

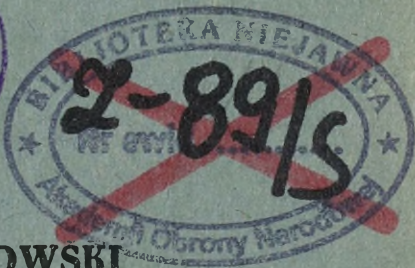
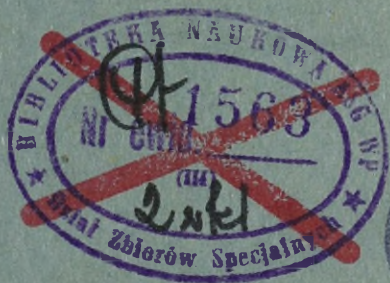
AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

ASG WP wewn. 3737/83

JAWNE
ZASTRZEŻONE
POUFNE

Egz. nr 3



Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

PRZECIWLOTNICZE
ZESTAWY RAKIETOWE
S-125M „NEWA-M” I S-125 „NEWA”

Skrypt

60224

WARSZAWA

WRZESIEŃ

1983



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

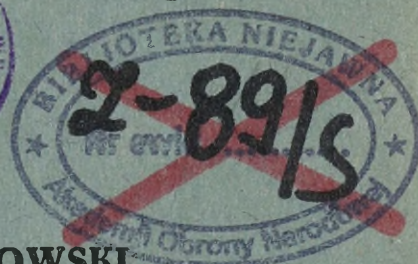
WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

ASG WP wewn. 3737/83

~~JAWNE
ZASTRZEŻONE~~

~~POUFNE~~

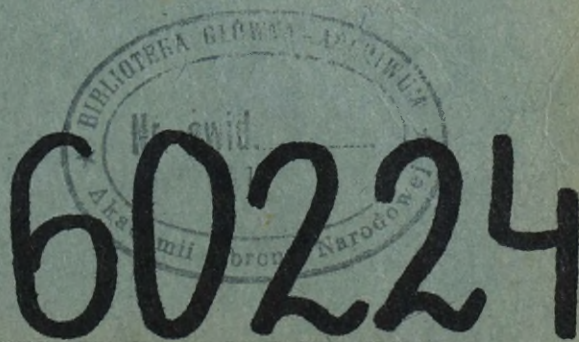
Egz. nr 3



Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

PRZECIWLOTNICZE ZESTAWY RAKIETOWE S-125M „NEWA-M” I S-125 „NEWA”

Skrypt



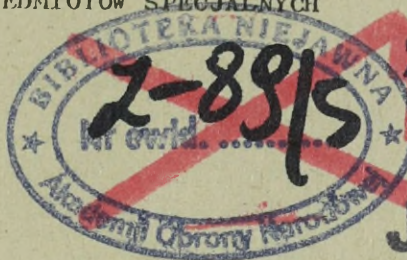
WARSZAWA

WRZESIEŃ

1983

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

ASG WP wewn. 3737/83



ZASTRZEŻONE

POUFNE

Egz.nr 5

JAWNE

ZATWIERDZAM
SZEF KATEDRY
PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

/-/ plk doc. dr Roman DWORAK



Plk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

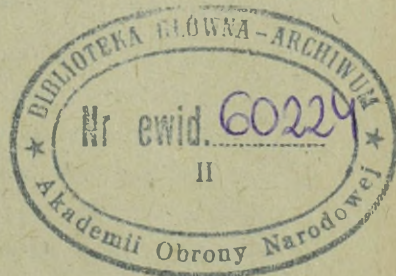
PRZECIWOLOTNICZE ZESTAWY RAKIETOWE

S-125M "NEWA-M" I S-125 "NEWA"

Skrypt

*Przeklasyfikowana z Top Secret na Secret
podstawa przekł. Wykaz Aktualnych Wojskowych
Wydawnictw Wewnętrznych szt. gen. 1527/01
data i podpis 13.12.05 Kołde Anna Jc.*

*Przeklasyfikowana z Secret na Secret
podstawa przekł. Wykaz Aktualnych Wojskowych
Wydawnictw Wewnętrznych szt. gen. 1527/01
data i podpis 26.10.2004 Kowalczyk M*



SPIS TREŚCI

	Str.
WSTĘP	4
1. CHARAKTERYSTYKA PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWÓW RAKIETOWYCH S-125M "NEWA-M" I S-125 "NEWA"	5
1.1. Przeznaczenie i skład zestawów	5
1.2. Możliwości taktyczno-techniczne	7
1.3. Zasada pracy zestawów	11
1.4. Możliwości ogniowe	14
2. STACJE NAPROWADZANIA RAKIET SNR-125M I SNR-125	15
2.1. Przeznaczenie, skład i rozmieszczenie aparatury SNR	15
2.2. Synchronizator	21
2.3. Układ antenowy	22
2.4. Urządzenie nadawcze	24
2.5. Urządzenie odbiorcze	26
2.6. Układ określania współrzędnych /UOW/	29
2.7. Układ małych wysokości /MW/	33
2.8. Układ wypracowania komend /UWK/	34
2.9. Radionadajnik komend /RNK/	37
2.10. Układ sterowania położeniem anten i wyrzutni	40
2.11. Urządzenia wskaźnikowe	46
2.12. Układ selekcji celu ruchomego /SCR/	49
2.13. Przyrząd startu rakiety	50
2.14. Aparatura telewizyjna	52
2.15. Aparatura łączności i sygnalizacji	53
3. ŹRÓDŁA ZASILANIA ZESTAWU W ENERGIE ELEKTRYCZNĄ	54
3.1. Elektrownia polowa ESD-100	55
3.2. Kabina rozdzielcza /UNS/	55
4. PRZECIWLOTNICZA RAKIETA KIEROWANA TYPU 5W-27	56
4.1. Charakterystyka rakiety	56
4.2. Ogólna budowa rakiety	56
4.3. Zespoły napędowe	58
4.4. Aparatura kierowania i śledzenia radiowego	61
4.5. Pilot automatyczny	63
4.6. Zapalnik radiowy	67
4.7. Ładunek bojowy	70
4.8. Aparatura powietrzna	70
4.9. Osprzęt elektryczny rakiety	71

	Str.
4.10. Działanie rakiety podczas startu i lotu	72
4.11. Przeciwlotnicza rakietka kierowana typu 5W-27U	77
5. WYPOSAŻENIE STARTOWE	78
5.1. Charakterystyka wyrzutni rakietowych 5P-71 i 5P-73	78
5.2. Ogólna budowa i działanie wyrzutni 5P-71	80
5.3. Ogólna budowa wyrzutni 5P-73	83
5.4. Samochód transportowo-załadowczy	84
ZAKOŃCZENIE	85
WYKAZ LITERATURY	86

W S T Ę P

Przeciwlotnicze zestawy raketowe /PZR/ są, obok lotnictwa myśliwskiego, podstawowym środkiem obrony powietrznej. Duża skuteczność strzelania PZR w każdych warunkach taktycznych i meteorologicznych wysuwa je na czoło w walce ze środkami napadu powietrznego.

Przeciwlotnicze zestawy raketowe typu S-125M "NEWA-M" i S-125 "NEWA" znajdują się w uzbrojeniu Wojsk Rakietowych Obrony Powietrznej Kraju. Są to zestawy mogące niszczyć cele powietrzne na odległość do 25 km i wysokość do 18 km.

W niniejszym opracowaniu zamieszczono informacje o dwóch typach PZR. Stało się to możliwe dzięki temu, że u większości elementów obu zestawów występuje niemalże całkowite podobieństwo, bowiem zestaw S-125M jest to zmodernizowany i ulepszony zestaw S-125. Dlatego też w przypadku rozpatrywania identycznych urządzeń czy zespołów, zagadnienia rozwinięte w skrypcie odnoszą się do obu typów zestawów, natomiast wszelkie występujące różnice między nimi są odpowiednio zaznaczone lub opisane oddzielnie.

W skrypcie, podzielonym na pięć rozdziałów, zostały opisane podstawowe zagadnienia dotyczące charakterystyki, budowy i wykorzystania bojowego wyżej wymienionych zestawów.

Skrypt jest przeznaczony głównie dla słuchaczy Akademii Sztabu Generalnego WP kursów Obrony Powietrznej Kraju, Lotnictwa i kursów Zabezpieczenia Wojsk Lotniczych i OPK.

Tematyka zawarta w treści skryptu umożliwi słuchaczom zapoznanie się z ogólną budową i zasadami bojowego wykorzystania sprzętu raketowego wojsk OPK. W celu głębszego studiowania omawianej problematyki należy korzystać z bardziej szczegółowej literatury, której wykaz umieszczono na końcu skryptu.

Dywizjon raketowy Wojsk Obrony Powietrznej Kraju /dr OPK/ jest podstawową jednostką taktyczno-ogniową Wojsk Rakietowych OPK. Dywizjon raketowy typu NEWA, do walki ze środkami napadu powietrznego, jest wyposażony w przeciwlotniczy zestaw raketowy typu S-125M "NEWA-M" lub S-125 "NEWA". Zasadniczymi pododdziałami dr OPK są: bateria radiotechniczna, bateria startowa i pluton techniczny. Baterie radiotechniczna i startowa obsługują sprzęt według podziału przedstawionego w tabeli 1. Pluton techniczny jest pododdziałem usamodzielniającym dywizjon raketowy pod względem zaopatrywania w rakiety. Informacje dotyczące pluto-

nu technicznego w niniejszym skrypcie nie będą poruszane.

Przeciwlotniczy zestaw raketowy S-125M jest udoskonaloną wersją zestawu S-125 i dzięki temu charakteryzuje się on znacznie lepszymi parametrami i możliwościami taktyczno-technicznymi od swego poprzednika. W zmodernizowanym zestawie S-125M wprowadzono szereg zmian konstrukcyjnych, w wyniku których znacząco wzrosły możliwości bojowe zestawu. Do zasadniczych zmian należy zaliczyć:

- wprowadzenie nowej ozteroprowadnicowej wyrzutni raketowej typu 5P-73 w miejsce dwuprowadnicowej 5P-71;

- zabudowanie aparatury telewizyjnej, która czyni zestaw bardziej odporny na zakłócenia radioelektroniczne. Przy pomocy tej aparatury można prowadzić strzelanie do celów powietrznych bez promieniowania energii elektromagnetycznej;

- zmodernizowanie rakiety 5W-27 /zmodernizowana rakietka ma symbol 5W-27U/, pozwoliło na obniżenie dolnej granicy strefy ognia z 50 do 20 m, przybliżenie bliższej granicy strefy ognia z 6 do 3,5 km i skrócenie czasu przygotowania rakiety do startu na wyrzutni z 2 min do 30 s;

- wprowadzenie nowego zespołu prądotwórczego typu 5E96-A /dwa agregaty typu ESD-100 są zamontowane w jednej kabine/ zamiast dwóch oddzielnych elektrowni polowych ESD-100. Zmniejszono przez to ilość elementów zestawu, co ma istotne znaczenie podczas wykonywania manewru.

Ponadto wprowadzono szereg innych zmian, z którymi można się spotkać w treści skryptu.

1. CHARAKTERYSTYKA PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWÓW RAKIETOWYCH S-125M "NEWA-M" I S-125 "NEWA"

1.1. Przeznaczenie i skład zestawów

Przeciwlotnicze zestawy raketowe S-125M /S-125/ są przeznaczone do niszczenia samolotów, śmigłowców i innych środków napadu powietrznego /ŚNP/, lecących na małych i średnich wysokościach. W szczególnych przypadkach /gdy nie ma innych środków/ zestaw może być wykorzystany do rażenia celów naziemnych /nawodnych/.

W skład wyżej wymienionych przeciwlotniczych zestawów raketowych wchodzi elementy, których wykaz zamieszczono w tabeli 1.

Oprócz sprzętu wyszczególnionego w tabeli 1 dywizjon raketowy jest wyposażony w:

- stanowisko techniczne plutonu technicznego, który dysponuje magazynami dla rakiet i materiałów pirotechnicznych, środkami do transportu

Tabela 1

Lp.	Wyszczególnienie	J.m.	S-125M		S-125	
			Typ /symbol/	Ilość	Typ /symbol/	Ilość
1	2	3	4	5	6	7
	<u>W baterii radiotechnicznej</u>					
1	Stacja naprowadzania rakiet	k-t	SNR-125M	1	SNR-125	1
	w tym:					
	- kabina kierowania /dowódcza/ z urządzeniami wyliczającymi	szt.	UNK-M	1	UNK	1
	- kolumna antenowa	szt.	UNW-M	1	UNW	1
	- kabina ZCZZ i podręczny warsztat	szt.	PRM-NM1	1	PRM	1
2	Urządzenia energetyczne					
	w tym:					
	- kabina rozdzielcza	szt.	RKU-N	1	UNS	1
	- elektrownie polowe	szt.	5E96-A	1	ESD-100	2
3	Przyczepa do transportu anten	szt.	UW-600	1	UW-600	1
	<u>W baterii startowej</u>					
4	Wyrzutnie rakietowe	szt.	5P-73	4	5P-71	4
5	Przeciwlotnicze rakiety kierowane	szt. /1jo/	5W-27U	16	5W-27	8
6	Samochody transportowo-załadowcze	szt.	PR-14A	8	PR-14A	8

rakiet i kompletem sprzętu technologicznego do przechowywania, zbrojenia i elaboracji rakiet;

- środki rozpoznania, wskazywania celów i łączności. Etatowym środkiem rozpoznania dywizjonu jest radiolokacyjna stacja wstępnego poszukiwania /RSWP/ typu JAWOR-M2 lub P-18 współpracująca z wysokościomierzem typu PRW-13;

- kabinę sprzężenia zestawu z aparaturą WEKTOR-2WE znajdującą się na stanowisku dowodzenia oddziału /ZT/. Kabina sprzężenia znajduje się tylko wówczas, gdy dywizjon jest włączony do automatycznego systemu dowodzenia.

Trenowanie obsługi bojowych w śledzeniu celów powietrznych, w sposób uproszczony można prowadzić przy pomocy aparatury imitacyjno-treningowej zamontowanej w SNR, natomiast do trenowania w szerszym zakresie wy-

korzysta się specjalną aparaturę imitacyjno-treningową typu "AKKORD" umieszczoną w oddzielnej kabinie, którą na czas treningu podłącza się do SNR.

1.2. Możliwości taktyczno-techniczne

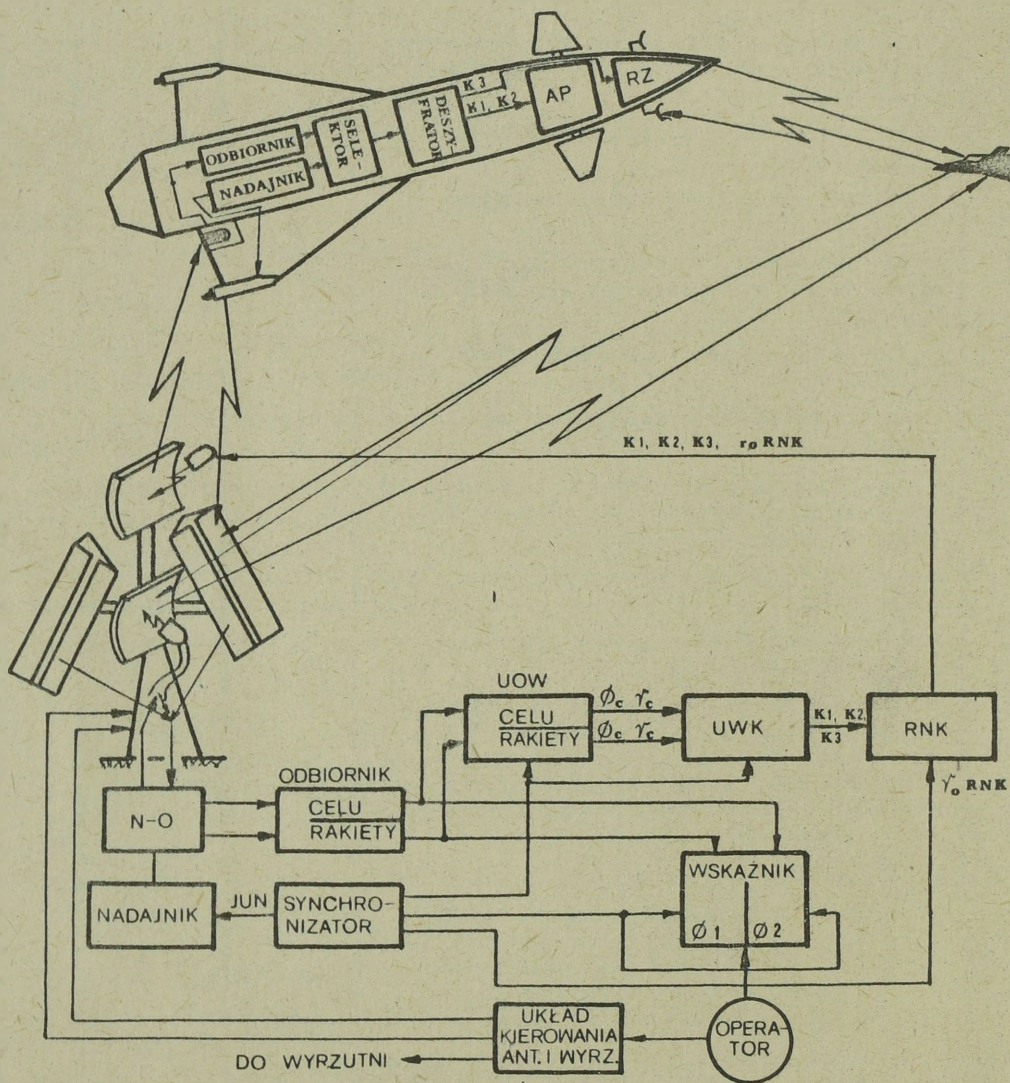
Przeciwlotnicze zestawy rakietowe typu S-125M i S-125 charakteryzują się następującymi możliwościami taktyczno-technicznymi /tabela 2/:

Tabela 2

Lp.	Wyszczególnienie	J.m.	S-125	S-125M
1	2	3	4	5
1	Odległość wykrycia celu o powierzchni skutecznej odbicia $\sigma = 1 \text{ m}^2$ wynosi:			
	- na małych wysokościach, przy tym odległość automatycznego śledzenia celu	km	40	
	- na średnich wysokościach, przy tym odległość automatycznego śledzenia celu	km	28	
		km	70	
		km	40-45	
2	Granice strefy ognia przy strzelaniu do celu lecącego z prędkością $V_0 \leq 300 \text{ m/s} / V_c \leq 700 \text{ m/s}$:			
	- granica dalsza	km	25/22	
	- granica bliższa		6/6	3,5/3,5
	- granica górna		18/14	
	- granica dalsza		50/50	20/20
3	Liczba kanałów rakietowych /jednocześnie naprowadzanych rakiet do jednego celu/	kpl.	2	
4	Minimalny odstęp czasowy pomiędzy startami rakiet	s	5	
5	Zakresy pracy SNR w odległości	km	37180	
6	Moc w impulsie nadajnika obserwacji celu	kW	170+190	
7	Moc radionadajnika komend	kW	7	
8	Moc nadajnika impulsu zapytującego	kW	1	
9	Częstotliwość powtarzania impulsów sondujących /generowanych przez nadajnik obserwacji celu/:			
	- na zakresie 80 km	Hz	560	
	- na zakresie 37 km	Hz	280	
10	Czas trwania impulsu sondującego /niezależnie od zakresu pracy SNR/	$\mu\text{s.}$	0,26	

1	2	3	4	5
11	Kątowy zakres przeszukiwania przestrzeni antenami w azymucie β /może się odbywać trzema sposobami/:			
	- dookreźnie	stopni	$n \cdot 360^\circ$	
	- w dużym sektorze poszukiwania /DSP/	"	$\pm 10^\circ$	
	- a małym sektorze poszukiwania /MSP/	"	$\pm 1,5^\circ$	
12	Kątowy zakres przeszukiwania przestrzeni antenami w kącie położenia ϵ	"	$-1^\circ + 80^\circ$	
13	Czas obrotu anten:			
	- w azymucie o 180°	s.	15	
	- w kącie położenia od $0 + 70^\circ$	s.	13	
14	Częstotliwość wahania charakterystyk anten w sektorze szybkiego poszukiwania			
	- anteny nadawczo-odbiorczej UW-10	Hz	22+26	
	- anten odbiorczych UW-11	Hz	16	
15	Wymiary sektora szybkiego poszukiwania:			
	- dla anten odbiorczych w płaszczyznach skośnych $\phi 1$ i $\phi 2$	stopni	$15^\circ \times 15^\circ$	
	- dla anteny nadawczo-odbiorczej tylko w kącie położenia /w rodzaju pracy "poszukiwanie"/	"	$\pm 5^\circ$	
16	Rozróżnialność SNR:			
	- kątowa	"	$1,5^\circ$	
	- w odległości	m	40	
17	Wykrywanie celu za pomocą kamery telewizyjnej zależy od widzialności optycznej, rodzaju obiektywu i typu celu.			
	Maksymalna odległość wykrycia przy zastosowaniu obiektywu kamery o kącie "widzenia" 2° wynosi:			
	- samolotu myśliwskiego /bombowego/	km	-	40/70
	Przy zastosowaniu obiektywu o kącie "widzenia" 6° wynosi:			
	- samolotu myśliwskiego /bombowego/	km	+	20/40
	W rodzaju pracy TV rakiety mogą być naprowadzane na cel tylko metodą "trzech punktów". W tym przypadku granice strefy ognia wynoszą:			
	- granica bliższa /dalsza/	km	-	3,5/20
	- granica dolna /górna/	km	-	0,05/11

1	2	3	4	5
18	Czas nieprzerwanej pracy zestawu	h	24	
19	Czas przejścia zestawu z położenia bojowego w marszowe na stanowisku polowym:			
	- ze zautomatyzowanym systemem dowodzenia	h	2h 50 min	
	- bez zautomatyzowanego systemu dowodzenia	h	2	
20	Czas przejścia zestawu z położenia bojowego w marszowe na stanowisku typu trwałego:			
	- ze zautomatyzowanym systemem dowodzenia	h	3h 40 min	
	- bez zautomatyzowanego systemu dowodzenia	h	2h 50 min	
21	Czas przejścia zestawu z położenia marszowego w bojowe na stanowisku polowym:			
	- ze zautomatyzowanym systemem dowodzenia	h	3h 40 min	
	- bez zautomatyzowanego systemu dowodzenia	h	2h 50 min	
22	Czas przejścia zestawu z położenia marszowego w bojowe na stanowisku typu trwałego:			
	- ze zautomatyzowanym systemem dowodzenia	h	4h 10 min	
	- bez zautomatyzowanego systemu dowodzenia	h	3h 10 min	
23	Czas przejścia dywizjonu z gotowości bojowej nr 2 do gotowości nr 1 lub w gotowości do startu rakiet z przeprowadzeniem kontroli funkcyjowania SNR i sprawdzeniem automatycznego systemu dowodzenia:			
	a/ w sposób normalny:			
	- przy zasilaniu z sieci zewnętrznej z przejściem na zasilanie z własnych agregatów /temp. cieczy chłodzącej i oleju wyższe niż 37°C/	min.	5 min 30 s	
	- przy zasilaniu z własnych agregatów /ciecz chłodząca i olej podgrzane do temp. powyżej 37°C/	min.	6	
	b/ w sposób przyspieszony:			
	- przy zasilaniu z sieci zewnętrznej	min.	3 min 40 s	
	- przy zasilaniu z własnych agregatów /agregaty podgrzane powyżej 37°C/	min.	4 min 30 s	



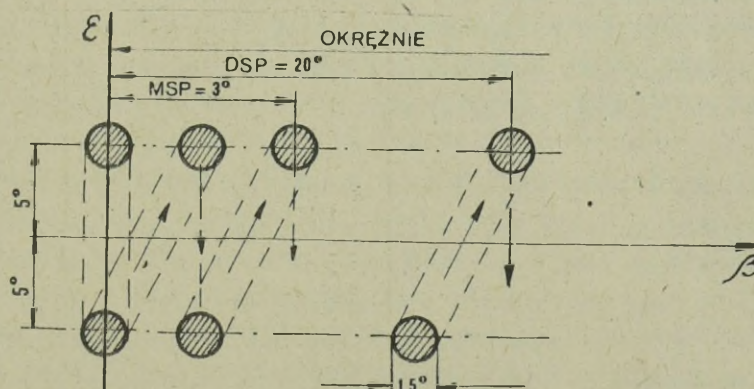
Rys. 1. Zasada działania przeciwlotniczego zestawu raketowego typu S-125M /S-125/

1.3. Zasada pracy zestawów

Przeciwlotnicze zestawy rakietowe S-125M i S-125 pracują na zasadzie komendowego /dowódczego/ systemu kierowania raketami w procesie naprowadzania ich na cel, z zastosowaniem dwóch metod naprowadzania: "trzech punktów" /TP/ i "połowicznego" wyprzedzenia /PW/ /połowicznego wyprostowania toru w punkcie spotkania rakiety z celem/.

Zasada funkcjonowania PZR jest następująca /patrz rysunek 1 i 3/. W wyniku oceny sytuacji powietrznej przeprowadzonej na podstawie informacji z wojsk radiotechnicznych, własnej RSWP i innych źródeł oraz wykorzystując wynośny wskaźnik obserwacji okrężnej /WOO/ RSWP i wskaźnik obserwacji okrężnej /WOO/ SNR, dokonuje się wyboru celu do ostrzelania^{x/}.

Źródłem informacji o położeniu celu i rakiety w przestrzeni są sygnały radiowe wysłane przez stację i odbite od celu oraz sygnały odzewowe generowane przez nadajnik pokładowy rakiety. Stacja naprowadzania rakiet początkowo pracuje w rodzaju poszukiwania, a następnie przechodzi w rodzaj pracy śledzenia celu. Podczas poszukiwania celu pracuje antena nadawczo-odbiorcza UW-10, której charakterystyka promieniowania w kształcie igły o wymiarze $1,5^\circ$ waha się w płaszczyźnie pionowej w przedziale 10° . Przeszukanie pełnego zakresu kąтового \mathcal{E} w przedziale od -6° do 80° odbywa się poprzez obrót całej głowicy antenowej. Poszukiwanie przestrzeni w płaszczyźnie poziomej odbywa się sektorowo lub dookrężnie również poprzez obrót głowicy antenowej. Sposób przeszukiwania przestrzeni anteną UW-10 przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Przeszukiwanie przestrzeni anteną UW-10

x/ Przy scentralizowanym dowodzeniu dywizjonom wskazuje się cele do ostrzelania z połączonego stanowiska dowodzenia /PISD/. Wskazywania celów można dokonać w sposób niezautomatyzowany lub zautomatyzowany. Wskazanie celu w sposób zautomatyzowany polega na przekazaniu dywizjonowi odpowiedniego sygnału dźwiękowego i skierowaniu anten SNR na wskazany cel.

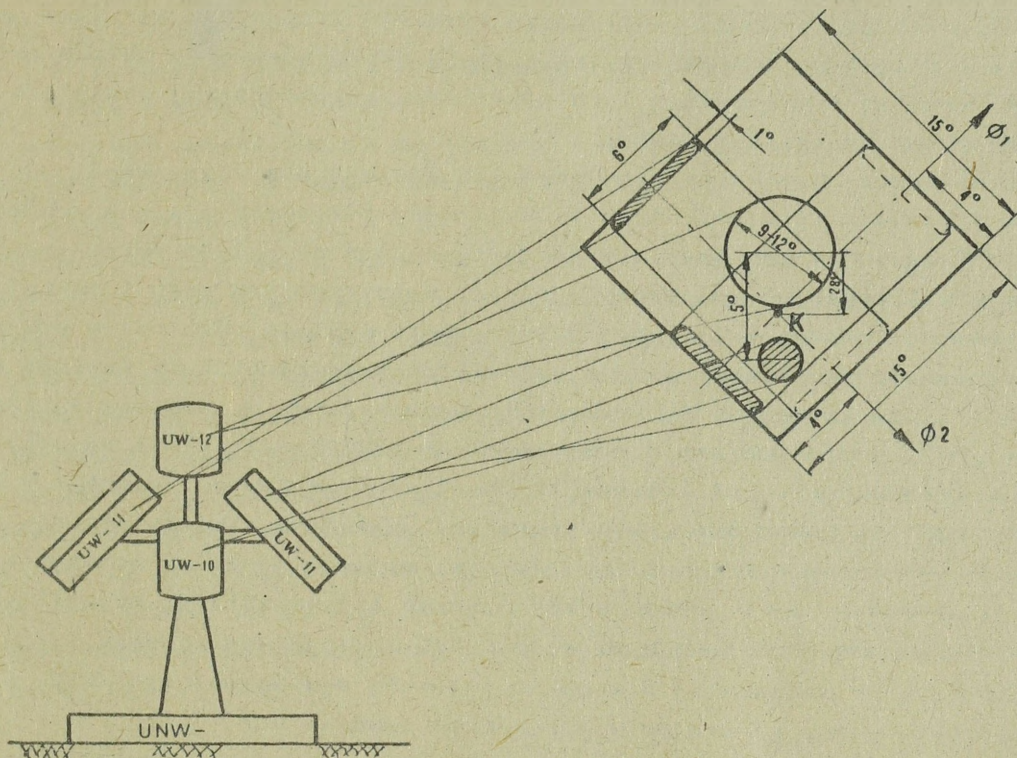
W rodzaju pracy "poszukiwanie" antena nadawczo-odbiorcza UW-10 jest podłączona do nadajnika obserwacji celu, który generuje impulsy sondujące wielkiej częstotliwości /WCz/ ze stałym okresem powtarzania $T_p = 560 \mu s$ i o czasie trwania $t_1 = 0,26 \mu s$. Impulsy sondujące, poprzez przełącznik nadawanie - odbiór /N-0/, torom falowodowym są doprowadzane do anteny, która wypromieniowuje ich w kierunku celu. Część energii tych impulsów odbija się od celu i wraca do SNR. Są one odbierane przez tę samą antenę UW-10 i torom falowodowym doprowadzane do odbiornika. W odbiorniku sygnały są wstępnie wzmacniane i poddane selekcji /dla wydzielenia własnych sygnałów/. Wstępnie wzmacnione i wyselekcjonowane sygnały przekazywane są do mieszacza, do którego równocześnie jest doprowadzany sygnał ciągły z heterodyny. W wyniku wymieszania się tych dwóch sygnałów na wyjściu mieszacza uzyskuje się sygnały o częstotliwości pośredniej /PCz/. Następnie sygnały PCz, po dalszym wzmoocnieniu, są poddane detekcji celem wydzielenia impulsów wizyjnych i w tej postaci, z odbiornika znajdującego się na kolumnie antenowej UNW, są doprowadzane do głównego wzmacniacza sygnałów celu umieszczonego w kablinie UNK. Ostatecznie wzmacnione, w głównym wzmacniaczu, impulsy wizyjne są doprowadzane bezpośrednio do układu określania współrzędnych i na wskaźniki, albo poprzez układ selekcji celu ruchomego /gdy jest on włączony/.

W wyniku poszukiwania cel zostaje wykryty i w postaci znaczników świetlnych zobrazowany na wskaźniku obserwacji okrężnej i na wskaźnikach naprowadzania. Po wykryciu naprowadza się anteny na cel, a konkretnie - skierowuje się oś symetrii charakterystyki promieniowania na wskazany /wybrany/ do zniszczenia cel. Po naprowadzeniu anten i określeniu odległości do celu /przez zgranie znacznika poziomego ze znacznikiem celu/ następuje przechwycenie celu i przejście do procesu śledzenia go.

Śledzenie według wskaźników polega na ciągłym i dokładnym utrzymaniu znacznika celu na skrzyżowaniu znaczników pionowego i poziomego. Parametry ruchu celu są przekazywane do automatycznego przyrządu startu /APS/, który na bieżąco wypracowuje granice strefy ognia i znacznik odległości wyprzedzonej, wskazujący punkt spotkania rakiety z celem. Wielkości wypracowane przez APS są wyświetlane, w postaci znaczników pierścieniowych, na wskaźniku obserwacji okrężnej /rys. 21/. Cel można śledzić ręcznie /RS/ lub automatycznie /AS/.

Podczas śledzenia celu, sektor obserwacji /szybkiego poszukiwania/ SNR wygląda tak jak na rysunku 3. W tym rodzaju pracy charakterystyka anteny nadawczo-odbiorczej UW-10 nie waha się, a jej oś symetrii cały

czas śledzi za celem poprzez zmianę położenia anten. Do pracy włączają się anteny odbiorcze UW-11.



Rys. 3. Sektor obserwacji SNR w rodzaju pracy "śledzenie" celu

Przełącznik falowodowy jest ustawiony w ten sposób, że antena UW-10 jest podłączona do odbiornika kanału przeciwnikowego /antyfadującego/, a anteny odbiorcze UW-11 do odbiornika kanału celu. Taki układ podłączenia zapewnia jednakowy poziom odbieranych sygnałów w kanale przeciwnikowym i w kanale celu, gdyż odbiornik przeciwnikowy ma mniejszą czułość niż odbiornik celu, a antena UW-10 ma większy zysk kierunkowy niż anteny UW-11. Praca nadajnika generującego impulsy sondujące jest analogiczna jak podczas poszukiwania celu. W miarę zbliżania się celu do dalszej granicy startu, na W00 znacznik odległości wyprzedzonej zbliża się do znacznika dalszej granicy strefy ognia. Po pokryciu się obu znaczników oficer naprowadzania może dokonać startu pierwszej rakiety.

Po wystartowaniu rakiety radionadajnik SNR generuje impulsy zapytujące, które za pomocą anteny RNK UW-12 są przesyłane do rakiety. Na pokładzie rakiety tymi impulsami jest uruchamiany nadajnik wysyłają-

cy do SNR sygnały odzewowe. Sygnały te są doprowadzane do odbiornika kanału raketowego i podlegają podobnej obróbce jak sygnały odbite od celu, a więc wstępnemu wzmocnieniu, selekcji, przekształceniu do częstotliwości pośredniej, wydzieleniu sygnałów wizyjnych, ostatecznemu wielostopniowemu wzmocnieniu, po czym są doprowadzane do układu określania współrzędnych rakiet i na wskaźniki naprowadzania, gdzie zostaje zobrazowany znacznik rakiety.

W układzie określania współrzędnych zostają określone współrzędne celu i rakiety /raket/. Sygnały wyjściowe UOW odpowiadające współrzędnym ϵ , β , D tych obiektów są doprowadzane do układu wypracowania komend. Na podstawie wielkości różnicy współrzędnych celu i rakiety UWK wypracowuje odpowiednie komendy kierowania rakietą. Komendy w postaci napięcia stałego mierzone są w voltach na metr odchylenia rakiety od toru obliczeniowego. Z UWK komendy są doprowadzane do radionadajnika komend /RNK/ gdzie podlegają odpowiedniemu przekształceniu i zaszyfrowaniu, po czym za pomocą anteny RNK UW-12 zostają wypromieniowane w kierunku rakiety. Odebrane przez aparaturę pokładową rakiety komendy podlegają deszyfracji i przekształceniu w napięcie stałe, a następnie zostają przesłane do autopilota kierującego lotem rakiety. Po zbliżeniu się rakiety na określoną odległość w UWK zostaje wypracowana i przesłana do rakiety komenda K3 dla odbezpieczenia radiozapalnika /RZ/, który rozpoczyna pracę generując w przestrzeń impulsy WCz. Po opromienieniu celu impulsy odbite od niego wracają do odbiornika i po odpowiedniej obróbce i wzmocnieniu są przekazane do układu wykonawczego wysyłając impuls prądu do mechanizmu zabezpieczająco-wykonawczego /MZW/. W MZW wybucha detonator pośredni, a od niego wybucha ładunek bojowy rakiety rażąco cel odłamkami.

Jeżeli z przyczyn technicznych radiozapalnik nie zadziała lub rakietka chybi cel na odległości większej niż promień działania RZ, to po 49 s /w 5W-27-39s/ lotu detonacja ładunku bojowego nastąpi samoczynnie od mechanizmu samolikwidacji. Przy czym, gdy strzelanie prowadzone jest na małej wysokości /do $H = 2,5$ km/, to po wyprzedzeniu celu przez raketę na odległość 150 m z SNR zostaje do rakiety przekazana komenda K4, pod działaniem której rakietka zostaje skierowana maksymalnie w górę i tam ulega samolikwidacji.

1.4. Możliwości ogniowe

Do zasadniczych możliwości ogniowych zestawów S-125M i S-125 zalicza się:

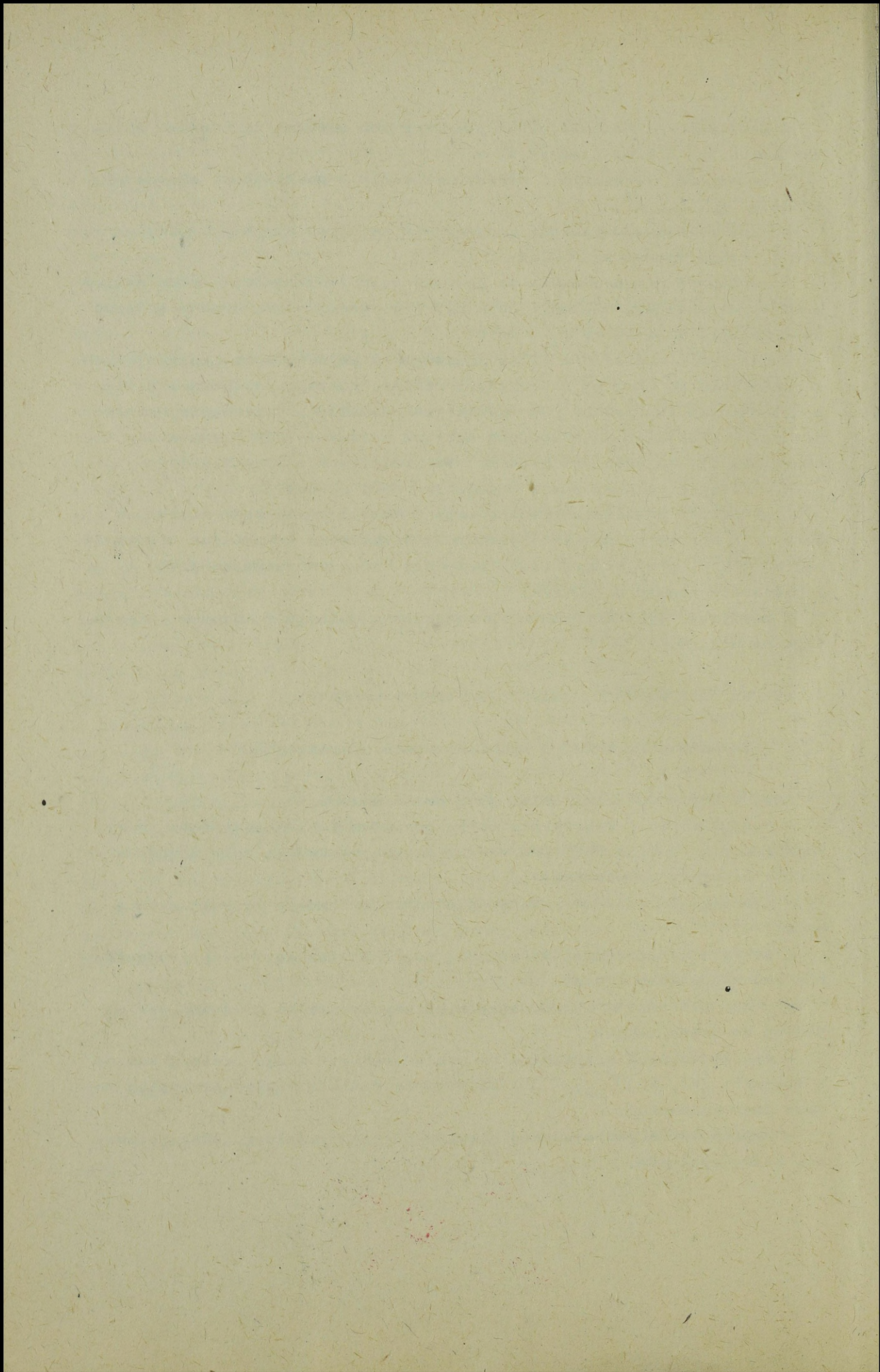
- możliwość niszczenia celów powietrznych zarówno na kursach zbliżeniowych jak i oddalających się;
- możliwość wykrywania i niszczenia celów o powierzchni skutecznej odbicia $\sigma \geq 0,5 \text{ m}^2$;
- duże prawdopodobieństwo zniszczenia celu pojedynczego jedną rakietą, które wynosi $P_1 = 0,85$;
- możliwość naprowadzania do jednego celu jednocześnie dwóch rakiet z odstępem czasowym nie mniejszym niż 5 s, wówczas prawdopodobieństwo zestrzelenia wzrasta do $P_2 = 0,98$;
- możliwość niszczenia celów grupowych i pojedynczych manewrujących z przeciążeniem do 6 g, stosujących różnego rodzaju zakłócenia radioelektroniczne lub lecące pod osłoną tych zakłóceń. W zakresie niszczenia celów stosujących zakłócenia aktywne zestaw S-125M, wyposażony w aparaturę TV, ma znacznie większe możliwości niż zestaw S-125;
- możliwość rozpoznawania samolotów "swój - obcy";
- możliwość prowadzenia strzelania o każdej porze roku i doby, w dowolnych warunkach meteorologicznych, w zakresie temperatur otoczenia -40 do $+50^\circ\text{C}$, przy wilgotności względnej nie przekraczającej 98% i prędkości wiatru do 20 m/s;
- możliwość wykonania manewru zestawem z jednego stanowiska startowego na drugie.

2. STACJE NAPROWADZANIA RAKIET SNR-125M I S-125

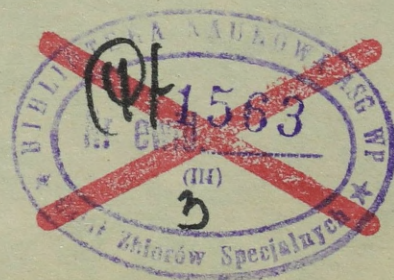
2.1. Przeznaczenie, skład i rozmieszczenie aparatury SNR

Stacja naprowadzania rakiet jest przeznaczona do:

- poszukiwania i wykrywania celów powietrznych samodzielnie, przy współpracy z etatową RSWP lub według danych wskazania celu z nadrzędnego stanowiska dowodzenia;
- ręcznego lub automatycznego śledzenia wybranego do zniszczenia celu;
- przygotowania rakiet do startu, kontroli ich gotowości i określenia momentu startu rakiet;
- dokonania startu i automatycznego naprowadzania na jeden cel od jednej do dwóch rakiet;
- wypracowania i przesyłania na pokład rakiety drogą radiową komend i sygnałów /K1, K2, γ_{ORNK} / dla kierowania rakieta według przyjętej metody naprowadzania;
- wypracowania jednorazowej komendy K3 celem zdalnego odbezpieczenia radiozapalnika.



~~188-1~~



Uproszczony schemat blokowy SNR-125M przedstawiono na rysunku 4.

Stacja naprowadzania rakiet obejmuje dwa zasadnicze elementy: kolumnę antenową UNW-M /UNW/ i kabinę kierowania UNK-M /UNK/. Kolumna antenowa składa się z podstawy i głowicy antenowej. Podstawą jest podwozie typu artyleryjskiego z osadzoną na nim kolumną. Na kolumnie antenowej zamontowane są: układ antenowy; nadajnik; wysokoczęstotliwościowa część odbiornika; elektromechaniczne urządzenia napędu anten w płaszczyznach poziomej i pionowej oraz inne urządzenia pomocnicze.

Na kolumnie antenowej SNR-125M jest umieszczona kamera telewizyjna, której SNR-125 nie posiada.

W położeniu bojowym kolumna antenowa jest ustawiona na łąkach i wy-poziomowana. W położeniu marszowym głowica antenowa jest zdjęta z ko-lumny i umieszczona na specjalnej przyczepie, zaś podwozie jest usta-wione na kołach.

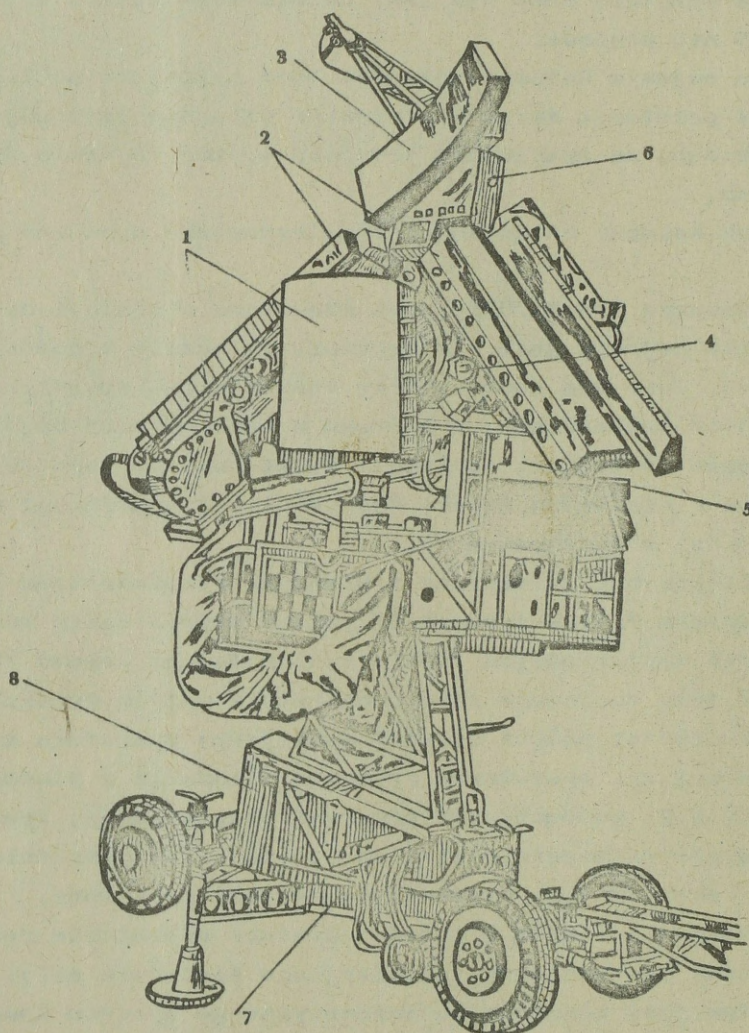
Ogólny widok kolumny antenowej i rozmieszczenie urządzeń pokazano na rysunku 5.

Kabina kierowania UNK-M /UNK/ jest zbudowana w postaci naczepy. Ka-bina w położeniu bojowym jest elektrycznie połączona z pozostałymi ele-mentami zestawu. Jest ona jednocześnie stanowiskiem dowodzenia /SD/ dowódcy dywizjonu raketowego, z którego w czasie pracy bojowej odby-wa się dowodzenie wszystkimi obsługami dywizjonu. Do tego celu kabina jest wyposażona w niezbędne środki łączności i sygnalizacji wewnętrznej oraz łączności z nadrzędnym SD.

W kabine kierowania /w szafach i blokach/ rozmieszczona jest na-stępująca aparatura /patrz rysunek 6/: układ wypracowania komend /UWK/; układ określania współrzędnych /UOW/; radionadajnik komend /RNK/; układ selekcji celu ruchomego /SCR/; aparatura małych wysokości /MW/; aparatura wakaźnikowa; pulpity dowódcy dywizjonu; aparatura oficera na-prowadzania; aparatura operatorów ręcznego śledzenia w płaszczyznach skośnych $\phi 1$ i $\phi 2$; automatyczny przyrząd startu /APS/; synchroniza-tor; aparatura przygotowania rakiet do startu; blok zasilania urzą-dzeń w energię elektryczną; wyposażenie pomocnicze i inne.

Ponadto w zestawie S-125M w skład aparatury operatorów ręcznego śledzenia wchodzi dwa monitory telewizyjnego śledzenia celu.

Jeżeli zestaw jest włączony do automatycznego systemu dowodzenia /ASD/, to w UNK-M jest zamontowana aparatura sprzężenia /wskazania ce-lu/ z tym systemem. Podczas transportu kołowego kabina jest ciągniona za pomocą łańcucha siodłowego.



Rys. 5. Ogólny widok kolumny antenowej UNW-M

1. Antena nadawczo-odbiorcza UW-10; 2. Anteny odbiorcze UW-11;
 3. Antena radionadajnika komend; 4. Kamera telewizyjna; 5. Nadajnik;
 6. Odbiornik; 7. Podwozie; 8. Elektromechaniczne urządzenia napędu anten

- napięcia kątowne w kształcie pily płaszczyzn $\phi 1$ i $\phi 2$ wykorzystywane w kątowych układach określania współrzędnych;

- napięcia i impulsy odpowiadające położeniu kątowemu linii wizowania celu w sektorze poszukiwania anten odbiorczych.

Synchronizator jest zamontowany w trzech blokach umiejscowionych w kabinie UNK-M /UNK/.

2.3. Układ antenowy

Anteny SNR są przeznaczone do wypromieniowania i odbioru energii elektromagnetycznej wielkiej częstotliwości /WCz/. Podczas pracy SNR za pomocą anten wysyłane są: impulsy sondujące; sygnały komend kierowania i komend jednorazowych oraz impulsy zapytujące, natomiast odbierane są: impulsy odbite od celu i impulsy odzewowe od rakiet. Konstrukcja poszczególnych anten zapewnia ściśle określony kształt i kierunkowość charakterystyk promieniowania i odbioru energii WCz.

W skład układu antenowego wchodzi:

- antena nadawczo-odbiorcza UW-10;

- dwie anteny odbiorcze UW-11;

- antena radionadajnika komend UW-12;

- ekwiwalenty anten UW-10 i UW-12;

- falowody, jako linie przesyłowe energii, łączące anteny z urządzeniami nadawczym i odbiorczym.

Antena nadawczo-odbiorcza UW-10 wytwarza kierunkową charakterystykę promieniowania energii w kształcie igły. Kątowny wymiar charakterystyki, mierzony na połowie mocy, wynosi $1,5^\circ$. W rodzaju pracy "poszukiwanie" charakterystyka /wiązka/ waha się tylko w kącie położenia w sektorze $\epsilon = 10^\circ$ z częstotliwością 25 Hz /patrz rys. 2/. Pozostały zakres kątowy zarówno w płaszczyźnie pionowej jak i poziomej jest przeszukiwany obrotem całej głowicy antenowej.

W rodzaju pracy "śledzenie" charakterystyka jest nieruchoma, a jej oś symetrii utrzymywana jest na celu.

Zasadniczymi elementami anteny UW-10 są: reflektor wykonany w kształcie ściętej paraboloidy; głowka szybkiego poszukiwania i falowody. Zadaniem głowki szybkiego poszukiwania jest opromienianie reflektora energią WCz. Składa się ona z: bloku falowodów; elementu promieniującego; złącza obrotowego; silnika elektrycznego; nadajników indukcyjnych i korpusu.

Blok falowodów jest zbudowany z 26 odcinków falowodów ukształtowanych tak, że na wejściu energii WCz tworzą one okrąg, a na wyjściu linię prostą. Element promieniujący, będący odcinkiem falowodu w kształ-

cie fajki, jest zamocowany jednym końcem do złącza obrotowego, natomiast jego część wylotowa jest ustawiona w płaszczyźnie okręgu bloku falowodów. Złącze obrotowe umożliwia przekazanie energii WCz z falowodu nieruchomego do obracającego się elementu promieniującego. Złącze obrotowe składa się z dwóch tarcz: ruchomej i nieruchomej. Do tarczy nieruchomej zamocowane są dwa nadajniki indukcyjne /oewki/, a do tarczy ruchomej - magnes stały. Jeden nadajnik wytwarza napięcie odpowiadające końcowi sektora szybkiego poszukiwania wygaszające powrotny ruch podstawy czasu na wskaźnikach naprowadzania, zaś drugi nadajnik indukcyjny - napięcie środka sektora wykorzystywane do wytwarzania znacznika pionowego na wskaźnikach. Ponadto do tarczy nieruchomej jest zamocowany, elektromagnes, który w rodzaju pracy "śledzenie", unieruchamia element promieniujący w środkowym położeniu.

Włączenie rodzaju pracy "poszukiwanie" powoduje odblokowanie elementu promieniującego i włączenie silnika elektrycznego główki szybkiego poszukiwania. Silnik obraca element promieniujący, przez który kierowana jest energia WCz kolejno do poszczególnych odcinków falowodów. Jak wynika z powyższego opisu, wahanie charakterystyki antenowej w granicach $\varepsilon = 10^\circ$ odbywa się nie poprzez ruch mechaniczny główki, lecz na zasadzie wykorzystania praw optyki, gdzie przemieszczanie się źródła opromieniania reflektora względem ogniska wywołuje pożądany efekt.

Dwie anteny odbiorcze UW-11 przeznaczone są do odbioru energii elektromagnetycznej WCz odbitej od celu i sygnałów odzewowych od rakiet. Pracują one tylko podczas śledzenia celu i naprowadzania rakiet.

Należy pamiętać, że anteny odbiorcze nie promieniują energii, lecz jedynie odbierają sygnały z obszaru wyznaczonego przez kształt charakterystyki antenowej.

Anteny UW-11 są zamontowane na kolumnie ukośnie pod kątem 45° do poziomu. Pod tym kątem przeszukują one na przemian przestrzeń w płaszczyznach skośnych $\phi 1$ i $\phi 2$. Takie rozwiązanie w jednakowym stopniu zapewnia wpływ sygnałów odbitych od ziemi na pracę stacji i pozwala obniżyć wysokość śledzenia celu. Każda antena wytwarza charakterystykę /wiązkę/ w kształcie listka o wymiarach kątowych $1^\circ \times 6^\circ$ /pomiar na poziomie mocy/. W rodzaju pracy "śledzenie" charakterystyki wahają się w zakresie kątowym 15° , tworząc w ten sposób sektor szybkiego poszukiwania o wymiarach $15^\circ \times 15^\circ$ /patrz rys. 3/.

Obie anteny mają identyczną budowę i zawierają takie elementy jak: reflektor; tuba i soczewka ze zwierciadłem metalowym. Elementami wspólnymi obu anten są: ślimak; główka szybkiego poszukiwania i tor falowodowy.

Energia elektromagnetyczna dochodząca do anteny odbija się od reflek-

tora, wpada do tuby, po czym przechodzi przez soczewkę, odbija się od metalowego zwierciadła i pada na powierzchnię ślimaka. U podstawy ślimaka zamocowana jest główka szybkiego poszukiwania z elementem promieniującym, który, napędzany silnikiem elektrycznym, obracając się zbiera energię WCz z powierzchni ślimaka, w następstwie czego energia ta zostaje przesłana torem falowodowym do odbiornika stacji.

W główce szybkiego poszukiwania zamontowanych jest osiem nadajników indukcyjnych, z których sześć jest przeznaczonych do wytworzenia na pięć: początku, środka i końca sektora szybkiego poszukiwania w płaszczyznach $\phi 1$ i $\phi 2$, zaś pozostałe dwa nadajniki, w warunkach ręcznego śledzenia celu, wytwarzają napięcia środka tego sektora. Wyżej wymienione napięcia prądu są wykorzystywane: w układach synchronizujących stacji; do wyświetlania znaczników pionowych i wygaszania podstaw czasu na wskaźnikach oraz do pracy układów określania współrzędnych celu i rakiet.

Antena radionadajnika komend UW-12 jest przeznaczona do wypromieniowania w kierunku rakiety: komend kierowania K1 i K2; komendy jednorazowej K3 i impulsów zapytujących.

Antena wytwarza charakterystykę w kształcie cygara o wymiarze kątowym, w zależności od stacji, od $9^\circ + 12^\circ$ /wartość mierzona na połowie mocy/. Charakterystyka, w przeciwieństwie do poprzednich, jest nieruchoma a jej oś symetrii jest skierowana w punkt sektora szybkiego poszukiwania położony 5° nad osią symetrii charakterystyki anteny UW-10. Charakterystykę anteny RNK podniesiono po to, aby zmniejszyć prawdopodobieństwo zadziałania nadajnika odzewowego rakiety sygnałami zapytującymi odbitymi od ziemi, co mogłoby mieć miejsce podczas strzelania do celów nisko lecących. Stosunkowo duża średnica charakterystyki ułatwia wstrzelenie rakiety w wiązkę sterującą i zabezpiecza przed wyjściem rakiety z tej wiązki w procesie naprowadzania jej na cel.

Antena składa się z reflektora parabolicznego, napromiennika tubowego i kabla koncentrycznego. Elementy te zabezpieczają przesyłanie energii WCz z radionadajnika komend do napromiennika, opromieniowanie reflektora i odpowiednie ukierunkowanie promieniowanej energii.

2.4. Urządzenie nadawcze

Urządzenie nadawcze jest przeznaczone do generowania radiowych impulsów sondujących o dużej mocy i wielkiej częstotliwości. Generowane impulsy mają moc 190 kW, a czas ich trwania wynosi $t_1 = 0,26 \mu s$. Częstotliwość generowania impulsów sondujących zależy od zakresu pracy SNU i tak, bez włączonego układu SCR wynosi:

- na zakresie dużych odległości $DO = 80$ km okres powtarzania $T_p = 560 \mu s$;

- na zakresie małych odległości $MO = 37$ km okres powtarzania $T_p = 280 \mu s$.

Natomiast przy włączonym układzie SCR urządzenie nadawcze generuje impulsy z przemionnym okresem powtarzania równym:

- podczas rodzaju pracy "Mała prędkość oelu" /MPC = 70 + 220 m/s/ -
 $T_{p1} = 252 \mu s$ i $T_{p2} = 308 \mu s$;

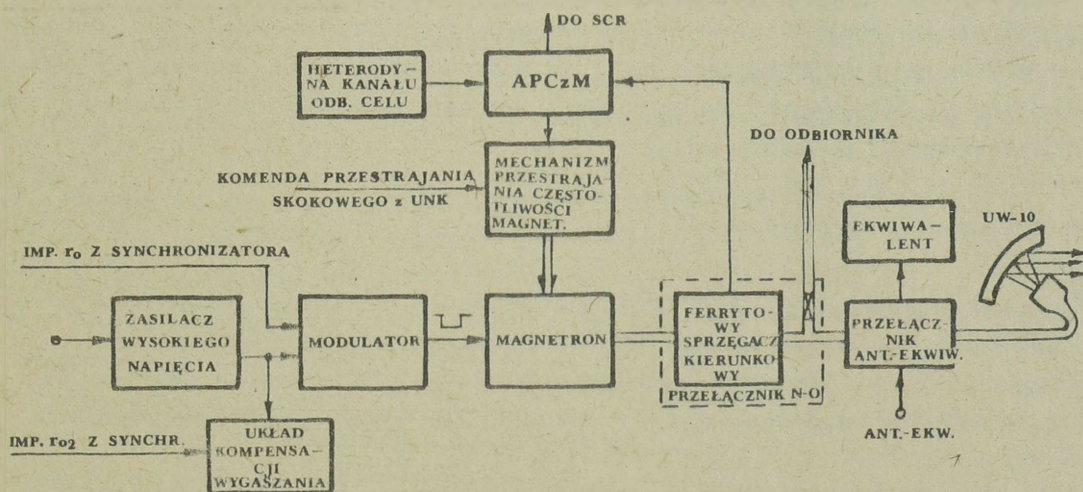
- w rodzaju pracy "Duża prędkość oelu" /DPC = 180 + 650 m/s/ - $T_{p1} = 272 \mu s$ i $T_{p2} = 288 \mu s$.

Uproszczony schemat blokowy urządzenia nadawczego przedstawiono na rysunku 7. Urządzenie nadawcze jest zamontowane na kolumnie antenowej UNW-M /UNW/ w szafie UW-20M.

Zasadniczymi elementami urządzenia nadawczego są: modulator; generator magnetronowy; zespół automatycznego podstrajania częstotliwości magnetronu /APCzM/ z elektromechanicznym układem przestrajania; układ kompensacji wygaszania i zasilacz wysokiego napięcia.

Modulator jest uruchamiany impulsami r_0 dochodzącymi z synchronizatora, na wyjściu modulatora uzyskuje się impulsy prostokątne o amplitudzie /20 + 26 KV/ gwarantującej włączenie magnetronu do pracy.

Magnetron wytwarza impulsy sondujące WCz o dużej mocy, które przez przełącznik "nadawanie - odbiór" /N-O/ i przełącznik "antena-ekwiwa - lent" zostają skierowane do anteny UW-10 lub jej ekwiwalentu.



Rys. 7. Uproszczony schemat blokowy urządzenia nadawczego

Przestrajanie magnetronu, na jedną z dwóch wcześniej ustalonych częstotliwości roboczych, odbywa się skokowo za pomocą mechanizmu przestrajania. Przestrojenie magnetronu na nową częstotliwość roboczą jednocześnie pociąga za sobą przełączenie heterodyn i przestrojenie preselektorów w urządzeniu odbiorczym kanału celu.

Dla zapewnienia normalnej pracy stacji konieczna jest ciągła stabilizacja /podstrajanie/ częstotliwości magnetronu. Do tego celu służy układ automatycznego podstrajania częstotliwości magnetronu /APCzM/. Podstrajanie odbywa się w ten sposób, że do APCzM doprowadza się część energii WCz z magnetronu i drgania ciągle z heterodyny urządzenia odbiorczego. Po wymieszaniu się tych drgań w mieszaczu uzyskuje się sygnały o częstotliwości pośredniej, które odpowiednio wzmacnione i przekształcone w sygnały wizyjne są doprowadzane do wzmacniacza magnetycznego sterującego silnikiem elektrycznym. Silnik sprzężony z magnetronem, obracając się w jedną bądź drugą stronę, zmienia częstotliwość pracy magnetronu w kierunku wartości znamionowej. W ten sposób układ APCzM w sposób ciągły śledzi za częstotliwością magnetronu. W przypadku znacznego odchylenia się częstotliwości włącza się układ poszukiwania, który przywraca normalne warunki pracy magnetronu.

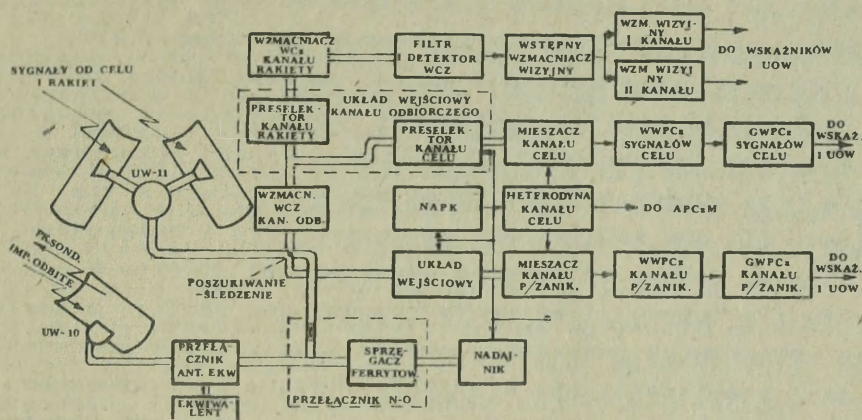
Przełącznik N-0 służy do automatycznego podłączenia anteny UW-10 do urządzenia nadawczego na czas wysyłania impulsów sondujących i przełączenia jej do odbiornika przy odbieraniu impulsów odbitych. W ten sposób zabezpiecza się odbiornik przed zniszczeniem silnymi impulsami nadajnika. Ponadto przełącznik N-0, dzięki sprzęgaczowi ferrytowemu, umożliwia ujemny wpływ energii WCz, odbitej od niejednorodności toru falowodowego, na pracę magnetronu.

Układ kompensacji wygaszania przejmuje obciążenie równoważne obciążeniu modulatora /zatyka nadajnik/ w przypadku: martwego ruchu wiązki; przełączeń z ekwiwalentu na antenę; w czasie skokowego przestrajania częstotliwości magnetronu itp.

2.5. Urządzenie odbiorcze

Urządzenie odbiorcze jest przeznaczone do: wzmocnienia, selekcji /wydzielenia sygnałów własnej SNR/ i przekształcenia impulsów WCz, odbitych od celu i impulsów odzewowych, do częstotliwości pośredniej /PCz/, a następnie poddaniu ich detekcji dla wydzielenia impulsów wizyjnych.

Uproszczony schemat blokowy urządzenia odbiorczego przedstawiono na rysunku 8.



Rys. 8. Uproszczony schemat blokowy urządzenia odbiorczego

Urządzenie odbiorcze jest trzykanałowe i obejmuje:

- kanał odbiorczy celu - wykorzystywany zarówno podczas poszukiwania jak i śledzenia;
- przeciwzanikowy /antyfadingowy/ kanał odbiorczy celu - pracujący tylko w rodzaju pracy "śledzenie". Kanał przeciwzanikowy polepsza stabilność pracy SNR przy śledzeniu celów zbyt wąską wiązką, a szczególnie korzystnie wpływa na jakość określania współrzędnych;
- kanał odbiorczy rakiety.

Aparatura wysokoczęstotliwościowa urządzenia odbiorczego jest umieszczona na kolumnie antenowej UNW-M /UNW/ w szafie UW-40M, natomiast główne wzmacniacze częstotliwości pośredniej sygnałów celu i główne wzmacniacze sygnałów wizyjnych rakiety znajdują się w kabinie UNK-M /UNK/.

Kanał odbiorczy celu zawiera następującą aparaturę:

- wzmacniacz WCz zbudowany na lampie z falą bieżącą, który wzmacnia wszystkie sygnały od celu i rakiet;
- urządzenie wejściowe kanału odbiorczego, składające się z preselektorów kanałów celu i rakiety. W urządzeniu tym dokonuje się częstotliwościowej selekcji i rozdzielania sygnałów od celu i rakiet /inne sygnały nie są przepuszczane/. Rozdzielone sygnały celu i rakiet zostają skierowane do swoich kanałów;
- układ przekształcający częstotliwość wielką na pośrednią. Układ zbudowany jest z mieszaczy i dwóch heterodyn /klistronów/ wspólnych

dla kanałów odbiorczego i przeciwzanikowego. Częstotliwość drgań klis-
tronów jest stabilizowana specjalnym układem natychmiastowego automa-
tycznego podstrajania częstotliwości klisatronu /NAPK/;

- wstępny wzmacniacz pośredniej częstotliwości /WWPCz/;

- główny wzmacniacz pośredniej częstotliwości sygnałów celu /GWPCz/.

Aparatura wysokoczęstotliwościowa kanału przeciwzanikowego zawiera
takie same urządzenia jak kanał odbiorczy celu z tym, że wspólnymi ele-
mentami dla obu kanałów są: wzmacniacz WCz i heterodyny.

Sygnały odbite od celu po odpowiedniej obróbce w aparaturze wysoko-
częstotliwościowej i wstępnym wzmacnieniu zostają przesłane do głów-
nych wzmacniaczy pośredniej częstotliwości, tam poddawane są detekcji,
to jest przekształceniu w sygnały wizyjne i ostatecznemu wzmacnieniu.

Kanał odbiorczy rakiety składa się z aparatury podobnej do tej, ja-
ka występuje w kanałach odbiorczym i przeciwzanikowym. Sygnały odzwo-
we od rakiet, w urządzeniu odbiorczym kanału rakiety, podlegają takim
samym przekształceniom jak sygnały od celu. Różnica polega tylko na tym,
że sygnały odzwoowe są bezpośrednio przekształcane w detektorze WCz
z wielkiej częstotliwości w sygnały wizyjne /bez PCz/. Wydzielone syg-
nały wizyjne, po wstępnym wzmacnieniu przesyłane są do głównych wzma-
cniaczy wizyjnych.

W rodzaju pracy "poszukiwanie" kanał przeciwzanikowy nie pracuje,
przepustnicą falowodową jest on odłączony od anteny UW-10, a jego
GWPCz jest zatkany. Sygnały odbite od celu, odebrane przez antenę UW-10,
przedostają się do kanału odbiorczego celu, gdzie po selekcji, prze-
kształceniu i wzmacnieniu są przesyłane poprzez układ SCR /jeżeli jest
on włączony/ lub bezpośrednio do wskaźników naprowadzania, na których
wyswietla się sygnał celu.

W rodzaju pracy "śledzenie celu" kanał przeciwzanikowy jest podłą-
czony do anteny UW-10, a kanały odbiorcze celu i rakiety do anten UW-11.
Sygnały celu w GWPCz kanału odbiorczego są selekcyjonowane we współ-
rzędnych kątowych $\phi 1$ i $\phi 2$, a w GWPCz kanału przeciwzanikowego - we
współrzędnej odległości. W ten sposób cel jest śledzony niejako od-
dzielnie we współrzędnych kątowych i w odległości. Z wyjścia GWPCz
sygnały celu są przesyłane poprzez układ SCR lub bezpośrednio na wska-
źniki i do układu określania współrzędnych.

Główny wzmacniacz sygnałów celu jest wyposażony w układ uśrednia-
nia zakłóceń. Układ ten formuje z zakłóceń aktywnych sygnał sztuozny,
który pozwala bardziej dokładnie śledzić, we współrzędnych kątowych,
samolot stosujący te zakłócenia. Wzmacniacz ten zawiera także układ
do automatycznego skokowego przestrajania częstotliwości pracy nadaj-
nika. Przestrojenie nadajnika z jednej częstotliwości roboczej na dru-

gą następuje w momencie przejścia celu z dużych na małe odległości i odwrotnie /na granicy 37 km/.

Główny wzmacniacz sygnałów wizyjnych rakiety jest przeznaczony do ostatecznego wzmocnienia tych sygnałów i do selekcji czasowej naprowadzanych rakiet. W każdym z dwóch kanałów kierowania rakietami znajdują się oddzielny wzmacniacz. Jeżeli na cel naprowadza się jednocześnie dwie rakiety, to wybór sygnału odzewowego dla danego kanału odbywa się za pomocą selekcji czasowej /także odległości/. Jest to możliwe, gdyż rakiety w drodze do celu lecą w odstępie czasu 5 s jedna za drugą.

Na dokładność pracy urządzenia odbiorczego ma wpływ szereg zewnętrznych i wewnętrznych zjawisk /szumy lamp, pojemności pasożytnicze, niedokładności dopasowań, fluktuacja powierzchni skutecznej odbicia i inne/. Niepożądany wpływ tych zjawisk może w konsekwencji naruszyć stabilność pracy poszczególnych układów. Aby temu zapobiec, w urządzeniu odbiorczym zastosowano specjalny układ natychmiastowego automatycznego podstrajania klustronów /NAPK/. Układ ten likwiduje wszelkie odchylenia częstotliwości klustronów od wartości znamionowej. Praca układu NAPK polega na ciągłym porównywaniu częstotliwości roboczej klustronu /heterodyny/ z rezonatorem wzorcowym.

2.6. Układ określania współrzędnych /UOW/

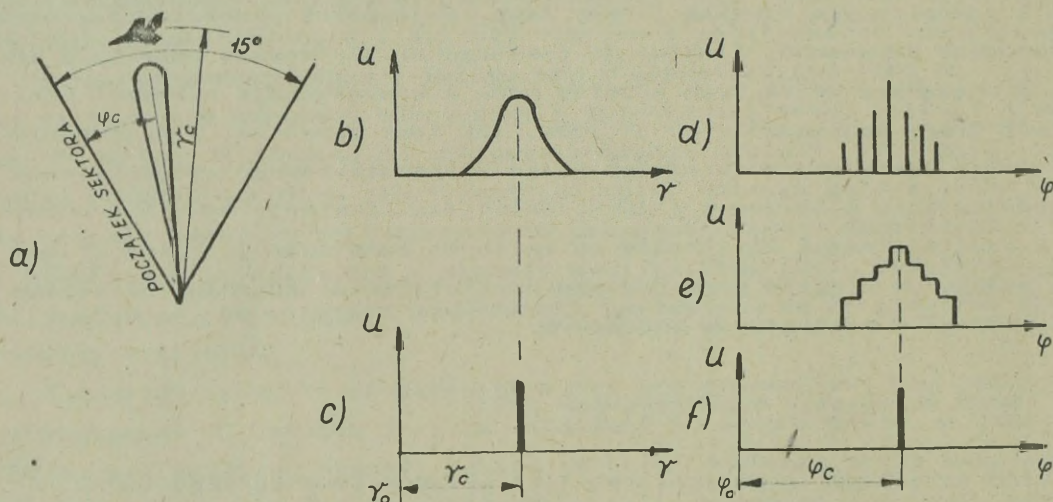
Układ określania współrzędnych jest przeznaczony do określania współrzędnych odległości i współrzędnych kątowych /w płaszczyznach skośnych ϕ_1 i ϕ_2 / jednego celu i dwóch jednocześnie naprowadzanych rakiet.

Stacja naprowadzania rakiet dokonuje pomiaru współrzędnych kątowych we względny układzie współrzędnych, to znaczy mierzy te współrzędne względem początku sektora szybkiego poszukiwania. Częstotliwość pomiaru współrzędnych kątowych jest zgodna z częstotliwością ruchu charakterystyki antenowej w tym sektorze. Współrzędną odległości mierzy się czasem potrzebnym na pokonanie przez impuls sondujący drogi do celu i z powrotem. Częstotliwość pomiaru w tym przypadku odpowiada częstotliwości powtarzania impulsów sondujących przez nadajnik SNR.

Układ określania współrzędnych składa się z trzech oddzielnych /niezależnych/ zestawów aparatury: jeden zestaw - do określania współrzędnych celu i dwa identyczne zestawy - do określania współrzędnych rakiet. Całość aparatury jest zamontowana w dwóch szafach /szafa celu i szafa rakiet/ rozmieszczonych w kabine kierowania UNK-M /UNK/.

Do odpowiednich kanałów UOW, z urządzenia odbiorczego, są dopro-

wadzone sygnały wizyjne od celu i wizyjne sygnały odzewowe od rakiet. Zasadniczym rezultatem pracy UOW są, powstałe na jego wyjściu, impulsy pomiarowe przeznaczone dla układu wypracowania komend /UWK/. Położenie czasowe impulsów pomiarowych względem napięć wzorcowych charakteryzuje współrzędne celu i rakiet. Dokładne określenie współrzędnych jest wtedy, gdy impulsy pomiarowe UWK znajdują się pod "środkiem ciężkości" sygnału celu lub rakiety /patrz rysunki 9 i 10/. Istota pracy UOW polega na ciągłym śledzeniu impulsów pomiarowych za sygnałami celu i rakiety w odpowiednich współrzędnych.



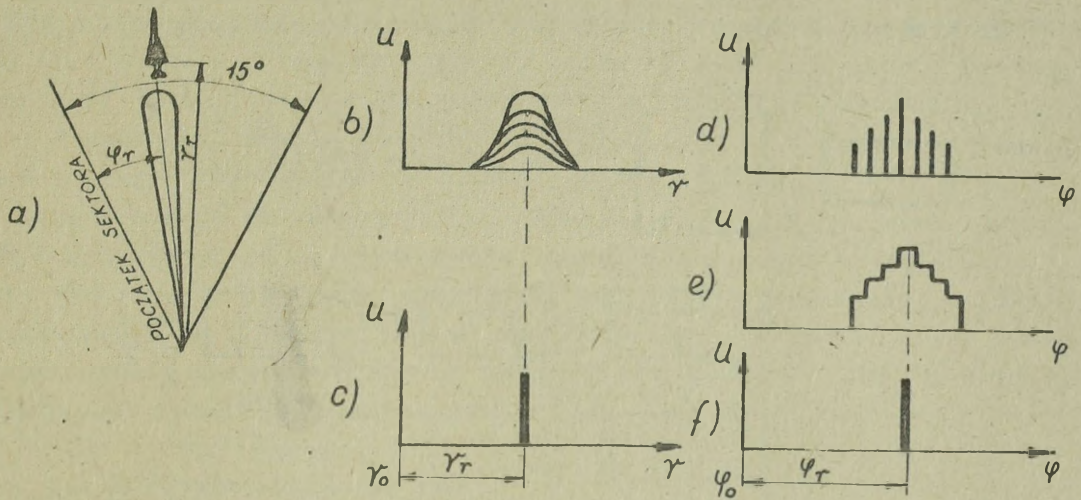
Rys. 9. Sygnały doprowadzane do UOW celu

a - sektor obserwacji SNR; b - sygnały z anteny UW-10; c - impuls pomiarowy odległości; d - sygnały z anten UW-11; e - obwiednia schodkowa "paczki impulsów"; f - kątowny impuls pomiarowy

W zależności od włączonego rodzaju pracy SNR, śledzenie impulsów pomiarowych za sygnałami celu i rakiet jest realizowane różnymi sposobami, a w związku z tym i rodzaje pracy UOW są różne.

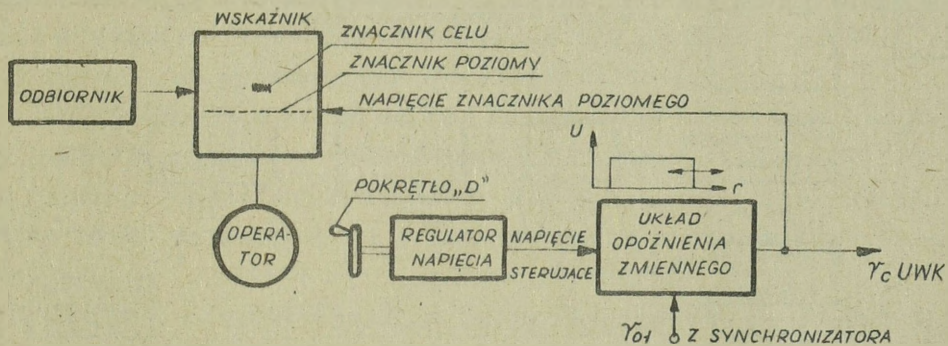
W rodzaju pracy "naprowadzanie" przeprowadza się zgrubne pokrycie impulsów pomiarowych z sygnałem celu. W tym przypadku impulsy pomiarowe odległości są przemieszczane za pomocą pokręćla odległości "D" związanego z potencjometrem, co na ekranie wskaźnika odpowiada naprowadzeniu znacznika poziomego na znacznik celu /patrz rys. 11/.

We współrzędnych kątowych impulsy pomiarowe pokrywa się z impulsem od celu za pomocą pokręćla "E" i "β" sterujących antenami, a tym samym przemieszczających w przestrzeni sektor szybkiego poszukiwania SNR. Na ekranie wskaźnika odpowiada to naprowadzeniu znacznika pionowego na znacznik celu.



Rys. 10. Sygnały doprowadzane do UOW rakiety

a - sektor obserwacji SNR; b - impulsy odległości; c - impuls pomiarowy odległości; d - impulsy kątowe; e - obwiednia "paczki impulsów kątowych"; f - kątowny impuls pomiarowy

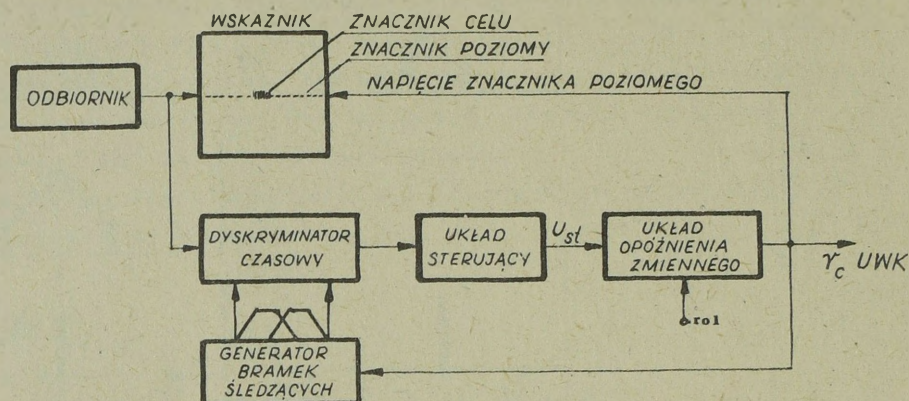


Rys. 11. Układ ręcznego pomiaru odległości do celu

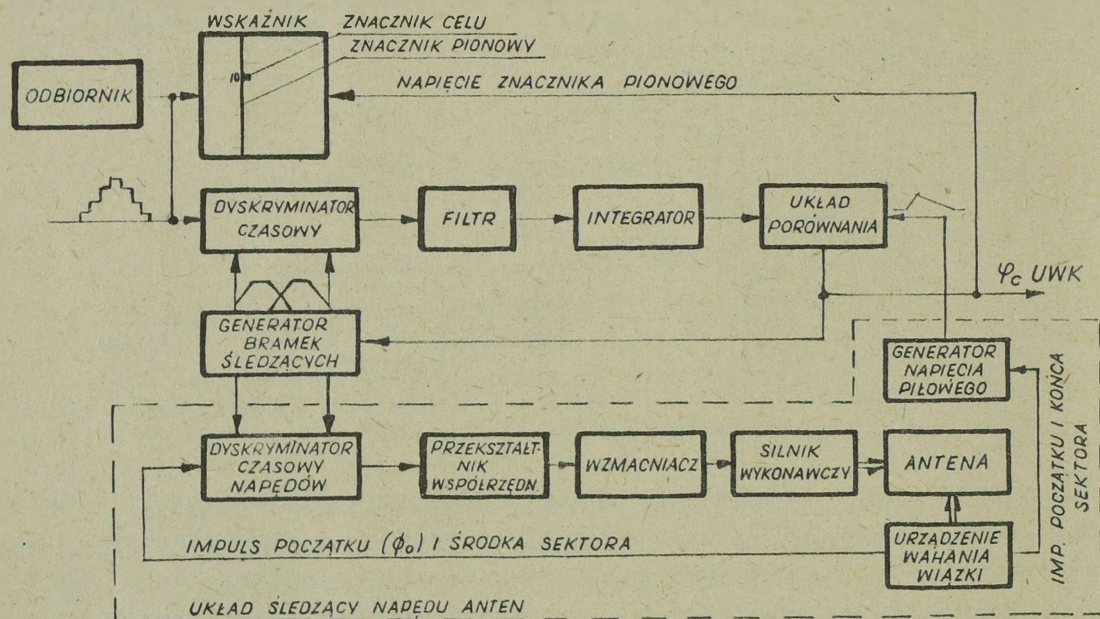
W rodzaju pracy "ręczne śledzenie" /RS/ zgranie pomiarowego impulsu odległości z impulsem od celu oficer naprowadzania przeprowadza w taki sam sposób jak w rodzaju pracy "naprowadzanie". Śledzenie celu /zgranie impulsów/ we współrzędnych kątowych prowadzą operatorzy ręcznego śledzenia, przemieszczając pokrętkami sektor szybkiego poszukiwania w płaszczyznach skośnych ϕ_1 i ϕ_2 . Na ekranach wskaźników RS pokrywają znacznik pionowy ze środkiem znacznika celu.

W rodzaju pracy "automatycznie śledzenie" /AS/ pomiarowe impulsy odległości i kątowe w sposób automatyczny śledzą za sygnałem celu. W tym rodzaju pracy UOW kanału celu wypracowuje w płaszczyznach ϕ_1 i ϕ_2 napięcie niezgodności pomiędzy osią symetrii charakterystyki promieniowania i impulsem pomiarowym UWK. Napięcie niezgodności jest wykorzystywane w innych urządzeniach SNR do automatycznego sterowania antenami,

które bez udziału operatorów automatycznie śledzą za celem. Układy automatycznego śledzenia celu przedstawiono na rysunkach 12 i 13.



rys. 12. Układ automatycznego śledzenia celu w odległości



rys. 13. Układ automatycznego śledzenia celu we współrzędnej kątowej

Układ określania współrzędnych rakiety pracuje podobnie jak UOW celu w rodzaju pracy "śledzenie automatyczne". Różnica pracy pomiędzy UOW celu i rakiety polega na tym, że w położeniu wyjściowym bramki śledzące w UOW rakiety są ustawiane z pewnym wyprzedzeniem czasowym w stosunku do sygnału odzewowego dochodzącego od rakiety. Jest to tak zwany rodzaj pracy "ustawiania bramek wyczekujących" /UBW/. Bramki śledzące, do pewnego czasu, wyprzedzają impuls odzewowy o czas, w którym

rakieta przeleci: w PZR typu S-125 - 1400 m, a w PZR typu S-125M - 825 m. Po przelocie tej odległości przez raketę rozpoczyna się proces określania jej współrzędnych i automatycznego kierowania raketą - bramki śledzące i impuls pomiarowy UWK znajdują się pod środkiem sygnału odzewowego. Mówimy wówczas, że rakietę weszła w bramki wyczekujące i została przechwycona do automatycznego sterowania.

Oprócz napięć określających współrzędne celu i rakiet oraz napięć wykorzystywanych do automatycznego kierowania położeniem anten, UOW celu wypracowuje napięcia: znaczników poziomego i pionowego; impulsy znaczników 3 km i impulsy bramek wyczekujących. Wszystkie wyżej wymienione impulsy są wyświetlane na wskaźnikach. Ponadto w UOW są wytwarzane impulsy selekcyjne dla kanałów odbiorczych celu i rakiety.

2.7. Układ małych wysokości /MW/

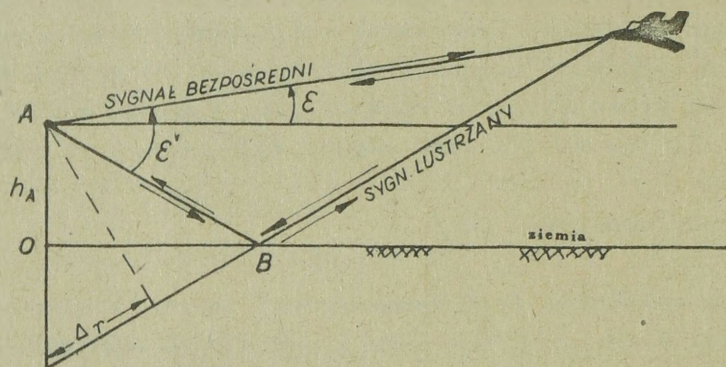
Układ małych wysokości jest przeznaczony do zapobiegania przejściu kątowych układów śledzących UOW celu i rakiety na śledzenie sygnałów "lustrzanych" oraz do wypracowania impulsów selekcyjnych zmniejszających wpływ sygnałów lustrzanych na pracę UOW podczas śledzenia celu nisko lecącego /na wysokościach 100-1000 m/.

W skład układu MW wchodzi bloki: wypracowania impulsów selekcyjnych celu i napięć stróżujących; wypracowania kąтового impulsu selekcyjnego kanału rakiety; opóźnionych impulsów kierunkowych i blok zasilania. Wszystkie bloki są zestawione w jednej szafie umieszczonej w kabynie UNK-M /UNK/.

Na pracę SMR, a szczególnie na pracę UOW podczas śledzenia celu nisko lecącego bardzo niekorzystny wpływ, na rozchodzenie się energii elektromagnetycznej, ma powierzchnia ziemi /wody/. W rezultacie wpływu ziemi obniża się: stabilność automatycznego śledzenia celu; dokładność określania współrzędnych; zasięg działania i stabilność pracy radiolini sterowania; istnieje możliwość zderzenia się rakiety z ziemią i przedczesne zadziałanie radiozapalnika. Na rysunku 14 przedstawione są możliwe drogi rozchodzenia się fal elektromagnetycznych z uwzględnieniem odbić od powierzchni ziemi /wody/ w kierunku celu i z powrotem. Sygnały te różnią się położeniem kątowym.

Do wyeliminowania wpływu sygnału "lustrzanego" na pracę UOW wykorzystano fakt kolejnego przemieszczania się charakterystyk anten odbiorczych w płaszczyznach skośnych. W tym wypadku sygnał lustrzany w płaszczyźnie $\phi 1$ w czasie przyjdzie wcześniej od sygnału bezpośredniego, a w płaszczyźnie $\phi 2$ - później. Po włączeniu rodzaju pracy MW: układ antenowy ustawia się automatycznie w kącie położenia $\xi = +1^\circ$;

w aparaturze MW są wypracowywane kątowne impulsy selekcyjne dla urządzenia odbiorczego celu i rakiet, których czasowe położenie względem osi symetrii charakterystyki dobiera się tak, aby zmniejszyć wpływ sygnału lustrzanego, na pracę UOW; w wypadku przechodzenia bramek śledzących do śledzenia za sygnałem lustrzanym wypracowywane jest brankowe napięcie stróżujące zapobiegające przechwyceniu sygnału lustrzanego.



Rys. 14. Drogi sygnałów bezpośredniego i lustrzanego

W warunkach pracy MW kąt startu rakiety jest dodatkowo podniesiony o $\delta = 2^\circ$, co zapobiega zderzeniu się rakiety z ziemią podczas naprowadzania jej na cel nisko lecący. Układ MW wyłącza się automatycznie przy kącie położenia $\epsilon > 1^\circ 20'$; oraz automatycznie włącza się przy nurkowaniu śledzonego celu z wyjściem na małe wysokości.

2.8. Układ wypracowania komend /UWK/

Układ jest przeznaczony do wypracowania komend kierowania rakieta K1 i K2 oraz komend jednorazowych K3 i K4. Za pomocą komend K1 i K2 rakietą jest kierowana w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach, przy czym komenda K1 jest przeznaczona dla jednej pary sterów /1 i 3/, zaś K2 - dla drugiej pary /2 i 4/. Komenda K3 służy do zdalnego odbezpieczenia radiozapalnika i włączenia go do pracy. Za pomocą komendy K4 rakietą zostaje skierowana maksymalnie w górę w przypadku ohybienia celu na odległości większej niż promień działania radiozapalnika lub niezadziałania radiozapalnika - z innych przyczyn. Zostaje ona wydana w czasie 3-4 s gdy rakietą znajduje się około 150 m za celem.

Aparaturę UWK stanowią dwa jednakowe komplety aparatury zapewniające jednoczesne naprowadzanie dwóch rakiet do jednego celu. W każdy komplet aparatury wchodzi blok: wypracowania sygnałów błędów; wypracowania

wania sygnałów wyprzedzenia; kształtowania komend kierowania; wspólny dla obu kanałów blok kompensacji wicherowania współrzędnych stacji i rakiety; kształtowania napięć $\phi_0 \pm \delta$ /także wspólny/ i blok zasilania. Cała aparatura UWK znajduje się w kabinie UNK-M /UNK/.

Współrzędne celu $\{\epsilon_c, \beta_c, r_c\}$ i rakiety $\{\epsilon_r, \beta_r, r_r\}$ są określane w UOW w postaci elektrycznych impulsów pomiarowych, które są wprowadzane do UWK. Wartość danej komendy kierowania zależy od wielkości różnicy pomiędzy odpowiednimi współrzędnymi celu i współrzędnymi rakiety. Pod działaniem komend K1 i K2 rakietka powinna się poruszać po torze obliczeniowym /kinematycznym/, którego kształt jest określony przyjętą metodą naprowadzania. UWK zabezpiecza naprowadzanie rakiety na cel dwiema metodami:

1. Metodą połowicznego wyprostowania toru /PW/ - "wyprzedzenie".
2. Metodą trzech punktów /TP/.

OdhYLENIE rakiety od toru kinematycznego wywołuje w UWK sygnały błędów, które dla dwóch płaszczyzn kierowania zapisujemy następująco:

$$\begin{aligned} h_1 &= \Delta\phi_1 R(t) e^{-0,0312P} ; \\ h_2 &= \Delta\phi_2 R(t) e^{-0,0312P} ; \end{aligned} \quad /1/$$

gdzie:

h_1 i h_2 - sygnały błędów liniowego odchylenia rakiety od toru kinematycznego;

$\Delta\phi_1$ i $\Delta\phi_2$ - błędy katowe położenia rakiety względem toru kinematycznego;

R/t - funkcja, według której w UWK jest wypracowywane napięcie proporcjonalne do bieżącej odległości do rakiety;

$e^{-0,0312P}$ - wyrażenie uwzględniające opóźnienie wynikłe ze sposobu przekazywania danych wejściowych;

P - operator Laplace'a.

Z sygnałów błędów i innych sygnałów dodatkowych polepszających jakość obwodu sterowania, są wypracowywane sygnały sterowania λ_1 i λ_2 . Naprowadzaniu rakiety na cel towarzyszy szereg zjawisk wymagających uwzględnienia. Jednym z nich jest zjawisko wzajemnego skręcenia /wicherowania/ współrzędnych stacji i rakiety. Rakietka stabilizowana specjalnym żyroskopem nie może się obracać względem osi OX, zaś stacja obraca się. Stąd powstaje kąt skręcenia współrzędnych, który praktycznie nie przekracza $\gamma \leq \pm 35^\circ$. Kompensowanie kąta skręcenia γ realizuje się według zależności:

$$\gamma = \int_{t_0}^t \dot{\beta}_c \sin \varepsilon_c dt ; \quad /2/$$

We wzorze:

- $\dot{\beta}_c$ - prędkość kątowna celu w płaszczyźnie poziomej;
- ε_c - kąt położenia celu;
- t_0 i t_k - odpowiednio czas początku i końca radiokierowania rakietą.

Następnym niekorzystnym zjawiskiem jest występowanie błędu dynamicznego. Źródłem tego błędu jest ciężar rakiety i krzywizna toru lotu rakiety. Błąd dynamiczny zwiększa się w miarę wzrostu krzywizny toru. W celu wyeliminowania skutków tego błędu w UWK jest wypracowywany i wprowadzany do sygnału sterującego sygnał kompensacji błędu dynamicznego w postaci:

$$\begin{aligned} h_{d1} &= K_{d1} \cdot \phi_{c1} + h_{c1} ; \\ h_{d2} &= K_{d2} \cdot \phi_{c2} + h_{c2} ; \end{aligned} \quad /3/$$

gdzie:

- ϕ_{c1} i ϕ_{c2} - prędkości kątowne celu w płaszczyznach skośnych;
- K_{d1} i K_{d2} - współczynniki proporcjonalności;
- h_{c1} i h_{c2} - stałe wartości sygnału kompensującego ciężar rakiety w płaszczyznach skośnych.

W wyniku uwzględnienia wyżej wymienionych czynników na wyjściu UWK uzyskuje się napięcie stałe komend kierowania $K1$ i $K2$, wyrażające się wzorami:

$$\begin{aligned} K1 &= \bar{\lambda}_1 \cos \gamma + \bar{\lambda}_2 \sin \gamma ; \\ K2 &= \bar{\lambda}_2 \cos \gamma - \bar{\lambda}_1 \sin \gamma ; \end{aligned} \quad /4/$$

Przy małych wartościach kąta γ , $\cos \gamma \approx 1$; a $\sin \gamma = \gamma$. W związku z tym z dostateczną praktyczną dokładnością wzory /4/ można zapisać:

$$\begin{aligned} K1(P) &= 0,95 \bar{\lambda}_1(P) + \gamma \bar{\lambda}_2(P) ; \\ K2(P) &= 0,95 \bar{\lambda}_2(P) - \gamma \bar{\lambda}_1(P) ; \end{aligned} \quad /5/$$

gdzie: $\bar{\lambda}_1$ i $\bar{\lambda}_2$ - ograniczone wartości sygnału sterującego;

$$\begin{aligned} \bar{\lambda}_1(P) &= \left[\bar{h}_1(P) + \frac{PT_1}{1+PT_2} h_1(P) + h_{d1}(P) \right] \frac{(1+PT_3)(1+PT_5)}{1+2\alpha P^2 T_4^2 (1+PT_6)} ; \\ \bar{\lambda}_2(P) &= \left[\bar{h}_2(P) + \frac{PT_1}{1+PT_2} h_2(P) + h_{d2}(P) \right] \frac{(1+PT_3)(1+PT_5)}{1+2\alpha P^2 T_4^2 (1+PT_6)} ; \end{aligned} \quad /6/$$

α - współczynnik tłumienia obwodu;

$T_1, T_2, T_3, T_4, T_5, T_6$ - stałe czasowe członów inercyjnych.

Komendy jednorazowe K3 i K4 są wypracowywane w UWK na podstawie różnicy współrzędnej odległości celu i rakiety $\Delta r = r_c - r_r$. Są one wysyłane drogą radiową do rakiety gdy jej odległość do celu osiągnie wartość ustaloną dla danego rodzaju pracy SNR. I tak, komenda K3 jest wysyłana gdy różnica odległości Δr między celem i rakieta wynosi:

- przy podstawowym rodzaju pracy /RL, metoda PW/ $\Delta r = 300$ m;
- w rodzaju pracy "ziemia" $\Delta r = 30-38$ m;
- przy wybuchu ładunku bojowego bezpośrednio od komendy K3 $\Delta r = 60$ m;
- przy strzelaniu na małych wysokościach z wykorzystaniem bloku selekcji /RZ - SB/ , $\Delta r = 60$ m dla pierwszej rakiety;
 $\Delta r = 300$ m dla drugiej rakiety;
- przy strzelaniu z zastosowaniem metody "trzy punkty" komendę K3 wydaje się: w SNR-125M-6 s po starcie rakiety, natomiast w SNR-125 - 10 s po starcie.

Komendy K4 wydaje się przy $\Delta r = -150$ m /minus oznacza za celem/.

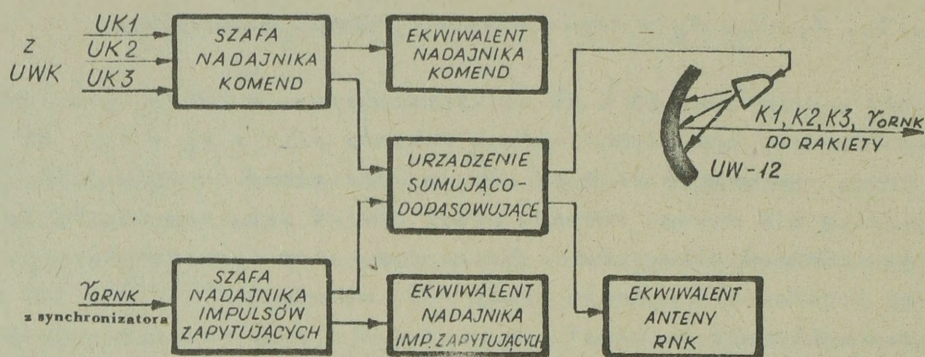
Wszystkie komendy wypracowywane w UWK są doprowadzane do radionadajnika komend.

2.9. Radionadajnik komend /RNK/

Aparatura RNK jest przeznaczona do: przekształcania i zakodowania komend kierowania i komend jednorazowych z napięć stałych w napięcia zmienne o określonej częstotliwości; formowania impulsów zapytujących i do wypromieniowania wyżej wymienionych komend i sygnałów w kierunku rakiety.

Radionadajnik komend jest zmontowany w dwóch szafach umieszczonych w kabinie UNK-M /UNK/. Jedną szafę stanowi aparatura: nadajnika komend; szyfratora i modulatora; deszyfratora kontrolnego; układu automatycznego dostrajania częstotliwości i prostownika wysokiego napięcia. W drugiej szafie znajduje się: nadajnik impulsów zapytujących; modulator; układ automatycznego dostrajania częstotliwości; oscylograf kontrolny oraz prostowniki wysokiego i niskiego napięcia. Ponadto w skład RNK wchodzi ekwiwalenty: nadajnika komend; nadajnika impulsów zapytujących; anteny RNK /UW-12/ i urządzenie sumujące-dopasujące.

Uproszczonego schemat blokowy RNK pokazano na rysunku 15.



Rys. 15. Uproszczony schemat blokowy RNK

W radionadajniku komend stacji SNR-125M /SNR-125/ przyjęto prze - kształcanie i szyfrowanie komend metodą czasowo-częstotliwościową. Napięcia komend U_k doprowadzone z UWK w postaci prądu stałego dochodzą do szyfratora, w którym oddzielne przekształcanie każdej komendy przebiega w dwóch etapach /patrz rys. 16/.

W pierwszym etapie kształtowane są napięcia prostokątne. Powstają one z porównania napięcia stałego komendy U_k z pomocniczym napięciem piłowym występującym z okresem powtarzania T . Stosunek części ujemnej do części dodatniej napięcia prostokątnego odpowiada wartości i znakowi komendy.

Na tym etapie przekształcania, komendę charakteryzuje względna wartość K wyrażająca się zależnością:

$$K = \frac{t_2 - t_1}{t_2 + t_1} = \frac{t_2 - t_1}{T} ; \quad /7/$$

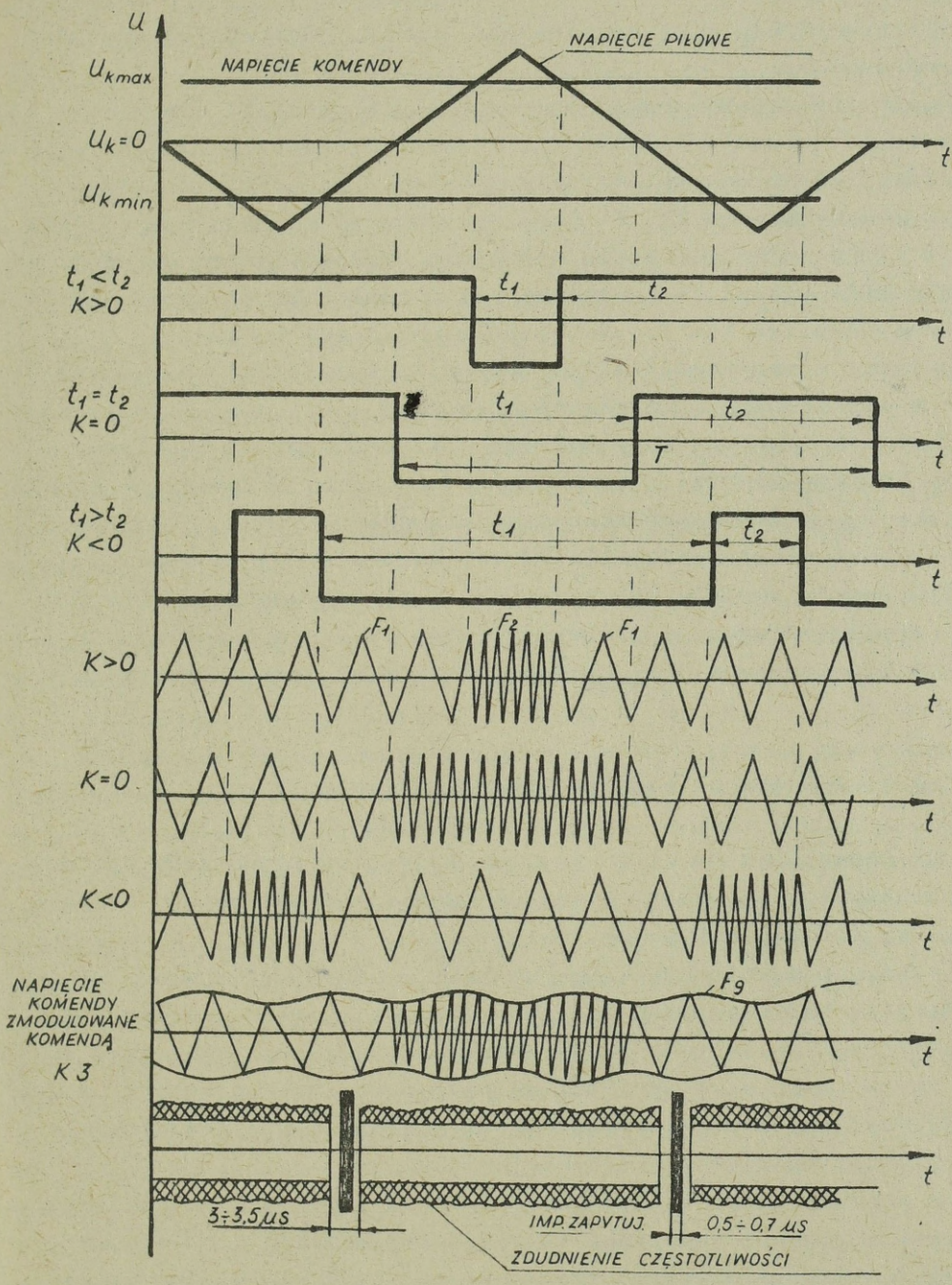
gdzie:

t_2 - czas trwania wartości dodatniej napięcia prostokątnego;

t_1 - czas trwania wartości ujemnej napięcia prostokątnego;

$T = t_1 + t_2$ - okres przekształcania.

W drugim etapie przekształcania napięcia prostokątne wykorzystywane są do komutacji obwodu drgającego generatora częstotliwości modulujących. W ten sposób powstaje sygnał elektryczny składający się z napięć o dwóch, postępujących po sobie, częstotliwościach. Wielkość i znak komendy są określone stosunkiem czasu występowania poszczególnych częstotliwości w okresie przekształcania T . Dla każdej komendy w odpowiednim kanale kierowania przyporządkowane są dwie częstotliwości. I tak, dla pierwszego kanału: I K1 - F_1 i F_2 ; I K2 - F_3 i F_4 . W drugim



Rys. 16. Przekształcanie napięć komend kierowania

kanale analogicznie: II K1 - F₅ i F₆; II K2 - F₇ i F₈.

Przy omawianym sposobie przekształcania, przekazywanie wartości komendy odbywa się z określoną dyskretnością uwarunkowaną tym, że w ciągu jednego okresu napięcia prostokątnego jest przekazywana jedna chwilowa wartość komendy.

Napięcia komend nie mogą przekraczać ± 50 V, powyżej tej wartości są one ograniczone.

Po wydaniu i przekształceniu jednorazowej komendy K3 z napięcia stałego w napięcie o częstotliwości F₉, komendy kierowania K1 i K2 są modulowane amplitudowo częstotliwością komendy K3 /patrz rys. 16/.

Częstotliwości komend K1, K2 i K3 sumowane są na wspólnym obciążeniu, gdzie jednoczesne nałożenie się wielu częstotliwości powoduje zduńnienie sygnałów komend, a następnie przekazanie ich do urządzenia sumująco-dopasowującego lub do ekwiwalentu nadajnika komend.

Równocześnie z przekształcaniem komend, w oddzielnej aparaturze są formowane w amplitudzie i czasie trwania /0,5 + 0,7 μ s/ impulsy zapytujące. Nadajnik impulsów zapytujących jest uruchamiany impulsami i r_{o2} i r_{o3} doprowadzonymi z synchronizatora stacji. Uformowane impulsy zapytujące r_{ORNK} zostają przekazane do urządzenia sumująco-dopasowującego lub do ekwiwalentu nadajnika. Z urządzenia sumująco-dopasowującego sygnały komend impulsów zapytujących są skierowane do anteny RNK /UW-12/ i wypromieniowane w przestrzeń albo do jej ekwiwalentu. W czasie generowania impulsów r_{ORNK} nadajnik komend jest zatykany na czas 3 + 4,5 μ s.

2.10. Układ sterowania położeniem anten i wyrzutni

Układ sterowania antenami i wyrzutniami jest przeznaczony do zdalnego kierowania tymi elementami według wymagań strzelającego podczas poszukiwania, śledzenia i ostrzeliwania celu.

Układ sterowania antenami i wyrzutniami jest wielotorowym, nadążnym układem automatycznej regulacji opartym na łączach sejsynowych. Wielotorowość polega na tym, że do jednego urządzenia zadającego znajdującego się w kabinie UNK-N /UNK/ są podłączone: jeden zespół anten i cztery wyrzutnie, czyli jednym pokrętle steruje się jednocześnie wszystkimi wyżej wymienionymi elementami.

Nadążne albo śledzące układy automatycznej regulacji charakteryzują się sprzężeniem zwrotnym pomiędzy wyjściem obiektu regulowanego, a wejściem urządzenia zadającego. Powoduje to, że w miarę odpracowywania przez antony lub wyrzutnie zadanego pokrętłem kąta, różnice kątowe pomiędzy obiektem regulowanym a urządzeniem zadającym ulegają stop-

niowej niwelacji, w rezultacie czego zostaje odpracowany tylko zadany pokręteł kąt.

Podstawowymi w każdej płaszczyźnie układu sterowania antenami i wyrzutniami są urządzenia: zadające; pomiarowe; wzmacniające; wykonawcze i elementy sprzężeń zwrotnych.

Urządzeniami zadającymi są selsyny nadajniki ustawione w punkcie kierowania i selsyny odbiorniki znajdujące się na obiekcie sterowanym. Selsyny są połączone między sobą elektrycznie w układzie transformatorowym.

Urządzeniami pomiarowymi są różnicowe łącza selsynowe ze wskaźnikami katowego położenia anten i wyrzutni, a także dyskryminatory czasowe biorące udział podczas automatycznego śledzenia celu.

Wzmacniającymi są wzmacniacze elektronowe i wzmacniacze elektromaszynowe /WEM/ tak zwane amplidyny.

Do urządzeń wykonawczych zalicza się elektryczne silniki napędowe, które są połączone, poprzez reduktory, z antenami lub wyrzutniami.

W sprzężeniach zwrotnych montuje się różnego rodzaju urządzenia, których zadaniem jest, oprócz przekazywania wielkości wyjściowych /napięcie, kątów itp./ na wejście, zapewnienie stabilnej pracy układu sterowania.

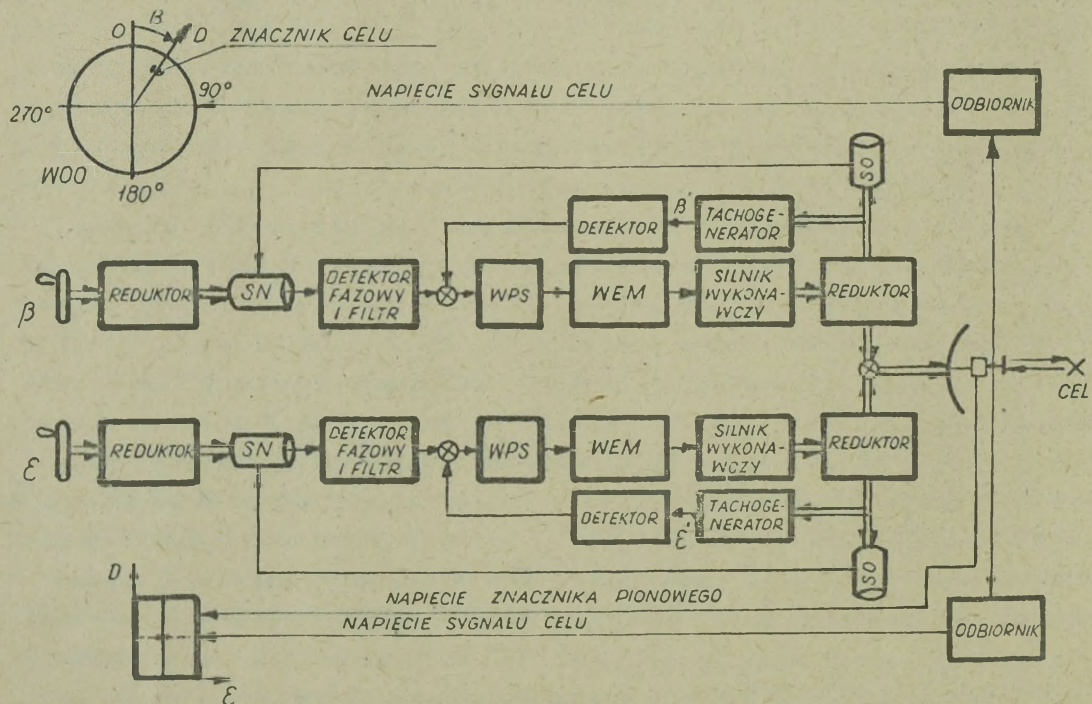
Układ sterowania antenami, stosownie do rodzajów pracy SNR, może pracować w warunkach: poszukiwania; naprowadzania; ręcznego śledzenia; automatycznego śledzenia; naprowadzania w płaszczyznach skośnych $\phi 1$ i $\phi 2$; małych wysokości i w warunkach "ziemia".

W warunkach poszukiwania i naprowadzania szybkie przeszukiwanie przestrzeni jest realizowane wiązką anteny nadawczo-odbiorczej UW-10. Zadawanie odpowiednich kątów obrotu anten odbywa się za pomocą łącza selsynowego z wykorzystaniem pokręteł ϵ i β znajdujących się na pulpicie oficera naprowadzania. Układy sterowania antenami tak w płaszczyźnie azymutu jak i kąta położenia są takie same i pracują niezależnie jeden od drugiego. Praca układu sterowania w dowolnej płaszczyźnie przebiega następująco. Selsyn nadawczy /SN/ jest sprzężony z pokręteł oficera naprowadzania, a selsyn odbiorczy /SO/, poprzez reduktor - z wałem anteny. Obrót pokręteł wirnika SN wywołuje sygnał niezgodności pomiędzy selsynami nadawczym i odbiorczym w postaci napięcia prądu zmiennego o częstotliwości 400 Hz. Sygnał ten jest doprowadzany przez detektor i filtr, do wzmacniacza elektronowego prądu stałego /WPS/, którego obciążeniem jest uzwojenie sterujące wzmacniacza elektromaszynowego /WEM/. W zależności od kierunku obrotu pokręteł sterującego, a tym samym od polaryzacji napięcia na wejściu WEM, silnik wykonawczy obraca anteny w jedną bądź drugą stronę. Wraz z obrotem an-

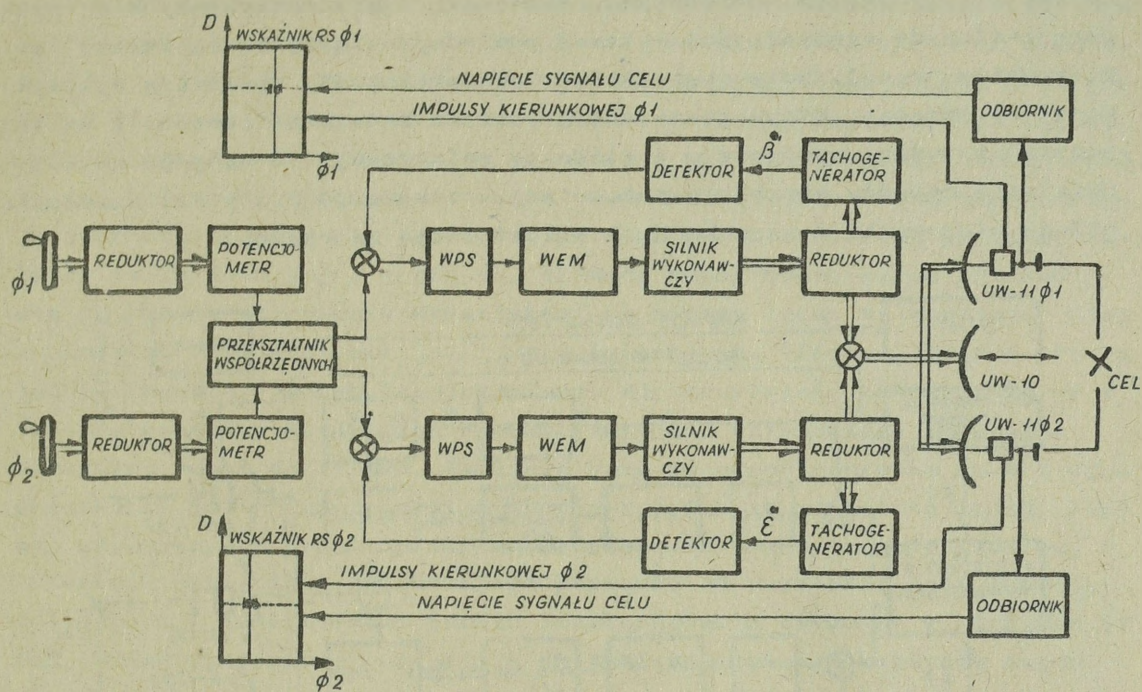
ton obraca się, sprzężony z wałem anteny poprzez reduktor, wirnik selsyna odbiorczego, w kierunku zmniejszającym różnicę kątową w stosunku do selsyna nadawczego. Gdy położenia katowe wirników obu selsynów zrównają się, to sygnał błędu będzie równy zero i anteny zatrzymają się w zadanym położeniu. Oficer naprowadzania może, według wskaźników, ocenić wymagane położenie anten.

Działanie układu sterowania antenami w warunkach poszukiwania i naprowadzania zilustrowano na rysunku 17.

W warunkach ręcznego śledzenia sterowanie antenami prowadzą operatorzy RS, którzy oceniają według wskaźników rozbieżność pomiędzy znacznikiem celu i znacznikiem pionowym, czyli pomiędzy osią optyczną anteny a kierunkiem na cel i obracając pokrętłami starają się tę różnicę sprowadzić do minimum. Sterowanie antenami od każdego pokrętła RS odbywa się równocześnie dwoma napędami /pionowym i poziomym/ z takim wyliczeniem, aby obrót wypadkowy osi optycznej anteny przemieszczał się w odpowiedniej płaszczyźnie skośnej $\phi 1$ lub $\phi 2$. Taką możliwość sterowania umożliwia zastosowanie przekształtnika współrzędnych. Działanie układu sterowania antenami w warunkach RS zilustrowano na rysunku 18.



Rys. 17. Działanie układu sterowania antenami w warunkach poszukiwania i naprowadzania

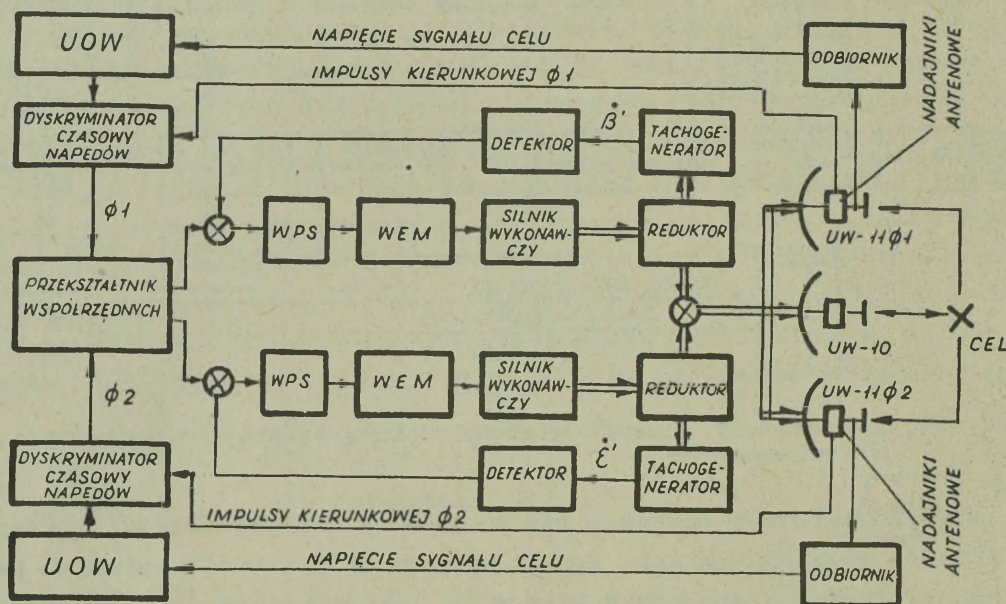


Rys. 18. Uproszczony schemat blokowy układu sterowania antenami w warunkach RS

Sygnal sterujący uzyskuje się za pomocą potencjometrów liniowych i filtrów różniczkujących. Potencjometry są zasilane napięciem prądu stałego. Sygnal sterujący z bloków RS jest doprowadzany do napędów anten przez przekształtnik współrzędnych, który jest urządzeniem umożliwiającym otrzymywanie sumy oraz różnicy dwóch napięć wejściowych. Z przekształtnika współrzędnych napięcie sterujące jest doprowadzane do WPS, a następnie do WEM, skąd po wzmacnieniu podaje się do silnika wykonawczego napędzającego anteny. W celu poprawienia parametrów obwodu sterowania elementy bezpośrednio związane z napędem są objęte ujemnym sprzężeniem zwrotnym. Tego rodzaju sprzężenie zapewnia wymagania sztywności układu sterowania, co w praktyce oznacza szybsze reagowanie obiektu regulowanego na zadane kąty. Jest to związane z wymaganiami wyjątkowo dokładnego śledzenia celu w warunkach RS. Napięcie ujemnego sprzężenia zwrotnego uzyskuje się z prądnic tachometrycznych.

W warunkach automatycznego śledzenia anteny śledzą automatycznie za celem bez udziału operatorów. Sygnały sterujące są w tym przypadku wypracowywane w układzie określania współrzędnych celu. Napięcia sterujące są wypracowywane na podstawie sygnałów odbitych od celu i sygnałów elektrycznych pochodzących od nadajników antenowych wyznaczających środek sektora szybkiego poszukiwania czyli odpowiadające osi symetrii

charakterystyk anten odbiorczych. Wielkości napięć sterujących są proporcjonalne do rozbieżności kątowej pomiędzy osią optyczną anten, a kierunkiem na cel. Rolę operatorów, w warunkach AS, spełniają dyskryminatory czasowe, które rozróżniają wartość kąta rozbieżności i na tej podstawie wydają napięcia o określonej polaryzacji do napędów anten. Działanie napędów przebiega podobnie jak w rodzaju pracy RS. Działanie układu sterowania w warunkach AS zilustrowano na rysunku 19.



Rys. 19. Uproszczony schemat blokowy układu śledzenia celu w warunkach AS

Sterowanie w płaszczyznach skośnych umożliwia oficerowi naprowadzania sterowanie antenami w płaszczyznach skośnych $\phi 1$ i $\phi 2$ w czasie pomiędzy rodzajami pracy "naprowadzanie" a "ręczne śledzenie", czyli do momentu przejęcia sterowania przez operatorów RS. W tym rodzaju pracy selsyny odbiorcze kinematycznie odłączają się od anten. Napięcia z selsynów nadawczych po zdetekowaniu przez przekształtnik współrzędnych są doprowadzane do napędów anten. Oficer naprowadzania za pomocą pokrętki ϵ steruje obrotem anten w płaszczyźnie skośnej $\phi 1$, a pokrętkiem β w płaszczyźnie $\phi 2$.

W warunkach małych wysokości układ antenowy w kącie położenia, za pomocą specjalnego selsyna odbiornika MW, ustawia się pod stałym kątem $\epsilon = +1^\circ$. W kącie azymutu β układ pracuje tak jak w innych warunkach.

W rodzaju pracy "ziemia" układ sterowania antenami tak jak w warunkach małych wysokości.

Układ sterowania wyrzutniami może pracować w rodzaju "naprowadzanie" /obróć wyrzutni w kierunku celu dla zsynchronizowania wyrzutni z antenami/ i w rodzaju pracy "śledzenie". Zasada pracy tego układu jest podobna do pracy układu sterowania antenami. Jednak współrzędne kątowe ustawienia strzały wyrzutni są nieco inne niż współrzędne anten. Współrzędne kątowe wyrzutni oprócz współrzędnych kątowych anten uwzględniają poprawki na kąty wyprzedzenia, paralaksy i poprawki na opadanie rakiety po zejściu jej z wyrzutni. Bieżącą współrzędną anten przekazuje się do układu sterowania wyrzutniami za pomocą łącza selsynowego. Sterowanie zarówno antenami jak i wyrzutniami, jak wiadomo, odbywa się z jednego punktu, jednak dla dokładnego odpracowywania kątów przez wyrzutnię pomiędzy antenami i wyrzutniami jest ustanowione specjalne kontrolne łącze selsynowe. Napięcie wprowadzające poprawkę na kąt wyprzedzenia jest proporcjonalne do prędkości kątowej obrotu anten. Jest ono zdejmowane z prądnicy tachometrycznej, kinematycznie połączonej z antenami. Napięcie uwzględniające poprawkę na paralaksę jest funkcją odległości i kąta azymutu punktu rozmieszczenia wyrzutni w stosunku do SNR. Wyżej wymienione poprawki w postaci zsumowanego napięcia prądu, przez przekładnie, oddziałują na selsyny nadajniki wyrzutni, które sprawiają, że kąty ustawienia strzał wyrzutni są różne od kąta ustawienia osi optycznej anten. Różnice kątowe wyrażają się wzorami:

$$\beta_{\text{wyrz}} = \beta_a + \Delta\beta_w + \varphi_\beta ;$$

$$\varepsilon_{\text{wyrz}} = 0,95(\varepsilon_a + \Delta\varepsilon_w) + \varphi_\varepsilon + 9,5^\circ ;$$

gdzie:

β_a i ε_a - współrzędne kątowe osi optycznej anten;

$\Delta\beta_w$ i $\Delta\varepsilon_w$ - kąty wyprzedzenia strzał wyrzutni;

φ_β i φ_ε - kąty paralaksy wyrzutni;

$9,5^\circ$ - suma kątów wstrzeliwania $/5^\circ/$ i poprawki na opadanie rakiety po zejściu z wyrzutni.

W celu zwiększenia dokładności przekazywania wartości kątowych i dokładności rozróżniania kierunku obrotu selsyny tak nadawczej, jak i odbiorczej są podwójne. Jeden selsyn jest zgrubnego odczytu $/ZO/$ a drugi dokładnego odczytu $/DO/$. Ponadto wyrzutnie i anteny są wyposażone w bloki selsynów nadajników do sterowania miejscowego, są one wykorzystywane do uruchamiania tych elementów bez udziału kabiny UNK-M $/UNK/$.

2.11. Urządzenia wskaźnikowe

Stacja naprowadzania raket jest wyposażona w następujące rodzaje wskaźników radiolokacyjnych:

1. Dwa wskaźniki naprowadzania i śledzenia celu.
2. Dwa wskaźniki ręcznego śledzenia /jeden dla płaszczyzny ϕ_1 , drugi - dla ϕ_2 /.
3. Wskaźnik obserwacji okrężnej i strefy startu /WOO/.
4. Wyośny wskaźnik obserwacji okrężnej z RSWP.

Wskaźniki naprowadzania i śledzenia I_1 i I_2 są przeznaczone do:

- zobrazowania sytuacji powietrznej w sektorze obserwacji SNR;
- kontroli naprowadzania układu antenowego na wybrany do zniszczenia cel;
- oceny jakości kompensacji zakłóceń;
- ręcznego i automatycznego śledzenia celu;
- zobrazowania bramek wyczekujących;
- śledzenia lotu rakiety;
- rozpoznania celu "swój-obcy";
- oceny rezultatów strzelania.

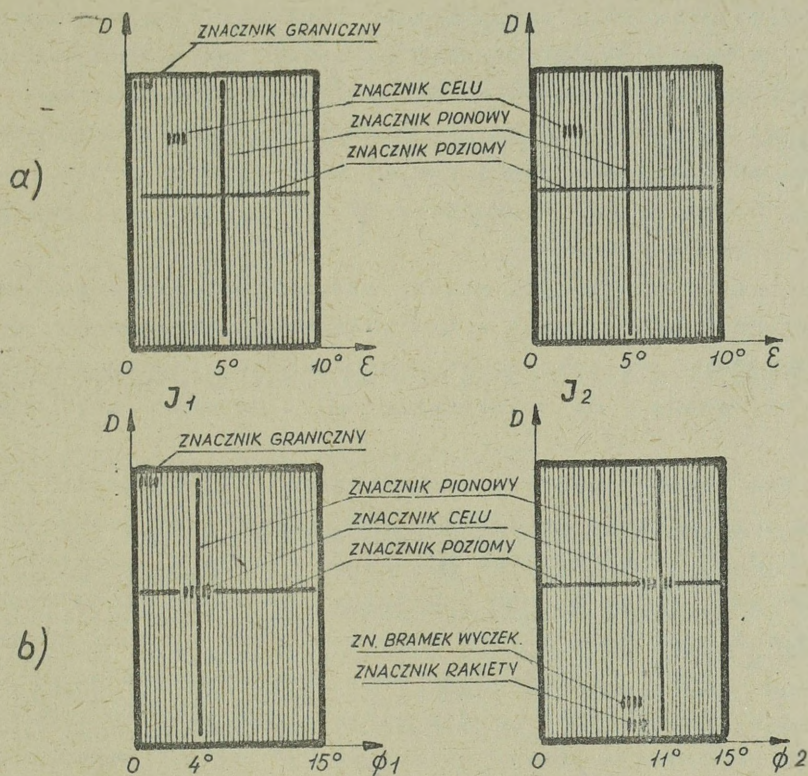
Wskaźniki są obsługiwane przez oficera naprowadzania. Mają one dwa rodzaje pracy: poszukiwanie i śledzenie celu. Zobrazowanie sygnałów na wskaźnikach w obu przypadkach pokazano na rysunku 20.

W rodzaju pracy "poszukiwanie" zobrazowanie sytuacji powietrznej na obu wskaźnikach I_1 i I_2 jest jednakowe /rys. 20a/. Położenie celu określa się we współrzędnych odległość - kąt położenia /D - ϵ /. W płaszczyźnie pionowej wskaźników odmierza się współrzędną odległość, a w poziomej - kąt położenia. Znacznik pionowy jest usytuowany na środku ekranu. Oficer naprowadzania, za pomocą pokręteł, naprowadza oś symetrii /kierunkową/ charakterystyki promieniowania anteny UW-10 na cel przez zgranie skrzyżowania znaczników pionowego i poziomego ze znacznikiem celu.

W rodzaju pracy "śledzenie" sytuacja powietrzna jest zobrazowana: na wskaźniku I_1 we współrzędnych odległość - kąt ϕ_1 /D - ϕ_1 /, a na I_2 odległość - kąt ϕ_2 /D - ϕ_2 /. Położenie znaczników pionowych na wskaźnikach jest zgodne z tak zwaną linią kierunkowej obserwacji anten odbiorczych przechodzącą przez punkt przecięcia się osi symetrii charakterystyk promieniowania anten odbiorczych UW-11 /na rys. 3 punkt K/. Znaczniki pionowe występują: na wskaźniku I_1 - 4° , a na wskaźniku I_2 - 11° od początku ekranu /rys. 20b/.

Podstawa czasu odległości ma następujące trzy zakresy:

- 1/ daleka podstawa czasu odległości D = 80 km;



Rys. 20. Zobrazowanie na wskaźnikach naprowadzania
 a/ podczas poszukiwania celu
 b/ podczas śledzenia celu

- 2/ zgrubna podstawa czasu odległości $D = 37$ km;
- 3/ dokładna podstawa czasu odległości $D = 3$ km.

Dokładną podstawę czasu można włączyć tylko na wskaźniku I_1 , jest to wycinek przestrzeni w obrębie celu z dalekiej lub zgrubnej podstawy czasu powiększony na całą wysokość ekranu. Proces lotu, przechwyty rakiety do sterowania i skutki strzelania można obserwować na wskaźniku I_2 . Znacznik graniczny występujący na wskaźniku I_1 , przy jego górnym położeniu, sygnalizuje o przełączeniu podstawy czasu z dalekiej na zgrubną.

Wskaźniki operatorów ręcznego śledzenia są przeznaczone do kontroli wzajemnego pokrycia znacznika pionowego ze znacznikiem celu. Na wskaźnikach zobrazowana jest sytuacja powietrzna we współrzędnych: na jednym wskaźniku $D - \phi_1$, na drugim zaś $D - \phi_2$. Każdy wskaźnik obsługuje jeden operator ręcznego śledzenia /RS/, którego zadaniem podczas śledzenia celu jest ciągle zgrywanie znacznika pionowego ze środkiem sygnału celu. Znacznikiem poziomym steruje oficer naprowadzania i tym sa-

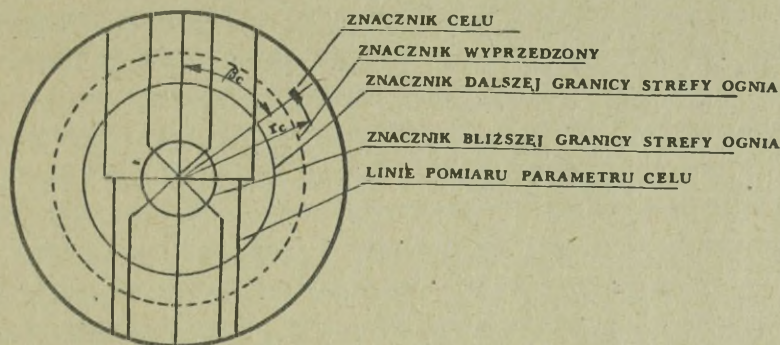
mym spełnia on funkcję operatora RS w odległości. Operatorzy RS według znacznika poziomego orientują się, który z samolotów z celu grupowego należy śledzić. Na wskaźnikach RS można ustawiać takie same zakresy odległości jak na wskaźnikach naprowadzania. Podstawowym zakresem pracy wskaźników RS jest zakres $D = 3$ km. Podczas poszukiwania celu przez oficera naprowadzania zakres odległości na wskaźnikach RS jest ustawiony na $D = 80$ km. W tym czasie operatorzy RS obserwują cel i przygotowują się do jego ręcznego śledzenia.

Wskaźnik obserwacji okrężnej i strefy startu jest przeznaczony do: zobrazowania sytuacji powietrznej wokół stanowiska startowego; wykrywania celu przy okrężnym lub sektorowym poszukiwaniu; naprowadzania anten w azymucie na wskazany do zniszczenia cel i do określania momentu startu rakiety.

Wskaźnik ma dwa rodzaje pracy: „poszukiwanie” i „śledzenie”. Podczas poszukiwania na ekranie wskaźnika odtwarzana jest sytuacja powietrzna wokół SNR we współrzędnych odległość - azymut. Punktowi ustawienia SNR odpowiada środek ekranu wskaźnika. Podstawa czasu zobrazowana jest w postaci promienia ekranu i może się ona obracać dookoła lub w sektorach 3° i 20° . Odległość do celu jest mierzona od środka ekranu na zewnątrz. Na wskaźniku można ustawić dwa zakresy odległości: 37 km lub 80 km. W rodzaju pracy „poszukiwanie” kątowne położenie podstawy czasu jest zgodne z kierunkiem ustawienia anten w azymucie. Dla lepszego wykorzystania płaszczyzny ekranu i zwiększenia rozróżnialności w odległości, przy obserwacji sektorowej środek obrotu podstawy czasu można przesunąć na obrazie ekranu. Przed ekranem wskaźnika osadzony jest, ręcznie obracany, planszeta ze szkła organicznego. Na planszecie wyrysowane są: skala odległości w postaci okręgów koncentrycznych; linie umożliwiające pomiar parametru celu granice sektora, sektora ostrzału dywizjonu i inne.

W rodzaju pracy „śledzenie” na W00 wyświetlają się następujące znaczniki /patrz rysunek 21/: celu; rubieży wyprzedzonej r_w /odległości do punktu spotkania rakiety z celem/ oraz znaczniki bliższej d_b i dalszej d_d granicy strefy ognia. Ostatnie trzy znaczniki są wypracowywane w automatycznym przyrządzie startu i mają kształt okręgu.

W rodzaju pracy „śledzenie” podstawa czasu nie jest związana z położeniem anten w azymucie, obraca się ona z prędkością 60 obr/min.



Rys. 21. Zobrazowanie na wskaźniku obserwacji okrężnej

2.12. Układ selekcji celu ruchomego /SCR/

Układ selekcji celu ruchomego jest przeznaczony do eliminowania wpływu zakłóceń pasywnych na pracę SNR. Zakłócenia pasywne powstają na skutek odbicia energii elektromagnetycznej od przedmiotów terenowych, chmur i sztucznych odbijaczy dipolowych wyrzucanych przez samoloty zakłócające. Kompensacja tych zakłóceń pozwala wydzielić cel ruchomy na tle obiektów nieruchomych lub przemieszczających się z nieznaczną prędkością.

Aparatura SCR jest rozmieszczona w kabinie UNK-M /UNK/ i składa się z: fazoczułych urządzeń odbiorczych; urządzeń wyliczających; wzmacniaczy wizyjnych; selektorów i bloków zasilania.

Praca układu SCR jest oparta na zjawisku Dopplera, gdzie do wyselekcjonowania celu ruchomego wykorzystuje się różnice występujące pomiędzy sygnałami odbitymi od obiektów ruchomych i nieruchomych względem sygnałów generowanych przez nadajnik SNR. Sygnały odbite od obiektów ruchomych w stosunku do odbitych od obiektów nieruchomych charakteryzują się: większą fluktuacją; zwiększoną częstotliwością i przesunięciem fazowym. Częstotliwość sygnału odbieranego w stosunku do nadawanego jest powiększona o tak zwaną częstotliwość Dopplera. Zjawisko to nie występuje w przypadku sygnału odbitego od przedmiotu nieruchomego. Przesunięcie fazowe pomiędzy sygnałami wypromieniowanymi przez SNR a odbitymi od obiektu ruchomego ma znaczną wartość, czego nie obserwuje się przy śledzeniu obiektu nieruchomego.

Zadaniem układu SCR jest wydzielenie i przekazanie do dalszych urządzeń, sygnałów o częstotliwości Dopplera, a więc odbitych od celu ruchomego oraz wyeliminowanie sygnałów od obiektów nieruchomych /chmur, dipoli itp./. W SNR-125M /SNR-125/ do selekcji celu ruchomego wykorzystano właściwość przesunięcia fazowego pomiędzy sygnałami wypromienio-

wanymi a odbitymi. Wielkość przesunięcia fazowego pomiędzy sygnałami zależy od częstotliwości Dopplera, to jest od prędkości promieniowej celu. Porównanie faz sygnałów odbywa się na detektorze fazowym, na wyjściu którego sygnał od obiektu nieruchomego ma stałą amplitudę, a od ruchomego - zmienną. Wydzielenie sygnału od celu ruchomego odbywa się za pomocą układu wyliczania różnicowego, na którym równocześnie sumują się sygnały bezpośrednio doprowadzone z detektora fazowego z sygnałem opóźnionym w układzie wyliczania za okres powtarzania T_p . Na wyjściu układu wyliczania sygnały pochodzące od zakłóceń pasywnych mające stałą amplitudę będą równe zero /zostaną skompensowane/, a amplituda sygnału od celu ruchomego będzie miała wartość zależną od jego prędkości promieniowej. W układzie SCR zastosowano dwa stopnie podwójnego wyliczania różnicowego zbudowanych na ultradźwiękowych liniach opóźniających.

Układ SCR ma dwa rodzaje pracy, a mianowicie: "SCR-1" i "SCR-2". Rodzaj pracy "SCR-1" włącza się podczas śledzenia celu na małych wysokościach gdy występują odbicia od przedmiotów terenowych. Rodzaj pracy "SCR-2" włącza się przy występowaniu zakłóceń pasywnych pochodzących od chmur i sztucznych dipoli. W pierwszym przypadku odbywa się dwukrotne wyliczanie sygnałów, a w drugim przypadku - czterokrotne. Należy zaznaczyć, że przy pracy SNR z włączonym układem SCR-2 znacznie zmniejsza się zasięg wykrywania celu /o.około 20%/.

Jeżeli cel osiągnie taką prędkość promieniową, że różnica faz będzie równa pół długości fali $\Delta\varphi = \lambda/2$, to znaczy gdy cel przeleci drogę $\lambda/2$ za okres powtarzania impulsów sondujących T_p , wówczas wystąpi tak zwana ślepa prędkość celu i nie będzie on widoczny na ekranie wskaźnika. Aby wyeliminować to niepożądane zjawisko w SNR zastosowano przemienny okres powtarzania z podziałem na małe prędkości celu /MPC/ i duże prędkości celu /DPC/.

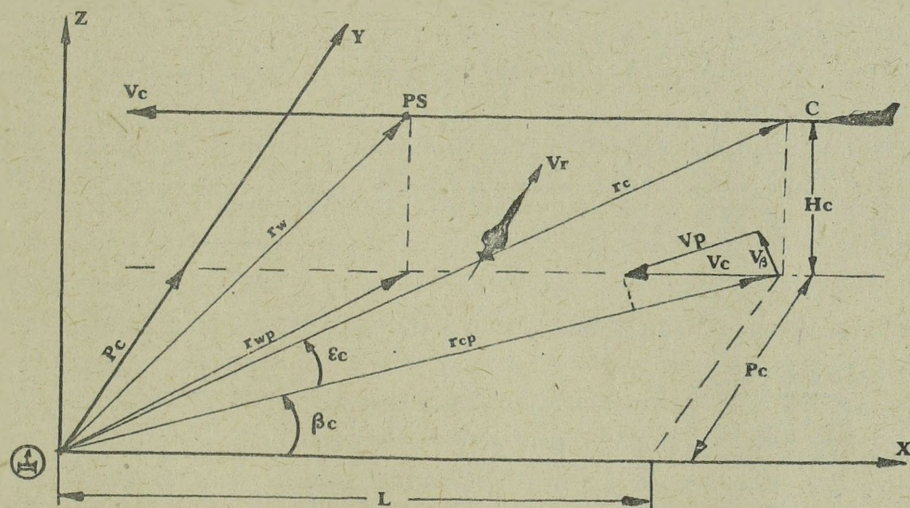
Jak wiadomo chmury i wyrzucone dipole przemleszczają się z prędkością wiatru, co niekorzystnie wpływa na pracę SCR. Dla poprawienia pracy układu SCR zjawisko to jest eliminowane za pomocą pokrętła "kompensacja wiatru".

2.13. Przyrząd startu rakiety

Przyrząd startu rakiety /PS/ jest przeznaczony do określania możliwości ostrzelania wybranego celu i do automatycznego wydania komendy "start". Komenda "start" może być także wydana ręcznie przez oficera naprowadzania w momencie gdy punkt spotkania rakiety z celem znajduje się w granicach strefy ognia PZR.

W skład przyrządu startu rakiety wchodzi bloki: określania odległości do punktu spotkania rakiety z celem i wysokości lotu celu; określania momentu startu rakiety; określania prędkości i parametru celu; wyliczania odległości pochyłej do celu przy metodzie "trzy punkty" i wskaźnika obserwacji okrężnej. Wszystkie bloki są rozmieszczone w kabine UNK-M /UNK/. Uproszczony schemat blokowy przyrządu startu przedstawiono na rysunku 23.

Do wejść poszczególnych bloków przyrządu startu są doprowadzane impulsy z synchronizatora i sygnały elektryczne z innych urządzeń SNR. Praca przyrządu startu polega na ciągłym rozwiązywaniu zależności matematycznych wynikających ze schematu pokazanego na rysunku 22.



Rys. 22. Schemat obliczeniowy przyrządu startu

W wyniku przeprowadzonych operacji w przyrządzie startu, na jego wyjściu uzyskuje się sygnały elektryczne wykorzystywane do wyświetlania znaczników na W00 /patrz rys. 21/ oraz do pracy przyrządów wskazówkowych umieszczonych na pulpicie oficera naprowadzania, z których odczytuje się: prędkość V_c ; wysokość H_c i parametr P_c lotu celu. Podczas śledzenia celu zbliżającego się znacznik wyprzedzony r_{wp} zbliża się do znacznika dalszej granicy strefy ognia. Startu rakiety dokonuje oficer naprowadzania gdy znacznik rubieży wyprzedzonej znajduje się w granicach strefy ognia, to znaczy gdy: $d_{dp} \geq r_{wp} \geq d_{bp}$. Wyżej wymienione odległości d_{dp} , d_{bp} i r_{wp} przyrząd startu wypracowuje nie w płaszczyźnie nachylonej, lecz w płaszczyźnie poziomej. W przypadku gdy $r_{wp} < d_{bp}$ wydawanie komendy "start" przez przyrząd startu zostaje automatycznie przerwane.

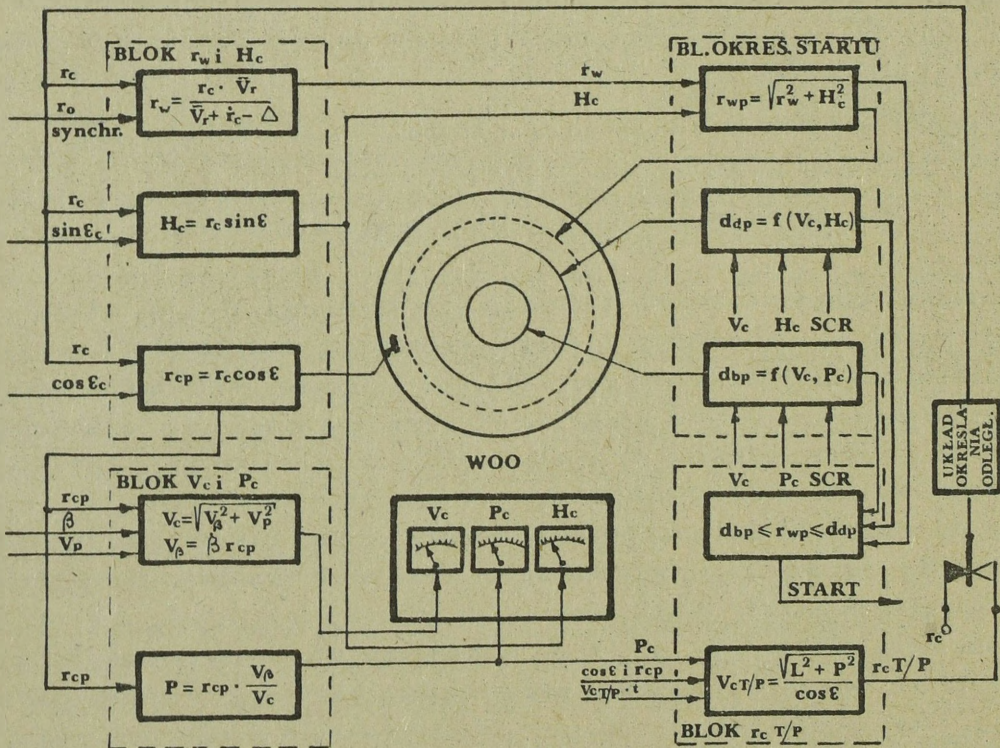
Automatyczne wydanie komendy "start" polega na włączeniu automatu w momencie, gdy cel znajduje się na odległości 2 km przed dalszą granicą strefy ognia.

Podstawą do rozwiązania zadania spotkania rakiety z celem w strefie ognia PZR jest przyjęta hipoteza o prostoliniowym ruchu celu poruszającego się ze stałą prędkością i na stałej wysokości, natomiast rakieta podąża do punktu spotkania torem prostoliniowym z prędkością V_r , której wartość zależy od odległości do punktu spotkania.

2.14. Aparatura telewizyjna

W przeciwlotniczym zestawie raketowym typu S-125M zastosowano telewizyjno-optyczny kanał śledzenia celów. Kanał ten umożliwia, w warunkach dobrej widzialności optycznej, ręczne śledzenie celów we współrzędnych kątowych.

W skład aparatury telewizyjnej wchodzi kamera i dwa monitory /wskaźniki/ TV obsługiwane przez operatorów ręcznego śledzenia w płaszczyznach $\phi 1$ i $\phi 2$.



Rys. 23. Uproszczony schemat blokowy przyrządu startu

Kamera jest ustawiona na kolumnie antenowej, jest ona sztywno związana z antenami, a jej oś optyczna pokrywa się z osią symetrii charakterystyki anteny UW-10. W kamerze można w sposób odległościowy zmieniać ogniskową obiektywu ze 150 na 500 mm i odwrotnie. Przy ogniskowej 150 mm kąt "widzenia" obiektywu wynosi 6° , a przy ogniskowej 500 mm - 2° . System optyczny kamery jest wyposażony w automatycznie regulowaną przesłonę, która samoczynnie ustawia się w zależności od stopnia oświetlenia obserwowanych obiektów. Dla poprawienia jakości odbioru telewizyjnego na obiektyw kamery, w zależności od stanu pogody, nakłada się odpowiedniego koloru filtry świetlne.

Wskaźniki TV są umieszczone na szafach operatorów RS. W centralnej części ekranu wskaźnika są naniesione znaczniki, skrzyżowanie których odpowiada osi optycznej kamery TV.

Działanie kanału telewizyjnego jest następujące. Po przełączeniu SNR w "rodzaj pracy TV" operatorzy RS w płaszczyznach obserwacji $\phi 1$ i $\phi 2$ obracając pokrętkami sterują kamerą TV /tak jak antenami/. Obiekty /cele/ będąc w polu widzenia kamery, za pomocą przewodowego łącza telewizyjnego, zostają wyświetlone na monitorze - wskaźniku TV. Przy poszukiwaniu i śledzeniu celu na odległości powyżej 18 km ustawia się ogniskową obiektywu 500 mm, poniżej 18 km - 150 mm. Śledzenie celu wybranego do zniszczenia polega na ciągłym utrzymywaniu go na skrzyżowaniu znaczników monitora. W rodzaju pracy TV należy uwzględnić oślepiające działanie słońca. W związku z tym kąt zawarty pomiędzy kierunkiem na słońce i kierunkiem na cel powinien wynosić nie mniej niż 16° . Podczas startu rakiet, aby wykluczyć wpływ wzniesanego obłoku pyłu na widzialność kamery, należy wybierać wyrzutnie z uwzględnieniem kierunku wiatru.

W rodzaju pracy TV rakiety na cel naprowadza się metodą trzech punktów /TP/. Podczas naprowadzania rakiety, w razie konieczności, można przejść z telewizyjnego na radiolokacyjny rodzaj pracy.

2.15. Aparatura łączności i sygnalizacji

Łączność wewnętrzna na stanowisku startowym, pomiędzy poszczególnymi elementami zestawu jest oparta na dwustronnej łączności głośnomówiącej GGS. Ten system łączności zabezpiecza dowodzenie obsługami z SD dywizjonu, to jest z kabiny UNK-M /UNK/.

Przeciwnolotny zestaw rakietowy S-125M /S-125/ ma wbudowany system sygnalizacji, który w czasie pracy bojowej, za pomocą lampek i tabliczek świetlnych, informuje dowódcę i obsługę SD o położeniu i stanie przygotowania urządzeń w kabinach, wyrzutni, rakiet itp.

Pomiędzy stanowiskami dowodzenia dywizjonu i wyższego przełożonego /P1SD/ jest ustanowiona łączność dowodzenia i meldowania. Obejmuje ona łączność głośnomówiącą, łączność telefoniczną i łączność radiową. Do łączności radiowej dywizjon jest wyposażony w radiostację i radiotelefony.

Dowodzenie dywizjonami podczas pracy bojowej w zakresie wskazywania celów przy zautomatyzowanym systemie dowodzenia /ZSD/ odbywa się za pomocą łączności kablowej lub radioliniowej łączącej aparaturę ZSD /WEKTOR-2WE/ znajdującą się na P1SD z kabiną sprzężenia ustawioną w dywizjonie raketowym.

3. ŹRÓDŁA ZASILANIA ZESTAWU W ENERGIĘ ELEKTRYCZNĄ

Przeciwlotniczy zestaw raketowy S-125M /S-125/ jest zasilany w energię elektryczną z etatowych elektrowni polowych lub z krajowej sieci przemysłowej. Źródłami zasilania zestawu są:

- kabina rozdzielcza;
- dwie elektrownie polowe;
- podstacja transformatorowa.

Obowiązują następujące zasady wykorzystania źródeł zasilania. Podczas pracy bojowej zestaw jest zasilany tylko z elektrowni polowych, przy czym do zasilania wszystkich urządzeń zestawu wystarcza jedna elektrownia. Druga elektrownia w pełni przygotowana do pracy jest zapasowa. W innych przypadkach, poza pracą bojową, na przykład podczas wykonywania okresowych prac profilaktycznych, urządzenia zestawu są zasilane z krajowej sieci przemysłowej lub z pomocniczego agregatu prądotwórczego zamontowanego w kabinie rozdzielczej. Czas przejścia zestawu z gotowości nr 2 do nr 1 zależy przede wszystkim od czasu podania zasilania z kabiny rozdzielczej na urządzenia zestawu, a to z kolei zależy od stanu podgrzania zespołu prądotwórczego. Elektrownia polowa może osiągać gotowość do zasilania w sposób normalny albo przyspieszony /forsowny/. W pierwszym przypadku podgrzewanie cieczy chłodzącej i oleju odbywa się na biegu jałowym zespołu prądotwórczego. W tym przypadku czas przejścia zestawu z gotowości nr 2 do nr 1 wynosi 11 min. Podanie zasilania w sposób przyspieszony jest możliwe po wcześniejszym podgrzaniu zespołu za pomocą podgrzewaczy do temperatury 40°C. Wówczas czas przejścia do gotowości bojowej nr 1 wynosi 4 min.

Podczas pełnienia dyżurów bojowych przez dywizjon zespoły prądotwórcze utrzymuje się w stanie podgrzanim do temperatury oleju i cieczy chłodzącej 40°C.

3.1. Elektrownia polowa ESD-100^{x/}

Elektrownia polowa ESD-100 o mocy 100 kW jest przeznaczona do zasilania zestawu raketowego w energię elektryczną. Wytwarza ona trójfazowy prąd zmienny o napięciu 230 V, częstotliwości 50 Hz i o natężeniu 314 A. Elektrownia charakteryzuje się następującymi danymi technicznymi:

- ciężar elektrowni - 10 t;
- moc silnika /diesel/ zespołu prądotwórczego - 150 KM;
- obroty silnika zespołu prądotwórczego - 1500 obr/min;
- pojemność zbiorników paliwa - 450 l;
- pojemność zbiornika oleju - 83 l;
- czas nieprzerwanej pracy bez uzupełnienia paliwa - 12 h.

Elektrownia przedstawia sobą kabinę na podwoziu kołowym. Jest ona podzielona na dwa przedziały: sterowniczy i maszynowy.

W przedziale sterowniczym rozmieszczona jest aparatura sterowania i kontroli umożliwiająca rozruch i regulację obrotów silnika napędzającego prądnicę oraz regulację napięcia prądnicy, zbiorniki paliwa, akumulatory i inne.

W przedziale maszynowym znajduje się zespół prądotwórczy obejmujący silnik wysokoprężny sprzęgnięty z prądnicą synchroniczną, grzejniki elektryczne i wyposażenie pomocnicze /ppoż, ZCZ, itp./.

3.2. Kabina rozdzielcza UNS^{xx/}

Kabina rozdzielcza spełnia funkcję głównego węzła przyjmowania i rozdziału energii elektrycznej. Do kabiny doprowadzany jest prąd trójfazowy o napięciu 220 V 50 Hz z elektrowni polowych lub sieci krajowej. Część energii elektrycznej jest w kabinie przetwarzana na prąd o napięciu 220 V 400 Hz. Kabina ustawiona na podwoziu kołowym jest podzielona na dwa przedziały: sterowniczy i maszynowy.

W przedziale sterowniczym zamontowane są dwie szafy. Szafa I umożliwia przyjęcie energii, a szafa II rozdział energii do poszczególnych elementów zestawu /kabin, wyrzutnie itp./. Z tego przedziału można także uruchamiać zdalnie zespoły prądotwórcze oraz regulować napięcia i częstotliwości tych zespołów.

x/ W PZR typu S-125M dwa zespoły prądotwórcze ESD-100 są zamontowane w jednej odpowiednio większej kabinie i dlatego elektrownia ma symbol ESD-200.

xx/ W PZR typu S-125M podobna kabina rozdzielcza ma symbol RRU-N.

W przedziale maszynowym rozmieszczone są: pomocniczy zespół prądu - tworzy o mocy 25 kW; przetwornica częstotliwości prądu z 50 na 400 Hz i inne urządzenia pomocnicze. Oprzyrządowanie elektryczne kabiny rozdzielczej umożliwia równoległą zsynchronizowaną pracę dwóch elektrowni polowych, jak również jednej elektrowni z siecią krajową.

4. PRZECIWLOTNICZA RAKIETA KIEROWANA TYPU 5W-27

4.1. Charakterystyka rakiety

Przeciwlotnicza rakietka kierowana /PRK/ typu 5W-27 /W-601P/ jest przeznaczona do niszczenia, za pomocą ładunku bojowego pilotowanych i bezpilotowych środków napadu powietrznego, poruszających się na małych i średnich wysokościach z prędkościami nad i poddźwiękowymi. W przypadkach koniecznych /przy braku innych środków/ - PRK można użyć do rażenia celów naziemnych /nawodnych/.

Zasadnicze charakterystyki techniczne rakiety:

- całkowita długość rakiety	- 5948 mm
- długość drugiego stopnia	- 4131,5 mm
- średnica silnika startowego	- 552 mm
- średnica drugiego stopnia /maksymalna/	- 381 mm

Rozpiętość:

- stateczników w stanie złożonym	- 1700 mm
- stateczników w stanie rozłożonym	- 2208 mm
- skrzydeł	- 1192 mm
- sterów	- 556 mm
- płaszczyzn hamujących	- 1011 mm

Masa rakiety:

- uzbrojonej w opakowaniu nr 1	- 1606 kg
- uzbrojonej bez opakowania /masa startowa/	- 952,7 kg
- pierwszego stopnia	- 530,4 kg
- drugiego stopnia	- 422,3 kg

Czas lotu sterowanego - 30 + 35 s

Czas, po którym następuje samolikwidacja rakiety - 39 ± 3 s^{x)}

4.2. Ogólna budowa rakiety

Widok ogólny rakiety 5W-27 pokazano na rysunku 24.

Rakietka 5W-27 jest dwustopniowa, pierwszy stopień to silnik startowy ze statecznikami i stożkiem przejściowym. Drugi stopień /człon mar-

x/ W rakiecie 5W-27U czas samolikwidacji rakiety wynosi 49 s.

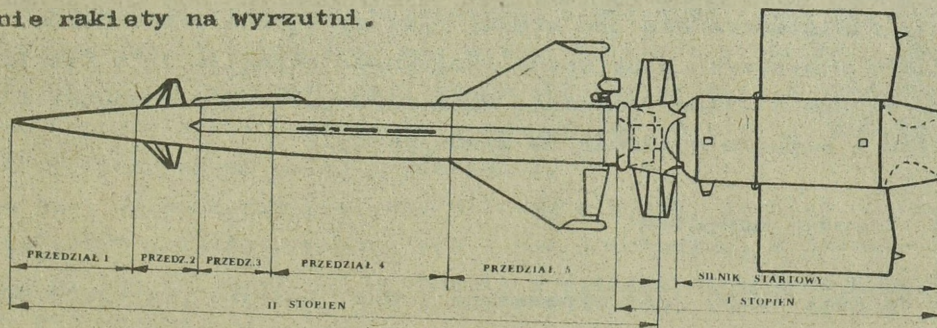
szowy/ składa się z następujących pięciu przedziałów:

- przedział nr 1 obejmuje radiozapalnik z antoną nadawczą;
- przedział nr 2, jest to przedział sterowania, w którym zamontowane są dwa bloki sterowe, dwie pary sterów, blok selekcyjny /SB/, mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy /MZW/ i urządzenie K3;
- przedział nr 3 stanowi ładunek bojowy /LB/, w stanie rozbrojonym rakiety, w jego miejscu znajduje się zastępczy przedział imitujący LB /tzw. przedział fałszywy/, pod względem wymiarów i połączeń odpowiada on ładunkowi bojowemu;
- przedział nr 4 zawiera: elektroniczną aparaturę pokładową; aparaturę powietrzną; turboelektrogenerator; mechanizm sterowy napędu lotek i inne wyposażenie elektryczne. Na zewnątrz, po obu stronach, tego przedziału zamontowane są dwie anteny odbiorcze radiozapalnika, a w dolnej części - pokładowe złącza elektryczne, przez które łączy się raketę z naziemnymi urządzeniami kontroli i startu;
- przedział nr 5 stanowi raketowy silnik marszowy, na zewnątrz przedziału zamocowane są skrzydła.

Poszczególne przedziały II stopnia rakiety są połączone między sobą śrubami. Oba stopnie rakiety są połączone poosiowo /układ tandem/ stożkiem przejściowym za pomocą dwóch śrub.

Rakietą 5W-27 jest zbudowana w układzie aerodynamicznym typu "Kaczka". W tym układzie stery są umieszczone przed skrzydłami, co zapewnia lepszą sterowność rakiety, gdyż strumień powietrza opływający stery nie jest zaburzony skrzydłami.

Płatowiec rakiety obejmuje: cztery skrzydła; cztery stateczniki; cztery stery /dwie pary/ i dwie płaszczyzny hamujące. Wszystkie płaszczyzny aerodynamiczne /skrzydła, stery itp./ są rozmieszczone na kadłubie rakiety w układzie "X". Zaletą takiego układu jest to, że rakietą podczas wykonywania manewru w powietrzu nie musi się obracać względem osi podłużnej, a ponadto stosunkowo proste i wygodne jest ułożenie rakiety na wyrzutni.



Rys. 24. Widok ogólny rakiety 5W-27

Skrzydła przeznaczone są do wytworzenia siły nośnej. Są one zamocowane do korpusu silnika marszowego. Skrzydła mają numerację od 1 do 4 zaczynając od lewego górnego w prawo patrząc w kierunku lotu. Na krawędzi spływu skrzydła nr 1 umieszczone są dwie anteny aparatury radiokierowania i śledzenia, antena odbiorcza bliżej kadłuba, a nadawcza na końcu skrzydła. W wytwarzaniu wymaganego kształtu charakterystyki anteny odbiorczej biorą udział: kadłub silnika i specjalna płytko metalowa zamocowana obok tej anteny. Dla zapewnienia równowagi aerodynamicznej na skrzydle nr 3 znajduje się taka sama płytko jak na skrzydle nr 1, a skrzydła nr 2, 3 i 4 zakończone takimi samymi kształtami jak antena nadawcza na skrzydle nr 1. Skrzydła nr 2 i 4 mają lotki stabilizujące lot rakiety względem osi podłużnej.

Stateczniki przeznaczone są do stabilizacji rakiety na początkowym odcinku lotu niesterowanego /do czasu odłączenia się I stopnia/. Stateczniki są zamocowane zawiasowo do tylnej części silnika startowego. W celu zmniejszenia gabarytów rakiety, stateczniki w położeniu przed startem są złożone. W tym położeniu są one utrzymywane za pomocą opaski z drutu. Podczas startu, przy ruchu rakiety do przodu, za pomocą specjalnego noża przy rakiecie i występu na wyrzutni, drut zostaje przecięty i stateczniki pod wpływem siły bezwładności odchylają się do tyłu. Dla zmniejszenia siły uderzenia przy rozkładaniu, wszystkie stateczniki są wyposażone w tłumiki hydrauliczne.

Stery są przeznaczone do sterowania rakietą podczas lotu. Są one ponumerowane podobnie jak skrzydła. Stery nr 1 i 3 są zamocowane na jednej osi i odpracowują wartości sygnałów komendy sterowania K1, a stery 2 i 4 - komendy K2.

Płaszczyzny hamujące są przeznaczone do zmiany kierunku i skrócenia dolotu silnika startowego po jego oddzieleniu się od drugiego stopnia rakiety. Płaszczyzny hamujące są zamocowane na stożku przejściowym łączącym oba stopnie rakiety w płaszczyźnie skrzydeł nr 2 i 4. Do momentu rozłączenia się obu stopni rakiety są one zablokowane. Po odblokowaniu płaszczyzn popychacze sprężynowe obracają je o kąt 16° , wówczas silnik startowy uzyskuje ruch nieustalony, powodujący skrócenie dolotu i szybsze opadanie do ziemi /wody/.

4.3. Zespoły napędowe

Rakieta 5W-27 jest wyposażona w dwa, kolejno pracujące zespoły napędowe, którymi są: silnik startowy i silnik marszowy.

Silnik startowy pracujący na paliwo stałe jest przeznaczony do nadania rakiecie dużej prędkości na stosunkowo niewielkim odcinku drogi.

Wytwarza on dużą siłę ciągu w krótkim odstępie czasu, co zapewnia prawidłowy start rakiety /bez większego osładania/ i szybkie rozpędzenie jej do wymaganej prędkości. Silnik startowy charakteryzuje się następującymi parametrami technicznymi:

- czas pracy silnika odpowiednio do temperatur ładunku paliwa od $+50$ do -50°C wynosi $2,6 + 4,1$ s;
- siła ciągu silnika przy skrajnych temperaturach paliwa $+50^{\circ}\text{C}$ wynosi $21075 + 42150 \text{ KG}^x/$ - średni ciąg 32000 KG ;
- ładunek paliwa w silniku stanowi 14 lasek prochowych o łącznej masie 283 kg /masa jednej laski - około $20 \text{ kg}/$;
- masa podsypki prochowej /proch czarny/ - $1,1 \text{ kg}$.

Zasadniczymi elementami silnika startowego są: korpus; dysza odrzutowa; ruszt; paliwo i podsypka prochowa.

Korpus jest komorą spalania paliwa prochowego i elementem łączącym pozostałe części silnika w jedną całość. W przednią część korpusu wkręcona jest pokrywa, jej wykręcenie umożliwia załadowanie silnika laskami paliwa. Do zewnętrznej strony pokrywy przyspawane są dwa nagwintowane gniazda przeznaczone do wkręcenia piroświec z pironabojami. Na wewnętrznej stronie pokrywy wykonany jest nagwintowany kołnierz umożliwiający przykręcenie koszyeczka z podsypką prochową. Do zewnętrznej cylindrycznej powierzchni korpusu przyspawane są: cztery węzły służące do zamocowania stateczników; występy do zaczepienia liny przy podnoszeniu silnika; stopka i rolki prowadzące raketę po wyrzutni i węzły śrubowe do przykręcenia stożka przejściowego.

Dysza odrzutowa służy do zamiany energii kinetycznej gazów prochowych w odrzutową siłę ciągu. Zamontowana jest na stałe do tylnej części korpusu silnika. Utrzymywanie możliwie stałej wartości siły ciągu, w zależności od temperatury paliwa osiada się poprzez regulację przekroju krytycznego dyszy. Obowiązuje tu zasada, że przy wyższej temperaturze paliwa należy ustanowić większą powierzchnię przekroju krytycznego dyszy. Do regulacji przekroju krytycznego służy specjalna, przesuwana na śrubie, grusza. W dyszę jest wstawiona, wykonana z cienkiej blachy, przepona. Zadaniem przepony jest uszczelnienie silnika i stworzenie warunków, poprzez wzrost ciśnienia w zamkniętej objętości, zapalenia się lasek prochowych na całej powierzchni.

Ruszt jest umieszczony pomiędzy paliwem a dyszą. Stanowi on oporę przed podłużnym przemieszczeniem się lasek prochowych, a podczas spalania się paliwa uniemożliwia wypadanie z silnika większych kawałków palącego się prochu.

 $x/ 1 \text{ KG} = 9,81 \text{ N}$.

Paliwo silnika stanowi czternaście lasek prochu nitroglicerynowego. Laski pod względem spalania mają tak zwany kształt neutralny, który zapewnia stałą ilość gazów w jednostce czasu. Laski prochowe mają kształt walca z okrągłym kanałem wewnętrznym. Stałą ilość gazów uzyskuje się przez utrzymanie jednakowej powierzchni spalania. Spalanie od wewnątrz zwiększa powierzchnię spalania, a spalanie od zewnątrz - zmniejsza i w ten sposób powierzchnia spalania przez cały czas palenia jest w przybliżeniu stała, a w związku z tym i przyrost ilości gazów w miarę równomierny. Zapłon paliwa następuje od podsypki prochowej, która z kolei jest zapalana od zapłonników elektrycznych /pironaboi/.

Silnik startowy jest połączony z drugim stopniem rakiety teleskopowej przy pomocy stożka przejściowego. Stożek ten podstawą jest przykręcony czterema śrubami do silnika startowego, zaś przednia jego część jest nasadzona na kołnierz silnika marszowego i przykręcona do niego po bokach dwiema śrubami o średnicy 8 mm. Na stożku zamocowany jest sygnalizator przeciążeń, którego zadaniem jest przekazanie impulsu elektrycznego dla uruchomienia silnika marszowego. Ma to miejsce w czasie gdy silnik startowy kończy pracę, a przeciążenie podłużne zmienia wartość z dodatniego na ujemne.

Silnik marszowy jest przeznaczony do napędu drugiego stopnia rakiety po odłączeniu się silnika startowego. Silnik marszowy charakteryzuje się następującymi parametrami technicznymi:

- czas pracy silnika w zakresie temperatur ładunku paliwa od +50 do -40°C wynosi od 16 do 22 s;
- masa paliwa prochowego - 159 kg;
- masa podsypki prochowej - 0,3 kg.

Silnik marszowy, podobnie jak silnik startowy, składa się z: korpusu; dyszy odrzutowej; paliwa stałego i podsypki prochowej.

Korpus wykonany jest z blachy stalowej w kształcie cylindra zamkniętego od przodu dnem. Do przedniego dna są przyspawane dwa nagwintowane gniazda służące do przykręcenia piroświec z zapłonnikami elektrycznymi /podobnie jak w silniku startowym/. Po wewnętrznej stronie przedniego dna znajduje się nagwintowany kołnierz, do którego przykręca się koszyczek z podsypką prochową. Tylna część korpusu zakończona jest gwintem wewnętrznym umożliwiającym połączenie dyszy odrzutowej z silnikiem. Wewnętrzna powierzchnia korpusu jest wyłożona warstwą termoizolacyjną zabezpieczającą przed ulatnianiem się ciepła spalania do atmosfery. Do zewnętrznej powierzchni części cylindrycznej są przyspawane cztery węzły, do których przykręcone są skrzydła.

Dysza odrzutowa służy do zamiany energii kinetycznej gazów prochowych w odrzutową siłę ciągu. Przekrój krytyczny dyszy nie jest regulo-

wany, gdyż stosunkowo wolne spalanie się paliwa i jego skład chemiczny /duża niezależność prędkości spalania od temperatury/ nie wymagają takiej regulacji.

Paliwo silnika marszowego stanowi jednoelementowy ładunek prochowy w kształcie walca z okrągłym kanałem wewnętrznym i sześcioma wycięciami promieniowymi w przedniej części. Zewnętrzna i tylna powierzchnia ładunku jest pokryta niepalnym pancierzem. Zarówno kształt jak i ograniczenie powierzchni zapewniają równomierne spalanie się ładunku paliwa oraz stałą ilość produktów spalania. Paliwo wkłada się do silnika po wykręceniu dyszy.

Podsypka prochowa jest przeznaczona do zapalenia ładunku paliwa prochowego w momencie rozruchu silnika marszowego. Podsypka przedstawia sobą płaskie pudełko aluminiowe z otworami wypełnione tabletkami pirotechnicznymi. Zapala się ona od zapłonników elektrycznych.

4.4. Aparatura kierowania i śledzenia radiowego

Aparatura kierowania i śledzenia rakiety jest przeznaczona do:

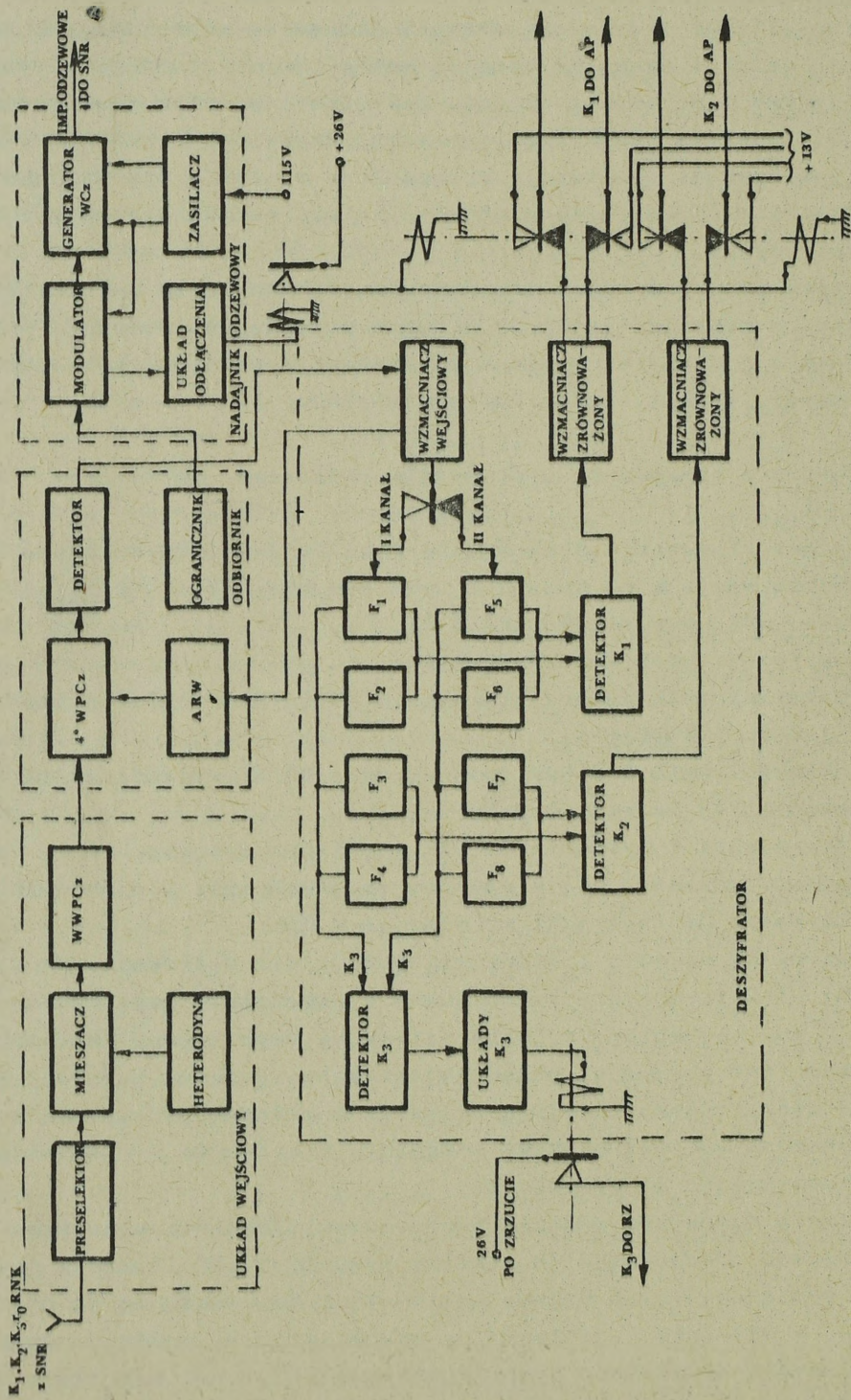
- odbioru wszystkich komend i sygnałów /K1, K2, K3 i r_{ORNK}/ wysłanych przez radionadajnik komend SNR;
- deszyfracji odebranych sygnałów;
- przekształcenia komend kierowania K1 i K2 w napięcia stałe i przekazania ich do autopilota;
- przekształcenia komendy jednorazowej K3 w napięcie stałe 26 V i przekazanie jej do radiozapalnika;
- wypracowania i wysłania do SNR impulsów odzewowych.

Nietrudno zauważyć, że w aparaturze kierowania i śledzenia zachodzi proces odwrotny do tego jaki ma miejsce w RNK.

Aparatura kierowania i śledzenia składa się z trzech oddzielnych urządzeń: blok zasadniczy zamontowany w przedziale czwartym; antena nadawcza i antena odbiorcza. Obie anteny są umieszczone na skrzydle nr 1. Blok zasadniczy obejmuje: układ wejściowy z wymienną heterodyną; odbiornik; deszyfrator; nadajnik odzewowy z układem odłączenia i zasilacz.

Uproszczony schemat blokowy aparatury kierowania i śledzenia radiowego przedstawiono na rysunku 25.

Działanie aparatury podczas naprowadzania rakiety przebiega w następujący sposób. Dochodzące do rakiety sygnały z SNR /także z innych źródeł/ są odbierane przez antenę odbiorczą i doprowadzone do układu wejściowego. W układzie wejściowym na preselektorze, spośród różnych sygnałów, zostają wydzielone sygnały własnej SNR, inne sygnały nie są przepuszczane. Wyselekcjonowane sygnały WCz dochodzą do mieszacza, do którego



Rys. 25. Uproszczony schemat blokowy aparatury kierowania i śledzenia radiowego rakiety 5W-27

równocześnie są doprowadzane sinusoidalne drgania ciągłe z heterodyny. W wyniku nałożenia się dwóch częstotliwości na wyjściu mieszacza uzyskuje się sygnały o częstotliwości pośredniej /PCz/, co można zapisać: $f_{pcz} = f_{woz} - f_{het}$. Sygnały PCz są następnie poddane wstępnemu i za-
sadniczemu wzmocnieniu, a następnie detekcji, to jest wydzieleniu sygnałów wizyjnych. W ograniczniku impulsy zapytujące zostają oddzielone od sygnałów komend. Impulsy zapytujące są wykorzystywane do uruchomienia nadajnika odzewowego, który za pomocą anteny nadawczej wysyła w kierunku SNR impulsy odzewowe umożliwiające śledzenie rakiety. W nadajniku odzewowym znajduje się układ odłączenia, który rozłącza aparaturę radiokierowanie od autopilota w wypadku zaniku na pewien czas impulsów zapytujących. Po zadziałaniu układu odłączenia rakietę przestaje być sterowana, a jej stery, pod wpływem stałej wartości napięcia +13V, ustawiają się w neutralne położenie.

Sygnały wizyjne komend K1, K2 i K3, poprzez wzmacniacz wejściowy i styki przekaźnika I lub II kanału kierowania, są doprowadzane do szyfrotora komend. Deszyfrowanie komend odbywa się sposobem rozdzielności na filtrach rezonansowych. Filtrów rezonansowych jest po cztery w każdym kanale, po dwa filtry dla każdej komendy. Są one nastrojone na częstotliwości: I kanał $F_1 + F_4$; II kanał $F_5 + F_8$. Częstotliwości nastrojenia filtrów odpowiadają częstotliwościom na jakich są przesyłane komendy. W związku z powyższym przez filtr jest przepuszczana tylko częstotliwość właściwa dla danej komendy, inne zaś eliminowane. Zdeszyfrowane sygnały komend są doprowadzane do odpowiednich defektorów komend K1 i K2, gdzie następuje przekształcenie napięcia określonej częstotliwości na ujemne napięcie stałe, którego czas trwania jest równy długości przedziału występowania częstotliwości komendy. Z detektorów komend ujemne napięcie prądu postępuje do wzmacniaczy zrównoważonych. Na wyjściu wzmacniaczy zrównoważonych otrzymuje się napięcie stałe dodatnie lub ujemne, wartość którego jest proporcjonalna do wartości odpowiedniej komendy. Ze wzmacniaczy zrównoważonych sygnały komend są przesyłane do autopilota rakiety.

Wydzielona komenda K3 podaje się do układu K3, a z niego do radiozapalnika w celu włączenia go do pracy.

4.5. Pilot automatyczny

Pilot automatyczny - autopilot /AP/ jest przeznaczony do:

1. Kierowania lotem rakiety zgodnie z komendami K1 i K2 w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach XOY i XOZ.
2. Stabilizacji położenia korpusu rakiety względem trzech wzajemnie prostopadłych osi OX, OY i OZ.

Stacja naprowadzania rakiet steruje rakieta jako punktem materialnym /środkiem ciężkości/ i podczas lotu nie ma wpływu na zachowanie się jej korpusu. Prawidłowe położenie rakiety w powietrzu jest utrzymywane za pomocą urządzeń stabilizacyjnych autopilota. Stabilizacja polega więc, na przeciwdziałaniu wszelkim odchyleniom kątowym, jak również tłumieniu i zmniejszeniu amplitudy wahań rakiety względem toru kinematycznego.

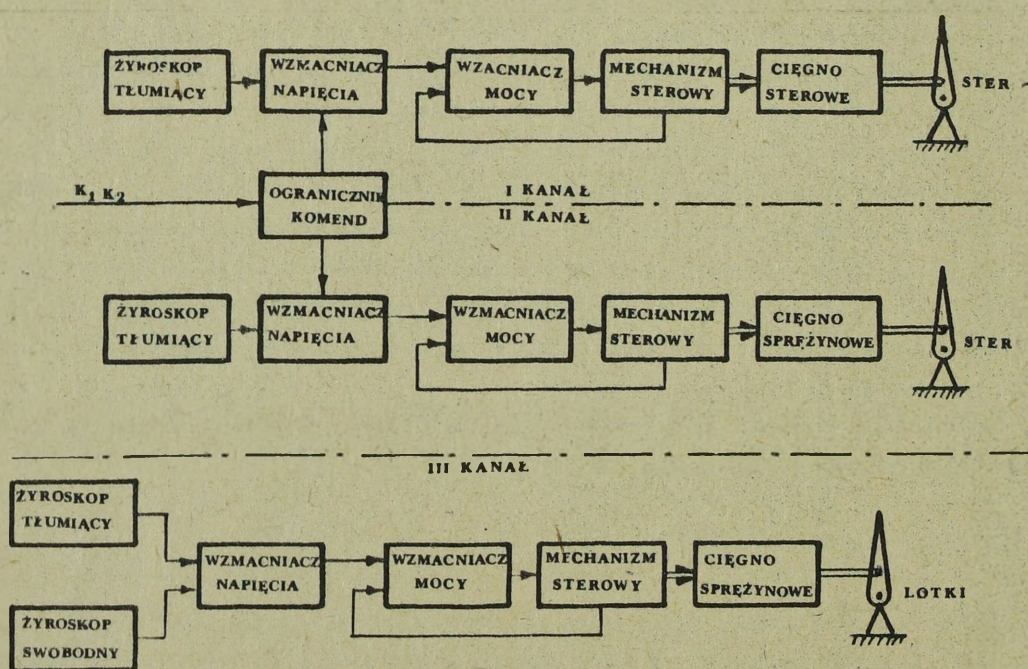
Autopilot zbudowany jest z trzech kanałów /rys. 26/. Kanały I i II są zbudowane i pracują w identyczny sposób. Służą one do sterowania rakieta i jej stabilizacji w płaszczyznach XOY i XOZ na odcinku lotu sterowanego, to jest po odciążeniu się I stopnia rakiety. Kanał III jest przeznaczony tylko do stabilizacji rakiety wokół osi podłużnej OX na całym torze począwszy od startu.

Uproszczony schemat blokowy autopilota przedstawiono na rysunku 26.

Zasadniczymi elementami autopilota są elementy czujnikowe /pomiarowe/; wzmacniająco-przekształcające i wykonawcze.

Elementami czujnikowymi AP są żyroskopy. W kanałach I i II są to żyroskopy tłumiące o dwóch stopniach swobody, natomiast w kanale III /przechylenia/ - żyroskop tłumiący i żyroskop swobodny.

Żyroskopy tłumiące w połączeniu z potencjometrami wypracowują sygnały elektryczne proporcjonalne do prędkości kątowej obrotu rakiety wokół



Rys. 26. Uproszczony schemat blokowy autopilota rakiety 5W-27

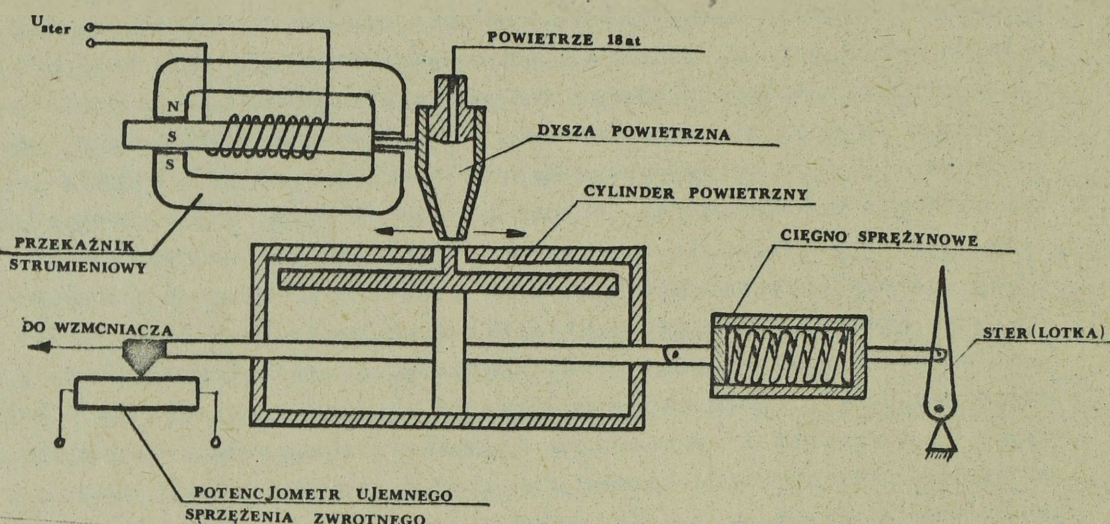
osi OY i OZ. Żyroskop swobodny o trzech stopniach swobody służy do wypracowania sygnału elektrycznego proporcjonalnego do kąta przechylenia rakiety wokół osi OX. Zadaniem żyroskopu swobodnego jest "zapamiętanie" i utrzymywanie takiego położenia rakiety w powietrzu, jakie miała ona na wyrzutni, co jest nieodzownym warunkiem poprawnego sterowania, gdyż komendy kierujące są przeznaczone dla konkretnej pary sterów w przyjętym układzie współrzędnych. Żyroskop swobody przed startem jest zaareto- wany, jego rozaretoowanie następuje po osiągnięciu pełnych obrotów wir- nika. Dopiero wówczas zwierają się w obwodzie elektrycznym styki "po- zwolenie startu" i możliwy jest start rakiety.

Elementami wzmacniająco-przekształcającymi AP są wzmacniacze opera- cyjne napięcia i wzmacniacze operacyjne mocy. Wzmacniacze są przema- ozone do sumowania i wzmacniania sygnałów elektrycznych przychodzących od żyroskopów, sygnałów komend i napięć doprowadzonych ze sprzężeń zwrotnych. W kanałach I i II występuje ogranicznik komend, którego za- daniem jest ograniczenie maksymalnej wartości sygnału komendy do pozio- mu, powyżej którego jest jeszcze możliwe działanie sygnałów stabilizu- jących. Oznacza to, że podczas sterowania rakiety komendami nie można wykorzystywać pełnego zakresu kąta wychylenia sterów, należy pozostawić pewien zapas dla likwidowania przypadkowych zaburzeń lotu rakiety.

Elementami wykonawczymi AP są dwa mechanizmy sterowe wychylające ste- ry, zamontowane w przedziale II rakiety i mechanizm sterowy lotek, umie- szczony w przedziale IV. Wszystkie mechanizmy sterowe mają identyczną budowę i każdy z nich składa się z: przekaźnika strumieniowego; cylin- dra powietrznego i potencjometra ujemnego sprzężenia zwrotnego /patrz rysunek 27/.

Przekaźnik strumieniowy ma dyszę powietrzną połączoną z magnesem stałym, na który nawinięte jest uzwojenie sterujące. W zależności od wartości i polaryzacji sygnału sterującego komendy, dysza przez którą w sposób ciągły jest podawane powietrze o ciśnieniu 18 at, jest kiero- wana do jednego z dwóch otworów cylindra powietrznego. Ciśnienie powie- trza oddziałując na odpowiednią stronę tłoka przesuwa jego trzon w jed- ną bądź drugą stronę, a połączone z trzonem, poprzez ciągną sprężynowe, stery wychylają się w odpowiednim kierunku. W miarę przesuwania się trzonu z potencjometra, którego suwak jest połączony z trzonem, zdejmo- wany jest sygnał elektryczny ujemnego sprzężenia zwrotnego. Sygnał ten doprowadzany na wejście wzmacniacza mocy przyozynia się do szybszego wytłumienia amplitudy wahań rakiety.

Wiadomo, że rakieta w czasie lotu porusza się z różną prędkością i w przestrzeni, w której wraz z wysokością maleje gęstość powietrza. W związku z powyższym dla wykonania tego samego manewru rakieta jej stery



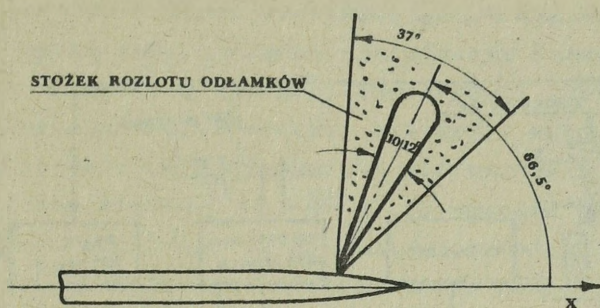
Rys. 27. Mechanizm sterowy

na małych wysokościach powinny się wychylać o mniejszą, a na dużych wysokościach o większą wartość kąta. Podobne zjawisko występuje przy różnych prędkościach rakiety. W rakiecie 5W-27 ten problem rozwiązano za pomocą:

1. Cięgna sprężynowego wstawionego pomiędzy mechanizm sterowy i ster /lotki/ /patrz rys. 28/. Cięgno jest tak skonstruowane, że jego sprężyna jest ściskana bez względu na kierunek wychylenia steru. W gęstej atmosferze lub przy większej prędkości rakiety wzrastający opór powietrza zwiększa moment zawiasowy sterów, któremu przeciwstawia się sprężyna. Wraz ze zmniejszaniem się gęstości powietrza /prędkości rakiety/ moment zawiasowy na sterach maleje. W ten sposób wielkość kąta wychylenia sterów /lotek/ w zależności od gęstości powietrza i prędkości rakiety jest regulowana samoczynnie.

2. Przekaznika ciśnieniowego uruchamianego ciśnieniem gazów silnika marszowego. Przekaznik ciśnieniowy zwiększa wzmocnienie toru sterowego na pasywnym odcinku toru lotu rakiety. Wypracowanie dodatkowego sygnału przez przekaznik ciśnieniowy następuje w chwili zakończenia pracy silnika marszowego. Obniżanie się ciśnienia gazów w silniku wymusza przełączenie przekaznika i zwarcie obwodu doprowadzającego sygnał elektryczny do obwodu sterującego AP.

3. Dodatkowego sygnału elektrycznego zwiększającego wzmocnienie toru sterowego przy starcie rakiety pod kątem położenia większym niż 28° . Sygnał ten jest wydawany z wyrzutni, w momencie gdy jej część wahliwa osiągnie wyżej wspomniany kąt.



Rys. 28. Wzajemne położenie obszaru rażenia i charakterystyki anteny odbiorczej RZ

4.6. Zapalnik radiowy

Zapalnik radiowy-radiozapalnik /RZ/ jest przeznaczony do wypracowania impulsu elektrycznego i przekazania go do mechanizmu zabezpieczająco-wykonawczego celem spowodowania wybuchu ładunku bojowego rakiety.

Porażenie celu odłamkami uzyskuje się poprzez wzajemne usytuowanie charakterystyki anteny odbiorczej RZ i obszaru rażenia /stożka rozlotu odłamków/ w stanie dynamicznym. Kąt zawarty pomiędzy osiami symetrii charakterystyki anteny i obszaru rażenia dobiera się konstrukcyjnie dla przyjętej prędkości względnej celu i rakiety. W przypadku rakiety 5W-27 ta prędkość wynosi $600 + 1600$ m/s.

Obszar rażenia jest to część przestrzeni wokół rakiety, w którym rozlatuje się podstawowa masa odłamków /80 + 90%. Statyczny obszar rażenia powstaje podczas wybuchu nieruchomego ładunku bojowego. W rakiecie 5W-27, w stanie statycznym odłamki rozlatują się w stożku o kącie wierzchołkowym około 37° . Dynamiczny obszar rażenia ma miejsce podczas wybuchu ładunku bojowego rakiety będącej w ruchu. Obszar ten określa się dodając do siebie wektor prędkości odłamka i wektor prędkości rakiety. Uwzględniając średnią prędkość rakiety i powstałe stąd nachylenie dynamicznego obszaru rażenia oraz założoną prędkość względną rakiety i celu, dla uzyskania optymalnych warunków porażenia celu odłamkami, charakterystyki anten odbiorczych RZ nachylono pod kątem $66,5^\circ$ w stosunku do podłużnej osi rakiety /rys. 28/.

Radiozapalnik składa się z: impulsowego urządzenia nadawczo-odbiorczego z anteną nadawczą umieszczone w przedziale nr 1; dwóch anten odbiorczych zamocowanych po obu stronach przedziału nr 4 i bloku selekcji znajdującego się w przedziale nr 2.

Urządzenie nadawczo-odbiorcze obejmuje: nadajnik impulsowy; odbiornik; układ przeciwzakłócający; układ wykonawczy i układ roboczy. Uproszczony schemat blokowy RZ przedstawiono na rys. 29.

jest naładowany do poziomu wystarczającego dla zapłonu tyratronu. Po zadziałaniu tyratronu, uprzednio naładowany kondensator inicjujący rozładowuje się przez małą oporność tyratronu i elektrosplonkę w mechanizmie zabezpieczająco-wykonawczym. Następuje wybuch ładunku bojowego. Jeżeli z jakiegokolwiek przyczyny RZ nie zadziała albo rakietą chybi cel w odległości większej niż 40 m, to wówczas po czasie 39 s ładunek bojowy zostanie rozerwany od mechanizmu samolikwidacji znajdującego się w MZW, a uruchamianego podczas startu rakiety.

Przed startem z SNR do rakiety mogą być doprowadzone komendy:

- NLCSB /nisko lecący cel - blok selekcji/ - przyłączenie bloku selekcji do radiozapalnika;

- NLC K3 /nisko lecący cel - komenda K3/ - przyłączenie aparatury kierowania i śledzenia radiowego bezpośrednio do MZW. Po włączeniu komendy NLC K3 ładunek bojowy wybuchnie natychmiast po wydaniu komendy K3 bez udziału RZ. Komendę NLC K3 włącza się podczas strzelania na małych wysokościach, na których włączony RZ mógłby spowodować wybuch ładunku bojowego impulsami odbitymi od ziemi /wody/.

W stanie wyjściowym radiozapalnik ma cztery stopnie zabezpieczenia. Zabezpieczenia te są zdejmowane w następującej kolejności:

I stopień - po włączeniu się do pracy pokładowego źródła prądu /turboelektrogenerator/, to jest po przełączeniu zasilania elektrycznego z naziemnego źródła prądu na pokładowe.

II stopień - podczas startu rakiety zwieraki bezwładnościowe w MZW zamykają częściowo obwody elektryczne doprowadzające prąd do elektrosplonek zabezpieczających. Zostaje uruchomiony mechanizm samolikwidacji.

III stopień - po rozłączeniu się obu stopni rakiety, następuje przygotowanie RZ do pracy poprzez uruchomienie generatora sterującego i naładowanie kondensatora inicjującego.

IV stopień - po wydaniu komendy K3 - przełączenie modulatora z ekwiwalentu na antenę i rozpoczęcie generowania impulsów.

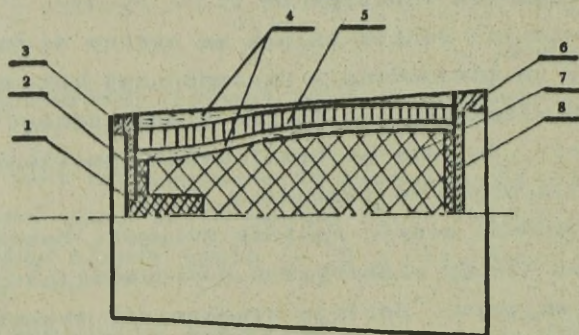
Mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy /MZW/ jest przeznaczony do zabezpieczenia ładunku bojowego przed wybuchem podczas eksploatacji, w czasie startu i na początkowym odcinku toru lotu rakiety. Funkcję tę spełnia on przez rozłączenie obwodu elektrycznego pomiędzy RZ a elektrosplonką detonatora. Zdejmowanie zabezpieczenia polega na stopniowym łączeniu tego obwodu w odpowiednim momencie lotu rakiety. MZW jest umieszczony w przedziale drugim i jego detonator pośredni styka się z detonatorem ładunku bojowego.

4.7. Ładunek bojowy

Ładunek bojowy /LB/ jest przeznaczony do odłamkowo-burzącego rażenia celu. LB charakteryzuje się następującymi danymi:

- | | |
|------------------------------|-------------|
| - masa całkowita | - 70 kg; |
| - masa skorupy z odłamkami | - 30 kg; |
| - masa materiału wybuchowego | - 40 kg; |
| - liczba odłamków | - 4600 szt. |

Skorupa LB zbudowana jest z dwóch warstw włókna szklanego, pomiędzy którymi naklejone są na smołę odłamki stalowe w kształcie rombu. Wewnątrz skorupa wypełniona jest materiałem wybuchowym, który stanowi mieszaninę składającą się z 80% heksogenu i 20% trotylu. W przedniej części po środku umieszczony jest detonator z czystego heksogenu. Skorupa po obu końcach zamknięta jest pokrywami metalowymi z wręgami umożliwiającymi połączenie LB, za pomocą śrub z sąsiednimi przedziałami /2 i 4/.



Rys. 30. Ładunek bojowy

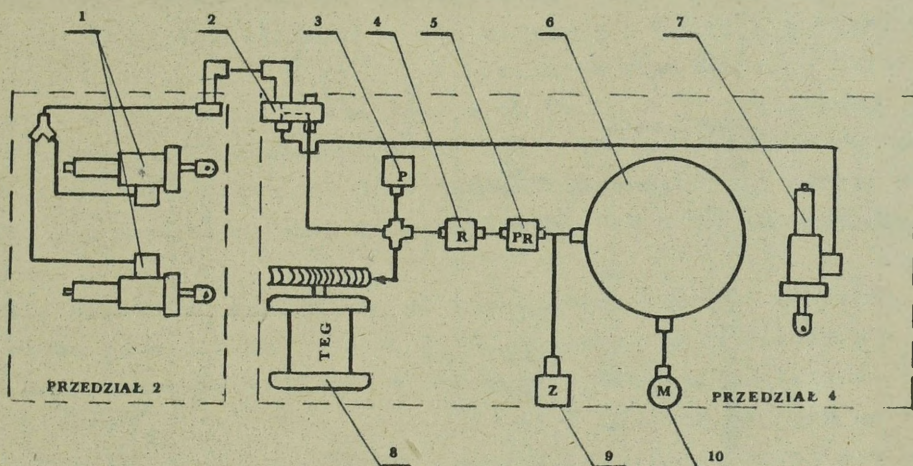
1. detonator; 2. warstwa trotylu; 3. pokrywa przednia; 4. włókno szklane; 5. odłamki; 6. pokrywa tylna; 7. materiał wybuchowy; 8. warstwa trotylu

4.8. Aparatura powietrzna

Aparatura powietrzna rakiety jest przeznaczona do długookresowego przechowywania zapasu sprężonego powietrza i do zasilania odbiorników napędzanych powietrzem. Podczas startu i lotu rakiety, powietrze, po redukcji do ciśnienia roboczego, jest wykorzystywane do napędzania turbiny turboelektrogeneratora /TEG/; zasilania mechanizmów sterowych autopilota i sterowania przekaźnikiem pneumatycznym. Zapas sprężonego powietrza w zbiorniku zabezpiecza działanie wyżej wymienionych urządzeń w czasie nie mniejszym niż 42 s. Powietrze, którym napełnia się zbiornik musi być wyjątkowej czystości, a jego wilgotność względna nie

może przekraczać wilgotności odpowiadającej punktowi rosy -66°C mierzonoj przy ciśnieniu atmosferycznym.

Zasadniczymi elementami aparatury powietrznej są /rys. 31/: zbiornik kulisty o pojemności 7,2 l; reduktor obniżający ciśnienie powietrza w zbiorniku do ciśnienia roboczego $18 \text{ kg/cm}^2 \times$; pirozawór rozruchowy otwierający zbiornik po wydaniu komendy "start"; manometr wskazujący wartość ciśnienia powietrza w zbiorniku; zawór do napełniania zbiornika powietrzem; przewody i połączenia sieci powietrznej.



Rys. 31. Aparatura powietrzna rakiety 5W-27

1. mechanizmy sterowe sterów; 2. rozdzielacz powietrza; 3. przekaźnik ciśnieniowy; 4. reduktor; 5. pirozawór rozruchowy; 6. zbiornik kulisty; 7. mechanizm sterowy lotek; 8. turboelektrogenerator; 9. zawór napełniania; 10. manometr

Zbiornik jest napełniany powietrzem podczas potoku technologicznego z dystrybutora lub ze sprężarki. Wartość ciśnienia powietrza w zbiorniku kulistym jest uzależniona od temperatury otoczenia i może zawierać się w przedziale od $205 + 350 \text{ kg/cm}^2$, co odpowiada zakresowi temperatur od $-50 + +50^{\circ}\text{C}$. Dlatego podczas napełniania należy się posługiwać wykresami zależności ciśnienia od temperatury.

4.9. Osprzęt elektryczny rakiety

Zasadniczymi elementami osprzętu elektrycznego rakiety są:

1. Turboelektrogenerator /TEG/ - jest pokładowym źródłem energii elektrycznej. TEG napędzany za pomocą turbiny i sprężonego powietrza wytwarza prąd o napięciach: stałe 26V; zmienne jednofazowe 115V o częstotliwości 1000 Hz i zmienne trójfazowe 36V 1000 Hz.

$$\times / 1 \text{ kg/cm}^2 = 0,981 \cdot 10^5 \text{ Pa /Paskali/}.$$

2. Blok przekaźników - których zadaniem jest przełączenie zasilania elektrycznego ze źródła naziemnego na pokładowe.

3. Centralna skrzynka rozdzielcza z przekaźnikami - spełniająca funkcje komutacyjne.

4. Sygnalizator przeciążeń - zamykający obwód elektryczny na pironaboje silnika marszowego celem uruchomienia go po zakończeniu pracy silnika startowego. Sygnalizator przeciążeń jest umocowany na stożku przejściowym łączącym oba stopnie rakiety.

5. Wyłącznik końcowy - przeznaczony do dublowania sygnalizatora przeciążeń w przypadku gdyby on nie zadziałał. Wyłącznik znajduje się na stożku przejściowym po prawej stronie.

6. Urządzenie K3 - służy do połączenia bloku selekcji z radiozapalnikami po wydaniu komendy "NLC SB" i do połączenia aparatury kierowania i śledzenia radiowego z mechanizmem zabezpieczająco-wykonawczym po wydaniu komendy "NLC K3". Urządzenie to jest zamontowane w przedziale nr 2.

7. Pironóż - jest przeznaczony do przecięcia przewodów elektrycznych w obwodzie prądu stałego 26V łączącym TEG z siecią pokładową. Pironóż zadziała w przypadku niezejścia rakiety z wyrzutni po czasie 1,5 s od wydania komendy "start".

8. Dwa przekaźniki ciśnieniowe - z których jeden /PRM-AZ1M/ jest uruchamiany ciśnieniem powietrza i służy do przełączenia zasilania autopilota napięciem 115V 1000 Hz z naziemnego źródła prądu na pokładowe. Drugi przekaźnik /PRM-AZ25/ jest uruchamiany ciśnieniem gazów silnika marszowego i służy do zwiększenia wzmożenia toru sterowego autopilota na pasywnym odcinku toru lotu rakiety.

9. Elektryczne złącze pokładowe - stanowi główny węzeł połączeń obwodów elektrycznych wyposażenia naziemnego z aparaturą pokładową rakiety.

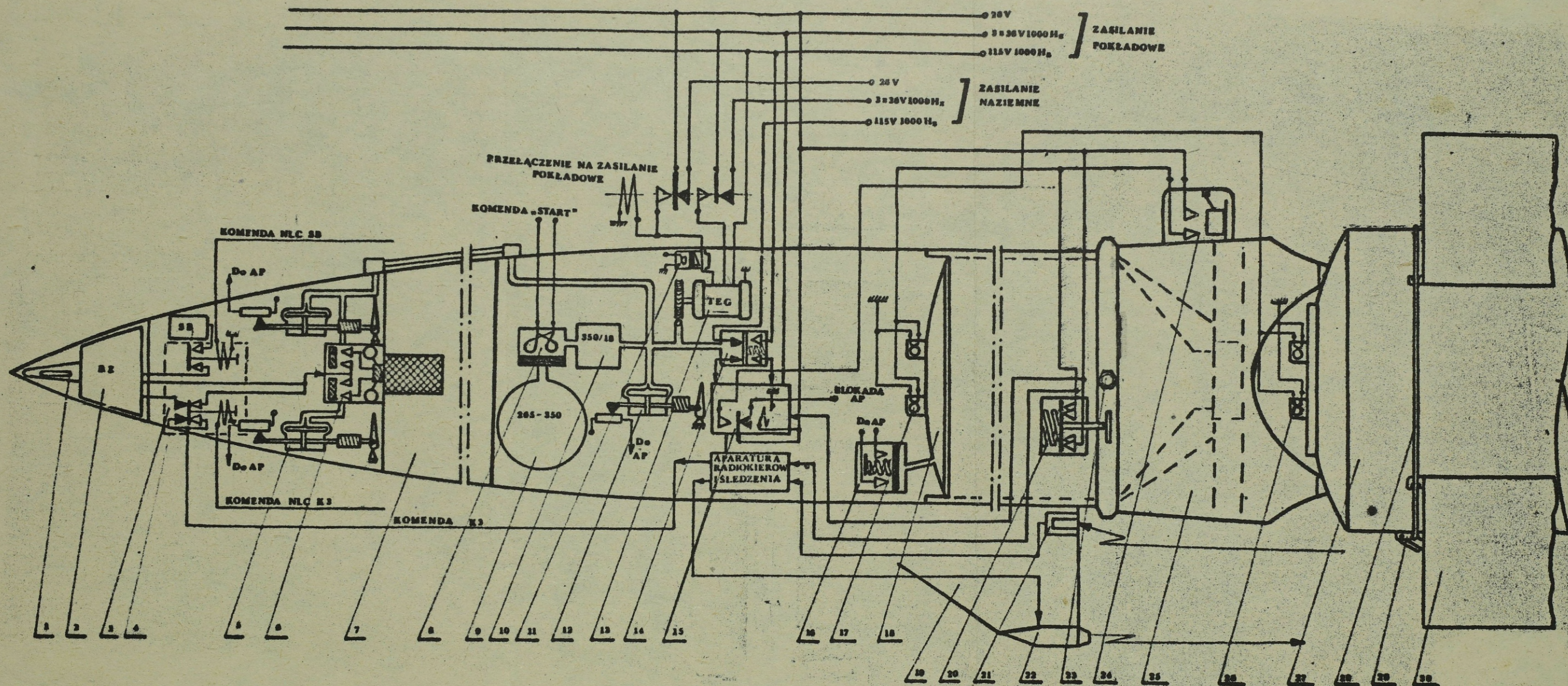
10. Kablowa sieć pokładowa łącząca wszystkie elementy aparatury pokładowej.

4.10. Działanie rakiety podczas startu i lotu

Działanie rakiety zilustrowano przy pomocy rysunku 32.

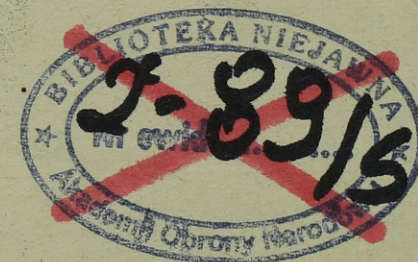
W procesie przygotowania przedstartowej rakiety znajdującej się na wyrzutni jej aparatura pokładowa może się znajdować w jednym z następujących warunków:

- długotrwałe wyczekiwanie /odpoczynek/;
- dyżurowanie - gotowość nr 2;
- warunki przedstartowe - gotowość nr 1.



Rys. 32. Schemat objaśniający działanie rakiety 5W-27 i 5W-27U podczas startu i lotu

1. Antena nadawcza radiozapalnika; 2. Radiozapalnik; 3. Urządzenie K3; 4. Blok selekcji; 5. Mechanizmy sterowe; 6. Mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy; 7. Ładunek bojowy; 8. Pirozawór rozruchowy; 9. Zbiornik powietrza; 10. Reduktor powietrza; 11. Pironóż; 12. Mechanizm sterowy lotek; 13. Turboelektrogenerator; 14. Przekaznik ciśnieniowy; 15. Autopilot; 16. Przekaznik ciśnieniowy; 17. Elektrozapłonnik silnika marszowego; 18. Silnik marszowy; 19. Skrzydło nr 1; 20. Wyłącznik końcowy; 21. Antena odbiorcza; 22. Antena nadawcza; 23. Śruby solne /2 szt./; 24. Sygnalizator przeciążeń; 25. Stożek przejściowy; 26. Elektrozapłonnik silnika startowego; 27. Silnik startowy; 28. Drut utrzymujący stateczniki; 29. Urządzenie tnące; 30. Stateczniki



~~1/287~~



W warunkach długotrwałego wyczekiwania zasilanie elektryczne aparatury pokładowej rakiety jest wyłączone, kontroluje się tylko obwody bezpieczeństwa MZW. Start rakiety znajdującej się w tych warunkach może nastąpić nie wcześniej niż po dwóch minutach.

W warunkach dyżurowania przeprowadza się wstępne podgrzewanie aparatury kierowania i śledzenia radiowego oraz radiozapalnika. Ma to na celu skrócenie czasu przygotowania rakiety do startu i sprzyja ekonomicznemu zużywaniu rezerwu aparatury. Po upływie 1,5 minuty od chwili włączenia warunków dyżurowania następuje gotowość nr 2. Rakietą znajdującą się w tej gotowości może być doprowadzona do warunków przedstartowych przez doprowadzenie pełnych wartości napięć znamionowych do aparatury pokładowej.

W warunkach przedstartowych aparatura pokładowa rakiety jest w pełni zasilana elektrycznie. Po upływie 30 s następuje gotowość nr 1 i w czasie jej trwania może się odbyć start rakiety. Stan gotowości nr 1 trwa nie dłużej niż 25 min, po czym rakietą przechodzi automatycznie do stanu gotowości nr 2. W razie potrzeby stan gotowości nr 1 może być przerwany przez operatora w dowolnej chwili. Po 20 min przebywania rakiety w gotowości nr 2 może być ona ponownie doprowadzona do gotowości nr 1.

Obwód startu aparatury naziemnej i pokładowej zamyka się wówczas, gdy przebiegną wszystkie niezbędne operacje, a kontrolowane obwody będą sprawne. Czas trwania wszystkich operacji startowych od naciśnięcia przycisku "start" do zejścia rakiety z wyrzutni wynosi $0,6 + 1,2$ s.

Po naciśnięciu przycisku "start" zadziała pirozawór instalacji powietrznej w wyniku czego zostanie otwarty zbiornik powietrza. Ciśnienie powietrza po redukcji do 18 kg/cm^2 zasila mechanizmy sterowe sterów i lotek oraz napędza turbinę TEG. Turboelektrogenerator po czasie 1,2 s osiąga nominalne warunki pracy, po czym następuje przełączenie zasilania aparatury pokładowej z naziemnego źródła prądu na pokładowe. W wyniku przejścia na zasilanie pokładowe zdejmuje się pierwszy stopień zabezpieczenia radiozapalnika. Zostaje odblokowany żyroskop swobodny autopilota, po czym zwierają się styki przekaźnika blokady zamykając tym samym ostatnie ogniwo obwodu startowego. Przez zwarte styki blokady żyroskopu swobodnego napięcie 26V podaje się na zapłon silnika startowego i rakietą startuje z wyrzutni.

Podczas ruchu rakiety po wyrzutni następuje przecięcie drutu utrzymującego stateczniki w stanie złożonym. Zwolnione stateczniki pod wpływem siły bezwładności rozkładają się /odchylają się do tyłu/, w końcowej fazie rozkładania zakleszczają się one trzpieniami aluminiowymi w specjalnych gniazdach.

Gwałtowny przyrost przeciążeń osiowych wywołanych przyspieszeniem rakiety sprawia, że zostają ścięte dwie 8 mm śruby łączące oba stopnie rakiety i odtąd pierwszy stopień z drugim połączone teleskopowo poruszają się dzięki sile docisku wywołanej siłą ciągu pierwszego stopnia. Wzrost przeciążeń wywołuje przemieszczanie się zwieraków bezwładnościowych w MZW. Zwieraki te zamykają obwód prądu do elektrosplonek, które wybuchając odblokowują i uruchamiają mechanizmy zegarowe samolikwidacji oraz łączą obwód elektryczny do elektrodetonatora MZW. Zostaje zdjęty drugi stopień zabezpieczenia radiozapalnika. Od momentu odblokowania mechanizmów samolikwidacji rozpoczyna się odmierzenie czasu lotu rakiety.

Na odcinku lotu rakiety z pracującym silnikiem startowym aparatura kierowania i śledzenia radiowego jest odłączona od autopilota, jednak jej lot jest stabilizowany względem trzech osi. Gdy silnik startowy kończy pracę, przeciążenie osiowe zmienia wartość z dodatniego na ujemne, w wyniku czego zwierają się styki w sygnalizatorze przeciążeń, przez które prąd o napięciu 26V podaje się na zapłon silnika marszowego. Opór powietrza i strumień gazów z silnika marszowego odpychają silnik startowy do tyłu i oba stopnie rakiety rozłączają się. Podczas rozłączania zostają odblokowane płaszczyzny hamujące, które wychylają się o kąt 12° wywołują nieustalony lot silnika startowego ku ziemi /wody/. Po zrzuceniu silnika startowego jest uruchamiany generator sterujący w radiozapalniku, który rozpoczyna pracę na ekwiwalent oraz ładuje się kondensator inicjujący w układzie wykonawczym RZ. W ten sposób zdejmuje się trzeci stopień zabezpieczenia radiozapalnika. W tym też czasie aparatura kierowania i śledzenia radiowego zostaje połączona z autopilotem. Do rakiety z SNR są przesyłane impulsy zapytujące, dzięki którym rakietę odpowiada impulsami odzewowymi. Następuje przechwycenie rakiety przez układy śledzące SNR i rozpoczyna się etap kierowanego lotu, a rakietę jest naprowadzana do punktu spotkania z celem komendami kierowania K1 i K2. Przy naprowadzaniu rakiety metodą "połowiczne wyprostowanie", w odległości 300 m przed celem z SNR jest wydana jednorazowa komenda K3. Przy naprowadzaniu rakiety metodą "trzy punkty" komenda K3 jest wydawana w $10 \text{ s}^x/$ po starcie. Wydanie komendy K3 powoduje uruchomienie radiozapalnika, poprzez przełączenie jego pracy z ekwiwalentu na antenę, po czym radiozapalnik rozpoczyna promieniowanie energii elektromagnetycznej w przestrzeń. Po opromienieniu celu przez RZ impulsy odbite od niego zostaną odebrane przez anteny odbiorcze i doprowadzone do odbiornika RZ. W odbiorniku następuje selekcyjonowanie, wzmożenie i przekształcanie impulsów, po czym są one przekazane do układu

x/ W zestawie S-125M komenda K3 jest wydawana w 6 s po starcie rakiety.

wykonawczego. Po nagromadzeniu w liczniku do określonego poziomu energii /7-10 impulsów/ zadziała układ wykonawczy. Zadziałanie tego układu powoduje wysłanie sygnału elektrycznego do elektrodetonatora MZW, od którego rozrywa się ładunek bojowy rakiety.

Jeżeli z jakiegokolwiek przyczyn sygnał dla uruchomienia MZW nie zostanie wydany z RZ, to po czasie 39 s lotu taki sygnał zostanie wydany przez mechanizm czasowy MZW, który spowoduje zainicjowanie wybuchu i nastąpi samolikwidacja rakiety.

4.11. Przeciwlotnicza rakietą kierowana typu 5W-27U

Rakietą 5W-27U /W-601U/ jest zmodernizowaną rakieta 5W-27. W wyniku modernizacji skrócono czas osiągnięcia gotowości rakiety do startu z 2 min do 30 s. W tym celu dokonano zmian konstrukcyjnych radiozapalnika i aparatury kierowania i śledzenia radiowego, które umożliwiają przyspieszone osiąganie gotowości do pracy. W rakietach zmodernizowanych, ze skróconym czasem osiągania gotowości do startu wyeliminowano tak zwane "warunki dyżurne", czyli gotowość nr 2 trwającą 1,5 min. W związku z powyższym rakietą 5W-27U ustawiona na wyrzutni zamiast trzech ma dwa rodzaje przygotowania aparatury pokładowej do startu, a mianowicie:

- w warunkach długookresowego wyczekiwania /odpoczynek/;
- w warunkach przedstartowych.

W warunkach długookresowego wyczekiwania aparatura pokładowa rakiety nie jest pod napięciem, przeprowadza się tylko sprawdzenie obwodów zabezpieczenia MZW. Start rakiety znajdującej się w tych warunkach może nastąpić nie wcześniej niż po 30 s od momentu włączenia warunków przedstartowych.

W warunkach przedstartowych do aparatury pokładowej rakiety doprowadza się pełne zasilanie. Po 30 s od włączenia tych warunków rakietą osiąga gotowość nr 1 i od tej chwili można dokonać startu rakiety. Stan gotowości nr 1 może trwać do 25 min, po czym rakietą zostanie automatycznie przełączona na 20 min. w warunki długookresowego wyczekiwania. Gotowość nr 1 może być w dowolnym momencie przerwana przez operatora.

Ponadto w zmodernizowanej rakiecie 5W-27U:

- zwiększono czas samolikwidacji rakiety do 49 s /w 5W-27 - 39 s/;
- skrócono do 7 s czas wydania komendy K3 po starcie rakiety /w 5W-27 - 10 s/, co ma ścisły związek ze skróceniem odległości do bliższej granicy strefy ognia z 6 km /w PZR S-125/ do 3,5 km /w PZR S-125M/.

Poza wyżej wymienionymi zmianami, rakietą zmodernizowaną 5W-27U, tak pod względem budowy, jak i możliwości taktyczno-technicznych, nie różni się niczym od rakiety 5W-27.

5. WYPOSAŻENIE STARTOWE

Zasadniczymi urządzeniami wyposażenia startowego są:

- wyrzutnie raketowe;
- samochody transportowo-załadowcze;
- aparatura układu sterowania startem /USS/.

W skład przeciwlotniczego zestawu raketowego S-125 wchodzi cztery wyrzutnie dwuprowadnicowe typu 5P-71, natomiast w zestawie zmodernizowanym S-125M są cztery wyrzutnie czteroprowadnicowe typu 5P-73. Liczba prowadnic wskazuje na ilość ładowanych rakiet. W obu typach wyrzutni nie ma różnicy pod względem przeznaczenia i zasady działania, gdy zaś chodzi o budowę i możliwości taktyczno-techniczne, to różnice między tymi wyrzutniami są wyraźne. W budowie wyrzutni dostrzega się, że poszczególne urządzenia i zespoły wchodzące w ich skład spełniają identyczne funkcje, jednak ich rozwiązania konstrukcyjne i układ rozmieszczenia sprawia, że wyglądem zewnętrznym wyrzutnie 5P-71 i 5P-73 różnią się między sobą w sposób zasadniczy. Różnice pod względem możliwości taktyczno-technicznych obu wyrzutni są wykazane w oddzielnym zestawieniu /patrz p. 5.1/.

Samochody transportowo-załadowcze typu PR-14A tak w zestawie S-125, jak i S-125M są takie same.

5.1. Charakterystyka wyrzutni raketowych 5P-71 i 5P-73

Wyrzutnie są przeznaczone do: utrzymywania rakiet w warunkach długookresowego wyczekiwania; przeprowadzenia przygotowania przedstartowego rakiet; skierowania rakiet w kierunku celu i dokonania startu rakiet.

Wyrzutnie mogą przyjmować dwa położenia: położenie bojowe i położenie marszowe:

W położeniu bojowym wyrzutnia ma odłączone podwozie, swą podstawą jest ustawiona na wyrównanej płaszczyźnie, zorientowana i połączona kablami z SNR.

Doprowadzenie wyrzutni z położenia bojowego w marszowe obejmuje: odłączenie i zwinięcie kabli; ustawienie wyrzutni na podwoziu /dołączenie podwozia i podniesienie jej, za pomocą podnośników, na odpowiednią wysokość/; unieruchomienie części obrotowej i części wahliwej; podniesienie i zamocowanie odrzutników gazów; w wyrzutni 5P-73 - demontaż urządzenia ochrony gruntu i złożenie skrajnych prowadnic; nałożenie pokrowca.

Wyrzutnie 5P-71 i 5P-73 charakteryzują się następującymi możliwościami taktyczno-technicznymi /tabela 3/.

Tabela 3

Wyszczególnienie	J.m.	5P-71	5P-73	Uwagi
<u>W położeniu marszowym</u>				
Masa wyrzutni	kg	12700	13200 ^{x/}	x/ z mostkami podjazdowymi
Masa podwozia	kg	3000	3470	
Długość wyrzutni	mm	9000	10790	
Szerokość	mm	2620	2900	
Wysokość	mm	3300	2524	
Kąt skreću przedniego podwozia		+40°	+40°	
Minimalny promień zakreću z ciągnikiem	mm	8300	10580	
Prześwit podwozia	mm	400	420	
Maksymalna prędkość jazdy:				
- po szosach	km/h	35	35	
- po drogach gruntowych	km/h	25	25	
- po bezdrożach	km/h	10	10	
<u>W położeniu bojowym</u>				
Masa wyrzutni	kg	9700	10430	
Liczba prowadnio /ładowanych rakiet/	szt.	2	4	
Graniczny kąt startu rakiet w płaszczyźnie pionowej		4° 30' + 64° 30'		
Kąt naprowadzania w płaszczyźnie poziomej	szt.	n - 360°		bez ograniczeń
Czas przestawienia wyrzutni z położenia marszowego w bojowe:				
- na stanowisku typu polowego	min.	1h 20 min.		na ocenę "dobrze"
- na stanowisku typu trwałego	min.	1h 50 min.		- " -
Czas załadowania wyrzutni:				bez dojazdu STZ
- dwiema rakietami	s	45		
- czterema rakietami kolejno parami	s	-	2 min 40s	na ocenę "dobrze"
- czterema rakietami jednocześnie	s	-	1 min 5s	- " -

Wyszczególnienie	J.m.	5P-71	5P-73	Uwagi
Maksymalna prędkość naprowadzania od napędu elektrycznego:				
- w płaszczyźnie pionowej	o/s	5	3	
- w płaszczyźnie poziomej	o/s	13	3	
Wartości kątowe strefy zakazu startu:				
- dookreźnie		$\varepsilon = 4^{\circ}30'$	$\beta = 360^{\circ}$	
- w kierunku na kolumnę antenową		$\varepsilon = 10^{\circ}$	$\beta = \pm 80^{\circ}$	
		$\varepsilon = 45^{\circ}$	$\varepsilon = 48^{\circ}$	
		$\beta = +10^{\circ}$	$\beta = \pm 16^{\circ}$	
Płaszczyzna zajmowana przez wyrzutnię	III ²		145	

5.2. Ogólna budowa i działanie wyrzutni 5P-71

Wyrzutnia składa się z następujących podstawowych urządzeń i zespołów: część wahliwa; korpus z osłonami; platforma; podstawa; dwa odrzutniki gazów; dwa odciążacze; wyposażenie elektryczne; podwozie i wyposażenie pomocnicze.

Część wahliwa składa się z dwóch belek i służy do umieszczenia na nich dwóch rakiet. Na każdej belce znajdują się: złącze elektryczne łączące wyrzutnię z aparaturą pokładową rakiety; imitator pokładu rakiety umożliwiający sprawdzenie obwodów elektrycznych wyrzutni bez udziału rakiety; mechanizm zaczepu prowadzącej stopki rakiety; prowadnice dla stopki i rolek prowadzących rakietę po wyrzutni. Obie belki są połączone między sobą pomostem. Część wahliwa jest napędzana w płaszczyźnie pionowej za pomocą silnika elektrycznego poprzez sektor zębaty i przekładnię redukcyjną.

Korpus z osłonami składa się z trzech części i służy do umieszczenia wszystkich urządzeń i zespołów wyposażenia elektrycznego wyrzutni.

Platforma - umieszczona pomiędzy podstawą a korpusem jest łożyskiem oporowym, na którym jest osadzona i obraca się w poziomie część obrotowa wyrzutni. Platforma jest wyposażona w podnośniki śrubowe umożliwiające poziomowanie wyrzutni.

Podstawa przedstawia sobą ramę nośną wyrzutni z dwiema odchylonymi łapami. W położeniu bojowym umożliwia ona stateczne ustawienie wyrzutni i zamocowanie jej, za pomocą ostróg, do podłoża. Podstawa, dla elektrycznego połączenia wyrzutni z SNR, jest wyposażona w skrzynkę złączy elektrycznych.

Odrzutniki gazów są przeznaczone do zabezpieczenia gruntu przed działaniem strumienia gazów startujących rakiet. Ukształtowanie odrzutników sprawia, że strumień gazów jest odkształcony do góry i w ten sposób unika się niepożądanego zjawiska wzniesienia kurzu i wydmuchiwania z ziemi twardych przedmiotów. Odrzutnik ma "piętę", którą pod naciskiem gazów, opiera się o ziemię.

Odciążacze sprężynowe są przeznaczone do kompensowania ciężaru rakiet na wyrzutni, tym samym odciążają one układ napędowy części wahliwej w płaszczyźnie pionowej.

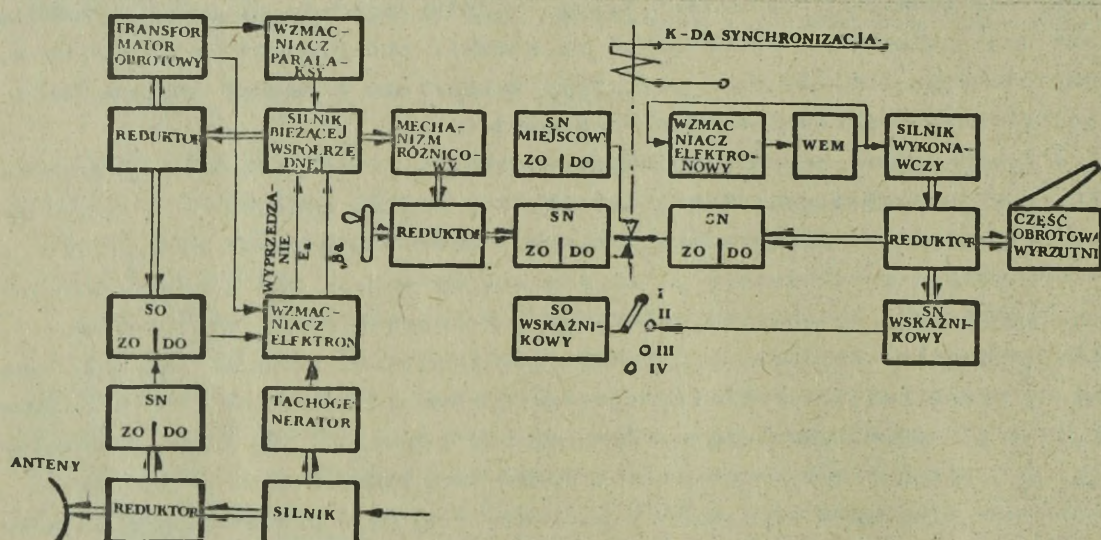
Wyposażenie elektryczne wyrzutni obejmuje: aparaturę układu sterowania startem /USS/; urządzenia zabezpieczające sterowanie i urządzenia wykonawcze napędu wyrzutni. Do sterowania i napędu wyrzutnia jest wyposażona w dwa, jednakowe pod względem składu, budowy i działania, komplety urządzeń. Jeden komplet służy do sterowania i napędu wyrzutni w płaszczyźnie poziomej, natomiast drugi - w płaszczyźnie pionowej. Ponadto jest wiele elementów pracujących na korzyść obu płaszczyzn sterowania, przygotowania rakiety do startu itp. Zasadnicze elementy wyposażenia elektrycznego są rozmieszczone następująco:

W lewej części korpusu: blok automatyki - przeznaczony do przygotowania przedstartowego rakiet; elektryczny silnik wykonawczy - napędzający wyrzutnie w płaszczyźnie poziomej; blok miejscowych nadajników selsynowych - przeznaczony do sterowania wyrzutnią bez udziału nadajników kabiny UNK, a także do automatycznego sprowadzania wyrzutni na kąty ładowania, to jest do pozycji umożliwiającej ponowne jej załadowanie po wystartowaniu rakiet; selsynowy przyrząd odbiorczy - przeznaczony do sterowania wyrzutnią w płaszczyźnie poziomej. Przyrząd odbiorczy jest powiązany elektrycznie z selsynami nadajnikami kabiny UNK lub z blokiem miejscowych nadajników; blok sterowania - przeznaczony do przygotowania startu rakiet; mechanizm strefy zakazu startu - rozłącza układ elektryczny i uniemożliwia start rakiety skierowanej na kolumnę antenową; głośnik GGS - do łączności głośno mówiącej pomiędzy wyrzutnią a kabiną UNK.

W środkowej części korpusu rozmieszczone są: dwa wzmacniacze elektromaszynowe /WEM/ - przeznaczone do wzmocnienia napięcia sterującego do - prowadzonego ze wzmacniaczy elektronowych i zasilania elektrycznych silników wykonawczych; przetwornica prądu zmiennego - przetwarzająca trójfazowy prąd o napięciu 220V i częstotliwości 50 Hz na trójfazowe napięcie 36V 1000 Hz i jednofazowe napięcie 115V 1000 Hz; przetwornica prądu stałego - przetwarzająca prąd o napięciu 220V i częstotliwości 50 Hz na napięcie stałe 26V; złącze obrotowe - przeznaczone do elektrycznego połączenia nieruchomej części wyrzutni z częścią obrotową.

W prawej części korpusu znajdują się: blok zasilania - przeznaczony do zasilania prądem elektrycznym napędów nadążnych wyrzutni; przetwornica prądu zmiennego; elektromagnes hamulca taśmowego, który odblokowuje część wahliwą przy napędzie elektrycznym w płaszczyźnie pionowej; selsynowy przyrząd odbiorczy - do sterowania wyrzutnią w płaszczyźnie pionowej; mikrowyłączniki ograniczające wychylenie części wahliwej, poprzez wyłączenie zasilania elektrycznego napędu przy kątach granicznych.

Odległościowe sterowanie wyrzutnią jest możliwe dzięki zastosowaniu elektrycznych napędów nadążnych zbudowanych na łączach selsynowych połączonych w układzie transformatorowym. Działanie napędów nadążnych wyrzutni w obu płaszczyznach jest jednakowe i przebiega według schematu przedstawionego na rys. 33.



Rys. 33. Uproszczony schemat blokowy układu sterowania wyrzutnią w jednej płaszczyźnie

Napędy nadążne wyrzutni mogą pracować od nadajników z kabiny UNK, co ma miejsce podczas pracy bojowej zestawu, bądź od nadajników miejscowych wyrzutni. Podczas pracy bojowej napędy wyrzutni działają w sposób zsynchronizowany z napędami anten. Współdziałanie pomiędzy wyrzutniami i antenami opisano w punkcie 2.10, a także pokazano na rys.33.

Po włączeniu w kabinie UNK komendy "przygotowanie" na wyrzutni zostaje włączona przetwornica prądu stałego. Napięciem tej przetwornicy są uruchamiane wzmacniacze elektromaszynowe. Włączeniem w kabinie UNK komendy "synchronizacja" uruchamia się przekaźnik, który przełącza selsynowy przyrząd odbiorczy wyrzutni od nadajników miejscowych do nadaj-

ników selsynowych kabiny. Rozbieżność kątowna pomiędzy selsynami nadawczymi i odbiorczymi powoduje powstanie sygnału sterującego, którego wielkość jest proporcjonalna do kąta rozbieżności. Sygnał sterujący jest doprowadzany do wzmacniacza elektronowego, w którym następuje wzmożenie i przekształcenie sygnału sterującego prądu zmiennego w prąd stały o odpowiedniej polaryzacji. Napięcie sterujące w takiej postaci jest podawane do WEM spełniającego funkcję wzmacniacza mocy. Wzmocnione w WEM napięcie sterujące jest doprowadzane do silnika wykonawczego, który przez reduktor napędza część obrotową /lub wahliwą/ wyrzutni. Polaryzacja napięcia sterującego /dodatnia lub ujemna/ decyduje o kierunku obrotu. Selsynowy przyrząd odbiorczy jest sztywno połączony z reduktorem i dlatego w miarę odpracowywania przez wyrzutnię zadanego kąta, rozbieżność kątowna pomiędzy selsynami nadawczym i odbiorczym jest niwelowana. Po odpracowaniu przez wyrzutnię zadanego kąta sygnał sterujący będzie równy zero i wyrzutnia zatrzyma się.

Działanie układu sterowania wyrzutnią od nadajników miejscowych ma przebieg analogiczny do opisanego wyżej z tym, że wówczas nadajniki kabiny zostają odłączone, a w ich miejsce podłączają się nadajniki miejscowe. Przetwornicę prądu stałego w tym przypadku włącza się przyciskiem "miejscowe" znajdującym się na bloku miejscowych nadajników. Selsyny odbiorcze i miejscowe mają skale kątowne i pokręta. Według skal odczytuje się położenie wyrzutni, zaś pokrętłami ustawia się selsyny odbiorcze w stosunku do selsynów nadawczych, co ma miejsce podczas orientowania wyrzutni, ustawiania kątów ładowania itp.

5.3. Ogólna budowa wyrzutni 5P-73

Na początku rozdziału 5 stwierdzono, że obie wyrzutnie są zbudowane z urządzeń i zespołów o tym samym przeznaczeniu i podobnym działaniu, jedynie konstrukcja i układ ich rozmieszczenia w obu przypadkach są różne. W związku z powyższym w tym zagadnieniu ograniczymy się do wyszczególnienia różnic występujących w budowie wyrzutni 5P-71 i 5P-73.

I tak:

Część wahliwa wyrzutni 5P-73 jest czteroprowadnicowa, pełne załadowanie wyrzutni wynosi cztery rakiety. Dwie prowadnice wewnętrzne w położeniu bojowym i marszowym zajmują niezmiennie położenie, natomiast dwie prowadnice zewnętrzne są zamocowane zawiasowo i w położeniu bojowym są w pozycji maksymalnie rozsuniętej, zaś w położeniu marszowym, w celu zmniejszenia gabarytów wyrzutni, są zbliżone do belek środkowych. Część wahliwa wyrzutni 5P-73 jest zamocowana w przedniej części korpusu w odróżnieniu od wyrzutni 5P-71 gdzie ta sama część jest umieszczona

nad korpusem. Rozwiązanie konstrukcyjne napędu części wahliwej w obu wyrzutniach jest całkowicie różne.

Korpus z osłonami wyrzutni 5P-73, w przeciwieństwie do trzyczęściowego korpusu w 5P-71, jest jednoczęściowy. Rozmieszczone są w nim wszystkie urządzenia elektromechaniczne zabezpieczające sterowanie i napęd wyrzutni w płaszczyznach poziomej i pionowej. Sposób sterowania i działanie napędów w obu wyrzutniach jest takie same.

Podstawa wyrzutni 5P-73 różni się od podstawy wyrzutni 5P-71 tym, że zamiast zespołu typu armatniego przystosowanego do wyrzutni, wykonano specjalny element konstrukcji stalowej, na którym osadzona jest część obrotowa. Podstawa wyrzutni 5P-73 ma zmienione węzły służące do zamocowania podwozia, a zamiast odchylanych łap bocznych są wykonane płaszczyzny oporowe.

Wyrzutnia 5P-73 nie ma odrzutników gazów takich jak wyrzutnia 5P-71. Zamiast odrzutników zastosowano rozbieralne urządzenie ochrony gruntu w postaci kilku gumowych ognioodpornych wykładzin. Wykładziny są zamocowane do podstawy, połączone między sobą łańcuchami i usztywnione drążkami metalowymi.

Wyrzutnia 5P-73 nie ma tego typu odciążaczy jak wyrzutnia 5P-71. Kompensowanie ciężaru rakiet odbywa się za pomocą sprężyn umieszczonych w mechanizmie napędzającym część wahliwą.

5.4. Samochód transportowo-załadowczy

Samochód transportowo-załadowczy /STZ/ z naczepą PR-14A jest przeznaczony do transportu dwóch rakiet /bez opakowania/ oraz do załadowania i rozładowania wyrzutni 5P-71 i 5P-73.

STZ charakteryzuje się następującymi danymi taktyczno-technicznymi:

- | | |
|------------------------------------------|------------|
| - masa STZ bez rakiet | - 6380 kg; |
| - masa STZ załadowanego rakietami | - 8256 kg; |
| - długość | - 7500 mm; |
| - szerokość | - 3080 mm; |
| - wysokość z pałakami i pokrowcem | - 3600 mm; |
| - prędkość jazdy po szosach | - 50 km/h; |
| - prędkość jazdy po drogach II kategorii | - 30 km/h. |

STZ składa się z samochodu typu ZIL-157 KW i naczepy PR-14A na stałe zabudowanej na samochodzie. W skład naczepy wchodzi: rama; dwie belki; pokrowiec z pałakami; wyposażenie elektryczne i pomocnicze. Belki są przeznaczone do umieszczenia na nich i zamocowania rakiet. Belka z przodu jest zamocowana do ramy zawiasowo, natomiast w tylnej części jest podparta mechanizmem podnośnym, umożliwiającym podnoszenie i opu-

szczanie belki podczas ładowania i rozładowania wyrzutni. Belka ma dwa wózki - przedni i tylny, na których rakietą przemieszcza się podczas operacji przeładunkowych. Przedni wózek, dla połączenia z rakietą, jest wyposażony w zaciskową obejmę, jest on napędzany ręcznie dwubiegowym reduktorem połączonym z wózkiem za pomocą łańcucha Galla. Tylny wózek podpira silnik startowy i może się przesuwać swobodnie. Do pracy w warunkach nocnych naczepa PR-14A jest wyposażona w maskujące oświetlenie elektryczne. W celu maskowania i zabezpieczenia rakiet przed opadami atmosferycznymi STZ przykrywany jest brezentowym pokrowcem podtrzymwanym przez pałaki.

Konstrukcja naczepy pomyślana jest tak, że belki i znajdujące się na nich rakiety są nachylone do tyłu pod pewnym kątem. Takie rozwiązanie, ze względu na transport jest wysoce niekorzystne, gdyż podczas jazdy rakiety mogą się zsuwać do tyłu. Dlatego też wymaga się szczególnie starannego zamocowania rakiet do belek STZ i kontroli podczas transportu. Wskaźnikiem kontrolnym, czy rakietą nie przesuwa się, są okienka kontrolne wykonane w obejmach przedniego wózka, w które wchodzi kołki znajdujące się w ładunku bojowym rakiety.

Dla załadowania czy rozładowania wyrzutni rakietami, STZ wjeżdża tyłem na mostki podjazdowe, które pozwalają na dokładne usytuowanie STZ względem wyrzutni. Oprócz mostków, do dokładnego uzgodnienia belek STZ z prowadnicami wyrzutni służą widelki na belce STZ i kołki na wyrzutni. Następnie należy podnieść tylną klapę pokrowca, podnieść belkę w górne położenie i za pomocą ręcznego napędu przedniego wózka przesunąć rakietę z STZ na wyrzutnię.

Z A K O Ń C Z E N I E

Skrypt jest syntetycznym opisem sprzętu raketowego wchodzącego w skład dwóch typów przeciwlotniczych zestawów raketowych typu S-125 i S-125M. Było to możliwe dzięki dużemu podobieństwu tych zestawów. Nie ulega wątpliwości, że przyszłościowym zestawem jest PZR typu S-125M, który cechują lepsze parametry niż jego poprzednika. Należy zwrócić także uwagę na możliwości doskonalenia istniejącej techniki raketowej, czego przykładem jest zmodernizowany zestaw S-125M, który daje dowódcy znacznie większe możliwości w zakresie wykorzystania go na polu walki niż PZR S-125. W skrypcie zawarte są informacje dotyczące aktualnego stanu zestawów. Można mieć nadzieję, że w przyszłości zestawy te, w celu przystosowania ich do potrzeb taktycznych, będą nadal modernizowane i prawdopodobnie z biegiem czasu będzie można spotkać tego typu PZR o jeszcze wyższych parametrach.

WYKAZ LITERATURY

1. Instrukcja OPK sygn. 408/70 "Opis techniczny stacji SNR-125".
Nr bibl. PF-15027.
2. Instrukcja OPK sygn. 412/70 "Ogólne wiadomości o kabynie UNK stacji
SNR-125". Nr bibl. PF-14735.
3. Instrukcja OPK sygn. 391/70 "Opis techniczny głównych wzmacniaczy
sygnałów celu i rakiet oraz urządzenia określającego współrzędne
celu i rakiet stacji SNR-125". Nr bibl. PF-15031.
4. Instrukcja OPK sygn. 410/70 "Opis techniczny urządzeń wskaźnikowych
kabiny UNK stacji SNR-125". Nr bibl. PF-14698.
5. Instrukcja OPK sygn. 392/70 "Opis techniczny układu wypracowania
komend i przyrzędu startu stacji SNR-125". Nr bibl. PF-15219.
6. Instrukcja OPK sygn. 397/70 "Opis techniczny aparatury radionadaj-
nika komend stacji SNR-125". Nr bibl. PF-15217.
7. Instrukcja OPK sygn. 396/70 "Opis techniczny układu kierowania an-
tenami i wyrzutniami stacji SNR-125". Nr bibl. PF-14812.
8. Instrukcja OPK sygn. 393/70 "Opis techniczny urządzeń kolumny ante-
nowej UNW stacji SNR-125". Nr bibl. PF-14554.
9. Instrukcja OPK sygn. 385/70 "Opis techniczny i eksploatacja kabiny
UNS stacji SNR-125". Nr bibl. PF-14815.
10. Instrukcja OPK sygn. 433/70 "Opis techniczny synchronizatora i apa-
ratURY SCR stacji SNR-125". Nr bibl. PF-00824.
11. Instrukcja OPK sygn. 587/74 "Opis techniczny rakiety 5W-27U"
część I. Nr bibl. PF-17478.
12. Instrukcja OPK sygn. 576/74 "Opis techniczny rakiety 5W-27U" część IV.
Nr bibl. PF-17379.
13. Instrukcja OPK sygn. 563/74 "Opis techniczny wyrzutni 5P73" część I.
Nr bibl. PF-16992.
14. Instrukcja OPK sygn. 509/72 "Opis techniczny rakiety 5W-27" uzupeł-
nienie 1/2. Nr bibl. PF-15927.

Wydrukowano w 20 egz.

Egz. nr 1-20-Bibl. Nauk. OZS

Wyk. płk Paradowski

Druk. JD, dnia 21.7.83

Druk. ASG WP nr pf-271/pf-662/WW

Kor. H.W.

