy przyspieszenie dośrodkowe rakiety W_{nk} wyrazić przez $\epsilon, \beta, \dot{\epsilon}$ i ich pochodne. Wartości te z dość dużą dokładnością określa SNR.

Rzuty normalnego przyspieszenia kinematycznego rakiety na osie OY i OZ w punkcie spotkania dla metody TP mają następującą postać:

$$W_{nyk} = W_{nyc} + / \chi - 2 \dot{r}_c / \dot{\epsilon}_c \quad /72/$$

$$W_{nzk} = W_{nzc} - / \chi - 2 \dot{r}_c / \dot{\beta}_c \cos \epsilon_c$$

gdzie:

$$\chi = 2 \dot{r}_r - r_r \frac{\dot{V}_r}{V_r}$$

Dla jednostajnego lotu celu po linii prostej:

$$W_{nyc} = 0 \text{ i } W_{nzc} = 0$$

W związku z tym wzory /72/ przyjmą postać:

$$W_{nyk} = \dot{\epsilon}_c / \chi - 2 \dot{r}_c / \quad /73/$$

$$W_{nzk} = - / \chi - 2 \dot{r}_c / \dot{\beta}_c \cos \epsilon_c$$

a wówczas:

$$h_{d\epsilon} = \frac{/ \chi - 2 \dot{r}_c /}{K_0} \dot{\epsilon}_c$$

$$h_{d\beta} = \frac{/ \chi - 2 \dot{r}_c /}{K_0} \dot{\beta}_c \cos \epsilon_c \quad /74/$$

Oznaczając:

$$\mu_{\varepsilon TP} = \frac{\kappa - 2 \dot{\varepsilon}_c}{K_0}; \quad \mu_{\beta TP} = - \frac{\kappa - 2 \dot{\beta}_c}{K_0}$$

Wzory /74/ można zapisać w następującej postaci:

$$h_{d\varepsilon} = \mu_{\varepsilon TP} \dot{\varepsilon}_c; \quad h_{d\beta} = \mu_{\beta TP} \dot{\beta} \cos \varepsilon_c \quad /75/$$

Odpowiednio do tego dla metody PW wzór przyjmie postać:

$$W_{nyk} = 0,5 \kappa \dot{\varepsilon}_c; \quad /76/$$

$$W_{nzk} = -0,5 \kappa \dot{\beta} \cos \varepsilon_c$$

Wówczas:

$$h_{d\varepsilon} = \frac{0,5 \kappa \dot{\varepsilon}_c}{K_0};$$

$$h_{d\beta} = -\frac{0,5 \kappa}{K_0} \dot{\beta} \cos \varepsilon_c \quad /77/$$

Oznaczając:

$$\mu_{\varepsilon PW} = \frac{0,5 \kappa}{K_0}; \quad \mu_{\beta PW} = - \frac{0,5 \kappa}{K_0},$$

wzory /77/ można zapisać w postaci:

$$h_{d\varepsilon} = \mu_{\varepsilon PW} \dot{\varepsilon}_c;$$

$$h_{d\beta} = \mu_{\beta PW} \dot{\beta} \cos \varepsilon_c \quad /78/$$

Z powyższych wzorów wynika, że aby skompensować błąd dynamiczny, należy w każdym momencie czasu znać: $\mu_{\varepsilon}, \mu_{\beta}; \dot{\varepsilon}_c, \dot{\beta} \cos \varepsilon_c$. Wielkości $\dot{\varepsilon}_c$ i $\dot{\beta} \cos \varepsilon_c$ określa SNR z wystarczającą dokładnością. Współczynniki μ_{ε} i μ_{β} , z uwagi na określone trudności w ich realizacji, są aproksymowane pewną funkcją X/t . Na przykład w PZR typu S-75M

i S-125 podczas naprowadzania rakiet na cel błąd dynamiczny jest kompensowany składowymi opisanymi następującymi zależnościami:

$$h_{d\varepsilon} = X / t / \dot{\varepsilon}_0 + h_0; \quad /79/$$

$$h_{d\beta} = \frac{X / t / \dot{\beta}}{\cos \varepsilon_0}$$

gdzie:

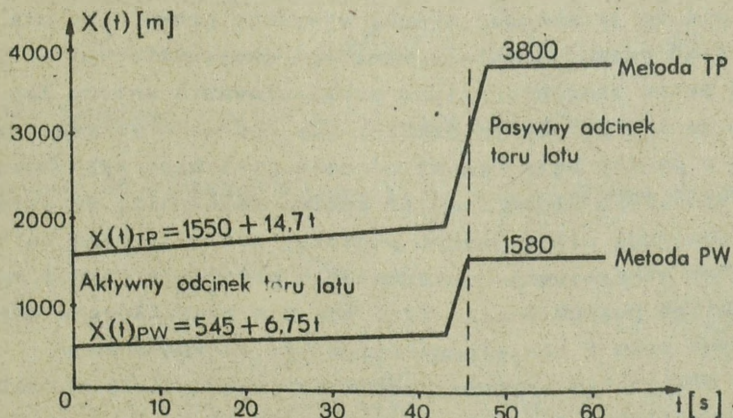
$X / t /$ - funkcja czasowa wypracowywana przez mechanizm czasowy w układzie wypracowania komend. Funkcja ta przybiera większą wartość dla metody TP i mniejszą dla metody PW;

h_0 - średnia wartość członu kompensującego ciężar rakiety tylko w płaszczyźnie pionowej. Przybiera ona różne wartości w zależności od typu zestawu i rakiety.

Na przykład:

$$h_0 = \begin{cases} 16 \text{ m dla PZR typu S-75M} \\ 22 \text{ mm dla PZR typu S-75M}^x / \text{/produkcja po 1970 r./} \\ 8 \text{ mm dla PZR typu S-125} \end{cases}$$

Na rys. 81 pokazano wykres funkcji $X / t /$ dla rakiety W-750.



Rys. 83. Wykres funkcji $X / t /$ dla rakiety W-750

Rozpatrując sposób kompensacji dynamicznego błędu naprowadzania, należy pamiętać o tym, że:

1/ podczas lotu rakiety wartość funkcji $X / t /$ na aktywnym odcinku toru może różnić się od wartości współczynników μ_ε i μ_β do 10%, zaś na pasywnym odcinku toru - do 25%. Błąd dynamiczny na pasywnym odcinku toru lotu jest zatem kompensowany z mniejszą dokładnością, co w konsekwencji prowadzi do zmniejszenia prawdopodobieństwa zniszczenia celu;

- 2/ manewr celu zmniejsza dokładność naprowadzania rakiety na cel;
 3/ oprócz składowej systematycznej błędu dynamicznego, która w zasadzie jest kompensowana, występuje jeszcze składowa przypadkowa zależna od rozrzutu parametrów elementów układu kierowania.

4.3. Błąd kątowy w odległości h_{kd}

Przy określaniu przez SNR współrzędnych kątowych rakiety i celu powstaje błąd zależny od odległości zawartej pomiędzy SNR a rakieta. Jest to błąd systematyczny wynikający z zasady pracy SNR. Jest on związany ze sposobem przeszukiwania przestrzeni ruchomą wiązką antenową w sektorze szybkiego poszukiwania. Wynika z odmiennego sposobu otrzymywania sygnału od celu i sygnału odzewowego od rakiety. Sygnał od celu modulowany jest przez charakterystyki antenowe stacji dwukrotnie - raz przy nadawaniu i drugi raz przy odbiorze, natomiast sygnał odzewowy tylko raz - przy odbiorze. Impuls odzewowy rakiety jest generowany przez nadajnik umieszczony na jej pokładzie i jego amplituda nie zależy od impulsu zapytującego.

Dla uproszczenia rozważań założymy, że rakieta i cel znajdują się w tym samym punkcie, to znaczy, że ich odległości i kąty względem stacji naprowadzania są jednakowe. Sygnał wysyłany przez nadajnik stacji do celu ma postać paczki impulsów wielkiej częstotliwości /WCz/ o obwiedni określonej przez charakterystykę promieniowania anten. Impulsy odbite przychodzą do SNR po pewnym czasie, gdy charakterystyka antenowa przesunęła się o pewien kąt. Sygnał od celu jest więc wypadkową tych dwóch sygnałów /rys. 84/. Widać stąd, iż pomimo założenia, że zarówno rakieta, jak i cel znajdują się w jednym punkcie, istnieje błąd kątowy spowodowany sposobem otrzymywania informacji o położeniu celu i rakiety w sektorze szybkiego poszukiwania. Błąd ten dla prawidłowego określania współrzędnych celu i rakiety powinien być skompensowany.

W celu obliczenia sygnału kompensacyjnego należy określić kąt $\Delta\varphi$, następnie przeliczyć ten kąt na odchylenie liniowe h_{kd} i wprowadzić do układu określania współrzędnych sygnał równy co do wielkości h_{kd} z przeciwnym znakiem.

Wiadomo, że:

$$2\Delta\varphi = \omega t \text{ oraz } t = \frac{2 r_c}{c}$$

gdzie:

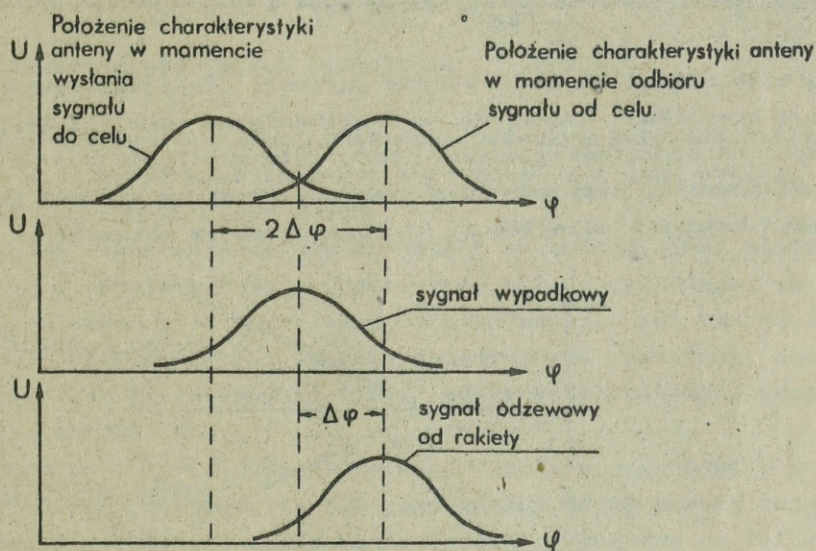
ω - prędkość kątowa ruchu wiązki w sektorze szybkiego poszukiwania;

t - czas przejścia sygnału do celu i z powrotem;

c - prędkość rozchodzenia się energii elektromagnetycznej
 - prędkość światła.

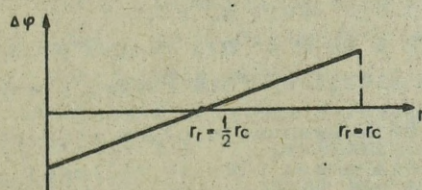
Po podstawieniu otrzymamy:

$$\Delta\psi = \frac{\omega r_c}{c} \quad /80/$$



Rys. 84. Ilustracja błędu kąтового w odległości

Na rys. 85 pokazano zmianę kąta $\Delta\psi$ w funkcji odległości do rakiety.



Rys. 85. Zmiana kąta $\Delta\psi$ w funkcji odległości do rakiety

Z rys. 85 widać, że gdy $r_r = r_c$ to $\Delta\psi = \Delta\psi_{\max}$

gdy $r_r = 1/2 r_c$ to $\Delta\psi = 0$.

Sygnał kompensacji błędu kąтового w odległości wyrażony jako wielkość liniowa ma postać:

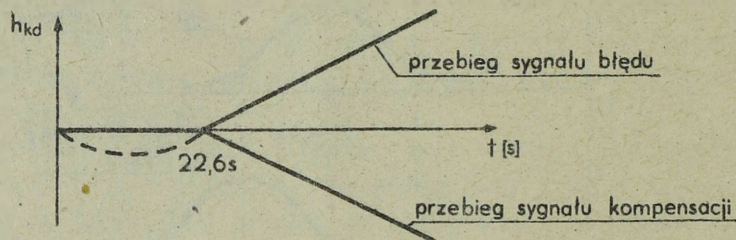
$$h_{kd} = \Delta \varphi r_r = \frac{\omega r_c}{C} R / t / \quad /81/$$

gdzie: $R / t /$ - aproksymowana odległość do rakiety.

W punkcie spotkania $r_o = R / t /$ i wówczas:

$$h_{kd} = \frac{\omega}{C} R / t /^2 = A R / t /^2, \quad /82/$$

a więc sygnał błędu ma wykres paraboli. Ponieważ realizacja takiej funkcji komplikuje aparaturę, a uwzględniając fakt, że wielkość błędu kąto-
wego na początkowym odcinku toru lotu ma nieduży wpływ na dokładność na-
prowadzania, przyjęto aproksymowany przebieg sygnału kompensacyjnego
błąd kątowy w odległości, którego przebieg pokazano na rys. 86.



Rys. 86. Ilustracja sygnału błędu h_{kd} i jego kompensacja

Wartość tego błędu w różnych typach zestawów jest różna. Na przy-
kład w zestawie S-75M

$$h_{kd} = \begin{cases} 0 & \text{dla } t < 22,6 \text{ s} \\ 1,02 / t - 22,6 \text{ s} / & \text{dla reżimu pracy "szeroka wiązka"} \\ 0,3 / t - 22,6 \text{ s} / & \text{dla reżimu pracy "wąska wiązka"} \end{cases}$$

Jak widać z rys. 86 kompensacja błędu rozpoczyna się w przybliżeniu
od momentu przekroczenia przez raketę bliższej granicy strefy ognia.
Dla innych przypadków, gdy $r_c \neq r_r$, błąd kątowy w odległości można wyli-
czyć następująco:

$$\frac{\Delta \varphi_c}{2} = \frac{\omega}{C} r_c; \quad \Delta \varphi_c = \omega t r_i; \quad t_r = \frac{2r_r}{C}; \quad \Delta \varphi_r = \frac{\omega}{C} 2r_r;$$

stąd

$$\Delta \varphi = \Delta \varphi_r - \frac{\Delta \varphi_c}{2} = \frac{\omega}{C} 2r_r - \frac{\omega}{C} r_c = \frac{\omega}{C} / 2r_r - r_c /$$

wówczas: $h_{kd} = \frac{\omega}{C} / 2 r_r - r_o / R / t /$

Sygnal k_{kd} nie jest wypracowywany w przypadku, gdy nie można określić odległości do celu r_0 , a więc podczas śledzenia celu stosującego zakłócenia aktywne. Błąd kątowy w odległości nie występuje /sygnal h_{kd} nie jest wypracowywany/, gdy cel jest śledzony wiązką nieruchomą, co ma miejsce podczas pracy SNR w rodzaju pracy "podświetlanie".

5. Skuteczność strzelania przeciwlotniczymi rakietami kierowanymi

5.1. Wskaźniki skuteczności strzelania

Przez pojęcie skuteczności strzelania przeciwlotniczego zestawu rakiętowego należy rozumieć zdolność tego zestawu i jego obsługi do wykonania postawionych zadań bojowych.

Skuteczność strzelania zależy od takich czynników, jak: właściwości i możliwości ogniowe PZR; przygotowanie składu osobowego; warunki, w których prowadzone jest strzelanie /w zakłóceniach lub bez zakłóceń/; wybrany sposób strzelania /strzelanie pojedynczymi rakietami, serią rakiet, wybór metody naprowadzania itp./; odpowiednie zabezpieczenie rakiętowo-techniczne i inne.

Strzelanie ocenia się jako skuteczne, jeżeli w jego wyniku cel został rażony w takim stopniu, iż nie jest zdolny do wykonania swego zadania. Jeżeli postawione zadanie bojowe zostało wykonane częściowo, to znaczy: samolot został uszkodzony, jednak nie został pozbawiony zdolności wykonania postawionego mu zadania, to strzelanie ocenia się jako mało skuteczne lub całkowicie nieskuteczne.

Do rozwiązywania teoretycznych i praktycznych zagadnień strzelania nie wystarcza ogólne pojęcie skuteczności strzelania /skuteczność strzelania mała lub duża/, lecz należy znać wartość liczbową, za pomocą której można dokładniej tę skuteczność ocenić. Taką wartość liczbową przyjęto nazywać wskaźnikiem skuteczności strzelania.

Wynik każdego oddzielnie wziętego strzelania na skutek całego szeregu przyczyn ma charakter losowy /przypadkowy/ i dlatego nie może być wykorzystany do ogólnej charakterystyki skuteczności strzelania danego PZR. Z tego powodu, dla uzyskania najbardziej pełnej charakterystyki danego PZR lub przyjętego sposobu strzelania, należy rozpatrywać całokształt możliwych wyników strzelań, z których każdy jest zdarzeniem losowym. Jeżeli rozpatrywać wynik dowolnego strzelania jako zmienną losową, to najbardziej pełną charakterystyką tej zmiennej będzie jej prawo rozkładu. Zgodnie z tym prawem każda wartość tej zmiennej losowej ma określone prawdopodobieństwo zaistnienia.

Prawdopodobieństwo zdarzenia pewnego oznacza się wartością liczbowa równą jedności lub 100%, a prawdopodobieństwo zdarzenia niemożliwego - wartością liczbowa równą zeru. Prawdopodobieństwo dowolnego zdarzenia losowego oznacza się wartościami zawartymi w granicach od 0 do 1. Z tego konsekwentnie wynika wymaganie, aby wybrany wskaźnik skuteczności strzelania był związany z prawdopodobnymi charakterystykami rozkładu przypadkowych wyników strzelania - zmiennych losowych w różnych warunkach.

W zależności od charakteru celu, do którego prowadzi się strzelanie, można je podzielić na dwa rodzaje:

- strzelanie do celu pojedynczego;
- strzelanie do celu grupowego.

Poniżej w tabeli podano główne zadania strzelania, wskaźniki skuteczności strzelania i ich matematyczną postać.

Tabela 2

Zadanie strzelania	Wskaźniki skuteczności strzelania	Matematyczna postać skuteczności strzelania
Zniszczenie celu pojedynczego	1. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu jedną rakieta 2. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu n raketami	$P_n = 1 - (1 - P_1)^n$
Zniszczenie maksymalnej liczby samolotów z celu grupowego	Oczekiwana liczba zniszczonych samolotów	$M_c = N_c / (1 - (1 - P_{1gr})^n)$
Zniszczenie celu najmniejszą liczbą rakiet	Ekonomiczność strzelania	$V = \frac{n}{P_n}$

Z praktycznego punktu widzenia wybrane wskaźniki skuteczności strzelania pozwalają:

1/ ocenić lub w uzasadniony sposób przewidzieć średni oczekiwany wynik strzelań /przy odpowiednio dużej ich liczbie/ przeprowadzonych w bardziej lub mniej zbliżonych do siebie warunkach;

2/ ocenić możliwości ogniowe ugrupowania bojowego PZR;

3/ uzyskać porównawczą ocenę różnych PZR i wybrać spośród nich zestawy o największej skuteczności strzelania;

4/ ocenić skuteczność projektowanych środków walki z nieprzyjacielem powietrznym;

5/ uzyskać ocenę porównawczą sposobów i metod bojowego wykorzystania PZR oraz stworzyć najbardziej skuteczne zasady strzelania.

Wskaźniki skuteczności strzelania są określane najczęściej za pomocą metod doświadczalno-analitycznych.

5.2. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczego jedną rakieta

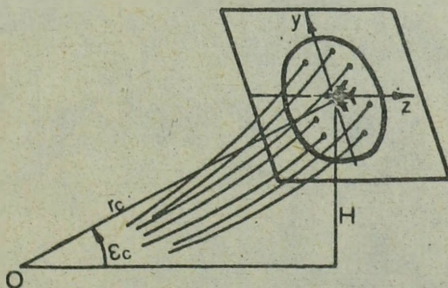
Podczas strzelania PRK do celu powietrznego rozwiązywane są kolejno dwa zadania:

1/ zbliżenie rakiety do celu na taką odległość, przy której wybuch ładunku bojowego zapewnia całkowite zniszczenie celu, czyli rozwiązuje się zadanie spotkania rakiety z celem;

2/ spowodowanie w odpowiednim czasie wybuchu ładunku bojowego, wtedy kiedy rakieta zostanie wprowadzona do rejonu punktu spotkania.

Wskutek błędów naprowadzania toru lotu rakiety jest przypadkowy, a rakieta nie może być dokładnie skierowana do punktu spotkania. Błędy te powodują rozrzut torów w stosunku do toru kinematycznego przechodzącego przez cel. Rozrzut torów w płaszczyźnie prostopadłej do wiązki torów podlega prawu eliptycznego rozkładu, czyli normalnemu prawu rozkładu na płaszczyźnie. Ponadto wskutek przypadkowych przyczyn następuje rozrzut punktów wybuchów ładunku bojowego rakiety wzdłuż jej toru lotu. Rozrzut ten także podlega normalnemu prawu rozkładu. Tak więc rozrzut punktów wybuchu ładunku bojowego z uwzględnieniem rozrzutu torów lotu występuje nie tylko w płaszczyźnie prostopadłej, ale i wzdłuż toru lotu PRK, to jest w pewnym obszarze wokół celu.

Zniszczenie celu lub jego uszkodzenie również ma charakter losowy /przypadkowy/. Ten przypadkowy charakter jest zależny od czynników towarzyszących rażeniu, jak na przykład: ciężarów, kształtów i liczby elementów niszczących /odłamków/, ich prędkości w momencie uderzenia w cel, płaszczyzny zderzenia, odporności celu itd.



Rys. 87. Wiązka torów lotu rakiet

Zniszczenie celu należy rozpatrywać jako zdarzenie złożone zależne od następujących zdarzeń składowych:

P i o r w ś z e z tych zdarzeń polega na tym, że wybuch ładunku bojowego następuje rzeczywiście w danym punkcie przestrzeni o współrzędnych x, y, z względem celu; prawdopodobieństwo wystąpienia tego zdarzenia określa funkcja różniczkowa $f /x, y, z/$ elipsoidalnego prawa rozkładu błędów towarzyszących strzelaniu. Funkcję tę można przedstawić jako iloczyn dwóch różniczkowych funkcji rozkładu, czyli można przejść od ogólnego prawa rozkładu błędów w przestrzeni do prawa rozkładu błędów na płaszczyźnie prostopadłej do toru i wzdłuż toru, co zapisujemy:

$$f /x, y, z/ = \psi_1 /x, y/ \psi_2 /x/y, z/$$

gdzie:

$\psi_1 /x, y/$ - funkcja różniczkowa prawa rozrzutu torów lotu rakiety w płaszczyźnie prostopadłej do wiązki torów, czyli funkcja różniczkowa prawa rozkładu błędów naprowadzania rakiety na cel;

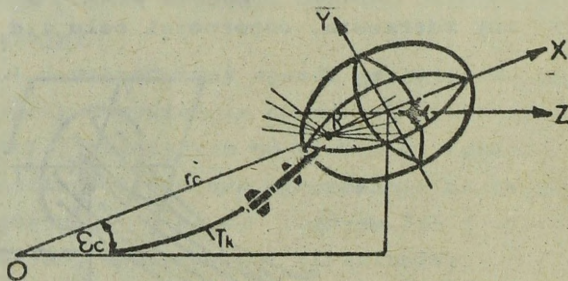
$\psi_2 /x/y, z/$ - funkcja różniczkowa prawa rozrzutu punktów wybuchu ładunku bojowego wzdłuż toru lotu, PRK.

D r u g i e zdarzenie losowe polega na tym, że niszczące elementy ładunku bojowego, który rozerwał się rzeczywiście w danym punkcie o współrzędnych x, y, z rażą cel. Prawdopodobieństwo tego zdarzenia określa się współrzędnym prawem zniszczenia $G /x, y, z/$.

Prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczego rakieta jest określane następującym wzorem:

$$P_1 = \iiint_{-\infty}^{\infty} \psi_1 /x, y/ \psi_2 /x/y, z/ G /x, y, z/ d_x d_y d_z \quad /83/$$

Całka potrójna określa pełną objętość wokół celu, w której występują łącznie powyższe trzy zdarzenia. Objętość ta jest elipsoidą prawdopodobieństwa /rys. 88/.



Rys. 88. Elipsoida prawdopodobieństwa

Dla uproszczenia obliczeń przechodzi się od całki potrójnej - objętościowej, na całkę podwójną - powierzchniową.

$$P_1 = \iiint_{-\infty}^{\infty} \Psi_1 / y, z / \Psi_2 / x / y, z / G / x, y, z / d_x d_y d_z = \iint_{-\infty}^{\infty} \Psi_1 / y, z / d_y d_z \cdot \int_{-\infty}^{\infty} \Psi_2 / x / y, z / G / x, y, z / d_x = \iint_{-\infty}^{\infty} \Psi_1 / y, z / G_0 / y, z / d_y d_z \quad /84/$$

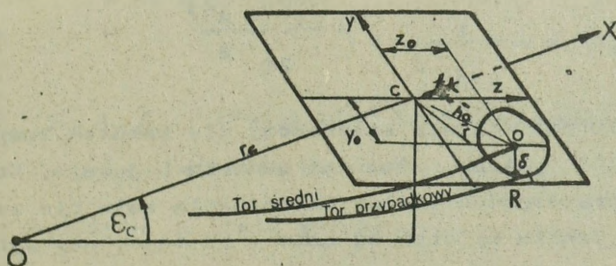
gdzie funkcja:

$$G_0 / y, z / = \int_{-\infty}^{\infty} \Psi_2 / x / y, z / G / x, y, z / d_x$$

wyraża współrzędne prawo rażenia w zależności tylko od dokładności naprowadzania rakiety na cel. Współrzędne prawo rażenia $G_0 / y, z /$ stanowi uogólnioną charakterystykę wrażliwości celu na zniszczenie, skuteczności ładunku bojowego i radiozapalnika, a funkcja różniczkowa prawa rozrzutu torów $\Psi_1 / y, z /$ - charakterystykę dokładności i naprowadzania rakiety na cel.

Dokładność naprowadzania rakiety na cel

Jednym z podstawowych czynników określających skuteczność strzelania PRK jest dokładność ich naprowadzania na cel. Przy idealnym naprowadzaniu wolnym od błędów można by rakieta bezpośrednio trafić w cel, jednak każdemu oddzielnemu strzelaniu towarzyszy szereg błędów powodujących rozrzut torów lotu rakiet od toru wyliczonego według przyjętej metody naprowadzania. Na rys. 89 zobrazowano wpływ składowej systematycznej i składowej przypadkowej błędów naprowadzania na rozrzut torów rakiet.



Rys. 89. Ilustracja wpływu systematycznego i przypadkowego błędu naprowadzania

Na rys. 89 oznaczono:

C - położenie celu w momencie przelotu rakiety przez płaszczyznę prostopadłą do toru;

O - środek rozrzutu torów w płaszczyźnie prostopadłej do toru;

R - położenie rakiety w momencie przelotu jej przez płaszczyznę prostopadłą do toru;

\bar{h}_0 - systematyczny błąd naprowadzania;

δ - przypadkowy błąd naprowadzania;

\bar{F} - sumaryczny błąd naprowadzania.

Funkcje różniczkowe normalnego prawa rozkładu błędów naprowadzania w płaszczyznach pionowej i poziomej nachylonej, wyrażone przez średni błąd kwadratowy, odpowiednio mają następującą postać:

$$\varphi_1 / y / = \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{|y - y_0|^2}{2\sigma_y^2}}; \quad /85/$$

$$\varphi_1 / z / = \frac{1}{\sigma_z \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{|z - z_0|^2}{2\sigma_z^2}}$$

Przy niezależnych kanałach kierowania rakietami w płaszczyznach pionowej i poziomej /jak na przykład w SNR-75W/ wzory przyjmą postać:

$$\varphi_1 / y, z / = \varphi_1 / y / \varphi_1 / z / = \frac{1}{2\pi \sigma_y \sigma_z} e^{-\frac{|y - y_0|^2}{2\sigma_y^2} - \frac{|z - z_0|^2}{2\sigma_z^2}} \quad /86/$$

W przypadku nieuwzględnienia systematycznego błędu naprowadzania:

$$y_0 = 0; \quad z_0 = 0; \quad \sigma_y = \sigma_z = \sigma,$$

wówczas:

$$\varphi_1 / y, z / = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\frac{|y^2 + z^2|}{2\sigma^2}} \quad /87/$$

Wiadomo, że cel zostaje zniszczony nie wskutek bezpośredniego trafienia wąż rakieta, lecz odłamkami ładunku bojowego. Wobec tego przyjmuje się, że prawdopodobieństwo zniszczenia celu nie zależy od kierunku odchylenia punktu wybuchu od celu - od tego, czy wybuch nastąpi z lewej lub prawej strony, powyżej czy poniżej celu - lecz jedynie od odległości punktu wybuchu od celu, czyli od wartości odchylenia toru lotu rakiety od celu wywołanego błędami naprowadzania.

Z rys. 89 wynika, że wartość chybiaenia w funkcji składowych sumarycznego błędu naprowadzania wzdłuż osi y i z może być obliczona ze wzoru:

$$r = \sqrt{y^2 + z^2} \quad /88/$$

Ponieważ w tym przypadku nie interesuje nas kierunek chybień w płaszczyźnie prostopadłej do toru lotu rakiety, lecz jedynie jego wartość, to funkcję różniczkową $\psi_1 /y, z/$ prawa eliptycznego rozkładu błędów naprowadzania dwóch zmiennych y i z można przekształcić w różniczkową funkcję kołowego rozkładu błędów na płaszczyźnie $f /r/$ jednej zmiennej r .

Podstawiając do wzoru/87/ zależność /88/, otrzymamy:

$$f /y, z/ = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\frac{1}{2\sigma^2} r^2} \quad /89/$$

Powyższe rozumowanie zmierza do wyprowadzenia wzoru na obliczenie prawdopodobieństwa trafienia rakietą w okrąg o założonym promieniu r . Ponieważ przekształcenie funkcji $\psi_1 /y, z/$ dwóch zmiennych eliptycznego prawa rozkładu błędów w różniczkową funkcję jednej zmiennej $f /r/$ kołowego prawa rozkładu jest dość złożone, ograniczymy się tylko do podania ostatecznej postaci wzorów.

Zatem prawdopodobieństwo trafienia rakietą w okrąg o założonym promieniu r może być przedstawione /bez uwzględnienia błędu systematycznego/:

- poprzez średni błąd kwadratowy:

$$P /r < R/ = 1 - e^{-\frac{R^2}{2\sigma^2}} \quad /90/$$

- przez błąd przeciętny:

$$P /r < R/ = 1 - e^{-\rho^2 \frac{R^2}{E^2}}$$

gdzie:

$\sigma = \sigma_y = \sigma_z$ - średni błąd kwadratowy naprowadzania;

$E = E_y = E_z$ - przeciętny błąd naprowadzania;

$\rho = 0,476936$ - stała artyleryjska;

$e = 2,718281$ - podstawowa logarytmu naturalnego.

P r z y k ł a d

Obliczyć prawdopodobieństwo trafienia rakietą w okrąg o promieniu $R = 10$ m i $R = 30$ m. Dokładność naprowadzania rakiety na cel jest określona przez średnie błędy kwadratowe $\sigma_y = \sigma_z = 10$ m.

Rozwiązanie

$$a/ P / r < 10/ = 1 - e^{-\frac{10^2}{2 \cdot 10^2}} = 1 - e^{-0,5} = 0,394$$

$$b/ P / r < 30/ = 1 - e^{-\frac{30^2}{2 \cdot 10^2}} = 1 - e^{-4,5} = 0,983$$

Na podstawie tego rodzaju obliczeń sporządza się tabelę wartości prawdopodobieństwa trafienia rakiety w okrąg o promieniu R /przy założeniu, że środek rozrzutu pokrywa się ze środkiem okręgu, a rozkład ma charakter kołowy/, czyli tabelę wartości funkcji:

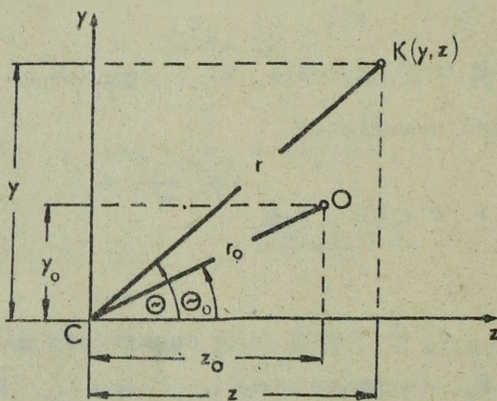
$$P / r < R/ = 1 - e^{-n},$$

gdzie:

$$n = \frac{R^2}{2 \sigma^2} \quad \text{lub} \quad n = \rho^2 \frac{R^2}{E^2}$$

Prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczego jedną rakietą z uwzględnieniem systematycznego błędu naprowadzania

Podczas strzelania PRK systematyczne błędy naprowadzania powodują przesunięcie środka rozrzutu torów względem celu, tak jak to pokazano na rys. 90.



Rys. 90. Położenie środka celu /C/; położenie środka rozrzutu torów /O/; przypadkowe położenie rakiety /K/ na płaszczyźnie prostopadłej do toru lotu; r_0 - systematyczny błąd naprowadzania; r - sumaryczny błąd naprowadzania

Wzór na prawdopodobieństwo zniszczenia celu jedną rakieta przy uwzględnieniu systematycznego błędu naprowadzania i przy zastosowaniu kołowego prawa rozkładu błędów naprowadzania ma następującą postać:

$$P_1 = \int_0^R \psi /r/ G_o /r/ d_r \quad /91/$$

We wzorze:

$$\psi /r/ = \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2 + r_o^2}{2\sigma^2}} \cdot I_o \frac{r r_o}{\sigma^2} - \text{funkcja różniczkowa kołowego rozkładu ohybień;} \quad /92/$$

$$G_o /r/ = 1 - e^{-\frac{\alpha_o^2}{r^2}} - \text{funkcja umownego prawa zniszczenia celu} \quad /93/$$

α_o - parametr umownego prawa zniszczenia celu zależy od charakterystyk ładunku bojowego i radiozapalnika rakiety oraz od wytrzymałości celu i warunków strzelania;

I_o - funkcja Bessela rzędu zerowego z argumentem urojonym.

Podstawiając wzory /92/ i /93/ do /91/ otrzymamy ogólny wzór na prawdopodobieństwo zniszczenia celu jedną rakieta przy istnieniu błędu systematycznego:

$$P_1 = \int_0^R \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2 + r_o^2}{2\sigma^2}} \cdot I_o \frac{r r_o}{\sigma^2} / 1 - e^{-\frac{\alpha_o^2}{r^2}} / d_r \quad /94/$$

Obliczenie tej całki następcza poważne trudności, dlatego prawdopodobieństwo zniszczenia celu jedną rakieta oblicza się metodami przybliżonymi. Najczęściej jednak w dość prosty sposób i z wystarczającą dokładnością prawdopodobieństwo trafienia rakieta w założony okrąg z uwzględnieniem błędów systematycznych określa się za pomocą siatki rozkładu kołowego. Sposób takiego obliczania jest podany w podrozdziale 5.6.

Do obliczeń P_1 w sposób przybliżony stosuje się następujące uproszczenia:

- funkcja $G /r/ = e^{-\frac{r^2}{\beta_o^2}}$; $\beta_o = 1,6 \alpha_o$;

- promień niezawodnego działania radiozapalnika jest dostatecznie duży;

- mała wartość błędu systematycznego $\frac{r_o}{\sigma} \ll 1$.

Wówczas dla obliczenia prawdopodobieństwa otrzymujemy prostą zależność:

$$P_1 = \frac{\beta_0^2}{\beta_0^2 + 25} e^{-\frac{r_0^2}{\beta_0^2 + 25}} \quad /95/$$

a przy braku błędu systematycznego:

$$P_1 = \frac{\beta_0^2}{\beta_0^2 + 25} \quad /96/$$

Współrzędne prawe rażenia celu G /x, y, z/

Zniszczenie samolotu - celu może nastąpić wskutek burzącego, odłamkowego lub zapalającego działania ładunku bojowego rakiety.

Burzące działanie polega na ogólnym zniszczeniu całej konstrukcji celu wywołanym falą uderzeniową powstałą w chwili eksplozji materiału wybuchowego ładunku. Obszar wokół samolotu, w którym cel zostaje zniszczony burzącym działaniem ładunku, nazywa się strefą działania burzącego. Ponieważ wymiary strefy działania burzącego są nieznaczące w stosunku do strefy działania odłamkowego ładunku bojowego, bardzo często w rozważaniach działanie burzące jest pomijane.

Działanie odłamkowe polega na mechanicznym uszkodzeniu poszczególnych części i agregatów samolotu. Przy rozpatrywaniu działania odłamkowego na cel wyróżnia się strefę bezwzględne zniszczenia. Strefa ta przylega bezpośrednio do samolotu i obejmuje część przestrzeni wokół niego. Wybuch ładunku bojowego w tej strefie powoduje zniszczenie celu wskutek ogólnych uszkodzeń konstrukcji spowodowanych burzącym i odłamkowym działaniem ładunku. Granice tej strefy przebiegają w różnych odległościach od różnych części powierzchni samolotu. Odległości te zależą od typu samolotu, typu ładunku bojowego rakiety i od warunków strzelania.

Podczas wybuchu ładunku bojowego poza granicami strefy bezwzględnego zniszczenia cel może być zniszczony jedynie w wyniku odłamkowego lub zapalającego działania poszczególnych elementów niszczących na wrażliwe części samolotu. Na przykład dla ładunku bojowego rakiety typu W-755 odległość burzącego działania wynosi do 10 m, odległość bezwzględnego zniszczenia odłamkowo-burzącego do 20 m, a odległość skutecznego działania odłamkowego na wrażliwe przedziały samolotu - do 60 m.

Wrażliwymi przedziałami samolotu są: zbiorniki i przewody paliwa, silniki, kabina pilota, ładunek bomb i amunicji, organy sterowania i inne. Powierzchnia wrażliwych części samolotu stanowi stosunkowo niedu-

zy procent ogólnej powierzchni celu. W tabeli 3 podano wymiary powierzchni wrażliwych dla średniego bombowca.

Tabela 3

Rzut samolotu	Powierzchnia rzutu całego samolotu /m ² /	Powierzchnia rzutu /m ² /		Względna pow. wrażliwych części samolotu /%/
		wrażliwych części samolotu	zbiorników paliwa	
z przodu	14,9	0,6	-	4,0
z boku	37,9	4,7	4,2	12,4
z dołu	104,6	8,1	6,6	7,7

Prawdopodobieństwo zniszczenia przedziału /A/ samolotu oblicza się zazwyczaj z następującego wzoru:

$$P /A/ = 1 - e^{-m_A P_{\text{śr}}} \quad /97/$$

gdzie:

$P /A/$ - prawdopodobieństwo zniszczenia przedziału samolotu, jeżeli trafiła w niego pewna liczba odłamków;

$m_A = \delta S_A$ - wartość oczekiwana liczby odłamków trafiających w dany przedział A;

δ - gęstość strumienia odłamków;

$P_{\text{śr}}$ - średnie prawdopodobieństwo zniszczenia przedziału A w przypadku trafienia w niego jednym odłamkiem;

S_A - powierzchnia wrażliwa przedziału A.

Jeżeli przedział zostanie zniszczony wskutek trafienia odłamkiem tylko w jego wrażliwe zespoły, to prawdopodobieństwo zniszczenia tego przedziału można określić ze wzoru:

$$P /A/ = 1 - e^{-S_w m_A P_{\text{śr}}} \quad /98/$$

gdzie:

S_w - względna powierzchnia wrażliwych zespołów danego przedziału.

Samolot można uważać za zniszczony, jeżeli ulegną uszkodzeniu wszystkie przedziały wrażliwe albo część z nich lub tylko jeden spośród wszystkich. Dlatego prawdopodobieństwo zniszczenia samolotu podczas wybuchu ładunku bojowego rakiety w założonym punkcie względem celu oblicza się według wzoru na prawdopodobieństwo wystąpienia zdarzenia chociażby raz:

$$P_{1s} = 1 - (1 - P)^s$$

/99/

gdzie:

- P_{1s} - prawdopodobieństwo wystąpienia zdarzenia nie mniej niż raz przy S doświadczeniach /trafienia w jeden spośród S przedziałów/;
- S - liczba doświadczeń /w tym przypadku liczba przedziałów/;
- P - prawdopodobieństwo wystąpienia zdarzenia przy jednym doświadczeniu.

Ponieważ prawdopodobieństwo niezniszczenia /zniszczenia/ dla każdego przedziału jest różne, zamiast wykładnika $(1 - P)^s$ należy przyjąć iloczyn prawdopodobieństwa niezniszczenia wszystkich wrażliwych przedziałów samolotu. Oznaczając prawdopodobieństwo niezniszczenia i -tego przedziału przez Q_i / A_i , prawdopodobieństwo zniszczenia P / s zgodnie ze wzorem /99/ można przedstawić w następujący sposób:

$$P / s / = 1 - \prod_{i=1}^{i=s} Q_i / A_i / \quad /100/$$

Ponieważ:

$$Q_i / A_i / = 1 - P / A_i / = 1 - \frac{S_{wi} m_{Ai} P_{\acute{s}ri}}{1 - e^{-S_{wi} m_{Ai} P_{\acute{s}ri}}} = e^{-S_{wi} m_{Ai} P_{\acute{s}ri}} \quad /101/$$

stąd podstawiając wyrażenie /101/ do /100/ otrzymamy:

$$P / s / = 1 - \prod_{i=1}^{i=s} e^{-S_{wi} m_{Ai} P_{\acute{s}ri}} = 1 - e^{-\sum_{i=1}^{i=s} S_{wi} m_{Ai} P_{\acute{s}ri}} \quad /102/$$

gdzie:

- $P / s /$ - względne prawdopodobieństwo zniszczenia samolotu pod warunkiem, że wybuch ładunku bojowego nastąpi w założonym punkcie o współrzędnych X, Y, Z ;
- S_{wi} - względna powierzchnia wrażliwych zespołów i -tego przedziału;
- m_{Ai} - oczekiwana wartość liczby odłamków trafiających w i -ty przedział;
- $P_{\acute{s}ri}$ - średnie prawdopodobieństwo zniszczenia i -tego przedziału przy trafieniu w niego jednym odłamkiem.

We wzorze /102/ wartości m_{Ai} i $P_{\acute{s}ri}$ zależą głównie od charakterystyk ładunku bojowego i odległości celu od miejsca wybuchu; ze wzrostem

też odległości maleją wartości m_{A1} i P_{gr1} , a o za tym idzie i prawdopodobieństwo zniszczenia samolotu $P/s/$. Odległość tę określa się za pomocą współrzędnych x, y, z punktu wybuchu ładunku bojowego rakiety względem celu. Wraz ze zmianą tych współrzędnych zmienia się prawdopodobieństwo zniszczenia celu. Prawo zmiany względnego prawdopodobieństwa zniszczenia celu w zależności od zmiany współrzędnych punktu wybuchu ładunku bojowego rakiety względem celu przyjęto nazywać względnym /umownym/ prawem zniszczenia celu. Względne prawo zniszczenia celu określa się doświadczalnie i dla kołowego prawa rozkładu chybień wyraża się ono wzorem /93/, to jest:

$$G_o /y, z/ \approx G /r/ = 1 - e^{-\frac{\alpha_o^2}{r^2}}$$

gdzie: r - wartość chybień.

Współczynnik α_o określa się doświadczalnie. Zależy on głównie od wysokości wybuchu i odnosi się w zasadzie do zdolności zapalania się paliwa. Wartości współczynnika α_o podano w tabeli 4.

Tabela 4

H /km/	4	6	8	10	12	14	16 i wyżej
α_o	59	56,7	53,7	50	45	37,5	27

W celu uproszczenia obliczeń prawdopodobieństwa zniszczenia celu umowne prawo zniszczenia celu można przedstawić w przybliżeniu za pomocą następującego wyrażenia:

$$G /r/ = e^{-\frac{r^2}{\beta_o^2}} \quad /103/$$

gdzie: $\beta_o = 1,6 \alpha_o$

5.3. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu uwzględniające niezawodność działania zestawu raketowego

Dotychczasowe rozważania dotyczące sposobów obliczania prawdopodobieństwa zniszczenia celu jedną raketą były prowadzone przy założeniu, że wszystkie elementy aparatury zestawu działają prawidłowo, czyli że parametry aparatury rakiety i stacji naprowadzania odpowiadają wymogom instrukcji. W realnych jednak warunkach występujące rozstrojenia i usz-

kodzenia zespołów czy układów zestawu powodują wzrost błędów naprowadzania rakiet na cel. Prowadzi to do zmniejszenia dokładności naprowadzania i zmniejszenia prawdopodobieństwa zniszczenia celu, a niekiedy zdarza się, że rakietą nie trafiło w cel. Dlatego podczas określania prawdopodobieństwa realnego należy uwzględnić niezawodność działania PZR.

Przez pojęcie niezawodności PZR rozumie się stopień niezawodności działania jego aparatury podczas strzelania do celów powietrznych.

Liczbową charakterystyką niezawodności działania PZR jest współczynnik K_n , stanowiący prawdopodobieństwo prawidłowego działania zestawu od chwili zakończenia kontroli funkcjonowania SNR i przygotowania rakiety do startu do momentu wybuchu ładunku bojowego w rejonie celu. Współczynnik niezawodności działania K_n oblicza się według wzoru empirycznego ze strzelań doświadczalnych:

$$K_n = \frac{N_r - n_s}{N_r} \quad /104/$$

gdzie:

- N_r - ogólna liczba startów rakiet;
- n_s - liczba nieudanych startów rakiet wskutek uszkodzeń aparatury zestawu.

Praktycznie współczynnik niezawodności działania określa się oddzielnie dla wszystkich układów SNR, kanałów kierowania rakietami i rakiety:

$$K_{SNR} = \frac{N_r - n_o}{N_r};$$

$$K_{kr} = \frac{N_r - n_{kr}}{N_r}; \quad /105/$$

$$K_r = \frac{N_r - n_r}{N_r}$$

gdzie:

- K_{SNR} - współczynnik niezawodności działania wszystkich układów SNR;
- K_{kr} - współczynnik niezawodności działania kanałów kierowania rakietami;
- K_r - współczynnik niezawodności działania rakiety;
- n_o, n_{kr}, n_r - liczba nieudanych startów wskutek nieprawidłowego działania odpowiednio: wszystkich ogólnych układów SNR, aparatury kanałów kierowania rakietami i rakiety.

Uzywane doświadczalnie wartości współczynników niezawodności działania zestawu S-75M są następujące:

K_{SNR}	K_{kr}	K_r
0,93	0,90	0,90

Oczywiście ogólna sprawność PZR jest zdarzeniem złożonym, składającym się z trzech jednocześnie zachodzących zdarzeń: łącznej sprawności aparatury wszystkich układów SNR, aparatury kanałów kierowania rakieta-
mi i rakiety. Dlatego ogólne prawdopodobieństwo prawidłowego działania PZR wyraża się iloczynem poszczególnych współczynników:

$$P_{PZR} = K_{SNR} \cdot K_{kr} \cdot K_r \quad /106/$$

Prawdopodobieństwo zniszczenia celu P_c uwzględniające niezawodność działania PZR jako zdarzenia złożonego, składającego się z dwóch zdarzeń /prawidłowe działanie zestawu i zniszczenie celu przez raketę/, stanowi iloczyn prawdopodobieństw:

$$P_c = P_1 \cdot P_{PZR} \quad /107/$$

Jak z powyższego wynika, wzrost prawdopodobieństwa zniszczenia celu można osiągnąć poprzez: zwiększenie niezawodności eksploatacyjnej PZR; zmniejszenie błędów naprowadzania rakiety na cel w drodze dokładnego utrzymywania parametrów /strojenia/ układów SNR; polepszenie charakterystyk ładunku bojowego rakiety; lepszą zgodność charakterystyki kierunkowej radiozapalnika z obszarem rażenia celu /przez zastosowanie zmiennej charakterystyki kierunkowej radiozapalnika/.

W PZR wzrost skuteczności strzelania do celu osiąga się przez zwiększenie liczby wystrzeliwanych rakiet. Prawdopodobieństwo P_n zniszczenia celu przy strzelaniu kilkoma /n/ raketami oblicza się według wzoru na wystąpienie zdarzenia nie mniej niż raz:

$$P_n = 1 - /1 - P_c/ ^n \quad /108/$$

W tym przypadku zakłada się, że prawdopodobieństwo zniszczenia celu nie zmienia się między poszczególnymi startami rakiet, to znaczy: $P_{c1} = P_{c2} = \dots = P_{cn}$. Gdyby prawdopodobieństwo to za każdym startem rakiety zmieniało się, to prawdopodobieństwo zniszczenia celu przy starcie kilku rakiet należy obliczać za pomocą następującego wzoru:

$P_n = 1 - /1 - P_{c1}/ /1 - P_{c2}/ \dots /1 - P_{ci}/$, co można zapisać

$$P_n = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{ci}) \quad /109/$$

gdzie: $P_{c1}, P_{c2}, \dots, P_{ci}$ - prawdopodobieństwo zniszczenia samolotu odpowiednio przy starcie pierwszej rakiety, drugiej itd.

W praktyce oblicza się prawdopodobieństwo zniszczenia celu n rakietami bez uwzględniania niezawodności zestawu raketowego. Wówczas wzór 108 ma następującą postać:

$$P_n = 1 - /1 - P_1/ ^n \quad /110/$$

Wzory /108/ i /110/ są słuszne przy założeniu, że zdarzenie wystąpi chociażby jeden raz, co oznacza, że cel zostanie zniszczony jedną z serii rakiet lub poprzez potęgowanie uszkodzeń kolejnymi rakietami.

P r z y k ł a d

Obliczyć prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczego, mając dane: $n = 2$ rakiety, $P_1 = 0,7$.

R o z w i ą z a n i e

$$P_2 = 1 - /1 - 0,7/ ^2 = 1 - 0,49 = 0,51$$

Po zlogarytmowaniu i przekształceniu wyrażenia /110/ można znaleźć liczbę rakiet, które należy wystrzelić, aby uzyskać wymagane prawdopodobieństwo zniszczenia P_n przy danym P_1 :

$$P_n = 1 - /1 - P_1/ ^n; /1 - P_1/ ^n = 1 - P_n; \lg /1 - P_1/ ^n = \lg /1 - P_n/$$

$$n = \frac{\lg /1 - P_n/}{\lg /1 - P_1/} \quad /111/$$

P r z y k ł a d

Prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczego jedną rakietą wynosi $P_1 = 0,7$. Obliczyć zużycie rakiet gwarantujące zniszczenie samolotu z prawdopodobieństwem $P_n = 0,95$.

R o z w i ą z a n i e

$$n = \frac{\lg /1 - P_n/}{\lg /1 - P_1/} = \frac{\lg /1 - 0,95/}{\lg /1 - 0,7/} = \frac{\lg 0,05}{\lg 0,3} = \frac{\bar{2},69897}{\bar{1},47712} = \frac{-\bar{1},30103}{-0,52288} = 2,5 \approx 3 \text{ rakiety}$$

5.4. Oczekiwana liczba zniszczonych samolotów przy strzelaniu do celu grupowego

Przez pojęcie celu grupowego należy rozumieć grupę samolotów widocznych na ekranie stacji naprowadzania w postaci jednego znacznika. Pojedyncze samoloty w składzie tej grupy albo są widoczne jako bardziej jaskrawe plamki na tle ogólnego znacznika świetlnego lub też nie można ich od siebie odróżnić. W pierwszym przypadku, kiedy poszczególne samoloty z grupy można wyodrębnić na ekranach wskaźników, rakiety naprowadza się na jeden samolot z tej grupy. W drugim przypadku, gdy cel grupowy jest zobrazowany w postaci jednej plamki o nieregularnym kształcie i zwiększonych rozmiarach, rakiety naprowadza się na środek tej grupy.

Przy strzelaniu do celu grupowego wskaźnikiem skuteczności strzelania jest wartość oczekiwana liczby zniszczonych samolotów z grupy. Określenie prawdopodobieństwa zniszczenia każdego samolotu ze składu grupy jest trudne, ponieważ zdarzenia polegające na zniszczeniu oddzielnych celów nie są niezależne. Zależności wynikają stąd, że prawdopodobieństwo zniszczenia jednego z samolotów zależy od zniszczenia lub niezniszczenia innych celów z grupy. Jednym z czynników warunkujących przytoczoną zależność zdarzeń jest zasłanianie jednych samolotów przez drugie podczas zadziałania radiozapalnika i oddziaływania odłamków ładunku bojowego.

Najprostszym i najbardziej typowym rodzajem strzelania do zwartej grupy jest strzelanie do całej grupy jako do celu pojedynczego z naprowadzaniem rakiety według środka znacznika. W tym przypadku przyjmuje się następujące założenia:

- wymiary zwartej grupy są nieduże w porównaniu z rejonem rozrzutu torów;
- prawdopodobieństwo zadziałania radiozapalnika pod wpływem dowolnego samolotu ze składu grupy jest jednakowe;
- po zadziałaniu radiozapalnika od określonego samolotu może być zniszczony tylko ten samolot;
- w czasie strzelania szereg grupy nie ulega zmianie;
- prawdopodobieństwo zniszczenia każdego samolotu grupy jedną rakieta jest jednakowe.

Przy tych założeniach prawdopodobieństwo zniszczenia każdego samolotu z grupy jedną rakieta oblicza się ze wzoru:

$$P_{1G} = P_w \cdot P_z \cdot P_1$$

/112/

gdzie:

- P_w - prawdopodobieństwo wprowadzenia rakiety w obszar wokół celu, w którym jest możliwe zadziałanie radiozapalnika od dowolnego samolotu;
- $P_z = \frac{1}{N}$ - prawdopodobieństwo zadziałania radiozapalnika od danego samolotu;
- N - liczba samolotów w grupie;
- P_1 - prawdopodobieństwo zniszczenia jednego samolotu jedną rakieta.

Wartość oczekiwaną liczby zniszczonych samolotów podczas strzelania n rakietami można obliczyć ze wzoru:

$$M_n = N / 1 - / 1 - P_{1g} / ^n \quad /113/$$

P r z y k ł a d

Obliczyć oczekiwaną liczbę zniszczonych samolotów z celu grupowego, mając dane: $N = 3$ samoloty, $n = 2$ -rakiety, $P_N = 0,8$; $P_1 = 0,6$; $P_2 = 1/3$.

R o z w i ą z a n i e

$$P_{1g} = 0,8 \cdot 0,6 \cdot \frac{1}{3} = 0,16;$$

$$M_n = 3 / 1 - / 1 - 0,16 / ^2 / = 3 / 1 - 0,84 / = 3 / 1 - 0,7 / = 3 \cdot 0,3 = 0,9 \approx$$

≈ 1 samolot

Wartość oczekiwaną liczby strąconych samolotów w czasie trwania nalotu można obliczyć ze wzoru:

- przy ostrzeleniu każdego celu jedną rakieta

$$M_1 = N \cdot P_1 \quad /114/$$

- przy ostrzeleniu każdego celu n rakietami

$$M_n = N \cdot P_n = N / 1 - / 1 - P_1 / ^n \quad /115/$$

Jeżeli prawdopodobieństwo zniszczenia celów przy każdym strzeleniu jest różne, to:

$$M_n = \sum_{i=1}^N P_{in} \quad /116/$$

5.5. Ekonomiczność strzelania PRK

Wskaźnikiem ekonomiczności strzelania jest wartość oczekiwana liczby zużytych rakiet na jeden zniszczony cel. W zależności od sposobu or-

organizacji strzelania liczba zaoszczędzonych rakiet lub ekonomiczność strzelania będą różne. Podczas strzelania pierwszeństwo powinno być dane takiej organizacji strzelania, która jest bardziej ekonomiczna. Wartość oczekiwaną zużycia rakiet V na jeden zniszczony cel określa się prawdopodobieństwem zniszczenia celu:

- przy strzelaniu pojedynczymi raketami

$$V = \frac{1}{P_1} \quad /117/$$

- przy strzelaniu serią n rakiet

$$V = \frac{n}{P_n} \quad /118/$$

P r z y k ł a d

Strzelanie prowadzi się pojedynczymi raketami. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczą raketą wynosi 0,7. Obliczyć średnie zużycie rakiet na zniszczenie celu.

Rozwiązanie

Na podstawie wzoru /117/ otrzymamy:

$$V = \frac{1}{0,7} = 1,4 \text{ rakiety} \approx 2 \text{ rakiety}$$

P r z y k ł a d

Strzelanie prowadzi się serią trzech rakiet. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu jedną raketą wynosi 0,7. Obliczyć średnie zużycie rakiet na zniszczenie celu.

Rozwiązanie

Na podstawie wzoru /118/ otrzymamy:

$$V = \frac{3}{1 - /1-0,7/^3} = 3,1 \text{ rakiety} \approx 3 \text{ rakiety}$$

Z powyższych przykładów wynika, że strzelanie pojedynczymi raketami jest bardziej ekonomiczne niż strzelanie serią rakiet. Należy jednak pamiętać, że podczas ostrzelania celu tą samą liczbą rakiet osiągnie się jednakową skuteczność strzelania niezależnie od rodzaju ognia.

Podczas strzelania do celu grupowego zużycie rakiet na jeden zniszczony samolot oblicza się według wzoru:

$$V = \frac{n}{M_n} \quad /119/$$

gdzie:

n - liczba wystrzelonych rakiet;

M_n - wartość oczekiwana liczby zniszczonych samolotów z celu grupowego.

5.6. Określanie prawdopodobieństwa trafienia rakieta w założoną powierzchnię przy pomocy siatki rozkładu kołowego

Dotychczasowe rozważania dotyczące określania prawdopodobieństwa trafienia rakieta w okrąg o założonym promieniu, szczególnie przy istnieniu błędu systematycznego, wykazały, że obliczenie tego prawdopodobieństwa według wzoru /94/ jest zagadnieniem bardzo trudnym. Najbardziej poglądowo i prosto można to prawdopodobieństwo obliczyć za pomocą siatki rozkładu kołowego.

Siatka zbudowana jest na zasadzie prawa rozkładu /rozrzutu/ torów, które jest sformułowane w następujący sposób: przy dostatecznie wielkiej liczbie startów raket w możliwie jednakowych warunkach rozrzut torów jest symetryczny, zagęszczający się ku środkowi pola, które kształtem swym jest zbliżone do elipsy, a w przypadku niezależnych kanałów kierowania w płaszczyźnie pionowej i poziomej /tak jak w SNR/ - ma kształt koła.

W środkowej części koła wyznacza się pas zawierający lepszą połowę /50%/ trafień, czyli trafienia położone bliżej osi symetrii koła. Połowę szerokości tego pasa przyjmuje się jako miarę zwaną odchyleniem przeciętnym E . Pozostałe 50% trafień znajduje się po obu stronach na zewnątrz tego pasa. Zatem w środkowych pasach, przylegających do osi symetrii koła zawarte jest po 25% trafień w każdym. Dalsze pasy o szerokości E symetrycznie położone względem tej osi zawierają, jak wskazuje praktyka, po 16%, następnie po 7%, wreszcie po 2% ogólnej liczby trafień. Wymiary tych pasów mogą być większe lub mniejsze, zależnie od tego czy rozrzut jest większy lub mniejszy, lecz sposób rozłożenia ilościowego trafień będzie zawsze ten sam.

Podziału koła /elipsy/ na 8 pasów dokonuje się w taki sam sposób zarówno w pionie, jak i w poziomie. Poza szerokością lub wysokością $8E$ znaleźć się mogą tylko odosobnione trafienia oderwane od całości skupienia. Na rys. 91 przedstawiono budowę siatki rozkładu. Dla rozkładu kołowego składa się ona z kwadratów, a dla rozkładu eliptycznego będą to prostokąty. Liczby wpisane w kwadraty wyrażają procentową ilość trafień w dany kwadrat. Obliczanie liczb wpisanych w kwadraty wyjaśnimy na przykładzie kwadratu zakreskowanego na rys. 91, utworzonego przez przecięcie pasa pionowego zawierającego 16% trafień z pasem poziomym zawierającym 7% trafień. Procentową ilość trafień znaleźliśmy przez zwykłe mnożenie, pamiętając, że procent jest to setna część całości, czyli 7%

od 16% to jest 0,07 od 16:

$$P = 16 \cdot 0,07 = \frac{112}{100} = 1,12\%$$

Oznacza to, że prawdopodobieństwo trafienia w ten kwadrat wynosi

$$P = 0,0112$$

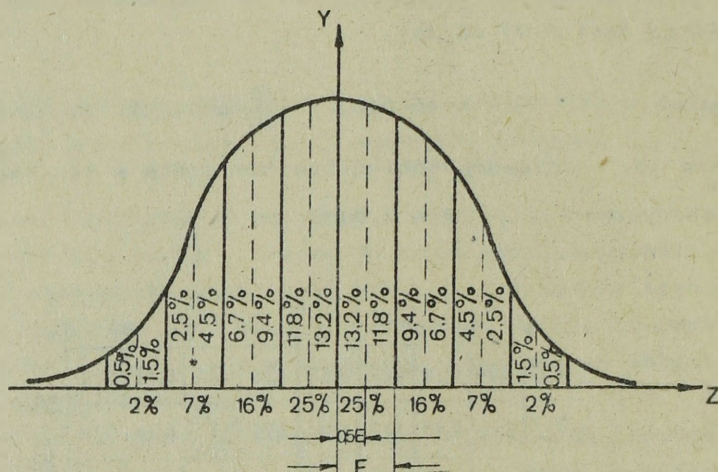
	4E	3E	2E	E	y	E	2E	3E	4E	
2 ₀ ^o	0,04	0,14	0,32	0,50	0,50	0,32	0,14	0,04		3E
7 ₀ ^o	0,14	0,49	1,12	1,75	1,75	1,12	0,49	0,14		2E
16 ₀ ^o	0,32	1,12	2,56	4,00	4,00	2,56	1,12	0,32		E
25 ₀ ^o	0,50	1,75	4,00	6,25	6,25	4,00	1,75	0,50		
25 ₀ ^o	0,50	1,75	4,00	6,25	6,25	4,00	1,75	0,50		E
16 ₀ ^o	0,32	1,12	2,56	4,00	4,00	2,56	1,12	0,32		2E
7 ₀ ^o	0,14	0,49	1,12	1,75	1,75	1,12	0,49	0,14		3E
2 ₀ ^o	0,04	0,14	0,32	0,50	0,50	0,32	0,14	0,04		4E
	2 ₀ ^o	7 ₀ ^o	16 ₀ ^o	25 ₀ ^o	25 ₀ ^o	16 ₀ ^o	7 ₀ ^o	2 ₀ ^o		

Rys. 91. Siatka rozkładu kołowego

W celu uzyskania bardziej dokładnych obliczeń prawdopodobieństwa trafienia rakieta w okrąg o założonym promieniu sporządza się siatki rozkładu z podziałem na 10 pasów /10 E/ i w skali 0,5 E lub 0,2 E. Na rys. 92 przy pomocy krzywej Gaussa, obrazującej rozkład normalny prawa rozrzutu torów, pokazano procentowy rozkład prawdopodobieństw dla odchylenia przeciętnego równego 0,5 E.

Obliczenie prawdopodobieństwa trafienia za pomocą siatki rozkładu najwygodniej jest wykonać w następujący sposób:

Wyrysować siatkę rozkładu na kalce lub kliszy. Na oddzielnej kartce w skali siatki wykreślić zarysy powierzchni koła /samolotu, okrętu itd./. Na powierzchni tej wyznacza się środek rozrzutu zgodnie z jego położeniem względem celu, a następnie wykreśla się osie y i z przechodzące przez środek rozrzutu. Z kolei na wykreślony zarys powierzchni nakłada się siatkę rozkładu kołowego, pokrywając jej środek ze środkiem rozrzutu, a kierunki jej osi z osiami y i z.



Rys. 92. Procentowy rozkład trafień w pasach szerokości E i $0,5 E$

Prawdopodobieństwo trafienia rakiety w założoną powierzchnię oblicza się przez zsumowanie wartości prawdopodobieństw podanych w kwadratach znajdujących się w zarysie tej powierzchni. Jeżeli kwadrat siatki nie jest w całości objęty zarysem powierzchni, to wartość prawdopodobieństwa przypadającego na objętą część kwadratu jest tyle razy mniejsza, ile razy pole zarysu jest mniejsze od pola tego kwadratu.

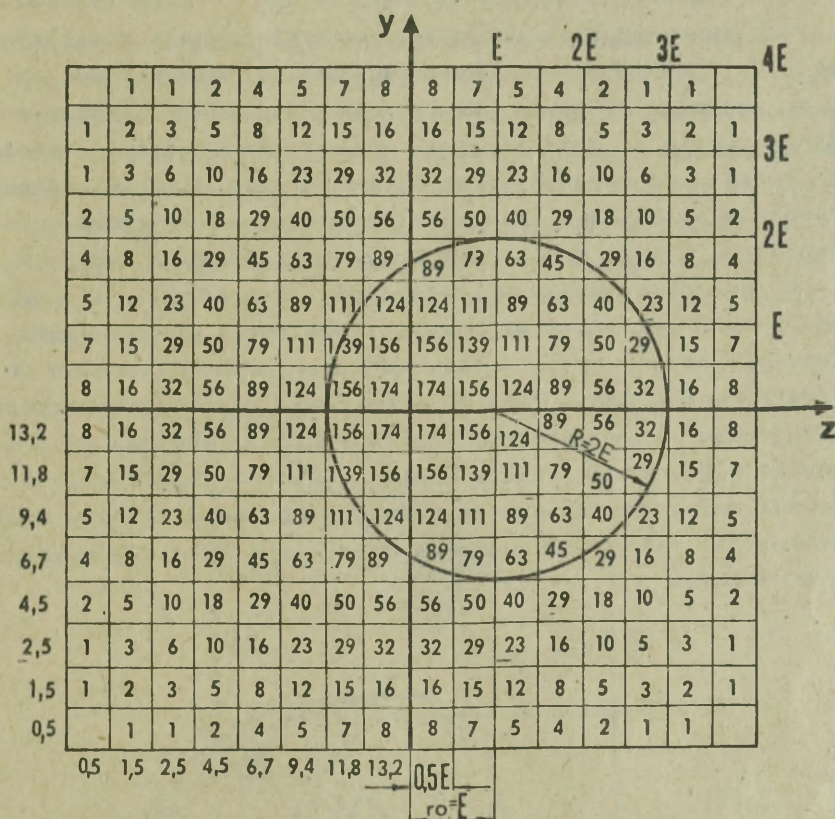
W przypadku obliczania prawdopodobieństwa trafienia rakietą w okrąg przy istnieniu błędu systematycznego należy wyrysowany na papierze okrąg przesunąć względem środka /rozrzutu/ siatki o wielkość tego błędu i zsumować liczby w kwadratach objęte zarysem okręgu, tak jak to pokazano na rys. 93.

Chcąc obliczyć prawdopodobieństwo za pomocą średniego błędu kwadratowego, należy uwzględnić, że $E = 0,66$

6. Strefa ognia i strefa startu PRK

6.1. Pojęcie stref strzelania PRK

Ze stanowiskiem startowym dywizjonu raketowego związana jest pewna przestrzeń powietrzna wokół tego stanowiska, w której dywizjon za pomocą przeciwlotniczego zestawu raketowego wykrywa i niszczy cele powietrzne. W przestrzeni tej wyróżnia się strefy: wykrywania /obserwacji/, stabilnego śledzenia, strefę ognia i strefę startu PRK.



Rys. 93. Obliczanie prawdopodobieństwa trafienia rakiety w okrąg o promieniu $R = 2E$ dla błędu systematycznego $r_0 = E$

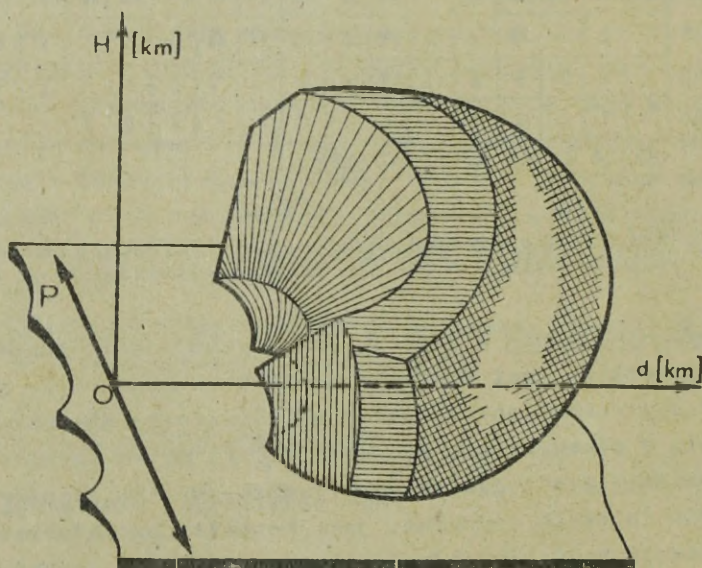
Strefa wykrywania - jest to przestrzeń wokół stanowiska startowego, w której możliwe jest wykrycie celów powietrznych za pomocą etatowych środków radiolokacyjnych dywizjonu. Strefa ta charakteryzuje się kątem położenia w płaszczyźnie pionowej ϵ , kątem azymutu β w płaszczyźnie poziomej i odległością wykrywania D . Na jakość wykrywania wpływ mają głównie takie czynniki, jak: kształt charakterystyki kierunkowej anten stacji radiolokacyjnej, rozmiary sektora szybkiego poszukiwania SNR, jego przemieszczanie się w kącie położenia i w kącie azymutu, moc nadajnika i czułość odbiornika stacji oraz wielkość skutecznej powierzchni odbicia opromienionego celu.

Strefa stabilnego śledzenia - jest to część strefy wykrywania, w której jest zapewnione stabilne /nieprzerwane/ śledzenie wykrytego celu. Wymiary tej strefy są określone parametrami taktyczno-technicznymi sta-

cji naprowadzania rakiet, właściwościami sygnału odbitego od celu /charakterem fluktuacji, amplitudą itp./ oraz stopniem wyszkolenia operatorów. Przy znacznej fluktuacji i niewielkiej amplitudzie sygnału odbitego od celu w dużym stopniu wzrasta czas na "uchwycenie" celu do śledzenia, co prowadzi do zmniejszenia wymiarów strefy stabilnego śledzenia.

Strefa ognia - jest to część strefy stabilnego śledzenia, w granicach której jest zapewnione zniszczenie celu przeciwlotniczą rakietą kierowaną z jednakowym /dla konkretnych warunków strzelania/ prawdopodobieństwem. Strefa ognia jest bryłą przestrzenną /rys. 94/, którą do rozważań przedstawia się w postaci płaskich stref ognia. Płaskie strefy ognia są przekrojami pionowymi i poziomymi strefy ognia /rys. 95/. Usytuowanie strefy ognia zależy od kursu celu w stosunku do SNR.

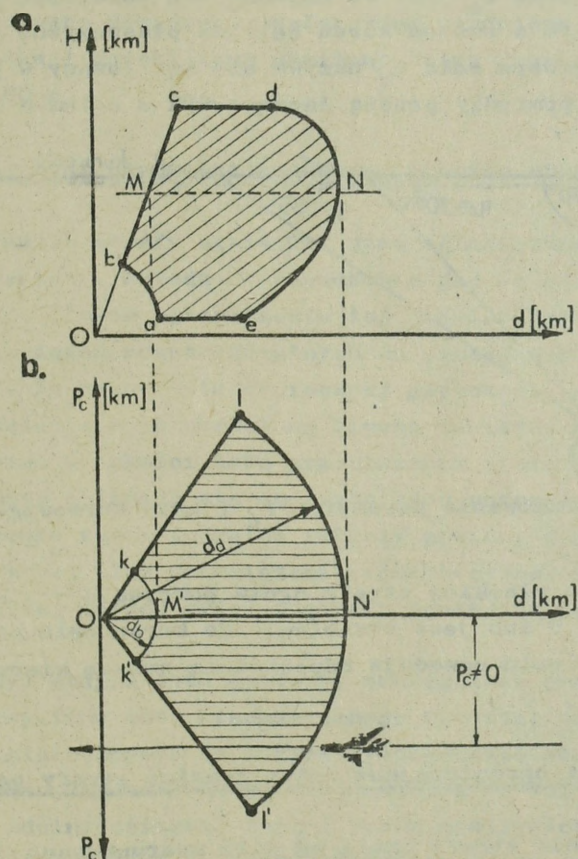
Strefa startu PRK - jest to przestrzeń, w granicach której powinien się znajdować cel w momencie startu rakiety, aby jej spotkanie z celem nastąpiło w granicach strefy ognia. Wielkość strefy startu zależy od prędkości celu, charakteru jego lotu i wielkości strefy ognia. Podczas strzelania do celu manewrującego kursem wyróżnia się gwarantowaną strefę startu PRK.



Rys. 94. Przestrzenna strefa ognia PRK

6.2. Budowa strefy ognia

W ogólnym przypadku wymiary strefy ognia danego PRK są określone przez: wymiary strefy wykrywania i stabilnego śledzenia celów przez SNR; dokładność naprowadzania rakiety na cel, czas wyprowadzenia rakiety na tor lotu określony metodą naprowadzania, rozporządzalne i niezbędne przełączenia rakiety, charakterystyki ładunku bojowego i radiozapalnika rakiety, stosunek prędkości rakiety do prędkości celu, maksymalną odległość kierowanego lotu rakiety, założone prawdopodobieństwo zniszczenia celu, warunki strzelania /w zakłóceniach, bez zakłóceń/ i warunki lotu celu.



Rys. 95. Płaskie strefy ognia PRK: a/ przekrój pionowy, b/ przekrój poziomy

Granice strefy ognia według przekroju pionowego wyznaczają /rys.95a/:
 - granica bliższa / d_b / - odcinek a, b, c;

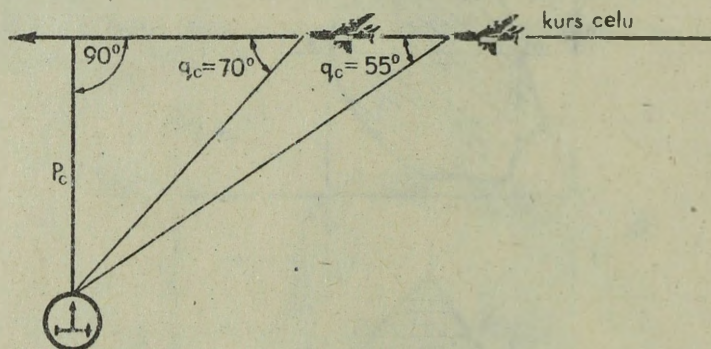
- granica górna $/H_{\max}/$ - odcinek c, d;
- granica dalsza $/d_d/$ - odcinek d, e;
- granica dolna $/H_{\min}/$ - odcinek a, e.

Według przekroju poziomego strefy ognia /rys. 95b/ dalsza granica jest ograniczona łukiem o promieniu $d_d = ON'$; a bliższa - łukiem o promieniu $d_b = OM'$ i odcinkami k l i k' l', które ograniczają strefę ognia granicznym kątem kursowym celu. Ograniczenie kątem kursowym $/q/$ ma miejsce wówczas, gdy cel nie leci dokładnie na stację naprowadzania, lecz na pewnym parametrze $P_c \neq P_o$.

Dla PZR typu S-75M graniczny kąt kursowy celu wynosi $q_c = 70^\circ$ dla metody FW i $q_c = 55^\circ$ dla metody TP.

Parametr celu P_c jest to najmniejsza odległość pomiędzy stanowiskiem startowym a rzutem kursu celu na płaszczyznę poziomą.

Kątem kursowym celu q_c nazywa się kąt leżący w płaszczyźnie poziomej zawarty pomiędzy prostą łączącą SNR z celem a kursem celu /rys.96/.



Rys. 96. Zobrazowanie parametru P_c i kąta kursowego celu q_c

Dwusieczna płaskiej strefy ognia pokrywa się z kursem celu dla parametru $P_c = 0$ lub jest równoległa do kursu celu przy $P_c \neq 0$. A zatem zmiana kursu celu powoduje odpowiednią zmianę kierunku dwusiecznej strefy ognia.

Czynniki ograniczające dolną granicę strefy ognia

Ograniczenie strefy ognia od dołu uwarunkowane jest wpływem ziemi /wody/ na pracę radiozapalnika i kanału kierowania radiowego rakiety.

Przy strzelaniu na małych wysokościach następują odbicia energii elektromagnetycznej od przedmiotów terenowych i odbicia lustrzane, które zwiększają błędy w określaniu współrzędnych rakiety i celu, a także utrudniają stabilne śledzenie celu. Przy małych wysokościach

lotu rakiety istnieje możliwość zadziałania radiozapalnika od ziemi /wody/. Zachodzi też niebezpieczeństwo zderzenia się rakiety z ziemią, głównie na odcinku wprowadzenia jej na tor kinematyczny, lub utraty kierowania rakieta w skutek wejścia jej w tak zwany "cień radiolokacyjny" powstały od wzniesienia terenowego. Spośród wymienionych czynników największy wpływ na wysokość dolnej granicy strefy ognia ma radiozapalnik rakiety. Dlatego np. w PZR S-75M celem obniżenia tej granicy wprowadzono możliwość strzelania raketami z wyłączonym radiozapalnikiem. Wybuch ładunku bojowego rakiety w tym przypadku jest inicjowany specjalną komendą wysyłaną w odpowiednim czasie ze stacji naprowadzania. W zmodernizowanych raketach, jak na przykład W-755 SU /w PZR S-75M/, wbudowano urządzenie selekcyjne ograniczające zasięg działania radiozapalnika i dzięki temu obniżono dolną granicę naprowadzania tych raket do 100 m.

Czynniki ograniczające górną granicę strefy ognia

Górna granica strefy ognia PRK jest ograniczona możliwościami manewrowymi rakiety, metodą naprowadzania jej na cel i prędkością zwalczanego celu. Główne ograniczenie tej granicy jest uwarunkowane stosunkiem przeciążeń rozporządzalnych do przeciążeń niezbędnych rakiety i koniecznością zachowania koniecznej głębokości strefy ognia zapewniającej ostrzelanie celu określoną liczbą raket w serii.

Ze wzrostem wysokości lotu przeciążenia niezbędne rakiety rosną i coraz bardziej zbliżają się do przeciążeń rozporządzalnych. Wiadomo, że przeciążenia rozporządzalne rakiety powinny przewyższać przeciążenia kinematyczne plus przeciążenia fluktuacyjne. Na dużych wysokościach /powyżej górnej granicy strefy ognia/ ta nierówność nie jest zachowana.

W końcowym etapie lotu rakiety, szczególnie przy metodzie trzech punktów, krzywizna toru kinematycznego wzrasta, co wywołuje wzrost przeciążeń niezbędnych. Na dużych wysokościach dochodzi do tego, że krzywizna toru kinematycznego jest większa od tej krzywizny, którą raketa jest zdolna osiągnąć dzięki swoim możliwościom manewrowym. W takim przypadku prowadzi to do zwiększenia błędów dynamicznych trudnych do skompensowania lub w ogóle do utraty kierowania rakieta.

Podczas naprowadzania rakiety metodą połowicznego wyprostowania toru niezbędne przeciążenia kinematyczne są znacznie mniejsze niż podczas naprowadzania metodą trzech punktów. Jednakże przy metodzie połowicznego wyprostowania toru znacznie wzrastają składowe przeciążenia niezbędnych na odpracowanie zakłóceń fluktuacyjnych.

Czynniki ograniczająca bliższą granicę strefy ognia

Bliższa granica strefy ognia na odcinku ab /rys. 95a/ jest określona odległością zakończenia wprowadzenia rakiety na tor kinematyczny. Etap wprowadzenia rakiety uważa się za zakończony, jeżeli rozbieżność pomiędzy torem rzeczywistym a torem kinematycznym jest mniejsza od promienia zadziałania radiozapalnika. Odległość ta jest różna dla różnych typów rakiet. Na przykład dla rakiety typu W-755 wynosi 60 m, a dla rakiety 5 W-27 - 40 m. Etap wprowadzenia jest poprzedzony etapem niekierowanego lotu rakiety. Długość tego etapu wpływa na odległość bliższej granicy strefy ognia, ponieważ przy końcu odcinka niekierowanego lotu rakiety są określane te wartości początkowych rozbieżności, które w procesie naprowadzenia należy zmniejszyć do wartości promienia zadziałania radiozapalnika. Ważne znaczenie w tym przypadku odgrywa wzajemne rozmieszczenie SNR i wyrzutni. Rozmieszczenie tych elementów oraz odpowiednie skierowanie rakiety przed startem powinny zapewniać dokładne wstrzelenie rakiety w środek sektora szybkiego poszukiwania i najkrótszy czas jej wprowadzenia na tor kinematyczny. Dlatego wyrzutnia w momencie startu rakiety ma inny kąt ustawienia strzały niż oś optyczna anten SNR. Kąty wstrzeliwania wyrzutni ϵ_w i β_w wyrażają się wzorami:

$$\beta_w = \beta_{ant} + \dot{\beta}_{ant} \cdot t;$$

$$\epsilon_w = \epsilon_{ant} + \dot{\epsilon}_{ant} \cdot t + \Delta\epsilon$$

/120/

gdzie:

β_{ant} i ϵ_{ant} - azymut i kąt położenia anteny SNR w momencie startu rakiety;

$\dot{\beta}_{ant}$ i $\dot{\epsilon}_{ant}$ - prędkość kątowna anteny w czasie niekierowanego lotu rakiety;

$\Delta\epsilon$ - wielkość kątowna obniżenia się toru lotu rakiety wskutek jej ciężaru;

t - czas niekierowanego lotu rakiety.

Na ruch rakiety na odcinku niekierowanego lotu mają wpływ także czynniki, jak:

- przesunięcie wektora siły ciągu silnika względem podłużnej osi rakiety i wywołane tym momenty i siły boczne;

- zakłócenia powstające podczas schodzenia rakiety z wyrzutni /osiadanie/ i w momencie odłączenia się silnika startowego.

Odłączenie się silnika startowego wywołuje gwałtowną zmianę położenia środka ciężkości rakiety;

- podmuchy wiatru.

Ograniczenie bliższej granicy strefy ognia na odcinku b o i k l /rys. 95/, to jest kątem położenia ξ i kątem kursowym q , uwarunkowane jest trzema podstawowymi czynnikami:

1. Dynamicznymi błędami naprowadzania. W miarę wzrostu kąta położenia ξ rośnie prędkość kątowa celu i związana z tym krzywizna toru kinematycznego. Z kolei wzrost krzywizny toru powoduje wzrost dynamicznych błędów naprowadzania. Ponadto stosunek przeciążeń rozporządzalnych do niezbędnych staje się niekorzystny, ponieważ przeciążenia niezbędne rosną, a rozporządzalne maleją w porównaniu z punktami w głębi strefy ognia na tej samej wysokości. Jest to wynikiem tego, że prędkość rakiety w rozpatrywanych punktach bliższej granicy jest mniejsza niż w głębi strefy.

2. Rozbieżnością pomiędzy obszarem zadziałania radiozapalnika a obszarem możliwego zniszczenia celu odłamkami ładunku bojowego. Przy dużych kątach spotkania ma miejsce rozbieżność pomiędzy podłużną osią rakiety a wektorem prędkości celu, co wpływa na zmniejszenie prawdopodobieństwa zniszczenia celu.

3. Niedostateczną dokładnością kompensacji kąta skręcenia γ /osi układu współrzędnych wykonawczych związanych ze sterami rakiety względem współrzędnych pomiaru położenia rakiety i celu określonych przez SNR. Przy parametrach $P_c > P_o$ bliższa granica strefy ognia w płaszczyźnie poziomej /granica boczna/ jest ograniczona kątem kursowym q . Ograniczenie to jest uwarunkowane tymi samymi czynnikami co w kącie położenia ξ .

Czynniki ograniczające dalszą granicę strefy ognia

Dalsza granica strefy ognia jest określona odległością sterowanego lotu rakiety. Rozróżnia się granicę dalszą aktywną i dalszą pasywną. Granica dalsza aktywna d_{da} odnosi się do lotu rakiety z pracującym silnikiem raketowym. Po zakończeniu pracy silnika prędkość rakiety szybko maleje i rozpoczyna się etap lotu pasywnego /bezwładnościowego/. Na pownej odległości tego etapu rakietą ma jeszcze dostateczną prędkość, która pozwala jej kontynuować lot sterowany. Odległość rzeczywista /pochyła/ do dalszej granicy strefy ognia zależy głównie od czasu pracy i całkowitego impulsu silnika raketowego oraz od wysokości lotu rakiety.

Zależność zasięgu lotu od wysokości jest uwarunkowana takimi czynnikami, jak:

- opór czołowy rakiety opisany wzorem:

$$Q = \frac{\rho v_r^2}{2} S \quad /121/$$

Opór ten w znacznym stopniu zależy od gęstości powietrza ρ i ma największą wartość na małych wysokościach oraz od prędkości rakiety v_r i od przekroju poprzecznego rakiety S ;

- zmiana wartości całkowitego impulsu zespołu napędowego rakiety w zależności od wysokości jej lotu;

- zmiana składowej siły ciężkości rakiety skierowanej wzdłuż osi OX .

W momencie przejścia rakiety z aktywnego na pasywny odcinek toru powstaje przejściowy proces ustalania się błędu dynamicznego wywołany gwałtowną zmianą przyspieszenia rakiety z dodatniego na ujemny. Powoduje to odpowiednio gwałtowną zmianę współczynnika X/t . Aby całkowicie skompensować błąd dynamiczny, z chwilą gdy silnik przestaje działać należy wypracować w układzie wypracowania komend odpowiednio większy sygnał kompensacyjny.

Na pasywnym odcinku toru wskutek wzrostu błędów naprowadzania, a w pierwszym rzędzie błędu dynamicznego, następuje wzrost rozrzutu torów rakiet, co prowadzi do zmniejszenia prawdopodobieństwa zniszczenia celu.

6.3. Budowa strefy startu

Ażeby rakietka spotkała się z celem w założonym punkcie strefy ognia, jej start powinien nastąpić z wyprzedzeniem uwzględniającym czas lotu rakiety do punktu spotkania i prędkość celu. Dlatego też położenie celu w momencie jej startu powinno być przesunięte względem punktu spotkania wzdłuż linii ruchu celu na odległość równą drodze przebytej przez cel w czasie lotu rakiety do tego punktu.

Strefa startu jest więc częścią strefy wykrywania, w której powinien znajdować się cel w momencie startu rakiety, aby mogła ona spotkać się z celem w granicach strefy ognia.

Strefa startu nie ma stałych rozmiarów, jej wielkość zależy od prędkości celu, charakteru jego lotu i wielkości strefy ognia. Strefę startu graficznie przedstawia się tak jak strefę ognia, to znaczy w postaci przekroju pionowego i poziomego. Płaską strefę startu w płaszczyźnie poziomej dla danej wysokości H_c i prędkości lotu celu V_c wykreśla się w następujący sposób:

a. Narysować płaską strefę ognia dla założonej H_c i V_c . Na strefie tej wyznacza się punkty charakterystyczne, na przykład a, b, c, d /rys. 97/.

b. Określić odległości i czas lotu rakiety do tych punktów, pamiętając, że czas lotu do punktów $t_a = t_d$ i $t_b = t_c$.

c. Obliczyć drogę przebytą przez cel mający prędkość V_c w czasie lotu rakiety do tych punktów z uwzględnieniem czasu opóźnienia startu t_{st} , to jest odpowiednio:

$$S_1 = V_c t_a = V_c / t_{lra} + t_{st};$$

$$S_2 = V_c t_b = V_c / t_{lrb} + t_{st};$$

d. Z początku układu współrzędnych /punkt O/ odłożyć odcinki S_1 i S_2 , a na końcach tych odcinków wyznaczyć odpowiednio punkty A i B.

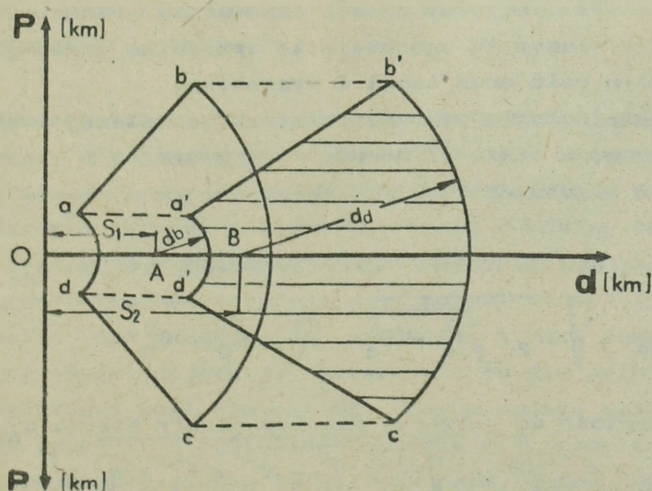
e. Z punktu A wykreślić łuk o promieniu d_b / d_b - odległość pozioma do bliższej granicy strefy ognia/ i wyznaczyć bliższą granicę strefy startu, a z punktu B zakreślić łuk o promieniu d_d / d_d - odległość pozioma do dalszej granicy strefy ognia/ i wyznaczyć dalszą granicę strefy startu.

f. Punkty przecięcia się wykreślonych łuków z prostymi $a a'$, bb' , dd' , cc' wyznaczają położenia charakterystycznych punktów strefy startu a' , b' , c' , d' .

g. Łącząc liniami prostymi punkty a' z b' oraz d' z c' otrzymamy strefę startu PRK /powierzchnia zakreskowana na rys. 97/.

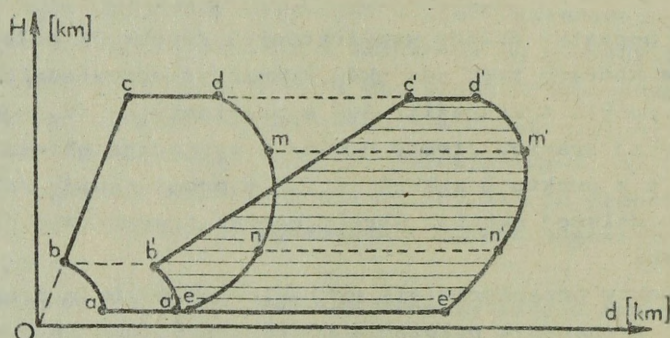
Płaską strefę startu w płaszczyźnie pionowej dla założonej prędkości celu V_c wykreśla się w następujący sposób:

a. Na pionowym przekroju przestrzennej strefy ognia wyznaczyć charakterystyczne punkty, na przykład a , b , c , d , m , n , e /rys. 98/.



Rys. 97. Strefa startu w płaszczyźnie poziomej

- b. Określić odległości i czas lotu rakiety do wyznaczonych punktów.
 c. Przesuwając charakterystyczne punkty wzdłuż linii ruchu celu w kierunku przeciwnym do jego ruchu o odcinki, które przebywa cel lecący z prędkością V_c w czasie lotu rakiety do tych punktów i łącząc je, otrzymuje się strefę startu w płaszczyźnie pionowej a', b', c', d', e' .
 Największe znaczenie dla strzelającego mają wartości odległości rzeczywistych do dalszej i bliższej granicy strefy startu oraz czas przebywania celu w tej strefie.



Rys. 98. Strefa startu w płaszczyźnie pionowej

W przeciwlotniczych zestawach raketowych zagadnienie to rozwiązuje w zasadzie automatyczny przyrząd startu /APS/, który wskazuje parametr $/P_c/$, wysokość $/H_c/$ i prędkość $/V_c/$ celu oraz na wskaźniku naprowadzania wyświetla znaczniki elektronowe dalszej i bliższej granicy strefy ognia, a także tak zwany znacznik wyprzedzony, wskazujący punkt spotkania rakiety z celem. Równolegle do automatycznego przyrządu startu istnieje w SNR zastępczy sposób określania granicy strefy startu składający się z planszetu ogniowego ze specjalną linijką umożliwiającą odczyt parametru celu oraz tabel i wykresów.

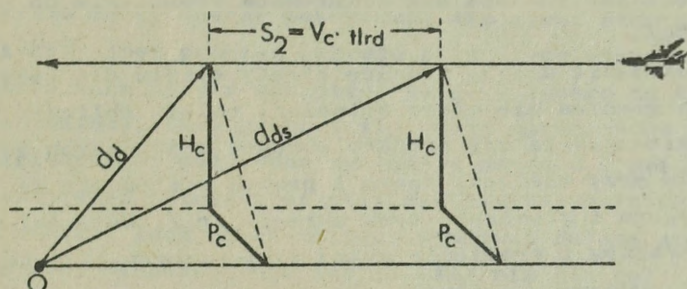
Tabele odległości rzeczywistych do dalszej i bliższej granicy strefy startu, a także głębokość strefy startu i czas przebywania celu w strefie startu oblicza się, korzystając z wzorów wyprowadzonych z rys. 99.

Odległość do dalszej granicy strefy startu d_{ds} :

$$d_{ds} = \sqrt{2S_2 \sqrt{d_d^2 - H_c^2 - P_c^2} + S_2^2 + d_d^2} \quad /122/$$

Odległość do bliższej granicy strefy startu d_{bs} :

$$d_{bs} = \sqrt{2S_1 \sqrt{d_b^2 - H_c^2 - P_c^2} + S_1^2 + d_b^2} \quad /123/$$



Rys. 99. Schemat pomocniczy do określania dalszej granicy strefy startu

Głębokość strefy startu h_s :

$$h_s = d_{ds} - d_{bs} = \sqrt{d_d^2 - H_c^2 - P_c^2} - \sqrt{d_b^2 - H_c^2 - P_c^2} \quad /124/$$

Czas przebywania celu w strefie startu T_{ps} :

$$T_{ps} = \frac{h_s}{V_c} \quad /125/$$

We wzorach:

d_d, d_b - odległość rzeczywista do dalszej i bliższej granicy strefy ognia;

H_c - wysokość lotu celu;

P_c - parametr celu.

6.4. Strefa startu przy strzelaniu do celu stosującego manewr - gwarantowana strefa startu

Stosowanie manewru przez cel w płaszczyźnie poziomej /wiraż/ powoduje zmianę zarysu strefy startu wykreślonej dla celu manewrującego. Przez pojęcie gwarantowanej strefy startu należy rozumieć taką przestrzeń, w której jeśli znajdzie się cel w momencie startu rakiety, to pewne jest jego spotkanie z rakietą w granicach strefy ognia bez względu na rodzaj manewru. Zarys gwarantowanej strefy startu zależy od promienia zakrętu celu, który z kolei jest funkcją jego prędkości i kąta przechylenia.

Strefa ognia i odpowiadająca jej strefa startu dla celu nie manewrującego jest symetryczna względem osi OX. Przy manewrze celu w płaszczyźnie poziomej oś symetrii strefy startu będzie się przemieszczała względem osi OX w kierunku przeciwnym do zakrętu celu. Uwarunkowane jest to

tym, że w czasie śledzenia celu dwusieczna strefy ognia PZR w każdym momencie czasu powinna być skierowana równoległe do kursu celu /rys. 100/.

Aby określić dalszą granicę strefy startu dla celu manewrującego /bliższa granica nie ulega zmianie/, należy obliczyć współrzędne X_d i P_d przemieszczania się środków okręgów opisujących dalszą granicę strefy startu przy zakręcie lewym i prawym w stosunku do środka kołowej strefy ognia i promienie tych okręgów r_d . Wartości współrzędnych przesunięć środków i promienie wyżej wymienionych okręgów oblicza się według następujących wzorów:

$$X_d = R \sin / \omega t_m / + \Delta x \quad /126/$$

$$P_d = R / 1 - \cos / \omega t_m / \quad /127/$$

$$r_d = \sqrt{d_d^2 - H_c^2} \quad /128/$$

gdzie:

R - promień zakrętu celu;

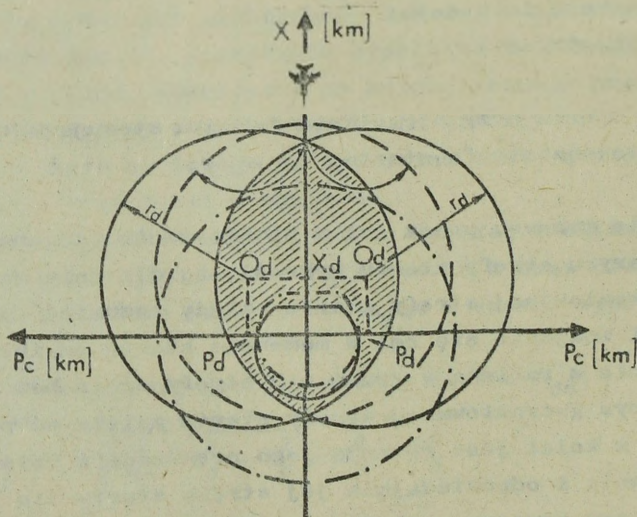
ω - prędkość kątowa celu;

t_m - czas manewru celu;

Δx - odległość, jaką przeleci cel przy ruchu prostoliniowym /przy zbliżaniu, oddalaniu/, bez uwzględnienia zakrętu;

d_d - odległość rzeczywista do dalszej granicy strefy ognia;

H_c - wysokość lotu celu.



Rys. 100. Gwarantowana strefa startu

- strefa startu dla celu manewrującego;
- strefa startu dla celu nie manewrującego;
- - - - - strefa ognia;
- gwarantowana strefa startu.

Na rys. 100 widać pokrywanie się stref startu odpowiadające obu kierunkom zakrętu celu. Obszar pokrywania się stref startu jest tym większy, im większy jest promień zakrętu celu. Przy wyborze strefy startu podczas strzelania należy pamiętać, że cele lecące na dużej wysokości, samoloty - rakiety, cele grupowe itp. mają ograniczone możliwości manewru. Uwzględniając możliwość wykonania manewru przez cel, zaleca się w miarę możliwości ostrzeliwać cele nie bezpośrednio na dalszej granicy strefy startu, lecz nieco bliżej, ponieważ dalsza granica strefy startu dla celu manewrującego leży bliżej niż dla celów zwykłych.

6.5. Ostrzeliwanie celów kolejno wlatujących w strefę startu PZR .

Możliwość kolejnego ostrzelenia celów przez przeciwlotniczy zestaw raketowy jest uwarunkowana, ogólnie rzecz biorąc, następującymi czynnikami:

- a/ czasem cyklu strzelania PZR;
- b/ głębokością strefy startu i odpowiednio czasem przebywania celów w tej strefie;
- c/ czasem potrzebnym do załadowania wyrzutni.

Cykl strzelania PZR =====

Cykl strzelania jest to czas niezbędny do ostrzelenia jednego celu z jednorazowym przeniesieniem ognia na następny cel.

$$T_c = T_o + T_{po} \quad /129/$$

gdzie:

- T_c - czas cyklu strzelania;
- T_o - czas na ostrzelenie celu jedną raketą lub serią rakiet /odstęp czasu między naciśnięciem przycisku "start" pierwszej rakiety z serii a momentem spotkania ostatniej rakiety z daną serią z celem/;
- T_{po} - czas przenoszenia ognia na następny cel.

Czas potrzebny na ostrzelenie celu T_o jest sumą składników:

$$T_o = t_{lr} + t_{st} + t_s \quad /130/$$

gdzie:

- t_{lr} - czas lotu ostatniej rakiety z serii;
- t_{st} - czas opóźnienia startu /od naciśnięcia przycisku "start" do zejścia rakiety z wyrzutni/;
- t_s - suma odstępów czasowych pomiędzy startami rakiet w serii.

W zestawie typu S-75M czas opóźnienia startu wynosi $t_{st} = 2$ s. Natomiast t_s przy ostrzale celu jedną rakieta równa się 0 s, dwiema raketami - 6 s, a trzema - 12 s.

Czas potrzebny na przeniesienie ognia z poprzedniego na kolejny cel jest sumą:

$$T_{po} = t_k + t_{obr} + t_{prz} + t_{pw} \quad /131/$$

gdzie:

- t_k - czas wydania komendy na przeniesienie ognia na cel następny;
- t_{obr} - czas obrotu anten SNR w kierunku kolejnego celu;
- t_{prz} - czas przechwycenia celu do śledzenia;
- t_{pw} - czas konieczny na przygotowanie danych wyjściowych do ostrzelania.

Sumaryczny czas potrzebny na przeniesienie ognia $/T_{po}/$ do kolejnego celu może być różny i zależy od tego, czy drugi cel, na który ma być przeniesiony ogień, jest widoczny na ekranie wskaźnika naprowadzania, czy też nie, od sposobu przygotowania danych wyjściowych do strzelania oraz od systemu dowodzenia dywizjonami raketowymi z wyższego stanowiska dowodzenia /system zautomatyzowany lub niezautomatyzowany/.

Jeżeli w czasie walki wynika konieczność załadowania wyrzutni, to przy ocenianiu możliwości ostrzeliwania kolejnych celów należy doliczyć czas potrzebny na przygotowanie raket do startu. Czas przygotowania raket do startu T_s obejmuje: czas transportu rakiety z ukrycia do wyrzutni; czas załadowania rakiety na wyrzutnię i czas trwania cyklu przygotowania rakiety do startu.

Jeżeli strzelający dysponuje m raketami na wyrzutniach i na każdy cel przeznacza n raket, to ostrzelanie kolejnego celu jest możliwe w odstępach:

$$\Delta T_n = \frac{n}{m} T_s \quad /132/$$

Czas przygotowania raket do startu T_s nie wpływa na możliwości zestawu w ostrzeliwaniu kolejnych celów, jeżeli czas ΔT_n nie będzie większy niż czas trwania cyklu strzelania n raketami, tj. $\Delta T_n \leq T_{on}$. W przeciwnym przypadku, gdy $\Delta T_n > T_{on}$, możliwości ostrzeliwania kolejnych celów będą zależały od czasu przygotowania raket T_s i będą określane wartością ΔT_n .

Znając czas cyklu strzelania, można określić minimalny odstęp czasu między dwoma celami $/\Delta t_{min}/$, przy którym jest możliwe kolejne ich ostrzelanie.

Możliwość kolejnego ostrzelania dwóch celów

Założmy, że na wyrzutniach znajduje się sześć rakiet. Przy przeznaczaniu na każdy cel dwóch lub trzech rakiet czas ich przygotowania /załadowania wyrzutni/ nie wpływa na możliwość kolejnego ostrzelania dwóch celów.

Ostrzelanie jest możliwe, jeżeli:

$$\Delta t > \Delta t_{\min}$$

gdzie:

Δt - rzeczywisty odstęp czasu między dwoma celami;

Δt_{\min} - minimalny odstęp czasu między dwoma celami, przy którym możliwe jest kolejne ich ostrzelanie.

Wielkość Δt_{\min} można obliczyć z równania:

$$\Delta t_{\min} + T_{ps2} = T_c + t_{s2}$$

czyli

$$\Delta t_{\min} = T_c + t_{s2} - T_{ps2}$$

/133/

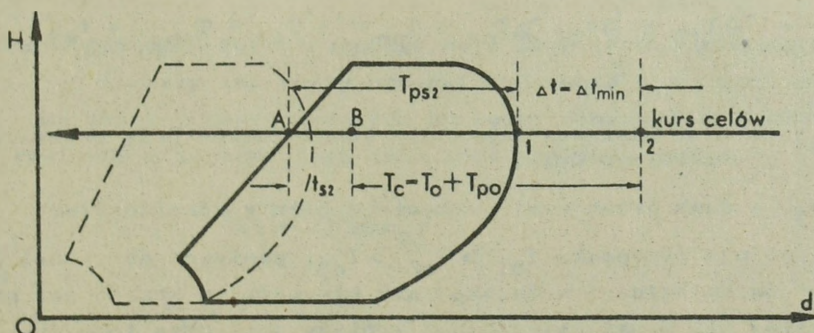
gdzie:

T_c - czas cyklu strzelania;

t_{s2} - suma odstępów czasu między startami dla serii rakiet przy ostrzelaniu drugiego celu;

T_{ps2} - czas przebywania drugiego celu w strefie startu.

Słuszność równania 133 można objaśnić przy pomocy rys. 101.



Rys. 101. Rysunek pomocniczy do określania możliwości ostrzelania dwóch celów

Na torze lotu celów zaznaczono odstęp czasu T_{ps2} . $\Delta t = \Delta t_{min}$, T_c i t_{s2} . Start rakiety do pierwszego celu następuje w momencie, gdy ten znajduje się w punkcie 1; drugi cel w tym czasie znajduje się w punkcie 2. Podczas strzelania do celu pierwszego i przeniesienia ognia na drugi ten ostatni przemieści się do punktu B, znajdując się stale w strefie startu. Odcinek BA odpowiada drodze przebytej przez cel w czasie t_{s2} .

Jeżeli $\Delta t < \Delta t_{min} = T_c + t_{s2} - T_{ps2}$, to podczas strzelania do pierwszego celu i przeniesienia ognia na drugi ten ostatni wyjdzie już ze strefy startu.

Możliwość kolejnego ostrzelania trzech celów

Załóżmy, że w strefie startu PZR znajdują się trzy cele lecące w odstępach wynoszących odpowiednio Δt_{12} i Δt_{23} . Należy oceniać możliwości kolejnego ostrzelania wszystkich trzech celów przy posiadaniu sześciu rakiet na wyrzutniach. Możliwość ostrzelania drugiego celu ocenia się w sposób podany poprzednio.

Przy określaniu możliwości ostrzelania trzeciego celu zakłada się, że w przypadku ostrzelania każdego z trzech celów jedną lub dwiema rakietami nie będzie konieczne uzupełnienie rakiet na wyrzutniach, a w przypadku ostrzelania ich trzema rakietami - trzeci cel może być ostrzelany tylko wówczas, gdy wyrzutnie zostaną załadowane nowymi rakietami.

W pierwszym przypadku ostrzelanie trzeciego celu jest możliwe, jeżeli w czasie ostrzelania pierwszego celu T_{o1} , przeniesienia ognia z pierwszego na drugi T_{po12} , ostrzelania drugiego celu T_{o2} i przeniesienia ognia z drugiego celu na trzeci T_{po23} ten ostatni nie wyjdzie ze strefy startu, to znaczy:

$$T_{ps3} + \Delta t_{12} + \Delta t_{23} \geq T_{o1} + T_{po12} + T_{o2} + T_{po23} + t_{s3} \quad /134/$$

gdzie:

t_{s3} - suma odstępów czasu dla serii rakiet przy ostrzelaniu trzeciego celu;

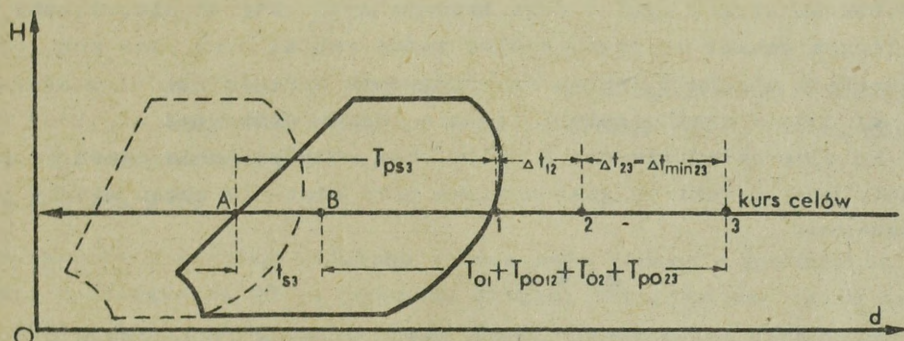
T_{ps3} - czas przebywania trzeciego celu w strefie startu.

W ogólnym przypadku $T_{o1} > T_{o2} > T_{o3}$, ponieważ drugi cel jest ostrzelany na odległości mniejszej niż pierwszy, a trzeci cel na odległości mniejszej niż drugi, stąd coraz krótszy jest czas lotu rakiety do kolejnych celów. A zatem ostrzelanie trzeciego celu po ostrzelaniu pierwszego i drugiego jest możliwe, jeżeli:

zaś
$$\Delta t_{23} \geq t_{\min 23}$$

$$\Delta t_{\min 23} = T_{o1} + T_{po12} + T_{o2} + T_{po23} + t_{s3} - /T_{ps3} + \Delta t_{12}/ \quad /135/$$

Słuszność wzoru 135 ilustruje rysunek 102.



Rys. 102. Rysunek pomocniczy do określenia możliwości ostrzelenia trzech celów

Rozpatrzmy możliwość ostrzelenia trzeciego celu z uwzględnieniem czasu na załadunek wyrzutni i przygotowanie rakiet do startu. Jeżeli każdy z trzech celów jest ostrzeliwany trzema rakietami /przy sześciu rakietach na wyrzutniach/, to odstęp między drugim a trzecim celem zależy od czasu dowiezienia, załadunku na wyrzutnię i przeprowadzenia cyklu przygotowania przedstartowego rakiet. Ostrzelenie trzeciego celu jest wówczas możliwe, gdy:

$$\Delta t_{12} + \Delta t_{23} + T_{ps3} \geq T_s + t_{s3} \quad /136/$$

to znaczy, gdy czas lotu trzeciego celu do bliższej granicy strefy startu jest większy lub równy czasowi ładowania trzech wyrzutni plus $/t_{s3}/$ suma dwóch przerw czasowych pomiędzy startami trzech rakiet.

Ostrzelenie więc trzeciego celu jest możliwe, jeżeli:

$$\Delta t_{23} \geq \Delta t_{\min 23} ;$$

gdzie:

$$\Delta t_{\min 23} = T_s + t_{s3} - /T_{ps3} + \Delta t_{12}/ ; \quad /137/$$

Wzór 137 można zilustrować rysunkiem 103.

Możliwość kolejnego ostrzelenia N celów

Możliwości PZR pod względem ciągłego ostrzeliwania celów wlatujących kolejno w jego strefę startu są uwarunkowane szybkostrzelnością zestawu, która z kolei zależy od takich podstawowych czynników, jak:

a/ charakterystyka nalotu, to jest: wysokość, parametr kursowy i prędkości celów oraz odstępy czasowe między celami Δt ;

b/ charakterystyki techniczne zestawu, z których podstawowymi są: głębokość strefy ognia, czas trwania cyklu strzelania, liczba wyrzutni i liczba rakiet na nich, ogólny zapas rakiet oraz czas przygotowania rakiet do startu T_s /czas przeładowania wyrzutni/;

c/ jakość wyszkolenia i zgrania składu osobowego.

Kolejne ostrzeliwanie N celów, bez uwzględnienia czasu na przygotowanie nowych rakiet, jest możliwe przy odstępie czasu między celami wynoszącym:

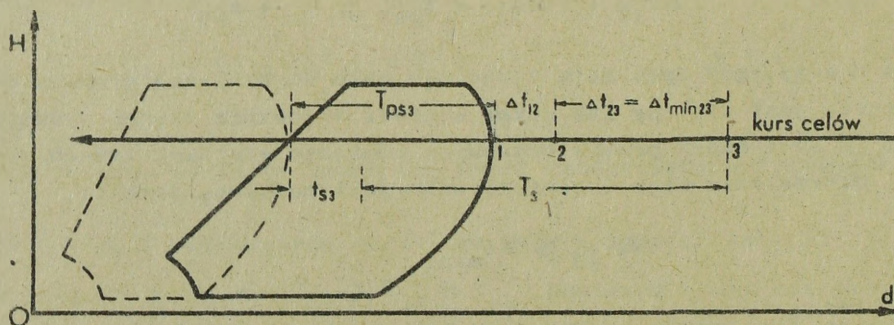
$$\Delta t = T_c + t_{sn}$$

Natomiast ostrzelenie potoku celów kolejno wlatujących w strefę startu zestawu z uwzględnieniem czasu potrzebnego na przygotowanie rakiet, przy zapasie m rakiet z przeznaczeniem na każdy cel n rakiet, jest możliwe, jeżeli:

$$T_s > \frac{m}{n} T_{cn} \quad /138/$$

P r z y k ł a d 1

Określić możliwość kolejnego ostrzelenia dwóch celów wlatujących równocześnie w strefę startu, mając dane:



Rys. 103. Rysunek pomocniczy do określania możliwości ostrzelenia trzech celów trzema rakietami z uwzględnieniem ładowania wyrzutni

$$\Delta t_{12} = 0; V_c = 300 \text{ m/s}; n = 2 \text{ rakiety na 1 cel}; T_{c_2} = 58 \text{ s};$$

$$t_{s_2} = 6 \text{ s}; T_{ps_2} = 82 \text{ s}.$$

Rozwiązanie

$$\Delta t_{\min} = T_c + t_{s_2} - T_{ps_2} = 58 + 6 - 82 = -18 \text{ s}$$

$$\Delta t_{12} = 0 > \Delta t_{\min} = -18 \text{ s}$$

Ostrzelanie dwóch celów jest możliwe. Wynik obliczenia wskazuje /znak "-"/, że drugi cel można by było ostrzelać nawet wtedy, gdyby wyprzedzał on pierwszy o 18 s.

Przykład 2

Na ekranie wskaźnika widoczne są dwa cele lecące z prędkością 400 m/s w odległości 20 km jeden za drugim. Określić możliwość kolejnego ostrzelania celów, mając dane: $V_c = 400 \text{ m/s}$; $\Delta d = 20 \text{ km}$; $T_{ps} = 34 \text{ s}$; $T_{c_3} = 122 \text{ s}$; $n = 3 \text{ rakiety na cel}$; $t_{s_3} = 12 \text{ s}$.

Rozwiązanie

$$\Delta t_{12} = \frac{\Delta d}{V_c} = \frac{20000}{400} = 50 \text{ s}$$

$$\Delta t_{\min} = T_c + t_{s_3} - T_{ps} = 122 + 12 - 34 = 100 \text{ s}$$

$$\Delta t_{\min} > \Delta t_{12}$$

Ostrzelanie drugiego celu jest niemożliwe.

Przykład 3

Określić możliwość kolejnego ostrzelania dwiema rakietami każdego z trzech celów, obserwowanych na ekranie wskaźników, mając dane: liczba rakiet na wyrzutniach 6 szt.; odległość do celów: nr 1 - 50 km; nr 2 - 60 km; nr 3 - 85 km; $V_c = 400 \text{ m/s}$; $T_{ps_2} = T_{ps_3} = 70 \text{ s}$; $n = 2 \text{ rakiety na cel}$; $T_{c_1} = 78 \text{ s}$; $t_{s_2} = 6 \text{ s}$.

Rozwiązanie

$$\Delta t_{12} = \frac{60000 - 50000}{400} = \frac{10000}{400} = 25 \text{ s}$$

$$\Delta t_{23} = \frac{85000 - 60000}{400} = \frac{25000}{400} = 62 \text{ s}$$

$$\Delta t_{\min_{12}} = T_{c1} + t_{s2} - T_{ps2} = 78 + 6 - 70 = 14 \text{ s}$$

$$\Delta t_{\min_{12}} < \Delta t_{12}$$

Ostrzelanie drugiego celu jest możliwe.

Określenie możliwości ostrzelania trzeciego celu:

$$\begin{aligned} \Delta t_{\min_{23}} &= T_{c1} + T_{c2} + t_{s2} - /T_{ps3} + \Delta t_{12}/ = 78 + 70 + 6 - /70+25/= \\ &= 154 - 95 = 59 \text{ s} \end{aligned}$$

$$\Delta t_{\min_{23}} < \Delta t_{23}$$

Ostrzelanie trzeciego celu jest również możliwe.

Przykład 4

Dla warunków takich samych jak w poprzednim przykładzie obliczyć

$\Delta t_{\min_{23}}$, przy którym jest możliwe ostrzelanie trzeciego celu po ostrzeleniu pierwszego i drugiego celu trzema raketami, przyjmując dodatkowe dane: $T_s = 330 \text{ s}$; $T_{c3} = 82 \text{ s}$; $t_{s3} = 12 \text{ s}$.

Rozwiązanie

1. Określenie możliwości ostrzelania drugiego celu:

$$\Delta t_{\min_{12}} = 82 + 12 - 70 = 24 \text{ s}$$

$$\Delta t_{\min_{12}} = 24 \text{ s} < t_{12} = 25 \text{ s}$$

Ostrzelanie drugiego celu trzema raketami jest możliwe.

2. Obliczenie możliwości ostrzelania trzeciego celu:

$$\Delta t_{\min_{23}} = T_s + t_{s3} - / \Delta t_{12} + T_{ps} / = 330 + 12 - /25 + 70/ = 342 - 95 = 247 \text{ s}$$

$$\Delta t_{\min_{23}} = 247 \text{ s} > \Delta t_{23} = 62 \text{ s}$$

Ostrzelanie trzeciego celu jest niemożliwe.

7. Przygotowanie strzelania

We wszystkich przypadkach bojowego zastosowania PZR otwarcie ognia do celów powietrznych poprzedza przygotowanie sprzętu bojowego i obsługi dywizjonu raketowego do strzelania. Przygotowanie do strzelania obejmuje szereg czynności wykonywanych przez obsługi na SNR, przy wyrzutniach raketowych i na stanowisku dowodzenia dywizjonu raketowego i ma na celu wykonanie strzelania z największą skutecznością, ekonomicznością i w najkrótszym czasie. Każdy typ zestawu raketowego zawiera właściwy jemu zestaw czynności, które należy wykonać przed strzelaniem. Poniżej zostanie opisane przygotowanie do strzelania PZR typu S-75M "WOLCHOW" będącego w wyposażeniu wojsk raketowych OPK. Czynności realizowane na tym zestawie ze względu na charakter i czas wykonywania można podzielić na dwa etapy stanowiące wstępne i bezpośrednie przygotowanie do strzelania.

7.1. Wstępne przygotowanie strzelania

Wstępne przygotowanie do strzelania rozpoczyna się w momencie ogłoszenia dla dywizjonu raketowego gotowości bojowej nr 1, a kończy po postawieniu zadania /wskazania celu/ ze stanowiska dowodzenia /SD/ oddziału /związku taktycznego/ lub po powzięciu decyzji przez dowódcę dywizjonu do ostrzelania konkretnego celu. W skład bezpośredniego przygotowania do strzelania wchodzi takie czynności, jak:

- a/ analiza i ocena sytuacji powietrznej;
- b/ włączenie i przeprowadzenie kontroli funkcjonowania SNR i RSWP;
- c/ wstępne przygotowanie rakiet do strzelania;
- d/ przygotowanie do pracy bojowej SD i środków łączności;
- e/ ocena gotowości bojowej środków dywizjonu do strzelania;
- f/ wybór typu rakiet /W-755 lub W-755SU/ i włączenie ich na przygotowanie;
- g/ wyjaśnienie zadania bojowego otrzymanego z SD oddziału /ZT/.

Analizę i ocenę sytuacji powietrznej prowadzi się przez cały czas nalotu w oparciu o uzyskane informacje z SD oddziału /ZT/ wojsk raketowych, najbliższego posterunku wojsk radiotechnicznych /WRT/ i zobrażenia sytuacji na wynośnym wskaźniku obserwacji okrężnej /WOO/ własnej RSWP. Ponadto uwzględnia się dane o działaniach środków napadu powietrznego /ŚNP/ w poprzednich nalotach. W wyniku oceny sytuacji powietrznej określa się: liczbę celów oczekiwanych w strefie ognia zestawu, czas ich dolotu do dalszej granicy strefy startu i odstępy czasowe

Δt między celami; charakter oczekiwanych celów /pojedynczo, grupowe i stopień ich ważności/; kolejność wchodzenia celów w strefę ognia, rodzaje zakłóceń radioelektronicznych i sposoby walki z nimi; przypuszczalny charakter zadań wykonywanych przez ŚNP; możliwość zastosowania przez ŚNP rakiet przeciwradiolokacyjnych /RPR/ i sposoby walki z nimi; obecność w powietrzu własnego lotnictwa i możliwości jego wchodzenia w strefę ognia zestawu.

Głównym zadaniem oceny sytuacji powietrznej jest określenie możliwości ostrzelania celów kolejno wlatujących w strefę ognia.

Kontrolę funkcjonowania SNR i RSWP przeprowadza się w celu oceny gotowości tych środków do natychmiastowego wykorzystania bojowego. Kontrolę funkcjonowania SNR-75W dzieli się na dwa rodzaje: normalną kontrolę funkcjonowania i skróconą kontrolę funkcjonowania. Zakres i sposób kontroli funkcjonowania zarówno normalnej, jak i skróconej określają instrukcje eksploatacji SNR.

Kontrolę funkcjonowania przeprowadza się przy każdym włączeniu aparatury SNR, a także podczas przerw w długotrwałej pracy bojowej.

Skróconą kontrolę funkcjonowania przeprowadza się zawsze, jeśli czas dolotu celów do strefy ognia PZR jest tak mały, że bez zastosowania specjalnych przedsięwzięć w celu skrócenia czasu osiągnięcia przez dywizjon gotowości do otwarcia ognia nie będzie zapewnione ostrzelanie tych celów. Taką przyczyną może być zbyt późne ukazywanie się celów lecących na małych wysokościach trudnych do wykrywania przez środki radiolokacyjne.

Wstępne przygotowanie rakiet do strzelania polega na doprowadzeniu rakiet do pełnej gotowości bojowej i obejmuje: zdjęcie pokrowców i środków maskujących; zewnętrzny przegląd rakiety; sprawdzenie ciśnienia powietrza w zbiorniku rakiety; sprawdzenie zgodności kluczy kodowych z kanałem kierowania rakiety i numeru heterodyny z częstotliwością radionadaajnika komend; połączenie elektryczne rakiety z wyrzutnią poprzez podłączenie złącza elektrycznego; sprawdzenie połączeń zewnętrznych złącz elektrycznych, a szczególnie połączenia obwodów pironabojów silnika startowego; sprawdzenie ustawienia napędów wyrzutni na napęd elektryczny.

Ocena gotowości bojowej środków dywizjonu do strzelania jest pozytywna wówczas, gdy będą normalnie funkcjonowały: aparatura sprzężenia zestawu z automatycznym systemem dowodzenia oddziału /ZT/, aparatura RSWP, ogólna część aparatury SNR, aparatura rozpoznawania "swoj-obcy", trzy kanały raketowe SNR, wyposażenie elektroenergetyczne dywizjonu, sześć wyrzutni raketowych i nie mniej niż jedna rakietka w każdym kanale raketowym. Warunkiem podstawowym jest przy tym gotowość składu osobowego dywizjonu do prowadzenia działań bojowych.

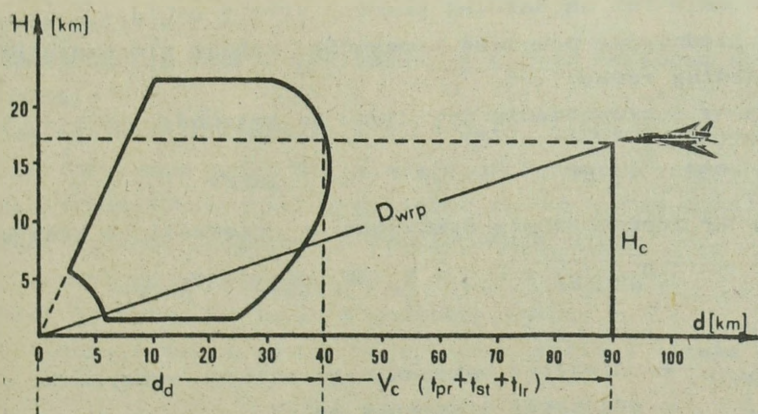
Za gotowy w ograniczonym stopniu do działań uważa się dywizjon, który nie odpowiada jednemu z wyżej wymienionych wymagań, ale jest w stanie prowadzić działania bojowe ze zmniejszoną skutecznością:

Z eksploatacji zestawu raketowego S-75M wynika, że dla średnio wyszkolonych obsługa minimalny czas, który jest niezbędny do włączenia aparatury zestawu, przeprowadzenia kontroli funkcjonowania i osiągnięcia gotowości bojowej całością dywizjonu wynosi:

- 6 min przy zasilaniu zestawu z sieci przemysłowej w trybie normalnym;
- 11 min przy zasilaniu z etatowych elektrowni w trybie normalnym;
- 3 min przy zasilaniu z sieci przemysłowej w trybie przyspieszonym;
- 4 min przy zasilaniu z etatowych elektrowni w trybie przyspieszonym.

Zatem dywizjon uważa się za gotowy do działań bojowych, jeżeli skład osobowy i sprzęt zestawu z trzema kanałami raketowymi i raketami są gotowe do działań w wyżej wymienionym czasie.

Włączenia rakiet "na przygotowanie" dokonuje się z takim wyliczeniem, by zabezpieczyć spotkanie pierwszej rakiety z celem na dalszej granicy strefy ognia. Oznacza to, że rakiety powinny być gotowe do startu w momencie zbliżenia się celu do dalszej granicy strefy startu. Odległość do rubieży włączenia rakiet "na przygotowanie" określa się parametrami lotu celów, odległością do dalszej granicy strefy startu i czasem przejścia rakiety przez cykl "przygotowanie"



Rys. 104. Ilustracja rubieży włączenia rakiet na przygotowanie

Z rys. 104 wynika, że odległość do rubieży włączenia rakiet "na przygotowanie" $/D_{wzp}/$ można obliczyć z następującego wzoru:

$$D_{w\text{r}p} = \sqrt{H_c^2 + [d_d + V_c / t_{pr} + t_{st} + t_{lr}]^2} \quad /139/$$

Wę wzorze:

- H_c - wysokość lotu celu;
- d_d - odległość pozioma do dalszej granicy strefy ognia;
- V_c - prędkość celu;
- t_{pr} - czas cyklu przygotowania rakiety; wynosi on 120 s dla rakiet W-755 i 20 s dla rakiet W-755 SU;
- t_{st} - czas opóźnienia startu /2 s/;
- t_{lr} - czas lotu rakiety do dalszej granicy strefy ognia; wynosi on 57 s - na odcinku aktywnym, i 77 s - z uwzględnieniem odcinka pasywnego.

Dla zestawu S-75M odległość do rubieży włączenia rakiet na przygotowanie /po zaokrągleniu obliczeń/ wynosi:

- przy $V_c = 300$ m/s - $D_{w\text{r}p} = 115$ km;
- przy $V_c = 640$ m/s - $D_{w\text{r}p} = 155$ km;
- przy $V_c = 1000$ m/s - $D_{w\text{r}p} = 220$ km.

Rubież włączenia RSWP i SNR ustala się na takiej odległości od stanowiska startowego, aby w czasie doprowadzania dywizjonu do gotowości nr 1 przed dolotem celów do rubieży odpowiadającej maksymalnej odległości wykrywania środków radiolokacyjnych ich aparatura była gotowa do poszukiwania i wykrywania celów.

W czasie doprowadzania dywizjonu w trybie przyspieszonym do gotowości do startu rakiet aparatura RSWP i SNR powinny być gotowe do wykrywania i uchwycenia celów do śledzenia na odległości umożliwiającej ostrzelanie ich na dalszej granicy strefy ognia.

Uwzględniając powyższe wymagania, rubież włączenia RSWP można określić według wzoru:

- przy doprowadzeniu dywizjonu do gotowości nr 1:

$$D_{w\text{I}RSWP} = D_{wRSWP} + V_c \cdot t_{w\text{I}RSWP} \quad /140/$$

- przy doprowadzeniu dywizjonu do gotowości do startu rakiet:

$$D_{w\text{I}RSWP} = D_{w\text{c}} + V_c / t_{w\text{I}RSWP} + t_{pRSWP} / \quad /141/$$

gdzie:

- D_{wRSWP} - odległość maksymalnego zasięgu wykrywania RSWP;
- $D_{w\text{c}}$ - odległość wskazania celu;
- $t_{w\text{I}RSWP}$ - czas potrzebny na włączenie RSWP;
- t_{pRSWP} - czas wykreślenia kursu celu według danych RSWP.

Odległość do rubieży włączenia SNR określa się według wzoru:

$$D_{wISNR} = D_{wRP} + V_o \cdot t_{wISNR}$$

/142/

gdzie:

- D_{wRP} - odległość do rubioży włączenia rakiet na przygotowanie /patrz wzór 139/;
 t_{wISNR} - czas potrzebny na włączenie SNR.

We wzorach określających odległość do rubioży włączenia SNR i RSWP nie uwzględniono czasu opóźnienia meldunków przekazywanych z wojsk radiotechnicznych. Czas ten zależy od specyfiki i organizacji oraz dyslokacji jednostek WRT i może wynosić w niektórych przypadkach nawet 2-3 min.

7.2. Bezpośrednie przygotowanie strzelania

Bezpośrednie przygotowanie do strzelania wykonuje się po otrzymaniu zadania /wskazania celu/ z SD oddziału /ZT/ lub po powzięciu przez dowódcę dywizjonu decyzji ostrzelania celu, a kończy się ono w momencie startu rakiet. Bezpośrednie przygotowanie do strzelania obejmuje:

- a/ obrót anten w kierunku wskazanego celu;
- b/ ocenę zakłóceń na ekranach wskaźników;
- c/ przełączenie nadajników SNR z ekwiwalentu na antenę;
- d/ poszukiwanie i wykrycie celu;
- e/ włączenie synchronizacji wyrzutni i rakiet W-755 SU na przygotowanie;
- f/ uchwycenie i rozpoznanie wyznaczonego do ostrzelania celu;
- g/ wybór rodzaju pracy SNR;
- h/ udokładnienie źródła występowania i typu zakłóceń oraz sposobu walki z nimi;
- i/ udokładnienie charakteru i typu celu, parametrów jego lotu, możliwości zastosowania przez cel manewru przeciwrakietowego, odpalenie rakiet przeciwradiolokacyjnych i sposobów obrony przed nimi;
- j/ wybór sposobu śledzenia i podśledzania celu;
- k/ wybór metody naprowadzania;
- l/ wybór sposobu inicjowania radiozapalnika;
- m/ ustalenie rodzaju ognia /pojedynczy, seria i liczba rakiet do celu/;
- n/ przygotowanie danych wyjściowych do strzelania;
- o/ podłączenie znaczników automatycznego przyrządu startu /APS/ do wskaźnika naprowadzania;
- p/ określenie momentu startu rakiet.

Ocenę sytuacji zakłóceń na ekranach wskaźników SNR prowadzi się w celu określania rodzaju i intensywności zakłóceń oraz liczby i szyku bojowego samolotów zakłócających, a także ich współrzędnych kątowych. W wyniku oceny zakłóceń określa się sposoby obrony przed nimi. Do oceny zakłóceń aktywnych celowe jest wykorzystywanie promieniowania nadajników zakłóceń przy pracy SNR tylko na odbiór, to jest w pasywnych warunkach pracy /bez włączania nadajników SNR/.

Przełączenia nadajników z ewiwalentu na antenę dokonuje się po obróceniu anten w kierunku wskazanego do zniszczenia celu. Przy wyborze momentu przełączenia nadajników SNR należy uwzględnić dwa sprzeczne wymagania:

1. Ze względu na przestrzeganie zasad maskowania radioelektronicznego i obrony przed raketami przeciwradiolokacyjnymi jest celowe maksymalne skrócenie promieniowania energii przez SNR, czyli włączenie nadajników powinno nastąpić możliwie jak najpóźniej.

2. Ze względu na konieczność niszczenia celów na możliwie maksymalnych odległościach włączenie nadajników powinno nastąpić jak najwcześniej. Ma to szczególne znaczenie podczas zwalozania celów o małej skutecznej powierzchni odbicia i dużej prędkości lotu.

Odległość, na której należałoby włączyć nadajniki SNR $/D_{wIN}/$, zależy od czasu potrzebnego na przeprowadzenie bezpośredniego przygotowania do strzelania, czasu lotu rakiety do punktu spotkania oraz od wysokości i prędkości lotu celu. Zależność tę określa się według wzoru:

$$D_{wIN} = \sqrt{H_c^2 + [d_d + v_c / t_p + t_{pd} + t_{st} + t_{lr}]^2} \quad /143/$$

We wzorze:

- H_c - wysokość lotu celu;
- d_d - odległość pozioma do dalszej granicy strefy ognia;
- v_c - prędkość lotu celu;
- t_p - czas poszukiwania, wykrycia i uchwycenia celu wybranego do zniszczenia;
- t_{pd} - czas przygotowania danych wyjściowych do strzelania;
- t_{st} - czas opóźnienia startu rakiety;
- t_{lr} - czas lotu rakiety do dalszej granicy strefy ognia.

Poszukiwanie i wykrywanie celów przez SNR jest możliwe w określonej przestrzeni wokół stanowiska startowego, to jest w strefie wykrywania.

Czas poszukiwania i odległość wykrywania zależą od: dokładnego i w odpowiednim czasie wskazania celu; rodzaju pracy SNR; obecności na ekranach wskaźników odbić od przedmiotów terenowych oraz zakłóceń sztucznych

i naturalnych; wielkości skutecznej powierzchni odbicia celu i parametrów jego lotu; wyszkolenia składu osobowego.

Cele do zniszczenia powinny być wskazane dywizjonowi przez SD oddziału /ZT/ z takim wyliczeniem, by było zabezpieczone ich wykrycie przez SNR na możliwie maksymalnych odległościach. Dokładność wskazania i związany z tym czas wykrycia celu zależy od systemu dowodzenia dywizjonami. Dywizjonami raketowymi w ugrupowaniu oddziału /ZT/ można dowodzić w sposób scentralizowany z zastosowaniem zautomatyzowanego /ASD/ lub nie zautomatyzowanego /NSD/ systemu dowodzenia.

W przypadku decentralizacji dowodzenia dowódca dywizjonu samodzielnie podejmuje decyzję odnośnie do wykrywania i zwalczania celów wlatujących w strefę ognia danego dywizjonu.

Zautomatyzowane systemy dowodzenia, w stosunku do nie zautomatyzowanych, charakteryzują się bardzo małym /praktycznie równym zero/ czasem opóźnienia informacji o celach oraz bardzo dużą dokładnością wskazania celu. Z doświadczeń poligonowych, ze strzelań przy pomocy zestawu S-75M do celów manewrujących, błędy standardowe wskazania celów wynoszą: 1300 m - w odległości; 40-45' - w azymucie i 30' - w kącie położenia.

Jeżeli dywizjon raketowy prowadzi działalność bojową w niezautomatyzowanym systemie dowodzenia lub samodzielnie, to do wykrywania celów na dalekich podejściach wykorzystuje etatową RSWP z wynośnym wskaźnikiem obserwacji okrężnej zainstalowanym w SNR, dzięki której skraca się czas poszukiwania i wykrywania celów przez SNR.

Czas poszukiwania i odległość wykrycia celu w znacznym stopniu zależą od warunków pracy SNR, w tym głównie od kształtu i wymiarów charakterystyk antenowych, a także od wymiarów sektora szybkiego poszukiwania. Cele mogą być wykrywane przez SNR przy wykorzystaniu "wąskiej wiązki" lub "szerokiej wiązki". Przy zastosowaniu rodzaju pracy SNR "wąska wiązka" zwiększa się zasięg wykrywania. Jednak ze względu na szpilkowy kształt wiązki /wymiar $1,7^{\circ}$ / maleją możliwości wykrywania. Odwrotnie zjawisko występuje w warunkach pracy SNR "szeroka wiązka". Przy sprzężeniu dywizjonu raketowego z ASD wskazanie celu polega na automatycznym skierowaniu anten /dwusiecznej sektora szybkiego poszukiwania/ na cel w sposób odległościowy z SD oddziału /ZT/. Z doświadczeń poligonowych wynika, że dokładność wskazania celu przez ASD zabezpiecza wykrycie przez SNR celów w warunkach pracy "wąska wiązka" z prawdopodobieństwem $0,9 + 0,95$ w czasie nie większym niż 5 s.

Włączenia synchronizacji wyrzutni, czyli doprowadzenie wyrzutni do uzgodnionego kierunku z antenami SNR, dokonuje się z zasady po ustawieniu anten w kierunku celu. Czynniki określającymi moment włączenia synchronizacji wyrzutni są: wymagana odległość do punktu spotkania ra-

kiety z celem oraz czas odpracowania kąta rozbieżności między wyrzutniami i antenami, czyli czas wejścia wyrzutni w synchronizację przy maksymalnej rozbieżności kątowej. Moment włączenia synchronizacji wyrzutni powinien zabezpieczyć ostrzelanie celu pierwszą rakieta na dalszej granicy strefy ognia. Przy maksymalnej rozbieżności w azymucie $/160^{\circ}/$ w PZR typu S-75M wyrzutnie synchronizują się z antenami po 25-30 s od momentu włączenia synchronizacji.

Odległość do rubieży włączenia synchronizacji wyrzutni można obliczyć ze wzoru:

$$D_{\text{wł.syn}} = \sqrt{v_c^2 + [d_d + v_c / t_{\text{syn}} + t_{\text{st}} + t_{\text{lr}}]^2} \quad /144/$$

t_{syn} - czas odpracowania rozbieżności kątowych przez wyrzutnie.

Ponieważ przy niezautomatyzowanym systemie dowodzenia czas poszukiwania i wykrywania celu oraz czas przygotowania danych wyjściowych do strzelania jest równy czasowi wchodzenia wyrzutni w synchronizację, dlatego zaleca się włączenie synchronizacji wyrzutni równocześnie z włączeniem nadajników SNR.

Wraz z włączeniem synchronizacji wyrzutni włącza się "na przygotowanie" rakiety W-755 SU o skróconym cyklu przygotowania.

Rozpoznawanie przynależności państwowej samolotów, według systemu "swój - obcy", przez SNR jest jednym z ważniejszych elementów bezpośredniego przygotowania strzelania. Informacja o przynależności państwowej samolotów jest niezbędna dla dowódcy dywizjonu w celu niedopuszczenia do ostrzelania własnych samolotów. Przy nie zautomatyzowanym systemie dowodzenia wskazywanie celów dywizjonom z SD oddziału /ZT/ nie wyklucza możliwości pomylenia samolotów ze względu na zbyt małą dokładność przekazywanych danych i ich opóźnienie. Czynniki te spowodowały, że SNR wyposażono w naziemne radiolokacyjne urządzenie zapytujące /NRUZ/, które zabezpiecza dostarczenie informacji o przynależności samolotów z wyświetlaniem tej informacji, w postaci odpowiednich znaczników elektronowych, na ekranach wskaźników naprowadzania. NRUZ ma następujące dwa rodzaje pracy: "bramka" i "odbiór otwarty". W rodzaju pracy "bramka" znacznik rozpoznania jest obserwowany na wskaźnikach naprowadzania w postaci kilku jaskrawych linii rozmieszczonych nad znacznikiem własnego samolotu. Brak znacznika rozpoznania nad znacznikiem samolotu oznacza cel /samolot obcy/. "Bramka" jest podstawowym rodzajem pracy NRUZ, umożliwiającym rozpoznanie wyłącznie celu wybranego do zniszczenia. Rodzaj pracy "odbiór otwarty" stosuje się do rozpoznania przynależności innych samolotów znajdujących się w sektorze obserwacji SNR, w tym

szczególnie do rozpoznania następnego celu, na który ma być przeniesiony ogień. Po włączeniu tego rodzaju pracy na wskaźniku naprowadzania obserwuje się - w postaci poziomego pasma rozmieszczonego nad znacznikiem samolotu własnego - znacznik celu.

Możliwość rozpoznawania przynależności samolotów na wskaźnikach naprowadzania SNR znacznie zwiększa zakres współdziałania wojsk rakietowych z lotnictwem myśliwskim w jednej strefie.

Wybór rodzaju pracy SNR zależy głównie od typu celu i parametrów jego lotu oraz od warunków poszukiwania, wykrywania i śledzenia celów. Konstrukcja SNR umożliwia wybór najbardziej optymalnego rodzaju pracy w danej sytuacji bojowej, który pozwala osiągnąć największe prawdopodobieństwo zniszczenia celu i najwyższą skuteczność strzelania.

Rodzaje pracy SNR można podzielić w zależności od:

a/ właściwości poszukiwania i wykrywania celu: "szeroka wiązka", "wąska wiązka" i "podświetlanie";

b/ sposobu śledzenia celów: automatyczne śledzenie /AS/; ręczne śledzenie /RS/; mieszane śledzenie /MS/. Automatyczne śledzenie dzieli się na automatyczne śledzenie z ręcznym podśledzaniem /AS - RP/ i automatyczne śledzenie z automatycznym podśledzaniem /AS - AP/;

c/ właściwości strzelania do celów nisko lecących, naziemnych /nawodnych/ i balonów automatycznie kierowanych: $H_c < 5$ /wysokość celu mniejsza niż 5 km/; $H_c < 1$ /wysokość celu mniejsza niż 1 km/; "Ziemia" /strzelanie do celów naziemnych/; BAK /strzelanie do balonów automatycznie kierowanych/;

d/ wyboru rodzaju bezpieczeństwa obiektów naziemnych: I rodzaj - włącza się podczas strzelania do celów lecących na wysokościach mniejszych niż 5 km. W tym przypadku przy minięciu celu przez raketę na jej pokład jest przekazywana w ciągu 7 s komenda "do góry". W ten sposób raketa zostanie wyniesiona na bezpieczną wysokość, gdzie ulegnie samolikwidacji; II rodzaj - stosuje się podczas ostrzeliwania celów na wysokościach powyżej 5 km. Po minięciu celu przez raketę na jej pokład są przekazywane komendy zerowe;

e/ prędkości celu i związanej z tym kompensacji błędu dynamicznego: dla $V_c \leq 640$ m/s i dla $V_c > 640$ m/s;

f/ sposobu inicjowania ładunku bojowego rakiety: za pomocą radiozapalnika /sposób zasadniczy/; za pomocą komendy K3 /bez udziału radiozapalnika/ - przy strzelaniu do celów lecących na bardzo małych wysokościach;

g/ stosowania zakłóceń pasywnych: przy występowaniu zakłóceń pasywnych włącza się układ selekcji celu ruchomego /SCR/ i automatyczną regulację wzmacnienia /ARW/ urządzeń nadawczo-odbiorczych.

Udokładnienia charakteru i typu celu przeznaczonego do zniszczenia dokonuje się dla wyboru odpowiedniego sposobu strzelania. W zależności od charakteru i typu celu /pojedynczy, grupowy, zakłócający, rakiet P-Z, balon automatycznie kierowany itp./ oraz stosowanych przezeń sposobów przeciwdziałania /zakłócenia, manewr, oddziaływanie za pomocą RPR itp./ wybiera się określony rodzaj pracy SNR i inne warunki strzelania.

Podstawowymi oznakami, według których jest możliwe określenie charakteru i typu celu, są takie parametry jego lotu, jak: wysokość H_c , prędkość V_c , rozmiary i kształt znacznika celu na wskaźnikach naprowadzania i inne. Obsługa bojowa powinna doskonale znać oznaki charakteryzujące cele i umiejętnie wykorzystywać je w czasie strzelania.

Wybór sposobu śledzenia i podśledzania celów to możliwość zastosowania jednego z wielu rodzajów pracy układu kierowania antenami i układu określania współrzędnych SNR podczas bezpośredniego przygotowania do strzelania. Błędy w określaniu współrzędnych zależą od sposobu śledzenia celu, charakteru celu, parametrów jego lotu oraz od jakości przygotowania operatorów i aparatury. Śledzenie celu i rakiet polega na tym, że poprzez dokładne utrzymywanie środka sektora szybkiego poszukiwania stacji na celu, do układu określania współrzędnych są wprowadzane współrzędne celu i rakiet /rakiet/, na podstawie których wypracowuje się sygnały kierujące dla rakiet.

Podśledzanie celu oznacza sposób kierowania położeniem anten zapewniający utrzymanie środka sektora szybkiego poszukiwania na celu, co na ekranach wskaźników naprowadzania oznacza utrzymywanie środka sygnału celu na skrzyżowaniu elektronowych znaczników: pionowego i poziomego.

Jak wiadomo, w SNR przewidziano następujące sposoby śledzenia celu:

- automatyczne śledzenie /AS/;
- ręczne śledzenie /RS/;
- mieszane śledzenie /MS/.

Rakiety są śledzone na podstawie sygnałów odzewowych tylko automatycznie. W zależności od sposobu podśledzania celu przez układ antenowy automatyczne śledzenie dzieli się na automatyczne śledzenie z ręcznym podśledzaniem /AS - RP/ i automatyczne śledzenie z automatycznym podśledzaniem /AS - AP/.

Przy śledzeniu automatycznym z ręcznym podśledzaniem współrzędne celu i rakiet są określane w sposób automatyczny za pomocą układów określania współrzędnych. Operatorzy ręcznego śledzenia kierują położeniem sektora obserwacji ręcznie w sposób zapewniający utrzymanie środka tego sektora na środku celu.

Przy śledzeniu automatycznym z automatycznym podśledzaniem /AS-AP/ zarówno okroślanie współrzędnych celu i rakiety, jak i kierowanie położeniem sektora obserwacji odbywa się automatycznie bez udziału operatorów ręcznego śledzenia. Dlatego też ten sposób śledzenia i podśledzania celu jest najdokładniejszym i podstawowym sposobem śledzenia pod warunkiem niewystępowania zakłóceń naturalnych i sztucznych.

Przy ręcznym śledzeniu współrzędne celu są określane w sposób półautomatyczny. W tym przypadku operatorzy RS oddzielnie we współrzędnych kątowych i w odległości, odpowiednio obracając pokrętkami, nieprzerwanie zgrywają znaczniki: pionowy i poziomy ze środkiem znacznika celu. Błąd w dokładności zgrania środka sygnału celu z elektronowym znacznikiem pionowym jest błędem określania współrzędnych kątowych celu. Od jego wartości zależy uchylenie rakiety przy ręcznym śledzeniu celu.

W SNR-75W można stosować śledzenie mieszane. Oznacza to, że w jednej współrzędnej można śledzić cel w sposób automatyczny a w innej - ręczny.

Każdy sposób śledzenia charakteryzuje się określoną dokładnością pomiaru współrzędnych celu i rakiety, wynikającej z błędów śledzenia.

Najdokładniejsze jest śledzenie automatyczne.

Sposób inicjowania wybuchu ładunku bojowego rakiety zależy od wysokości lotu celu wybranego do zniszczenia. Bezpośrednie trafienie rakietą w cel podczas strzelania, wskutek działania różnych zjawisk i błędów, jest mało prawdopodobne. Dlatego też przeciwlotnicze rakiety kierowane wyposaża się w radiozapalniki o określonym promieniu działania. Wielkość tego promienia odpowiada odległości chybienia rakietą celu, przy której zostanie on skutecznie rażony odłamkami ładunku bojowego. Zatem promień działania radiozapalnika jest zależny od dokładności naprowadzania rakiety na cel i od charakterystyki ładunku bojowego.

Odległościowe działanie radiozapalnika przy strzelaniu do celów nisko lecących stwarza niebezpieczeństwo zadziałania radiozapalnika i wybuchu ładunku bojowego od ziemi lub wody. Z tego też powodu w zestawie S-75M dolna granica wysokości zwalczanego celu wynosi dla rakiet niezmodernizowanych W-755 - 300 m, a dla rakiet zmodernizowanych W-755 SU - 100 m.

W zestawie rakietowym typu S-75M zastosowano dwa sposoby inicjowania ładunku bojowego:

1/ inicjowanie ładunku bojowego rakiety za pomocą radiozapalnika. Sposób ten stosuje się przy strzelaniu do celów lecących powyżej wysokości 300/100/ m;

2/ inicjowanie ładunku bojowego za pomocą komendy K3 wysyłanej ze stacji naprowadzania rakiet. Sposób ten stosuje się przy strzelaniu do celów lecących poniżej tych wysokości oraz w innych przypadkach, w których nie zabezpiecza się normalnego funkcjonowania radiozapalnika. Np. do balonów automatycznie kierowanych, których powierzchnia skuteczna odbicia /metalowego pojemnika z aparaturą/ jest bardzo mała. Należy zaznaczyć, że prawdopodobieństwo zniszczenia celu przy inicjowaniu wybuchu ładunku bojowego za pomocą komendy K3 będzie zawsze mniejsze niż przy inicjowaniu za pomocą radiozapalnika.

Dowódczy sposób inicjowania ładunku bojowego rakiety /K3/ stosuje się również przy strzelaniu do celów naziemnych i nawodnych.

Wybór rodzaju ognia stosuje się w zależności od sytuacji powietrznej, czasu przebywania celu w strefie startu i wyznaczonego zużycia rakiet. Rozróżnia się ogień: serią rakiet i pojedynczymi rakietami.

Ogień serią rakiet jest to taki rodzaj ognia, przy którym cel jest ostrzeliwany wyznaczoną liczbą rakiet, z określonymi dla danego zestawu odstępami sekundowymi między startami rakiet /np. w S-75M co 6 s/.

Ogień pojedynczymi rakietami jest to taki rodzaj ognia, przy którym start następnej rakiety do tego samego celu następuje po ocenie wyników strzelania poprzednią rakietą.

Przy wyborze tempa strzelania występują dwa przeciwstawne wymagania, a mianowicie:

1/ stosowanie mniejszych odstępów kolejnych startów w celu ostrzelania maksymalnej liczby celów przy nalocie urzutowanym w głąb oraz zwiększenie prawdopodobieństwa zniszczenia celów przebywających krótko w strefie startu, przy ostrzelaniu ich maksymalną liczbą rakiet;

2/ stosowanie maksymalnego odstępu strzelania w celu wyeliminowania przypadkowych przechwyceń rakiet w czasie lotów przez inne kanały kierowania, a także zachowania wymaganej ekonomiczności strzelania.

W SNR, aby zapewnić niezakłócony proces śledzenia rakiet w odpowiednich kanałach kierowania, zastosowano selekcję rakiet w odległości. Rakiety w serii w czasie lotu powinny się znajdować w odpowiedniej odległości jedna za drugą. Odstęp czasowy między startami rakiet, / t_0 / powinien wynosić:

$$t_0 > \frac{c \tau_1}{2 v_r} \quad /145/$$

gdzie:

- v_r - prędkość rakiety;
- c - prędkość rozchodzenia się energii elektromagnetycznej;
- τ_1 - czas trwania impulsu selekcyjnego.

Z obliczeń dla zestawu S-75M odstęp czasowy między startami rakiet powinien wynosić 0,5 s. Aby w realnych warunkach rakiety w serii nie zbliżały się do siebie na odległość mniejszą niż wskazano, konieczny jest zapas czasowy uwzględniający rozrzut prędkości rakiet. Jeżeli prędkość pierwszej rakiety będzie mniejsza niż prędkość średnia, a prędkość drugiej rakiety większa niż średnia, to w czasie lotu druga rakiet może dogonić pierwszą, co spowoduje zerwanie śledzenia rakiety. Badania statystyczne z wielu startów rakiet dla zestawu S-75 wykazały, że przy strzelaniu na wysokość 25 km do tego samego punktu strefy ognia różnice prędkości rakiet wynoszą średnio 4 s. Przy odstępie czasowym mniejszym niż 4 s w szczególnym przypadku druga rakiet może dogonić pierwszą. Uwzględniając zatem warunki niezawodnego śledzenia rakiet, należy stwierdzić, że odstęp czasowy pomiędzy ich startami powinien wynosić $t_0 \geq 4,5$ s. Do tej wartości należy dodać jeszcze rozrzut czasu opóźnienia startu, który może wynosić 0,5 s, oraz błąd pomiaru czasu między startami rakiet wynoszący 1 s. Z powyższego wynika, że w zestawie S-75M odstęp czasowy między startami rakiet powinien być nie mniejszy niż 6s.

Przygotowanie danych wyjściowych do strzelania obejmuje: określenie wszystkich charakterystyk celu; wybór najbardziej skutecznego i ekonomicznego strzelania; dokonanie w odpowiednim czasie startu rakiet; określenie możliwości przeniesienia ognia na cel następny. Do danych wyjściowych zalicza się: charakter i typ celu, prędkość V_c , wysokość H_c , parametr kursu celu P_c oraz moment startu rakiet.

Dane dotyczące charakteru i typu celu /pojedynczy, grupowy, zakłócający, myśliwiec, bombowiec itp./ oraz sposoby jego przeciwdziałania są wykorzystywane przez dowódcę dywizjonu do udokładnienia zadania strzelania i określania rodzaju ognia, zużycia rakiet, momentu startu, rodzaju pracy SNR i sposobu śledzenia celu.

Dane wyjściowe do strzelania przygotowuje się za pomocą:

- a/ automatycznego przyrządu startu /APS-75/;
- b/ planszetu ogniowego i tabel według danych z RSWP.

Podstawowym kryterium oceny obu sposobów przygotowania danych wyjściowych do strzelania jest czas potrzebny na ich przygotowanie. Przygotowanie danych wyjściowych za pomocą automatycznego przyrządu startu wynosi 10 s, a planszetu ogniowego i tabel według danych RSWP -
 $2 T_{obr} + 22$ s / T_{obr} - czas obrotu anteny RSWP/.

Drugi sposób przygotowania danych wyjściowych do strzelania jest znacznie gorszy od pierwszego, ponieważ jest bardziej czasochłonny, mniej dokładny, nie zapewnia udokładnienia charakteru celu i określenia

odległości rzeczywistej do punktu spotkania rakiety z celem.

Automatyczny przyrząd startu wypracowuje na bieżąco w postaci znaczników elektronowych następujące wartości:

- a/ odległości rzeczywiste do bliższej i dalszej aktywnej granicy strefy ognia;
- b/ odległość rzeczywistą do dalszej pasywnej granicy strefy ognia;
- c/ bieżącą rzeczywistą odległość do punktu spotkania rakiety z celem;
- d/ odległość rzeczywistą do bliższej i dalszej granic strefy ognia podczas strzelania w pościgu /wdogon/.

Wymienione znaczniki są wyświetlane na jednym z dwóch wskaźników na - prowadzania;

- e/ parametr kursu celu P_c ;
- f/ prędkość celu V_c ;
- g/ wysokość celu H_c .

Wartości P_c , V_c , H_c są odczytywane na przyrządach wskazówkowych. Dowódca dywizjonu powinien dysponować danymi wyjściowymi do momentu podlotu celu do dalszej granicy strefy startu i pięcioma sekundami czasu na powzięcie decyzji do startu rakiet.

Określenie momentów startu rakiet ma na celu jak najlepsze wyzyskanie możliwości ogniowych zestawu i skuteczne wykonanie postawionego zadania bojowego. Generalna zasada polegająca na tym, że startu pierwszej rakiety należy dokonać w momencie, gdy cel znajduje się na dalszej granicy strefy startu, nie zawsze jest słuszna, gdyż nie zawsze zapewnia skuteczne ostrzelanie wszystkich rodzajów i typów celów. Dlatego też "zasady strzelania" PZR zalecają dokonanie startu pierwszej rakiety:

a/ gdy cel znajduje się na dalszej granicy strefy startu - do celów charakteryzujących się ograniczonymi możliwościami manewrowymi /bombowce strategiczne, strategiczne samoloty rozpoznawcze, samoloty lecące na dużych wysokościach z dużymi prędkościami/;

b/ kiedy cel znajdzie się 10-15 km w głębi strefy startu, to jest w gwarantowanej strefie startu - do celów charakteryzujących się dużymi możliwościami manewrowymi /taktyczne samoloty rozpoznawcze, myśliwce bombardujące, samoloty szturmowe/;

c/ kiedy cel znajdzie się w środku strefy startu - do bezpilotowych celów o małych wymiarach;

d/ kiedy cel znajdzie się 1-3 km przed strefą startu - do celów lecących z parametrem kursowym bliskim parametrowi maksymalnemu.

Powyższe zasady można stosować wtedy, kiedy czas przebywania celu w strefie startu umożliwia ostrzelanie go wyznaczoną liczbą rakiet w granicach strefy ognia.

Z A K O Ń C Z E N I E

Burzliwy rozwój techniki raketowej, nazywanej często bronią XX wieku, przypada na okres po drugiej wojnie światowej. Pomimo stosunkowo niedługiego okresu nagromadziło się bardzo dużo literatury zarówno popularno-naukowej, jak i szczegółowej z tej dziedziny. Czytelnikowi, do którego jest adresowany niniejszy podręcznik, nie są potrzebne szczegółowe opisy problematyki tu zawartej. Są one niezbędne dla specjalistów pracujących bezpośrednio przy obsłudze techniki raketowej. Dlatego też zawarty w podręczniku materiał, jakkolwiek obejmujący dość szeroki zakres, został ujęty w takim stopniu szczegółowości, który umożliwia wystarczające zorientowanie się w przedmiocie. Tych zaś Czytelników, których specjalność i obowiązki wymagają gruntownej znajomości techniki raketowej, odsyła się do szczegółowych opisów i instrukcji konkretnego sprzętu.

LITERATURA:

Podręcznik OPK. Metody naprowadzania i zasady strzelania przeciwlotniczymi raketami kierowanymi. Sygn. 113/64. Nr bibl. ASG WP 017256.

S. Paszkowski: Zasady kierowania zdalnego pociskami raketowymi. Wyd. MON, 1958.

MR. Szczurek: Urządzenia radiolokacyjne i ich eksploatacja. Wyd. Ministerstwa Komunikacji i Łączności. Warszawa 1961.

Podręcznik OPK. Przeciwlotniczy zestaw raketowy S-75M. Sygn. 246/67. Nr bibl. ASG WP PF-17133.

WJ. Marisow, JK. Kuczerow: Uprawiamy snaryady. Wyd. Ministerstwa Obrony ZSRR. Moskwa 1959.

Objaśnienia do zasad strzelania przeciwlotniczymi raketami kierowanymi zestawu S-75M. Wyd. Dowództwa Wojsk OPK. Sygn. 716/77. Warszawa 1979. Nr bibl. ASG WP 019245.

R. Paradowski: Przeciwlotnicze zestawy raketowe typu S-75M i SA-75M. Skrypt. Wyd. ASG WP, 1975. Nr bibl. ASG WP 0183.

Instrukcja OPK. Wyrzutnia SM-90. Sygn. 500/72. Nr bibl. ASG WP 016497.

Instrukcja OPK. Przeciwlotnicza rakietka kierowana W-755. Sygn. 152/66. Nr bibl. ASG WP PF-17284.

R. Paradowski: Ogólne wiadomości o przeciwlotniczym zestawie raketowym typu S-125. Skrypt. Wyd. ASG WP, 1972. Nr bibl. ASG WP 019837.

R. Paradowski: Podstawowe wiadomości o budowie i kierowaniu raketami.
Skrypt. Wyd. ASG WP, 1973. Nr bibl. ASG WP S/765.

R. Kulczycki: Teoria kierowania raketami w przeciwlotniczych zestawach
raketowych S-75M i S-125. Projekt podręcznika. Wyd. ASG WP, 1977.
Nr bibl. ASG WP 060.

Wydrukowano w 40 egz.

Egz. nr 1-40-Bibl.Nauk.OZS

Wyk. płk Paradowski

Druk. JD, dnia 10.9.82

Druk. ASG WP nr¹ pf-254/pf-128/WW

Kor. zesp61

