AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA TAKTYKI WOJSK OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

ASG WP wewn. 3770/83

JAWNE

ZASTRZEŻONE
POUFNE

Egz. nr 2

Ppłk dr Stanisław MIODEK
Płk dr Tadeusz KROPIOWSKI
Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

PRZECIWLOTNICZY ZESTAW RAKIETOWY DALEKIEGO ZASIĘGU S-200WE „WEGA" I JEGO ZASTOSOWANIE BOJOWE W SYSTEMIE OPK

Skrypt

WARSZAWA PAŹDZIERNIK 1983

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA TAKTYKI WOJSK OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

ASG WP wewn. 3770/83

JAWNE

ZASTRZEŻONE
POUFNE

Egz. nr 2

Ppłk dr Stanisław MIODEK
Płk dr Tadeusz KROPIOWSKI
Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

PRZECIWLOTNICZY ZESTAW RAKIETOWY DALEKIEGO ZASIĘGU S-200WE „WEGA" I JEGO ZASTOSOWANIE BOJOWE W SYSTEMIE OPK

Skrypt

WARSZAWA PAŹDZIERNIK 1983

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK

KATEDRA TAKTYKI WOJSK OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

POUFNE

Egz.nr 2

Ppłk dr Stanisław MIODEK
Płk dr Tadeusz KROPIOWSKI
Płk mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

JAWNE

PRZECIWLOTNICZY ZESTAW RAKIETOWY DALEKIEGO ZASIĘGU S-200WE "WEGA" I JEGO ZASTOSOWANIE BOJOWE W SYSTEMIE OPK

Skrypt

WARSZAWA PAŹDZIERNIK 1983 r.

S P I S T R E Ś C I

Strona

Strona

ZAŁĄCZNIKI:

W skrypcie przyjęto następujące skróty:

AP - pilot automatyczny /autopilot/;
AS - automatyczne śledzenie;
β - azymut;
D - odległość;
D' - prędkość zmiany odległości /zbliżania/;
D_b - bliższa granica strefy ognia;
D_d - dalsza granica strefy ognia;
ε - kąt podniesienia /elewacji/;
EMC - elektroniczna maszyna cyfrowa;
FAR - fazowa automatyczna regulacja;
FKM - fazokodowa modulacja;
GGS - łączność głośnikowa /urządzenie głośnikowe/;
GSN - głowica samonaprowadzająca;
$H_{/c/}$ - wysokość /celu/;
H_{min} - wysokość minimalna /dolna granica strefy ognia/;
H_{max} - wysokość maksymalna /górna granica strefy ognia/;
Ł.B - ładunek bojowy;
MHP - monochromatyczne promieniowanie;
MZW - mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy;
NRZ - naziemne urządzenie zapytujące;
$P_{/c/}$ - parametr kursowy /celu/;
PCz - pośrednia częstotliwość;
PRK - przeciwlotnicza rakieta kierowana;
PZR - przeciwlotniczy zestaw rakietowy;
RMN - rakietowe materiały napędowe;
RPC - stacja radiolokacyjna /radiolokator/ podświetlania celów;
RZ - radiozapalnik;
SD - stanowisko dowodzenia;
SDZ - zautomatyzowane stanowisko dowodzenia;
Ssk - skuteczna powierzchnia odbicia;
tlr - czas lotu rakiety;
t_{wy} - czas wyjścia;
Δt_{min} - minimalny odstęp czasu między celami;
WCz - wysoka częstotliwość;
WR - wojska rakietowe;
WRT - wojska radiotechniczne;
WWOO - wynośny wskaźnik obserwacji okrężnej;
$V_{/c/}$ - prędkość /celu/

W S T Ę P

Wzrost zagrożenia obiektów i rejonów kraju uderzeniami z powietrza, a w szczególności zwiększające się wciąż odległości, z jakich środki napadu powietrznego mogą na nie oddziaływać, powoduje, że współcześnie jednym ze szczególnie istotnych problemów obrony powietrznej jest zwalczanie samolotów bezpilotowych i nosicieli rakiet na dalekich podejściach od bronionych obiektów i rejonów, z dala od granic powietrznych naszego kraju.

Problem ten rozwiązywany jest wielokierunkowo. Jednym z zasadniczych przedsięwzięć realizowanych w wojskach OPK w celu zwalczania przeciwnika powietrznego na odległych rubieżach od granicy powietrznej i bronionych rejonów kraju, ma być uzbrojenie wojsk rakietowych OPK w przeciwlotnicze zestawy rakietowe dalekiego zasięgu S-200WE "WEGA".

Skrypt zawiera dostępne obecnie i zebrane całościowo podstawowe wiadomości o tym zestawie rakietowym i jego bojowym wykorzystaniu opisane w zakresie wynikającym z programu nauczania słuchaczy kursów OPK Akademii Sztabu Generalnego WP.

Zapoznając się z treścią skryptu należy zwrócić uwagę na to, że samodzielność bojowa dywizjonu rakietowego OPK uzbrojonego w PZR S-200WE, bez powiązania z SD grupy /pułku/ jest ograniczona. Dlatego pod podjęciem zestaw rakietowy należy rozumieć określony system, w którym ustanowiona jest ścisła współpraca dywizjonu /zestawu/ z SD grupy.

Skrypt jest przeznaczony głównie dla słuchaczy kursów wojsk OPK ASG WP. Może również być wykorzystany przez oficerów wojsk OPK i uczelni wojskowych.

Skrypt opracowano w oparciu o notatki sporządzone przez autorów w Akademii OP ZSRR oraz konsultacje w Szefostwie Wojsk Rakietowych i Artylerii DWOPK. Wyprzedzając ewentualne wprowadzenie do uzbrojenia wojsk OPK tych przeciwlotniczych zestawów rakietowych, w celu wcześniejszego, chociażby następnego przygotowania czytelnika, opracowano niniejszy skrypt wydając go w XX rocznicę powołania Katedry Wojsk OPK w ASG WP.

1. CHARAKTERYSTYKA PRZECIWLOTNICZEGO ZESTAWU RAKIETOWEGO S-200WE

1.1. Przeznaczenie i skład zestawu

Przeciwlotniczy zestaw rakietowy[1/] dalekiego zasięgu S-200WE "WEGA" jest przeznaczony do niszczenia współczesnych i perspektywicznych środ-

1/ W dalszej treści skryptu zamiast przeciwlotniczy zestaw rakietowy używa się zestaw rakietowy lub skrótu PZR i zestaw.

ków napadu powietrznego na dalekich podejściach do bronionego obiektu /rejonu/, lecących na średnich i dużych wysokościach, niezależnie od pory doby i warunków atmosferycznych.

Pierwszoplanowym zadaniem tego przeciwlotniczego zestawu rakietowego jest niszczenie nosicieli rakiet "powietrze-ziemia", samolotów stosujących zakłócenia radioelektroniczne, celów o małej skutecznej powierzchni odbicia radiolokacyjnego, szybko lecących itp.

Przeciwlotniczy zestaw rakietowy S-200WE stanowi uzbrojenie dywizjonu rakietowego OPK /dr OPK/ dalekiego zasięgu. Dywizjony rakietowe są zorganizowane w grupy /pułki/ rakietowe OPK. W skład grupy /pułku/ może wchodzić do pięciu /najczęściej 2-3/ dywizjonów rakietowych oraz dywizjon techniczny usamodzielniający grupę pod względem zaopatrywania w rakiety i rakietowe materiały napędowe.

Ponieważ dywizjon rakietowy dalekiego zasięgu bez powiązania z SD grupy ma ograniczone możliwości prowadzenia pracy bojowej, to w tym przypadku pod pojęciem "zestaw" należy rozumieć przeciwlotniczy system rakietowy, w skład którego wchodzi sprzęt techniczny SD grupy /pułku/ i sprzęt dywizjonu rakietowego a mianowicie:

- kabina dowodzenia i podziału celów K-9M;
- posterunek radiolokacyjny;
- radiolokator podświetlania celów /RPC/;
- kabina kierowania startem K-3W;
- sześć wyrzutni rakietowych 5P-72W;
- dwanaście maszyn załadowczych 5 Ju-24M;
- przeciwlotnicze rakiety kierowane 5W-28E;
- środki energetyczne.

Ponadto w skład zestawu wchodzi sprzęt pomocniczy, który ułatwia eksploatację i obsługę zestawu.

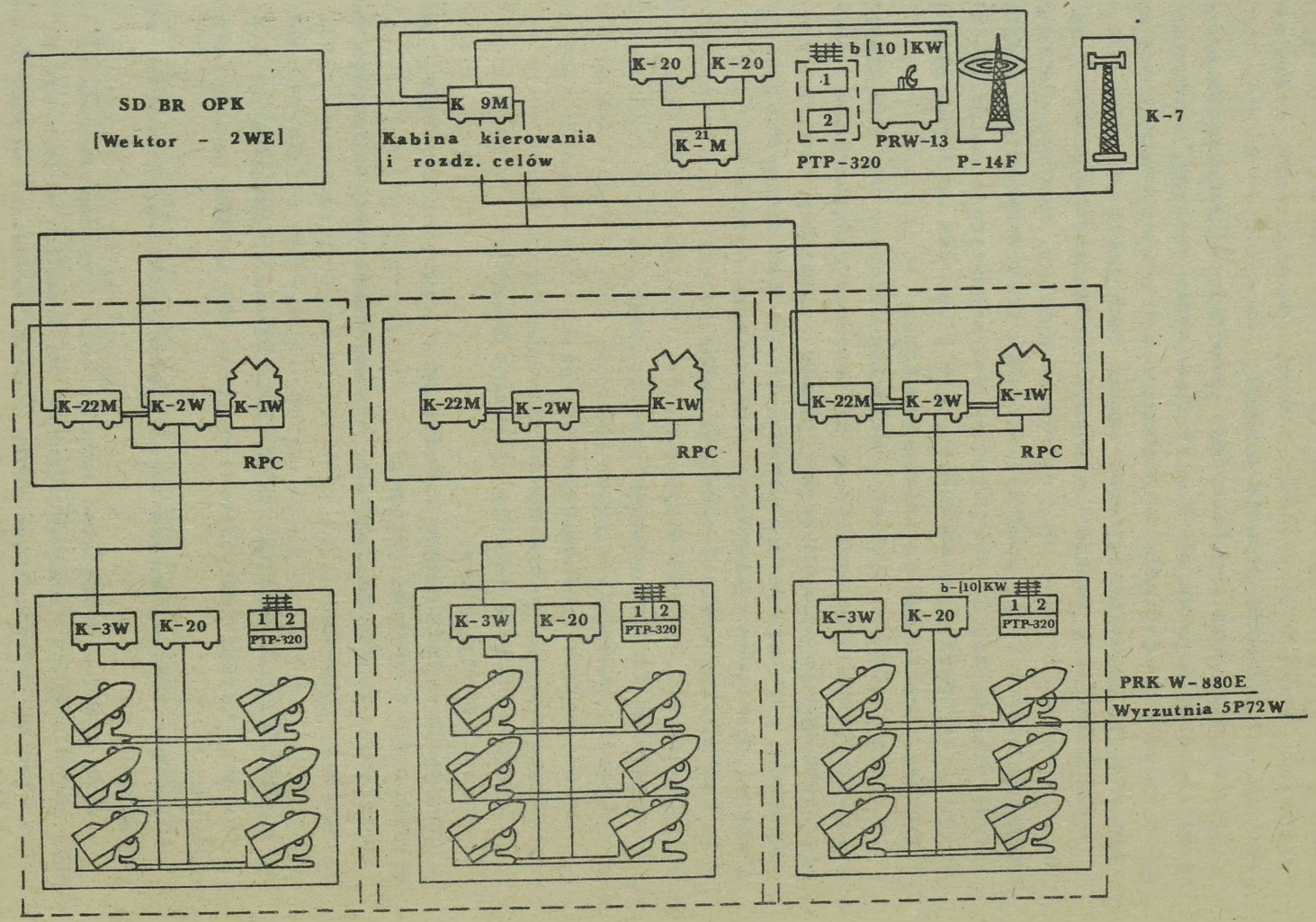
Strukturę funkcjonalną grupy /pułku/ rakietowej dalekiego zasięgu przedstawia rys. 1.

1.2. Podstawowe możliwości taktyczno-techniczne zestawu

Charakterystyki taktyczno-techniczne PZR S-200WE przedstawiono w załączniku - 1.

Właściwościami ogniowymi określającymi możliwości zestawu są w szczególności:

- duże prawdopodobieństwo rażenia celu /prawdopodobieństwo rażenia celu pojedynczego, niemanewrującego, na średnich wysokościach, bez zakłóceń radioelektronicznych jedną i dwoma rakietami wynosi odpowiednio: 0,9 i 0,96/;
- możliwość jednoczesnego lub kolejnego ostrzelania kilku pojedyn-


SD BR OPK
[Wektor - 2WE]
K 9M
Kabina kierowania
i rozdz. celów
K-20
K-20
K-21 M
b [10] KW
1
2
PTP-320
PRW-13
P-14F
K-7
K-22M
K-2W
K-1W
RPC
K-22M
K-2W
K-1W
RPC
K-22M
K-2W
K-1W
RPC
K-3W
K-20
1 2
PTP-320
K-3W
K-20
1 2
PTP-320
b-[10] KW
K-3W
K-20
1 2
PTP-320
PRK W-880E
Wyrzutnia 5P72W

czych lub oddzielnych celów ze składu grupy kilkoma dywizjonami;

- szeroki front zwalczania celów powietrznych /maksymalny parametr kursowy zwalczanych celów lecących w przedziale wysokości: 8,7-25,7 km wynosi 178 km, a w przedziale wysokości: 12-20 km wynosi 236 km/, w dużym zakresie wysokości /wysokość minimalna i maksymalna zwalczanych celów wynosi odpowiednio 0,3 i 35 km/, i na dużych odległościach od stanowiska startowego /maksymalna dolna granica strefy ognia wynosi 240 km/;

- możliwość skutecznego ostrzelania celów powietrznych o małej skutecznej powierzchni odbicia radiolokacyjnego;

- możliwość niszczenia samolotów stosujących zakłócenia radioelektroniczne aktywne i pasywne.

Zasadniczymi parametrami charakteryzującymi zestaw S-200WE są: przestrzenne /odległościowy i wysokościowy zakres strzelania/; zakres prędkości zwalczanych celów i odporność zestawu na zakłócenia radioelektroniczne, a także czasowe i probabilistyczne.

Odległościowy zakres strzelania jest wyznaczony bliższą /D_b/ i dalszą /D_d/ granicą strefy ognia, czyli głębokością strefy ognia, w której jest zapewnione trafienie celu pojedynczego jedną rakietą z prawdopodobieństwem nie mniejszym od zadanego.

Odległość do bliższej granicy strefy ognia jest określona czasem niezbędnym do wprowadzenia rakiety na tor kinematyczny i uzyskaniem przez nią prędkości zapewniającej efektywne kierowanie. Przyjmuje się, że rakieta znajduje się na torze kinematycznym wówczas, gdy błąd naprowadzania nie przekracza promienia zadziałania radiozapalnika.

Dalszą granicę strefy ognia wyznaczają: możliwości środków radiolokacyjnych zestawu i głowic samonaprowadzających rakiet w zakresie wykrywania i śledzenia celów; zasięg lotu rakiety na odcinkach aktywnym /z pracującym silnikiem/ i pasywnym, na którym rakieta ma prędkość zapewniającą kierowanie jej lotem, a przeciążenia rozporządzalne rakiety przewyższają przeciążenia niezbędne do odpracowywania sygnałów sterujących.

Wysokościowy zakres strzelania jest wyznaczony dolną /H_{min}/ i górną /H_{max}/ granicą strefy ognia.

Czynnikami wpływającymi na ograniczenie strefy ognia od dołu są: niekorzystny wpływ odbicia energii elektromagnetycznej od ziemi /wody/ na pracę radiozapalnika rakiety; zwiększające się błędy w śledzeniu celów wywołane odbiciami lustrzanymi, fluktuacją sygnałów itp.; możliwość zderzenia się rakiety z ziemią podczas jej lotu na małej wysokości wskutek bezwładności systemu samonaprowadzania i rakiety.

Górną granicę strefy ognia określają możliwości manewrowe rakiety,

metoda naprowadzania rakiet i prędkość lotu celu. Wymienione czynniki w istotny sposób wpływają na stosunek przeciążeń rozporządzalnych do niezbędnych rakiety, co z kolei decyduje o możliwości kierowania rakietą /w rozrzedzonej atmosferze/ z dopuszczalnymi błędami naprowadzania.

Zakres prędkości lotu zwalczanych celów wyznaczają minimalna i maksymalna prędkość promieniowa celu, w przedziale których zapewnione jest efektywne rażenie celu.

Minimalna prędkość wynika z zasady pracy radiolokacyjnej stacji podświetlania /opromieniowania celów/ która promieniuje energię elektromagnetyczną systemem fali ciągłej i wykorzystuje zjawisko Dopplera. Startu rakiet z zasady dokonuje się przy prędkości promieniowej[1/] /radialnej/ celu powietrznego nie mniejszej niż 100 m/s.

Maksymalna prędkość lotu celów, które można niszczyć przy pomocy zestawu wynosi 1200 m/s, co zabezpiecza niszczenie zarówno współczesne jak i perspektywiczne ŚNP.

W procesie zwalczania celów o dużych prędkościach występują ograniczenia podyktowane: wzrostem dynamicznych błędów naprowadzania rakiet; wzrostem niezgodności obszaru rażenia ładunku bojowego z obszarem charakterystyki radiozapalnika; zmniejszeniem odległości wykrywania celów szybkich lecących na małych wysokościach.

Możliwość kolejnego zwalczania celów powietrznych zależy od minimalnego odstępu czasu /$\Delta t_{min.}$/ między celami wchodzącymi w strefę startu rakiet, przy której każdy z nich może być ostrzelany serią dwóch rakiet. Dla PZR S-200WE ten odstęp czasu wynosi nie mniej niż 120 s.

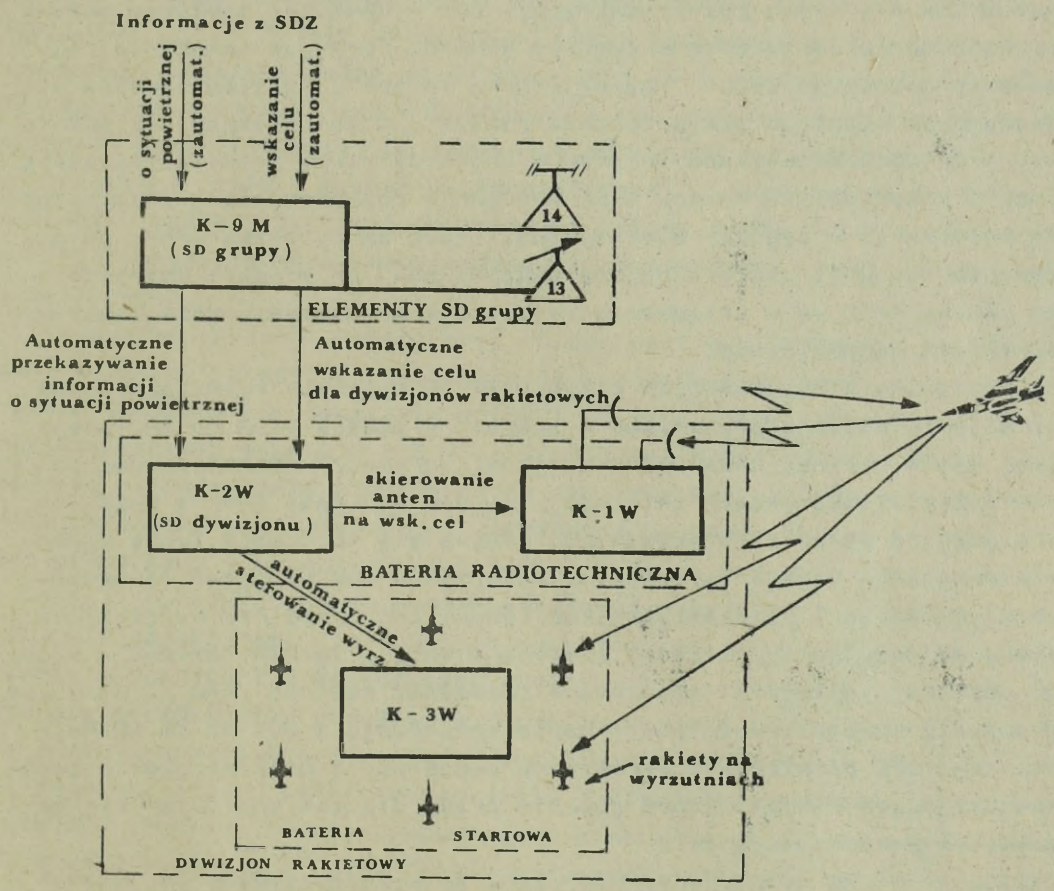
Odporność zestawu na zakłócenia radioelektroniczne. Przeciwlotniczy zestaw rakietowy S-200WE jest wysoko odporny na zakłócenia radioelektroniczne. Możliwość zwalczania celów w warunkach zakłóceń osiągnięto poprzez: zastosowanie systemu promieniowania energii elektromagnetycznej falą ciągłą z wąskopasmową selekcją sygnałów według częstotliwości Dopplera; wysoki potencjał energetyczny RPC; promieniowanie energii metodą równych sygnałów podczas śledzenia celu we współrzędnych kątowych; możliwość samonaprowadzania rakiet na źródło /samolot/ zakłóceń aktywnych; różną częstotliwość pracy RPC poszczególnych dywizjonów w grupie rakietowej; zastosowanie w radiozapalniku rakiety dwukanałowego urządzenia pomiaru faz sygnałów podczas zwalczania celu zakłócającego; skrytość pracy radiozapalnika poprzez wydawanie komendy włączenia go do pracy na 0,9 s przed celem; zastosowanie w odbiornikach RPC odpowiednich filtrów przepustowych.

1/ Prędkość promieniowa /radialna/ - składowa prędkości celu skierowana wzdłuż prostej /promienia/ łączącej punkt kierowania z celem.

Parametry czasowe i probabilistyczne przedstawiono w treści skryptu i w załączniku - 1.

1.3. Zasada pracy zestawu

W przeciwlotniczym zestawie rakietowym S-200WE zastosowano system półaktywnego samonaprowadzania rakiet na cel. Zasadę pracy zestawu zilustrowano na rys. 2.



Rys.2. Zasada pracy PZR S-200WE

W systemie półaktywnego samonaprowadzania zastosowanym w PZR S-200WE, stacja radiolokacyjna podświetlania celu opromieniowuje cel energią elektromagnetyczną, która po odbiciu jest odbierana przez urządzenie odbiorcze RPC i głowice samonaprowadzające /GSN/ rakiet i wykorzystywana do kierowania lotem rakiet. Stacja radiolokacyjna podświetlania celu promieniuje energię ukierunkowaną w bardzo wąskiej wiązce, co utrudnia samodzielne poszukiwanie i wykrywanie celów. Dlatego najlepsze efek-

ty w wykrywaniu celów powietrznych osiąga się przy wskazywaniu ich dywizjom rakietowym ze zautomatyzowanego systemu dowodzenia lub z etatowego posterunku radiolokacyjnego.

W zautomatyzowanym systemie dowodzenia doprowadza się z nadrzędnego zautomatyzowanego stanowiska dowodzenia brygady rakietowej /SDZ/ do aparatury sprzężenia kabiny K-9M następujące zasadnicze informacje o celach: numer celu; współrzędne prostokątne celu /X,Y,Z/ i prędkości ich zmian /$\dot{X}$,$\dot{Y}$,$\dot{Z}$/ oraz takie informacje dodatkowe jak: cel grupowy i liczba samolotów w grupie; cel manewrujący; cel - nosiciel zakłóceń aktywnych. Ponadto są doprowadzane sygnały komend: "przyjąć wskazanie celu"; "odwołanie wskazania celu"; "zakaz startu rakiet"; "liczba kanałów wyznaczonych do ciągłego przygotowania rakiet". Cała informacja z SDZ do kabiny K-9M jest przesyłana dwójkowym kodem cyfrowym z częstotliwością 0,1 Hz. W urządzeniach kabiny K-9M następuje rozkodowanie i przekształcenie informacji w sygnały elektryczne, które są wykorzystywane do zobrazowania sytuacji powietrznej na wskaźnikach. Informacje doprowadzone do kabiny K-9M są w urządzeniu rejestrującym automatycznie zapisywane na taśmie magnetycznej.

Po naciśnięciu odpowiednich przycisków na pulpicie rozdziału celów informacje te zostają przekazane z aparatury kabiny K-9M do EMC znajdującej się w kabinie K-2W RPC dywizjonu, któremu przydzielono cel do zniszczenia. Przekazywanie informacji między kabinami K-9M i K-2W, to jest między SD pułku i SD dywizjonu, odbywa się za pomocą łącza kablowego w dwójkowym kodzie cyfrowym, z wykorzystaniem urządzeń nadawczo-odbiorczych kabin i przekształtników kodów. EMC przelicza współrzędne prostokątne celu na współrzędne sferyczne według danych "azymut - odległość pozioma" /β-D_p/ i "wysokość - odległość pozioma /H-D_p/, przy tym zwiększa się częstotliwość powtarzania informacji z 0,1 Hz do 10 Hz. Oprócz tego EMC przelicza i przekazuje współrzędne celu do głowic samonaprowadzających rakiet, które jeszcze przed startem znajdując się na wyrzutniach przechwytują cel.

Wyliczone w EMC współrzędne sferyczne są wykorzystywane do automatycznego naprowadzania anten RPC na wskazany do zniszczenia cel. Śledzony przez RPC cel zostaje zobrazowany na wskaźnikach aparatury podziału celów kabiny K-9M. Na podstawie sygnału odbitego od celu opracowuje się informację wtórną, która zawiera następujące dane: położenie bramek wyczekujących RPC; współrzędne celu; znaczniki granic strefy ognia; odległość do punktu spotkania rakiety z celem; składową promieniową prędkości celu; czas pozostający do wyjścia punktu spotkania rakiety z celem ze strefy ognia /t_{wy}/; parametr kursowy celu /P_c/; różnicę współrzędnych "prowadzącej" i "prowadzonej" RPC; sygnał "cel poza

strefą". Wymieniona informacja wtórna z EMC kabiny K-2W zostaje przekazana do kabiny K-9M, gdzie jest zobrazowana na odpowiednich wskaźnikach.

Na wskaźniku podziału celów w kabinie K-9M wyświetlają się cyfry, które informują o położeniu układów śledzących odpowiedniej RPC. Na dwóch wskaźnikach śledzenia /obserwacji/ celu, we współrzędnych "azymut-odległość pozioma" /β-D_p/ i "wysokość-odległość pozioma" /H-D_p/ wyświetlane są znaczniki: celu; granic strefy ognia; punktu spotkania rakiety z celem i znacznik prędkości promieniowej celu. Na oddzielnym wskaźniku "t_{wy}-P_c" jest zobrazowany czas pozostający do wyjścia punktu spotkania rakiety z celem ze strefy ognia albo parametr kursowy celu. Ten ostatni znacznik jest zobrazowany w postaci rozjaśnionej linii o długości proporcjonalnej do wielkości parametru kursowego celu.

Znaczniki celów i bramek wyczekujących RPC zobrazowane są także na wskaźniku ogólnej sytuacji powietrznej kabiny K-9M, które nakładają się na informację pierwotną doprowadzoną z autonomicznej radiolokacyjnej stacji P-14F.

Po ocenie sytuacji powietrznej oficer podziału celów SD, na komendę dowódcy grupy rakietowej rozdziela cele między dywizjony. W tym celu włącza on aparaturę wskazania celów i naciska odpowiednie przyciski dywizjonu, któremu wskazano cel do zniszczenia. W dywizjonie anteny RPC zostają automatycznie skierowane na wskazany cel. Po odpracowaniu danych wskazania celu włącza się urządzenie nadawcze RPC na promieniowanie pełną mocą i na wskaźnikach kabiny K-2W pojawia się znacznik celu.

Jeżeli po odpracowaniu danych wskazania celu jego znacznik na wskaźniku nie pojawia się, to dywizjon rakietowy poszukuje go poprzez włączenie okrężnego lub sektorowego poszukiwania. Początkowo na 7-10 s włącza się poszukiwanie okrężne, a jeśli celu nie wykryto, to przełącza się na poszukiwanie sektorowe. Przy poszukiwaniu okrężnym oś charakterystyki /wiązki/ anteny nadawczej zakreśla powierzchnię stożkową, przy czym może być włączony rodzaj pracy "wąska wiązka" wówczas kąt wierzchołkowy stożka wynosi 1,4°, lub "szeroka wiązka", przy którym tenże kąt jest równy 2,8°. Poszukiwanie i naprowadzanie osi wiązki na cel dokonuje operator naprowadzania RPC ręcznie za pomocą odpowiedniej dźwigni znajdującej się na pulpicie sterującym.

Po wykryciu celu operator RPC dokonuje naprowadzania układów śledzących w prędkości, po czym następuje uchwycenie i automatyczne śledzenie /AS/ celu. W zależności od włączonego rodzaju pracy RPC cel może być śledzony automatycznie w trzech współrzędnych /ε, β, V/ - rodzaj pracy AS-3, albo w czterech współrzędnych /ε, β, V, D/ - rodzaj pracy AS-4.

Urządzenie nadawcze RPC posiada następujące dwa rodzaje pracy: mono-

chromatycznego promieniowania energii /MHP/ i fazowo-kodowej modulacji /FKM/.

W pierwszym przypadku /MHP/ nadajnik nieprzerwanie generuje sinusoidalne drgania wielkiej częstotliwości /WCz/ o jednej składowej spektralnej. W drugim przypadku /FKM/ energia generowana przez nadajnik podlega fazowo-kodowej modulacji, podczas której faza drgań sinusoidalnych zmienia się zgodnie z przyjętym kodem, skokowo o 150°.

W rodzaju pracy FKM energia sygnału sondującego rozkłada się na szerokie pasmo częstotliwości, a przy nałożeniu się sygnałów odbieranych z częstotliwością heterodyny występują straty części energii dobieranej. Dlatego potencjał energetyczny RPC jest wyższy w rodzaju pracy MHP, co zwiększa odległość wykrycia i automatycznego śledzenia celu. W rodzaju pracy MHP możliwe jest śledzenie celu tylko w trzech współrzędnych /ε, β i V/. Rodzaj pracy FKM włącza się dla udokładnienia charakteru i składu celu grupowego oraz określenia odległości do celu.

Podczas włączania automatycznego śledzenia celu istnieje niebezpieczeństwo zerwania tego śledzenia, szczególnie we współrzędnej odległości. Jest to podyktowane fazowo-kodową modulacją sygnału sondującego, gdzie jak wiadomo faza sygnału zmienia się skokowo co 150°. Dla uniknięcia zerwania automatycznego śledzenia w RPC stosuje się pośredni rodzaj pracy "pośredniej FKM", w którym faza sygnału sondującego zmienia się skokowo o 75°, zamiast 150°. Rodzaj "pośredniej FKM" włącza się w momencie uchwycenia celu i przejścia na jego automatyczne śledzenie.

Układy śledzące RPC podczas AS określają bieżące współrzędne /ε, β V i D/ celu. Współrzędne te są doprowadzane do odpowiednich urządzeń kabiny kierowania startem K-3W, gdzie po przekształceniu z postaci analogowej w cyfrową są wprowadzane do EMC, która oblicza dla wyrzutni i głowic samonaprowadzających rakiet współrzędne celu z uwzględnieniem paralaksy /przesunięcia wyrzutni względem RPC/.

Na podstawie obliczonych współrzędnych są wypracowane sygnały sterujące, dzięki którym zarówno wyrzutnie jak i głowice rakiet zostają skierowane na cel. Głowice samonaprowadzające rakiet przechwytują i według danych RPC śledzą wskazany dywizjonowi cel.

Rozpoznanie przynależności państwowej celów przeprowadza operator startu.

Kontrolę prawidłowego odpracowania wskazania celów prowadzi się na podstawie informacji zobrazowanej na wskaźnikach kabiny K-9M poprzez porównanie położenia znacznika bramek śledzących RPC ze znacznikiem celu. Zgodność znacznika celu z kilkoma znacznikami bramek świadczy o tym, że dany cel jest śledzony przez kilka RPC. Komendy do włączenia rakiet na przygotowanie wydaje operator rozdziału celów z kabiny K-9M.

Kontrolę wykonania tych komend prowadzi się za pomocą lampek sygnalizacyjnych umieszczonych na pulpicie podziału celów. Rakiety na przygotowanie włącza operator kierowania startem /K-3W/. Czas przygotowania rakiety do startu wynosi 60 s, po czym z automatyki startowej wyrzutni do kabin K-2W i K-3W zostaje wysłany sygnał "Gotowa". Przy określonym stosunku sygnału odbitego od celu do szumu GSN przełącza się w rodzaj pracy "AS celu" i "Opromieniowanie RPC".

Z kabiny K-2W poprzez kabinę K-3W do rakiet, oprócz współrzędnych celu i innych napięć wzorcowych, jest doprowadzane napięcie ustalające czas pracy silnika marszowego rakiety; napięcie o wartości odwrotnie proporcjonalnej do prędkości zbliżania rakiety z celem $\frac{1}{2D}$; napięcie wyprzedzenia /β_o/; napięcie proporcjonalne do czasu lotu rakiety do punktu spotkania z celem i wysokości lotu celu /$t_{lr} \geqslant 70$s, $H_c > 20$ km/ oraz inne sygnały.

Silnik marszowy rakiety, w zależności od czasu lotu, może być przed startem ustawiony na jeden z czterech rodzajów pracy. Dlatego do rakiety włączonej na przygotowanie doprowadza się napięcie, za pomocą którego ustawia się mechanizm regulujący wydatek rakietowych materiałów napędowych, co z kolei prowadzi do regulacji siły ciągu silnika.

Napięcie o wartości $\frac{1}{2D}$ jest wykorzystywane w urządzeniu wyliczającym rakiety do formowania sygnałów sterujących i do wzajemnego usytuowania charakterystyki promieniowania anten radiozapalnika z obszarem rażenia /rozlotu odłamków/ ładunku bojowego.

Napięcie wyprzedzenia /β_o/ jest wykorzystywane do włączenia naprowadzania rakiety na cel metodą pogoni ze stałym kątem wyprzedzenia.

Podczas strzelania do celów dalekich, gdy czas lotu rakiety do nich: $t_{lr} \geqslant 70$ s i wysokości: $H_c \geqslant 20$ km do urządzenia wyliczającego rakiety doprowadza się napięcie, za pomocą którego przełącza się metodę naprowadzania pogoni na metodę proporcjonalnego zbliżenia.

Przy stabilnym automatycznym śledzeniu celu przez GSN rakiet, kiedy stosunek sygnału celu do szumu wynosi około 10 dB operator kierowania startem kabiny K-3W przekazuje do SD dywizjonu rakietowego /kabiny K-2W/ sygnał "pozwolenie startu". Na pulpicie startowym w K-2W zapala się obramowanie przycisku "start" odpowiedniej wyrzutni. Po wejściu celu w strefę startu /na wskaźnikach kabin K-2W i K-9M znacznik wyprzedzony /r_w/ punktu spotkania rakiety z celem pokrywa się ze znacznikiem dalszej granicy strefy ognia/ i gdy RPC śledzi stabilnie wyznaczony do zniszczenia cel, operator K-2W dokonuje startu rakiety przez jednoczesne naciśnięcie dwóch przycisków. Jednym przyciskiem przeprowadza start rakiety, drugim zaś/"zablokowanie startu"/ blokuje start rakiet pozo-

stałych wyrzutni. Po upływie 2 s od naciśnięcia przycisku "start" rakieta schodzi z wyrzutni i przez 6 s kontynuuje lot nie sterowany. W drugiej sekundzie lotu zostaje uruchomiony silnik marszowy. Silniki startowe odpadają po 3-5 s lotu. W szóstej sekundzie lotu autopilot zostaje połączony z aparaturą wyliczającą; która wypracowuje sygnały sterujące według metody naprowadzania.

W zestawie S-200WE, w zależności od warunków spotkania rakiety z celem i odległości strzelania stosuje się dwie metody naprowadzania rakiet: metodę proporcjonalnego zbliżenia i metodę kombinowaną.

Naprowadzanie rakiet metodą proporcjonalnego zbliżenia odbywa się w warunkach gdy czas lotu rakiety do punktu spotkania z celem nieprzekracza 70 s i wysokość lotu celu jest nie większa niż 20 km. Natomiast jeśli czas lotu rakiety jest większy niż 70 s i wysokość większa niż 20 km, to rakiety naprowadza się metodą kombinowaną. Polega ona na tym, że do 30 sekundy stosuje się metodę pogoni, ze stałym kątem wyprzedzenia, a od 30 s aż do punktu spotkania - naprowadzanie odbywa się metodą proporcjonalnego zbliżenia.

Kontrolę samonaprowadzania rakiet na cel prowadzi się na SD dywizjonu przy pomocy wskaźników kabiny K-2W. W przypadku zerwania automatycznego śledzenia celu przez głowicę samonaprowadzającą rakiety na jej pokładzie włącza się kontrolny impulsowy nadajnik radiowy, którego sygnały są odbierane przez RPC i zobrazowane na wskaźniku.

Rezultaty strzelania ocenia się na SD dywizjonu /K-2W/ według zobrazowania ekranów wskaźników i przyrządów uchylnych /wskazówkowych/. O zniszczeniu celu wysyła się, w sposób zakodowany, meldunek do SD grupy i do nadrzędnego SD.

W razie braku wskazań celu z SDZ brygady rakietowej pracę bojową PZR S-200WE prowadzi się na podstawie informacji uzyskiwanej z własnego posterunku radiolokacyjnego /P-14F i PRW-13/ lub środków WRT.

Do kierowania działalnością bojową dywizjonów przy pomocy informacji z radiowysokościomierza PRW-13 w kabinie K-9M wykorzystuje się wynośny wskaźnik PRW-13. W tym przypadku cele wskazuje się w rodzaju pracy "prowadzący-prowadzony", gdzie prowadzącym jest radiowysokościomierz PRW-13, a prowadzonym RPC dywizjonu rakietowego.

Współrzędne celu z radiowysokościomierza PRW-13 wprowadza się do aparatury kabiny K-9M. Z aparatury sprzężenia kabiny K-9M do prowadzonego RPC, w sposób zakodowany, przekazuje się sygnał wskazania celu. W tym przypadku prędkość promieniową celu wprowadza się ręcznie. EMC wylicza wszystkie dane do strzelania, przelicza współrzędne celu dla wyrzutni i GSN i wydaje sygnał odpracowania wskazania celu. Anteny, wy-

rzutnie z rakietami i GSN rakiet zostają skierowane na cel wskazany do zniszczenia.

Jeżeli przy pomocy radiowysokościomierza PRW-13 nie można wykryć celu, to wskazania jego można dokonać na podstawie zgrubnej informacji pochodzącej od stacji radiolokacyjnej P-14F. Sytuacja powietrzna w strefie obserwacji P-14F jest zobrazowana na wskaźniku ogólnej sytuacji powietrznej K-9M i wynośnym wskaźniku obserwacji okrężnej /WWOO/ umieszczonym w kabinie K-2M. W tej sytuacji wskazanie celów dla dywizjonów dokonuje się za pomocą łączności głośno mówiącej. Kierujący strzelaniem dowódca grupy wskazując dywizjonowi cel podaje jego azymut, odległość i wyznacza sektor poszukiwania. Operator RPC włącza poszukiwanie sektorowe i po wykryciu oraz uchwyceniu celu RPC automatycznie śledzi go we współrzędnych ε, β i V, następnie włącza pośrednią FKM i uchwytuje cel w odległości. RPC automatycznie śledzi wskazany cel i w odpowiednim momencie operator dokonuje startu rakiet.

W przypadku braku informacji o celu z SDZ i autonomicznego posterunku radiolokacyjnego, pracę bojową prowadzi się na podstawie informacji o sytuacji powietrznej dostarczanej z wojsk radiotechnicznych. Według tej informacji dane o celach są nanoszone na planszet sytuacji powietrznej. Dowódca grupy wskazuje cele dywizjonom w sposób przybliżony, za pomocą łączności głośno mówiącej.

2. SPRZĘT TECHNICZNY STANOWISKA DOWODZENIA GRUPY /PUŁKU/ RAKIETOWEJ

2.1. Kabina dowodzenia i podziału celów K-9M

Kabina K-9M jest zasadniczym elementem stanowiska dowodzenia grupy rakietowej pułku S-200WE. W kabinie jest zamontowana następująca aparatura: sprzężenia ze zautomatyzowanym stanowiskiem dowodzenia /SDZ/ i etatowym posterunkiem radiolokacyjnym /P-14F i PRW-13/; nadawczo-odbiorcza obiegu informacji; kierowania i podziału celów; rejestrowania informacji i treningu składu osobowego; włączania zasilania urządzeń; łączności telefonicznej i głośno mówiącej/GGS/; planszet sytuacji powietrznej /według danych WRT/ i wyposażenie uzupełniające /filtrowentylacyjne, oświetlające ogrzewcze/.

W kabinie K-9M przewidziane są miejsca dla montażu: urządzenia wynośnego przeznaczonego do zdalnego kierowania radiowysokościomierzem PRW-13; urządzenia odbiorczego łączności radioliniowej RL-30-1M; bloku wynośnego kabiny łączności i trzech odbiorników łączności radiowej R-311.

Aparatura sprzężenia zabezpiecza: przyjmowanie informacji z nadrzędnego stanowiska dowodzenia /brygady rakietowej OPK/ wyposażonego w zau-

tomatyzowany system dowodzenia "WEKTOR-2WE" lub "SIENIEŻ"; odbiór i zobrazowanie za pomocą wynośnych wskaźników obserwacji okrężnej /WWOO/ - informacji o sytuacji powietrznej z własnego posterunku radiolokacyjnego, z podległych dywizjonów rakietowych i środków WRT; kontrolowanie stanu gotowości dywizjonów do pracy bojowej; ocenę możliwości ostrzelania celów, określanie rodzaju strzelania, rozchodu rakiet i dokonanie optymalnego podziału celów między dywizjony poprzez przekazywanie bieżących współrzędnych celu /β, ε, V i $\dot{V}$/; określanie możliwości powtórnego ostrzelania celów i przeniesienia ognia na kolejne cele; opracowanie i przekazanie do nadrzędnego SD meldunków o działalności bojowej; rejestrowanie /zapisywanie/ danych dotyczących wskazywania celów z nadrzędnego SDZ i rezultatów działań bojowych, a także odtwarzanie tej informacji w celach kontrolnych, szkoleniowych itp.; łączność głośno mówiącą /GGS/ i telefoniczną z SD przełożonego i dywizjonami rakietowymi.

Obustronne przekazywanie informacji pomiędzy SD grupy rakietowej a nadrzędnym SD odbywa się w sposób utajniony /zakodowany cyfrowo/.

Kabina K-9M może być sprzężona ze stacją P-14F za pomocą radiolinii RL-30-1M przy odległości między nimi większej niż 1 km lub linii telefonicznej - przy odległości nie przekraczającej 1 km. W obu przypadkach informacja ze stacji P-14F jest przekazywana do aparatury sprzężenia kabiny K-9M w postaci napięcia prądu proporcjonalnego do położenia kątowego anten stacji, impulsów obrazujących odległość do celu i impulsów wizyjnych celu. W aparaturze sprzężenia doprowadzone informacje są przekształcane w kod cykliczny, a następnie po pięciokrotnym powieleniu są doprowadzane do wskaźnika radiolokatora podświetlania celu /RPC/ oraz do wskaźnika ogólnej sytuacji powietrznej.

Aparatura nadawczo-odbiorcza obiegu informacji jest aparaturą specjalistyczną, działaniem której można kierować w sposób zaprogramowany. Odbieranie i przekazywanie informacji odbywa się w kodzie cyfrowym. Aparatura umożliwia: ustalanie kolejności pracy RPC dywizjonów; przyjmowanie z urządzenia sprzężenia danych /współrzędnych/ wskazania celów i przekazywanie ich do określonego dywizjonu; przyjmowanie informacji o sytuacji powietrznej od RPC dywizjonów i wprowadzanie tej informacji do aparatury podziału celów; przyjmowanie informacji o celach powietrznych od prowadzących RPC i transmisji danych do innych /prowadzonych/ RPC, odbywa się to w rodzaju pracy "prowadzący-prowadzony"; przekazywanie współrzędnych wieży kontrolnej dla wszystkich RPC w dywizjonach rakietowych. Aparatura nadawczo-odbiorcza jest wyposażona w urządzenie przekształcające, które spełnia następujące zadania; przekształca i rozdziela wtórną informację doprowadzoną w postaci kodu cyfrowego w napięcia użyteczne dla pracy wskaźników kabiny K-9M; wypracowuje napięcia znaków

umownych obrazujących sytuację powietrzną na wskaźnikach; steruje pracą aparatury wytwarzającej napięcia dla elektronicznych wskaźników ogólnej sytuacji powietrznej.

Aparatura kierowania i podziału celów jest przeznaczona do odtwarzania i rozdziału informacji o sytuacji powietrznej między dywizjony rakietowe, oraz do kierowania pracą bojową dywizjonów. W skład aparatury wchodzą urządzenia kierowania i podziału celów według danych: etatowego posterunku radiolokacyjnego /P-14F i PRW-13/; wskazania celów z SDZ: RPC dywizjonów. Ponadto w skład aparatury kierowania i wskazania celów wchodzi planszet sytuacji powietrznej WRT. Kierujący działaniami bojowymi dowódca grupy ma między innymi do dyspozycji wskaźnik ogólnej sytuacji powietrznej, przy pomocy którego może: oceniać sytuację powietrzną według danych stacji P-14F, PRW-13 i RPC dywizjonów; rozdzielać cele między dywizjony; prowadzić kontrolę podziału celów i określać przynależność państwową obiektów powietrznych. Aparatura podziału celów według danych z ZSD zabezpiecza: podział i przekazanie do dywizjonów informacji otrzymywanej z ZSD; zobrazowanie na ekranach wskaźników znaczników celów, które zostały opracowane w elektronicznej maszynie cyfrowej /EMC/ znajdującej się w RPC dywizjonów; zobrazowanie znaczników doprowadzonych od pracującej RPC: zobrazowanie bramek śledzących, granic strefy ognia i znaczników określających niektóre charakterystyki celów; przekazywanie komend do dywizjonów i meldunków do nadrzędnego SD.

Aparatura stanowiska dowodzenia rozmieszczona w kabinie K-9M może pracować w jednym z trzech rodzajów pracy:

- wskazanie celów /WC/;
- sztuczny - pozorny cel /SC/;
- trening /TR/.

W rodzaju pracy "wskazanie celów" odbywa się wskazywanie celów z nadrzędnego SD wyposażonego w zautomatyzowany system dowodzenia lub od aparatury sprzężenia z etatowym posterunkiem radiolokacyjnym.

W rodzaju pracy "trenig" aparaturę kabiny K-9M wykorzystuje się do imitowania wskazywania celów z SDZ i kontroli rezultatów przebiegu działań bojowych /dokumentowanie porządku wydawania komend i meldunków oraz czynności w realnym czasie/, a także szkolenia i treningu obsług bojowych.

W skład stanowiska dowodzenia grupy rakietowej /pułku/ ponadto wchodzą: węzeł łączności 5 Ja 75 "Spirala" i wieża kontrolna K-7.

Aparatura węzła łączności jest zamontowana w przyczepie kołowej, którą ustawia się w pobliżu kabiny K-9M. Węzeł łączności zabezpiecza utrzymanie łączności utajnionej z nadrzędnym SD i podległymi dywizjonami.

Wieża kontrolna K-7 jest przeznaczona do przeprowadzenia kontroli funkcjonowania zestawów rakietowych.

2.2. Posterunek radiolokacyjny

Posterunek radiolokacyjny, składający się ze stacji radiolokacyjnej typu P-14F i radiowysokościomierza typu PRW-13, jest etatowym źródłem informacji o sytuacji powietrznej. Posterunek radiolokacyjny jest elementem stanowiska dowodzenia grupy rakiet S-200WE. Stacja P-14F i radiowysokościomierz PRW-13 są połączone, za pomocą łącza radiowego /radiolinię/ lub przewodowego i aparatury sprzężenia, z kabiną K-9M SD grupy, w której znajdują się wynośne wskaźniki obserwacji okrężnej /WWDO/ z tych stacji. Sprzężenie elementów posterunku radiolokacyjnego z kabiną K-9M umożliwia przekazywanie i wyświetlanie na wskaźnikach kabiny K-9M dokładnych współrzędnych celów, co z kolei pozwala na optymalne wskazywanie dywizjonom celów do zniszczenia.

2.3. Środki energetyczne

Zasilanie kabiny K-9M i wszystkich radiolokacyjnych stacji podświetlania celu /RPC/ w dywizjonach odbywa się z jednego punktu energetycznego, w skład którego wchodzą:

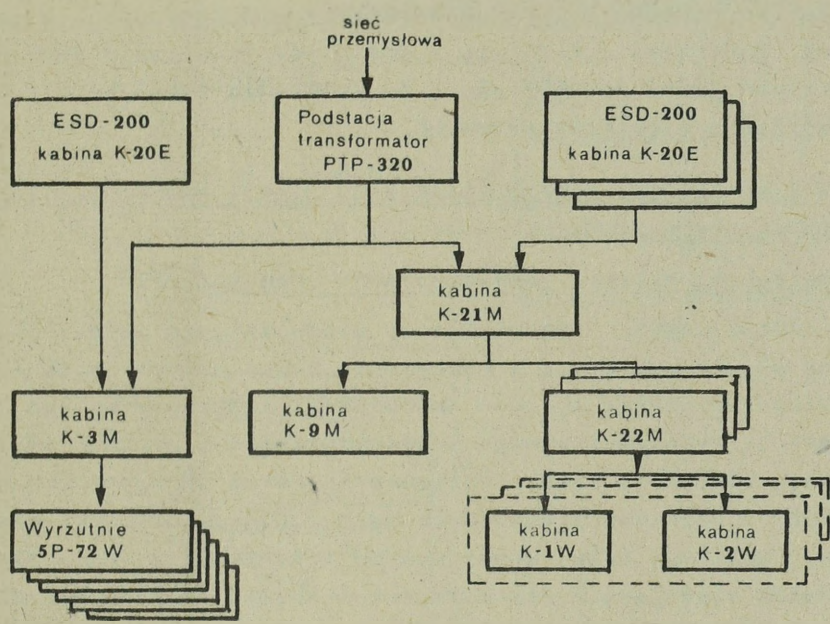
- trzy elektrownie polowe typu ESD-200 zamontowane w kabinach K-20E;
- jedna kabina rozdzielcza K-21M;
- kabiny przetwarzająco-rozdzielcze K-22M /po jednej w każdym dywizjonie/;
- ruchome podstacje transformatorowe PTP-320.

Zasilanie elementów baterii startowych odbywa się z oddzielnych elektrowni /kabiny K-20E/ lub z sieci przemysłowej poprzez podstacje transformatorowe PTP-320.

Schemat zasilania urządzeń przedstawiono na rys. 3.

Elektrownia polowa ESD-200 jest etatowym źródłem zasilania zestawu w energię elektryczną. Do zasilania kabiny K-9M i radiolokacyjnych stacji podświetlania celów wykorzystuje się dwie elektrownie, trzecia jest zapasowa. Podstawowymi urządzeniami elektrowni polowej są:

- agregat prądotwórczy AD-200 o mocy 200 KW, który wytwarza 3-fazowy prąd o napięciu 380 V i częstotliwości 50 Hz;
- pomocniczy agregat prądotwórczy AD-30 o mocy 30 KW wytwarzający 3-fazowy prąd o napięciu 380 V i częstotliwości 50 HZ;
- przetwornica częstotliwości o mocy 30 KW przetwarzająca prąd agregatów prądotwórczych AD-200 i AD-30 w 3-fazowy prąd o napięciu 200 V, 400 Hz.



Rys.3. Schemat zasilania urządzeń zestawu S-200WE

Kabina rozdzielcza K-21M jest przeznaczona do przyjmowania energii elektrycznej z elektrowni polowych i ruchomej podstacji transformatorowej i rozdziału tej energii do kabiny K-9M i kabiny przetwarzająco-rozdzielczej K-22M. Kabina K-21M wyposażona jest w urządzenia umożliwiające przyjmowanie, przetwarzanie i rozdział energii elektrycznej. Do przetwarzania energii w kabinie zamontowana jest przetwornica prądu o mocy 15 kW, na wyjściu której uzyskuje się prąd o napięciu 220 V, 400 Hz /dla kabiny K-9M/.

Przetwarzająco-rozdzielcza kabina K-22M jest przeznaczona do przyjmowania energii elektrycznej /3x380V, 50 Hz/ z kabiny K-21M, przetwarzania, stabilizacji i zasilania w energię kabin K-1W i K-2W. Do kabiny K-1W doprowadzany jest prąd o napięciu: 380V, 50 Hz; 220 V, 50 Hz i 220 V, 400 Hz. Do kabiny K-2W - 380 V 50 Hz i 220 V, 400 Hz. Kabina K-22M wyposażona jest w urządzenia zapewniające: przyjęcie i rozdział energii elektrycznej; stabilizację napięcia /stabilizuje prąd o napięciu 200 V, 50 Hz/; przetwarzanie za pomocą przetwornicy prądu o napięciu 380 V, 50 Hz w napięcie 220 V, 400 Hz. W kabinie znajduje się również aparatura służąca do włączania i regulacji pracy urządzeń przetwarzających i stabilizujących energię elektryczną. Podobna aparatura,prze-

znaczona do zdalnego włączania i regulacji wspomnianych urządzeń, znajduje się również w kabinie K-2W.

Ruchoma podstacja transformatorowa PTP-320 jest przeznaczona do zasilania urządzeń zestawu w energię elektryczną doprowadzoną z sieci przemysłowej. Podstacja składa się z dwóch sekcji o napięciu 6 kV i 10 kV, z których jedna /10 kV/ służy do zasilania kabin K-9M i RPC, a druga do zasilania baterii startowych.

3. PODSTAWOWE WIADOMOŚCI O RADIOLOKACYJNEJ STACJI PODŚWIETLANIA /OPROMIENIOWANIA/ CELÓW /RPC/

3.1. Przeznaczenie, skład i rozmieszczenie urządzeń RPC

Radiolokacyjna stacja /radiolokator/ podświetlania celów /RPC/ jest przeznaczona do: poszukiwania i wykrywania celów powietrznych według wskazań zautomatyzowanego systemu dowodzenia, z autonomicznego /pułkowego/ posterunku radiolokacyjnego lub samodzielnie; przechwycenia i automatycznego śledzenia celów; rozpoznania celów powietrznych w systemie "KREMNIJ"; określania bieżących współrzędnych celu; ciągłego opromieniowania śledzonego celu; wypracowania informacji wtórnej dla kabiny K-9M i sygnałów sterujących dla wyrzutni i rakiet oraz naprowadzania głowic samonaprowadzających rakiet na cel przed ich startem; wyboru momentu startu, dokonania startu i kontroli samonaprowadzania rakiet:oceny rezultatów strzelania.

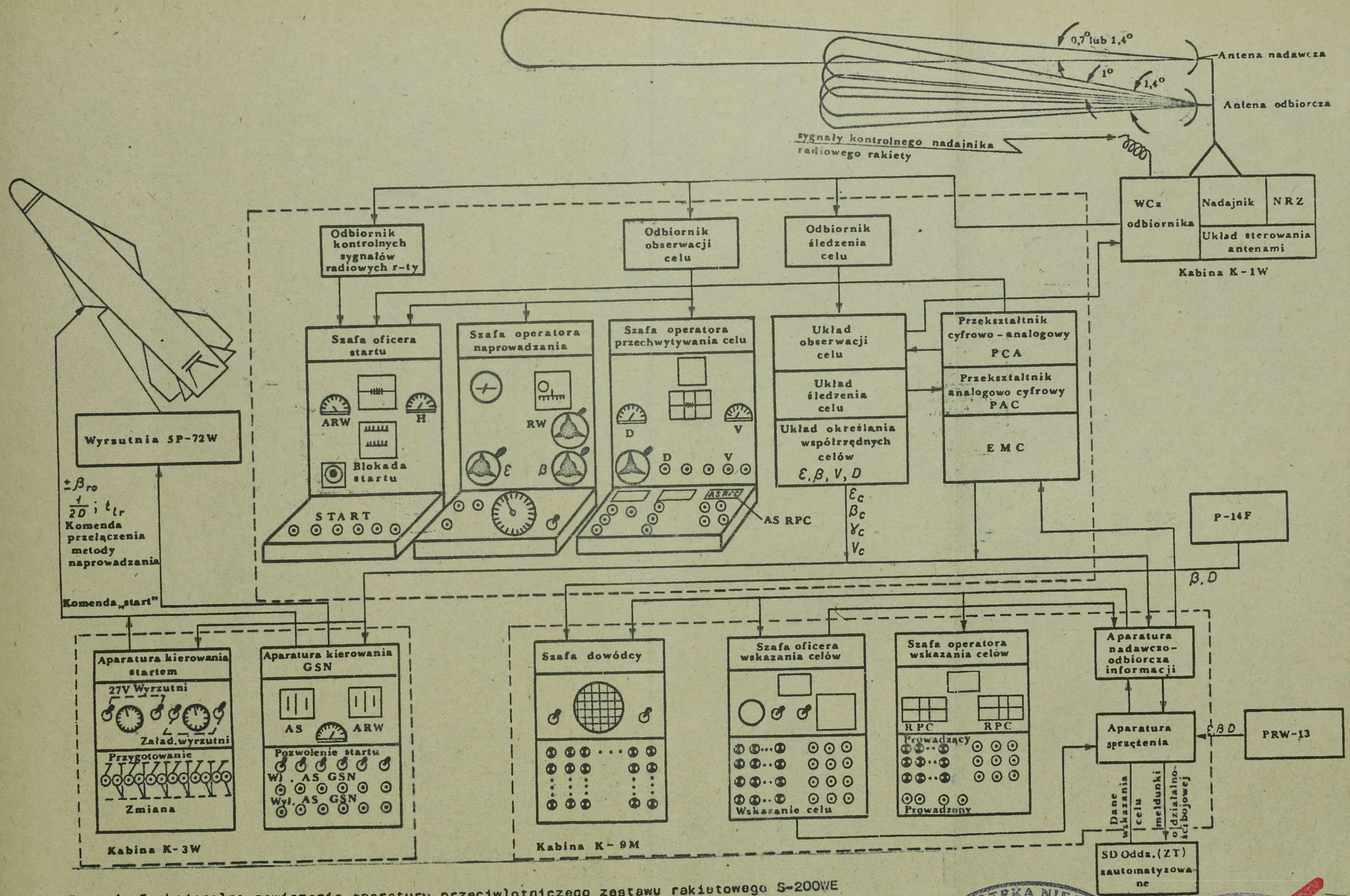
Aparatura RPC jest rozmieszczona w dwóch kabinach: kierowania K-2W i antenowej K-1W.

W skład aparatury kabiny K-2W wchodzą następujące zasadnicze układy i urządzenia: synchronizator; urządzenie nadawczo-odbiorcze; zespół antenowo-falowodowy; urządzenia wskaźnikowe; elektroniczna maszyna cyfrowa /EMC/ i przekształtniki informacji; aparatura rozpoznania celów; aparatura imitacyjna, kontrolno-pomiarowa oraz wyposażenie pomocnicze.

W kabinie K-1W rozmieszczone są: urządzenie nadawcze; wysokoczęstotliwościowa część urządzenia odbiorczego; zespół antenowo-falowodowy /nad kabiną/; aparatura rozpoznania celów i wyposażenie pomocnicze. Pozostała aparatura znajduje się w kabinie K-2W.

Funkcjonalne powiązanie aparatury przeciwlotniczego zestawu rakietowego S-200WE przedstawiono na rys. 4.

Kabiny RPC są wyposażone w urządzenia filtrowentylacyjne o wydajności 200 m^3/h. W przypadku skażenia radioaktywnego lub chemicznego urządzenia filtrowentylacyjne włączają się automatycznie, przy tym wyłączają się wentylatory i zamykają luki kabin.



Rys. 4. Funkcjonalne powiązanie aparatury przeciwlotniczego zestawu rakietowego S-200WE

3.2. Charakterystyka aparatury i urządzeń RPC

Synchronizator - jest przeznaczony do wypracowania napięć wzorco - wych, zapewniających częstotliwościową i czasową synchronizację pracy wszystkich układów i urządzeń RPC i GSN rakiet. Uruchamia on także heterodyny układu odbiorczego, których drgania służą do przemiany wielkiej częstotliwości w częstotliwość pośrednią /PCz/.

Termostatyczny generator kwarcowy częstotliwości wzorcowej wypracowuje drgania z dużą stabilnością, z których formuje się odpowiednie napięcia wzorcowe.

Zespół antenowo-falowodowy - jest przeznaczony do: kierunkowego wypromieniowania energii elektromagnetycznej o wielkiej częstotliwości i dużej mocy; odbioru energii WCz odbitej od celu i odbioru kontrolnych sygnałów radiowego nadajnika odzewowego rakiet. W skład tego zespołu wchodzą: antena nadawcza; antena odbiorcza; antena urządzenia rozpoznawczego "swój-obcy" /NRZ/; antena odbiorcza kontrolnych sygnałów radiowych rakiety i falowody jako linie przesyłowe energii WCz, łączące urządzenia nadawcze i odbiorcze z antenami.

Antena nadawcza RPC składa się z reflektora i napromiennika. Reflektor jest wykonany w kształcie wycinka parabolojdy o wymiarach 5x5 m. Kształt reflektora wraz z odpowiednio umieszczonym względem niego napromiennikiem zapewnia kształtowanie igłowej charakterystyki /wiązki/ kierunkowej, której wymiary kątowe wynoszą: w rodzaju pracy "wąska wiązka" - $0,7^{o}$, a w rodzaju pracy "szeroka wiązka" - $1,4^{o}$. Czas przejścia z jednego rodzaju pracy w drugi nie przekracza 2,5 s, przy tym praca bojowa nie jest naruszona. Wykrywanie i opromieniowanie celu prowadzi się "na maksimum sygnału".

Antena odbiorcza RPC składa się z reflektora o wymiarach 3x2,8 m, polaryzatora i napromiennika. Antena formuje jednocześnie cztery listki, które tworzą sumaryczną wiązkę kierunkową. Wymiar kątowy jednego listka wynosi 1°, a wymiar całej wiązki - $1,4^{o}$. Śledzenie celu prowadzi się metodą równosygnałową na "minimum sygnału".

Poszukiwanie celu przez RPC prowadzi się w rodzaju pracy "sektorowe" lub "okrężne". Przy poszukiwaniu sektorowym anteny automatycznie wahają się, zarówno w azymucie jak i kącie położenia, w zakresie kątowym: $8^{o}x8^{o}$; $8^{o}x4^{o}$; $4^{o}x8^{o}$; $4^{o}x4^{o}$. Przy tym anteny w kącie położenia podnoszą się skokowo po $0,5^{o}$ lub 1°, aż do górnej granicy, a następnie wracają w położenie wyjściowe. Oprócz tego możliwe są automatyczne przemieszczenia skokowe w azymucie co 8° lub 4° z jednoczesnym stopniowym podnoszeniem anteny w kącie położenia. Czas poszukiwania sektorowego, w zależności od wielkości sektora i wymiaru charakterystyki anteny nadawczej,

wynosi od 10 do 58 s. Przy poszukiwaniu okrężnym antena nadawcza zakreśla w ciągu 3 s figurę stożkową. Kąt wierzchołkowy wynosi: $1,4^{o}$ - przy pracy "wąska wiązka" i $2,8^{o}$ - przy pracy "szeroka wiązka". Kąt obrotu anten w azymucie jest nieograniczony /360°/, natomiast w kącie położenia jest możliwy w granicach od -8° do $+81^{o}$. Maksymalna prędkość obrotu anten wynosi: 15° /s w azymucie i $5,5^{o}$/ s - w kącie położenia.

Antena urządzenia rozpoznawczego NRZ jest przeznaczona do kierunkowego promieniowania impulsów zapytujących i odbioru sygnałów rozpoznawczych. Zespół anteny składa się z reflektora, napromiennika i kabla koncentrycznego. Antena kształtuje charakterystykę w kształcie cygara o wymiarze kątowym 10°.

Antena odbiorcza kontrolnych sygnałów radiowych nadajnika odzewowego rakiety przeznaczona jest tylko do odbioru sygnałów radiowych wysyłanych przez nadajnik pokładowy rakiety. Antena zbudowana jest w postaci dwuzwojowej spirali i kabla koncentrycznego. Charakterystyka odbiorcza anteny ma wymiary w azymucie $65^{o} \pm 15^{o}$, w kącie położenia 60°, gwarantuje to pokrycie całego sektora obserwacji.

Urządzenie nadawcze RPC - jest przeznaczone do generowania dużej mocy drgań ciągłych o wielkiej częstotliwości. Generowana energia elektromagnetyczna WCz falowodami jest doprowadzana do anteny nadawczej i wypromieniowana w przestrzeń. W skład urządzenia nadawczego wchodzą: generator WCz; modulator; mieszacz; wzmacniacz wyjściowy, układ chłodzenia i termoregulacji oraz układ zasilania elektrycznego. Źródłem drgań energii WCz jest generator /wzbudnica/ zbudowany na klistronie.

Drgania wysokoczęstotliwościowe są doprowadzane do mieszacza nadajnika, do którego podaje się napięcie z modulatora. W mieszaczu następuje uformowanie sygnału sondującego w częstotliwości i w fazie. Energia wysokoczęstotliwościowa jest równocześnie doprowadzana do mieszaczy kanałów urządzenia odbiorczego. Wysoką stabilność generowanej częstotliwości osiąga się za pomocą układu fazowej automatycznej regulacji /FAR/.

Modulator wytwarza napięcie modulujące, za pomocą którego w mieszaczu wspólnie z częstotliwością WCz jest przekształcany i formowany sygnał sondujący. Oprócz tego modulator wytwarza napięcia dla głowic samonaprowadzających rakiet i impulsy uruchamiające naziemne urządzenie zapytujące.

Uformowany w częstotliwości i fazie sygnał sondujący torem falowodowym jest doprowadzany do wzmacniacza zbudowanego na klistronie. Współczynnik wzmocnienia wzmacniacza jest rzędu 45 dB, a pasmo przepuszczania - około 10 MHz. Sygnał sondujący o częstotliwości f_0 i mocy nie mniejszej niż 3 KW z wyjścia wzmacniacza torem falowodowym jest doprowadzony do anteny i wypromieniowany w przestrzeń.

Nadajnik RPC ma trzy rodzaje pracy:

- pełną mocą;
- zmniejszoną mocą /rodzaj K-7/;
- z wyłączeniem mocy.

Rodzaj pracy "K-7" jest wykorzystywany podczas kontroli funkcjonowania RPC i wykonywania prac profilaktycznych oraz w czasie przygotowania RPC do pracy bojowej. W tym rodzaju pracy moc nadajnika jest obniżona o 35 dB. Rodzaj pracy z wyłączeniem mocy jest przewidziany do zabezpieczenia natychmiastowego osiągnięcia gotowości bojowej RPC. W tym przypadku moc nadajnika jest obniżona o 60 dB.

Urządzenie odbiorcze - jest przeznaczone do selekcji, wzmocnienia i przekształcenia sygnałów odbitych od celu.

Selekcja sygnałów polega na przepuszczeniu do urządzenia odbiorczego tylko sygnałów własnej RPC, inne sygnały dochodzące do anteny nie są przepuszczane.

Sygnały odbite od celu i dochodzące do odbiornika są bardzo małej mocy, dlatego też w urządzeniu odbiorczym następuje kilkustopniowe ich wzmocnienie, aż do poziomu użytecznego zapewniającego ich zobrazowanie na wskaźnikach i określenie współrzędnych celu.

Sygnały dochodzące do odbiornika mają wielką częstotliwość /WCz/ odpowiadającą częstotliwości nadajnika powiększoną o częstotliwość Dopplera. Sygnały WCz zostają w mieszaczach przekształcone w częstotliwość pośrednią /PCz/.

W skład urządzenia odbiorczego wchodzą odbiorniki: obserwacji celu; śledzenia celu i odbiornik kontrolnych sygnałów radiowych rakiety. Wysokoczęstotliwościowa część urządzenia odbiorczego jest umieszczona w kabinie K-1W, zaś pozostała część w kabinie K-2W.

Odbiornik obserwacji celu - jest przeznaczony do częstotliwościowego i widmowego przekształcenia sygnałów, ich selekcji według częstotliwości Dopplera i wzmocnienia do poziomu zapewniającego zobrazowanie celu na wskaźnikach. Podobne zadanie do opisanego spełnia odbiornik śledzenia celu.

Odbiornik kontrolnych sygnałów nadajnika radiowego rakiety - składa się z części wysokoczęstotliwościowej i głównego wzmacniacza sygnałów. Impulsy radiowe rakiety po wzmocnieniu zostają przekształcone z WCz do PCz, a następnie w sygnały wizyjne, po czym zostają doprowadzone do wskaźnika startu, na którym zobrazowuje się cel.

Urządzenia wskaźnikowe - znajdujące się w kabinie K-2W umożliwiają: poszukiwanie wskazanego do zniszczenia celu i naprowadzenie na niego anten RPC; rozpoznanie przynależności obiektu powietrznego; kontrolę śledzenia celu; określenie momentu startu rakiet: kontrolę samonapro-

wadzania rakiet na cel i ocenę rezultatów strzelania.

W skład urządzeń wskaźnikowych wchodzą: wskaźnik poszukiwania sektorowego i obserwacji okrężnej; wskaźnik obserwacji celu w prędkości; wskaźnik obserwacji celu w prędkości i odległości; wskaźnik kontroli śledzenia celu; wskaźnik określania odległości i prędkości celu; wskaźnik określania momentu startu rakiet; wskaźnik kontroli samonaprowadzania rakiet; wynośne wskaźniki obserwacji okrężnej ze stacji P-14F i radiowysokościomierza PRW-13.

Wymienione wskaźniki są zamontowane na pulpitach i w szafach, a zobrazowana na nich sytuacja powietrzna służy odpowiednim funkcyjnym do prowadzenia pracy bojowej.

System obserwacji i śledzenia celu - obejmuje układy zabezpieczające obserwację i śledzenie celu we współrzędnych kątowych, w odległości i w prędkości.

Układ obserwacji i śledzenia celu we współrzędnych kątowych zapewnia: naprowadzanie osi optycznej anteny RPC na cel; automatyczne śledzenie celu we współrzędnych kątowych i określenie bieżących współrzędnych kątowych śledzonego celu. Gdy RPC jest włączona w SDZ, to skierowanie anten na cel odbywa się automatycznie według danych wskazania celu. Jeżeli po wskazaniu celu na wskaźnikach nie wykryto go, to dla jego wykrycia włącza się poszukiwanie okrężne. Przy niezbyt dokładnym wskazaniu celu, na przykład według danych stacji P-14F, włącza się poszukiwanie sektorowe.

Kontrolę położenia anten przeprowadza się w kabinie K-2W za pomocą selsynów wskaźnikowych. Kątowe położenia anten są przekazywane do kabiny kierowania startem K-3W. Wykorzystuje się do tego celu łącze selsynowe.

W skład układu obserwacji i śledzenia celu we współrzędnych kątowych wchodzą: pulpit kierowania położeniem anten, z którego jest możliwe sterowanie antenami tak w sposób ręczny jak i zaprogramowany. Ten ostatni sposób jest stosowany przy poszukiwaniu sektorowym; blok kierowania napędami, wypracowujący elektryczne napięcia sterujące napędami anten w różnych rodzajach pracy. Blok zawiera wskaźniki położenia anten i wskaźniki kontroli pracy napędów; agregaty napędowe anten w płaszczyznach ε i β z dajnikami kątowymi. Są to silniki elektryczne, wzmacniacze elektronowe i elektromaszynowe oraz inne.

Układ obserwacji i śledzenia we współrzędnych kątowych ma następujące rodzaje pracy: kierowanie antenami od nadajników miejscowych; odpracowanie wskazania celu; poszukiwanie okrężne; poszukiwanie sektorowe i rodzaj pracy automatycznego śledzenia celu we współrzędnych kątowych.

Maksymalny czas odpracowania wskazania celu, to jest obrotu anten przy $\beta = 180^{o}$ i $\varepsilon = 70^{o}$ nie przekracza 17 s.

Układ obserwacji i śledzenia celu w prędkości służy do ciągłej automatycznej selekcji sygnałów celów według częstotliwości Dopplera i określa na bieżąco wartość składową promieniową prędkości śledzonego celu.

Układ obserwacji i śledzenia celu w odległości w sposób automatyczny określa bieżącą odległość do śledzonego celu.

Układ przekształcania i przesyłania informacji - obejmuje cyfrowe przekształtniki informacji, które zabezpieczają sprzężenie EMC z aparaturą kabiny K-9M i z innymi urządzeniami RPC. Układ przekształcania obejmuje przekształtniki: wielkości analogowych w kod cyfrowy /PAC/; kodu cyfrowego w wielkości analogowe /PCA/ i kodów cyfrowych.

Przekształtnik analogowo-cyfrowy służy do przekształcania bieżących współrzędnych celu /wprowadzanych z RPC/ do postaci cyfrowej i wprowadzenia ich do EMC. Przekształcanie odbywa się z częstotliwością f = 10Hz

Przekształtnik cyfrowo-analogowy przekształca z kodu cyfrowego w wielkości analogowe następujące parametry: odległości do granic strefy ognia; odległość do punktu spotkania rakiety z celem; współrzędne wskazanego celu; wysokość celu i parametry niezbędne dla automatyki startowej Przekształcanie odbywa się z częstotliwością f = 20 Hz.

Przekształtnik kodów cyfrowych zabezpiecza przekształcanie kolejno doprowadzanej zakodowanej informacji z kabiny K-9M, przekształcenia jej w kod równoległy i wprowadzenia zakodowanych wartości do EMC, a także przeprowadza operacje odwrotne.

Elektroniczna maszyna cyfrowa /EMC/ - na podstawie danych wskazania celów ze zautomatyzowanego systemu dowodzenia lub danych z RPC oblicza i wypracowuje: informacje dotyczące wskazania celu; współrzędne RPC śledzącej cel w rodzaju pracy "prowadzący-prowadzony"; informację zwrotną RPC; dane wyjściowe dla automatyki startowej i niezbędne wartości podczas przeprowadzania kontroli funkcjonowania RPC.

Elektroniczna maszyna cyfrowa "PŁAMIA-KW" jest półprzewodnikową uniwersalną jednoadresową maszyną ze stałym programem. Obliczone informacje /sygnały, komendy/ na wyjściu maszyny mają postać 16-to rzędowego kodu dwójkowego. Cykl roboczy maszyny wynosi 16 μs. Szybkość działania - 64000 operacji na sekundę. Maszyna posiada urządzenie operacyjnej pamięci magnetycznej o pojemności 256 komórek i urządzenie pamięci bieżącej o pojemności 4096 komórek. Informacja wejściowa do EMC jest wprowadzana czterema kanałami, natomiast informacje wyjściowe są wydawane w trzech kanałach. Czas osiągnięcia gotowości maszyny do pracy nie przekracza dwóch minut. EMC może nieprzerwanie pracować w ciągu 25 godzin.

W EMC występują następujące rodzaje pracy: wyczekiwania, odpracowania danych wskazania celów; automatycznego śledzenia celów i automatycz-

nego śledzenia celu stosującego zakłócenia aktywne.

Elektroniczna maszyna cyfrowa jest zasilana prądem 3-fazowym o napięciu 380 V, 50 Hz i niezbędnej mocy 500 VA oraz prądem o napięciu 115 V, 427 Hz i mocy 1100 VA.

3.3. Rodzaje pracy RPC

Radiolokacyjna stacja podświetlania celu ma następujące trzy rodzaje pracy:

- praca bojowa /PB/;
- kontrolna stacji /KS/;
- trening /TR/.

Rodzaj "praca bojowa" włącza się podczas prowadzenia pracy bojowej przez dywizjon podczas zwalczania celów powietrznych.

Rodzaj "kontrola stacji" służy do sprawdzenia gotowości RPC do pracy bojowej, którą ocenia się według rezultatów kontroli funkcjonowania i sprawdzenia parametrów elektrycznych oraz do przeprowadzenia prac eksploatacyjnych i remontu aparatury.

Rodzaj pracy "trening" jest przewidziany dla treningu obsług dywizjonu rakietowego przy autonomicznej pracy RPC lub w składzie pułku. Podczas treningu można imitować sytuację powietrzną zbliżoną do realnej i odpracowywać wszystkie elementy pracy bojowej.

Do realizacji zadań strzelania w różnych warunkach sytuacji powietrznej w RPC przewidziano szereg rodzajów pracy, które można sklasyfikować według struktury sygnału sondującego; sposobu obserwacji przestrzeni we współrzędnych kątowych i w prędkości; sposobu naprowadzania RPC na cel oraz rodzaju AS celu.

W zależności od struktury sygnału sondującego, RPC może być wykorzystywane w różnych rodzajach pracy:

- monochromatyczne promieniowanie /MHP/ lub "gładki";
- pośrednia FKM;
- pełna FKM;
- modulacja częstotliwości.

W rodzaju pracy MHP uzyskuje się najwyższy potencjał RPC, dzięki czemu istnieje możliwość wykrywania i podświetlania celów na maksymalnych odległościach.

Rodzaj pracy "pośrednia FKM" jest wykorzystywany do udokładnienia charakteru celu i przejścia z MHP na "pełną FKM". Zastosowanie pośredniej FKM wyklucza zerwanie automatycznego śledzenia celu we współrzędnych kątowych i w prędkości.

W rodzaju pracy "pełna FKM" określa się odległość do celu i dokonuje jego rozpoznania.

Rodzaj pracy "modulacja częstotliwości" służy do zwalczania celów lecących z małymi prędkościami promieniowymi. Ten rodzaj pracy stosuje się gdy prędkość promieniowa celu wynosi 40-60 m/s.

W zależności od sposobu obserwowania przestrzeni wyróżnia się następujące rodzaje pracy RPC: poszukiwanie sektorowe; poszukiwanie okrężne; sterowana obserwacja w prędkości i stała obserwacja w prędkości. Rodzaje pracy "poszukiwanie sektorowe" i "poszukiwanie okrężne" wyjaśniono już wcześniej.

Rodzaj pracy "sterowana obserwacja w prędkości" włącza się podczas sterowania zespołem antenowym od dajników miejscowych i w warunkach wskazania celu w prędkości. W tym przypadku można obserwować trzy zakresy prędkości, co umożliwia obserwowanie sygnałów z częstotliwością Dopplera w granicach ±27 kHz. Stosując ręczne sterowanie można obserwować sygnały z częstotliwością Dopplera w przedziale od -35 do +90 kHz.

Rodzaj pracy "stała obserwacja w prędkości" jest przeznaczony do wykrywania, przechwycenia i automatycznego śledzenia celów.

Do naprowadzania zespołu antenowego i układów śledzących na cel i AS celu w RPC przewidziano następujące rodzaje pracy: naprowadzanie od dajników miejscowych /MD/; odpracowanie danych wskazania celu /WC/; odpracowanie danych ręcznego wskazania celów w prędkości /RP/; AS celu.

W rodzaju pracy "MD" położeniem anten sterują operatorzy naprowadzania. Rodzaj ten stosuje się w przypadku niedokładnego odpracowania danych przez anteny po wskazaniu celu lub niedokładnego wskazania celu.

Poszukiwanie i śledzenie celu w prędkości dokonuje operator przechwycenia. Zakres przedziału prędkości celu można zmieniać za pomocą przycisku. Po naciśnięciu przycisku "naprowadzanie zgrubne" prędkość celu można zmieniać w przedziale od -700 do +1800 m/s natomiast po włączeniu "naprowadzanie dokładne" - w ograniczonym zakresie, przykładowo ± 200 m/s.

Rodzaj pracy "WC" jest podstawowym rodzajem pracy bojowej RPC, która w tym przypadku jest kierowana zdalnie z kabiny K-9M lub za pomocą przycisków "miejscowe". Po wskazaniu celu anteny RPC automatycznie zostają skierowane na cel.

Rodzaj pracy "RP" umożliwia ręczne dostrojenie układów śledzących RPC do prędkości celu i jego przechwycenie. Ten rodzaj pracy włącza się najczęściej w przypadku AS celu.

W rodzaju pracy "AS celu" RPC w sposób dokładny określa współrzędne celu i nieprzerwanie śledząc za nim opromieniowuje go energią elektromagnetyczną. W zależności od złożoności sytuacji powietrznej stosuje się: AS-3, AS-4 i AS we współrzędnych kątowych.

4. PRZECIWLOTNICZA RAKIETA KIEROWANA 5W-28E /W-880E/

4.1. Charakterystyka rakiety

Przeciwlotnicza rakieta kierowana /PRK/ jest przeznaczona do rażenia samolotów i innych ŚNP przeciwnika w dowolnych warunkach atmosferycznych. Wysokie prawdopodobieństwo rażenia celu zapewnia duża moc odłamkowo-burzącego ładunku bojowego rakiety, charakterystyka bezkontakowego zapalnika radiowego oraz półaktywne samonaprowadzanie się rakiety na cel. Parametry taktyczno-techniczne rakiety umożliwiają prowadzenie strzelania do celów na dalekich odległościach, dużych wysokościach, samolotów stosujących zakłócenia radioelektroniczne, nosicieli rakiet klasy powietrze-ziemia. Rakieta 5W-28E jest dwustopniowa. Pierwszy stopień stanowią cztery silniki startowe zamocowane do kadłuba pierwszego stopnia - członu marszowego /układ wiązka". Układ aerodynamiczny rakiety - normalny /stery za skrzydłami/,płaszczyzny aerodynamiczne są rozmieszczone krzyżowo.

4.2. Charakterystyki taktyczno-techniczne rakiety

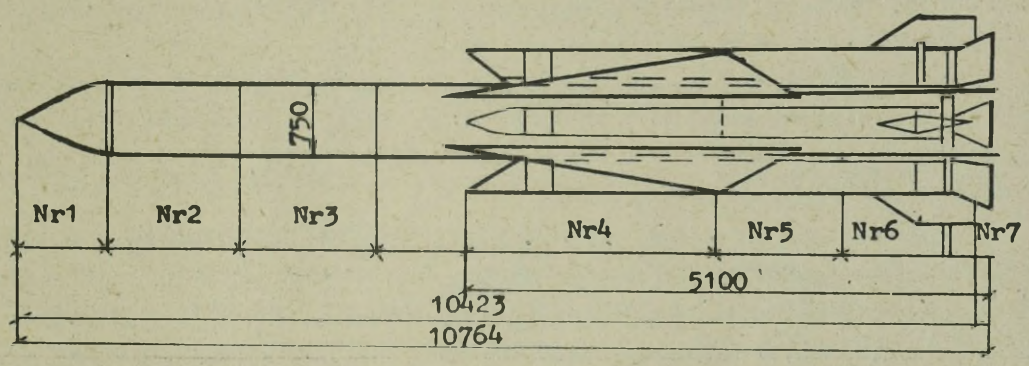
Rakieta 5W-28E charakteryzuje się następującymi danymi taktyczno-technicznymi:

- masa startowa rakiety - 7000 kg
- długość rakiety - 10764 mm
- średnica korpusu członu marszowego - 750 mm
- masa ładunku bojowego - 217 kg
- masa czterech silników startowych - 3100 kg
- masa paliwa prochowego w silnikach startowych - 1960 kg
- masa paliwa płynnego TG-02 silnika marszowego - 586 kg/700 l/
- masa utleniacza AK-27P - 1680kg/1050 l/
- siła ciągu silników startowych - 4x42500 kG
- siła ciągu silnika marszowego /maksymalna/ - 10000 kG
- czas pracy silników startowych - 3-5 s
- czas pracy silnika marszowego/czas lotu sterowanego/ - 215 s
- czas samolikwidacji rakiety - 250 s
- liczba odłamków ładunku bojowego /kulki stalowe o różnej średnicy/ - 37000 szt.
- średnia prędkość lotu rakiety - 1000 m/s
- czas przygotowania rakiety do startu /na wyrzutni/ - 1 min.
- cykle utrzymywania rakiety w gotowości do startu:
  - 15 min. gotowość - 13 min. przerwa
  - 15 min. gotowość - 13 min. przerwa
  - 15 min. gotowość - 60 min. przerwa.

W dowolnym czasie trwania przerwy można rakietę włączyć w gotowość jednak na czas nie dłuższy niż 3 min.

4.3. Ogólna budowa rakiety

Dwustopniowa rakieta 5W-28E, ogólnie biorąc składa się z: członu marszowego; płaszczyzn aerodynamicznych i czterech silników startowych. Obrazuje ją rys. 5.



Rys. 5. Rakieta 5 W-28E

Człon marszowy jest zbudowany z cylindrycznego korpusu ze stożkowo-nosowym zakończeniem, w którym jest umieszczona cała aparatura i wyposażenie pokładowe rakiety. Korpus konstrukcyjnie jest podzielony na 7 przedziałów, w których znajdują się:

- przedział nr 1 - antena głowicy samonaprowadzającej /GSN/ i anteny zapalnika radiowego;
- przedział nr 2 - blok odbiorczo-przetwarzający GSN, urządzenie wyliczające, kontrolny nadajnik radiowy, statyczna przetwornica prądu, blok kierowania pilota automatycznego i dwa mechanizmy programowe siły ciągu silnika marszowego PMK-60D. Na zewnątrz przedziału znajduje się gniazdo rozłącznego złącza elektryczno-powietrznego OSZ-1, zawory powietrzne i gniazdko kontrolne. Przedziały nr 1 i 2 stanowią nosową część rakiety, którą dla wmontowania ładunku bojowego, mechanizmu zabezpieczająco-wykonawczego /MZW/ i bloków aparatury pokładowej odchyla się o kąt 100° w lewo;
- przedział nr 3 - ładunek bojowy, mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy i dajnik prędkości dla sygnalizatora ciśnienia. Na zewnątrz przedziału są rozmieszczone cztery panele, a na każdej z nich są trzy odbiorniki ciśnienia statycznego;
- przedział nr 4 - zbiorniki paliwa i utleniacza. Przednie dna zbior-

ników są wykonane w kształcie półsfery, w których wstawiony jest zbiornik kulisty na sprężone powietrze. Pomiędzy zbiornikami znajduje się krzyżownica, której końce są połączone wręgą i zakończone przednimi węzłami przeznaczonymi do zamocowania silników startowych. Na zewnątrz po lewej stronie korpusu przeprowadzone są przewody elektryczne i powietrzne zakryte owiewką. Pod owiewką z wziernikiem umieszczony jest manometr ciśnienia powietrza i blok żyroskopów autopilota. Do korpusu przedziału 4 mocowane są skrzydła;

- przedział nr 5 - bateria pokładowa 5J43, agregaty układu hydraulicznego, agregat turbinowy zespołu pomp silnika marszowego, złącze bezpieczeństwa i trzy sygnalizatory ciśnienia;

- przedział nr 6 - silnik marszowy, agregaty układu hydraulicznego, mechanizmy sterowe sterów i przetwornica prądu. W korpusie przedziału wykonane są wzierniki, a pod nimi są manometry wysokiego i niskiego ciśnienia w instalacji hydraulicznej;

- przedział nr 7 - jest wykonany w kształcie pierścienia, na którym znajdują się tylne węzły do mocowania silników startowych i wtyk połączenia elektrycznego. Na zewnętrznej powierzchni są złącza służące do elektrycznego połączenia pironabojów silników startowych z siecią elektryczną rakiety.

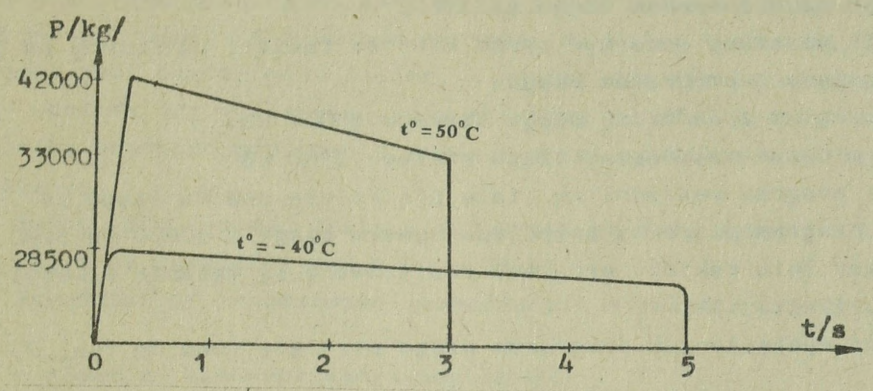
Płaszczyzny aerodynamiczne stanowią cztery skrzydła i cztery sterolotki. Skrzydła i sterolotki mają kształt trapezowy. Ster składa się z dwóch części: przedniej - sztywno połączonej z mechanizmem sterowym i tylnej - połączonej z osią obrotu za pomocą wałka skrętnego. Taka konstrukcja zabezpiecza automatyczną zmianę efektywności steru w zależności od naporu powietrza na ster, które jest proporcjonalne do prędkości rakiety i gęstości powietrza. Skrzydła i stery są wykonane z tytanu. Na skrzydłach znajdują się odbiorniki ciśnienia dynamicznego. Na lewym górnym skrzydle /patrząc w kierunku lotu/ jest antena nadawcza pokładowego nadajnika radiowego sygnałów kontrolnych.

4.4. Charakterystyka aparatury i urządzeń rakiety

Napęd rakiety stanowią cztery silniki startowe pracujące na paliwo stałe i silnik marszowy pracujący na ciekłych rakietowych materiałach napędowych /RMN/.

Silniki startowe o sile ciągu 42500 kG każdy nadają rakiecie w bardzo krótkim czasie wielkie przyspieszenie, dzięki czemu zapewniają normalny start rakiety i jej rozpędzenie do dużej prędkości na początkowym odcinku lotu.

Siła ciągu zależy od temperatury paliwa prochowego. Na rys.6 pokazano wartość siły ciągu dla maksymalnej i minimalnej temperatury paliwa.



Rys.6. Wykres siły ciągu silnika startowego w funkcji temperatury

Korpus silnika startowego stanowi komorę spalania ładunku paliwa prochowego. W przedniej części korpusu znajduje się węzeł siłowy dla połączenia silnika z korpusem rakiety. Przez ten węzeł przekazywana jest siła ciągu na rakietę. Dysza odrzutowa ustawiona jest pod kątem 10° w stosunku do osi symetrii silnika, przez co wektor siły ciągu każdego z czterech silników przechodzi przez środek ciężkości rakiety. W wyniku takiego ustawienia uzyskuje się w miarę równomierną wartość sumarycznej siły ciągu. Silniki startowe są wyposażone w stabilizatory zapewniające rakiecie właściwy rozkład sił aerodynamicznych podczas jej lotu na początkowym odcinku toru. Silniki są zamocowane do kadłuba członu marszowego dwoma węzłami: przednim i tylnym. Wszystkie cztery silniki uruchamiane są jednocześnie. Po zakończeniu pracy odłączają się one od rakiety parami, w ten sposób, że najpierw zostają zwolnione przednie węzły, opór powietrza działający na asymetryczne części nosowe silników powoduje odchylenie silnika od korpusu rakiety. Po odchyleniu na kąt 23° następuje zwolnienie tylnych węzłów /jednocześnie dwóch na przemian zamocowanych silników/ i silniki oddzielają się od rakiety. Po oddzieleniu się obu par silników startowych odpada również przedział nr 7.

Silnik marszowy służy do napędu II stopnia rakiety, jego działanie rozpoczyna się przed zakończeniem pracy silników startowych /w drugiej sekundzie lotu rakiety/. Paliwo silnika stanowią ciekłe materiały napędowe /paliwo i utleniacz/ podawane do silnika ze zbiorników za pomocą turbopomp. W celu optymalnego wyzyskania RMN w zależności od trasy i czasu lotu rakiety, silnik marszowy ma programowaną siłę ciągu. Czas lotu rakiety do punktu spotkania z celem oblicza EMC i w postaci kodu

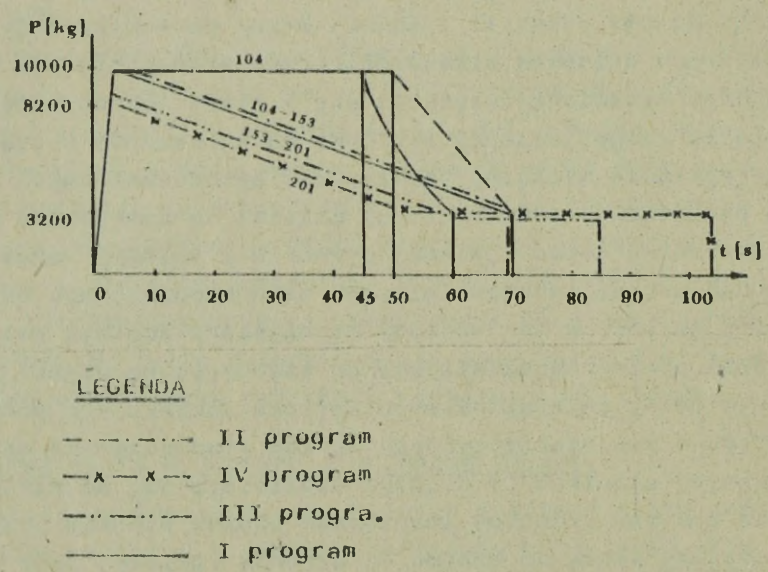
liczb od 104 do 201 wysyła do rakiety przed jej startem sygnał włączenia odpowiedniego programu pracy silnika marszowego. Ponadto EMC może wydawać komendę, "spadek ciągu", po której w odpowiednim punkcie toru następuje szybki spadek ciągu silnika.

Silnik marszowy może być przed startem rakiety ustawiony na jeden z następujących programów ciągu:

- I program zasadniczy ciągu stałego 10000 kG;
- II program zasadniczy ciągu stałego 3200 kG;
- III program pośredni ze stałą prędkością spadku ciągu /97 kG/s/;
- IV program pośredni szybkiego spadku ciągu z 10000 do 3200 kG.

Podczas lotu rakiety programy realizowane są łącznie w kombinacjach: I; I-II; II-III; IV.

Wykres wymienionych programów ciągu przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Wykres programów ciągu silnika marszowego

Duża ilość programów pracy silnika zabezpiecza potrzeby dolotu rakiety do dowolnego punktu strefy ognia. Na przykład, przy strzelaniu

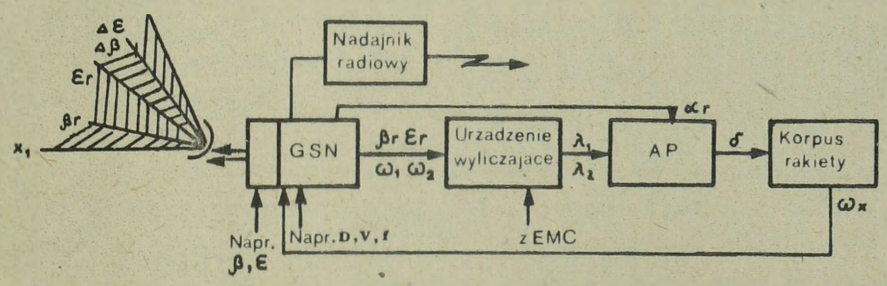
do celu lecącego na dużej wysokości wskazane jest szybsze spalanie paliwa, gdyż rakieta porusza się w rozrzedzonej atmosferze, gdzie napotyka na mniejszy opór powietrza, a przy lżejszej rakiecie uzyskuje się większą prędkość, lepszą sterowność i możliwość wykorzystania odcinka pasywnego. Odwrotne zjawiska wystąpią na małej wysokości, gdzie niezbędna jest oszczędność paliwa. W gęstej atmosferze wymagany jest dłuższy odcinek pracy silnika /lotu aktywnego/, gdyż po zakończeniu pracy silnika prędkość gwałtownie spada i w ten sposób skraca się odcinek pasywny.

Maksymalna długość odcinka aktywnego na dużych wysokościach wynosi 80 km, a na wysokości H=0,3 km - 38 km.

Zasadniczymi urządzeniami wchodzącymi w skład aparatury pokładowej są:

- głowica samonaprowadzająca /GSN/;
- urządzenie wyliczające;
- pilot automatyczny /AP/;
- kontrolny nadajnik radiowy;
- zapalnik radiowy;
- mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy;
- pokładowe wyposażenie elektryczne;
- inne urządzenia pomocnicze.

Układ wzajemnych połączeń poszczególnych urządzeń aparatury pokładowej pokazano na rys. 8.



Rys.8. Aparatura pokładowa rakiety 5W-28E

Głowica samonaprowadzająca /GSN/ rakiety spełnia następujące zadania: określa współrzędne kątowe celu względem podłużnej osi rakiety i prędkości kątowej obrotu linii wizowania rakieta - cel; przechwytuje wskazany do zniszczenia cel przed startem rakiety; automatycznie śledzi cel we współrzędnych kątowych, w odległości i prędkości, tak przed startem jak i w czasie lotu rakiety; wypracowuje sygnały elektryczne

niezbędne do pracy urządzenia wyliczającego, pilota automatycznego, zapalnika radiowego i kontrolnego nadajnika radiowego.

Określanie współrzędnych kątowych celu odbywa się metodą "równego sygnału". Podczas autośledzenia i selekcji celu w odległości zastosowano w GSN system fazowo-kodowej modulacji sygnałów RPC, natomiast do autośledzenia i selekcji celu w prędkości - częstotliwość Dopplera.

GSN może pracować na kilku częstotliwościach roboczych. Może ona śledzić cele przy prędkościach zbliżania rakiety z celem od 100 do 3500 m/s. Szerokość charakterystyki anteny GSN wynosi 5°-6°. Czułość urządzenia odbiorczego GSN: w rodzaju promieniowania MHP - nie mniejsza niż 160 dB/W, a w rodzaju promieniowania FKM - 156 dB/W. Rozróżnialność w odległości - 100 m, w prędkości - 8 m/s.

Urządzenie wyliczające przeznaczone jest do formowania komend kierowania rakietą, wypracowania dla pilota automatycznego komendy jednorazowej "początek kierowania" i komendy "zdalne odbezpieczenie" zapalnika radiowego.

W PZR S-200WE w zależności od warunków strzelania, rakiety na cel naprowadza się metodą proporcjonalnego zbliżenia lub metodą kombinowaną, polegającą na tym, że przez pierwsze 30 s rakietę naprowadza się metodą pogoni ze stałym kątem wyprzedzenia, po czym następuje przejście na metodę proporcjonalnego zbliżenia. Metodę naprowadzania ze stałym kątem wyprzedzenia stosuje się w celu szybkiego wyprowadzenia rakiety z gęstych warstw atmosfery przy strzelaniu do celów lecących na dużych wysokościach. Uzyskuje się przez to wzrost prędkości i zasięgu lotu rakiety.

Pilot automatyczny /autopilot-AP/ - przeznaczony jest do sterowania lotem rakiety według sygnałów sterujących doprowadzanych z urządzenia wyliczającego i do stabilizacji rakiety względem trzech wzajemnie prostopadłych osi OX, OY, OZ. Stabilizację rakiety na torze utrzymuje się za pomocą żyroskopów, które rejestrują każde odchylenie jej korpusu i na tej podstawie wydają sygnały sterujące przeciwdziałające tym odchyleniom. Elementami wykonawczymi autopilota są hydrauliczne maszyny sterowe połączone mechanicznie ze sterolotkami.

Kontrolny nadajnik radiowy - służy do kontroli lotu rakiety. Na pokładzie rakiety znajduje się w tym celu kontrolny nadajnik radiowy, zaś w RPC - odbiornik i wskaźnik startu. Nadajnik radiowy w przypadku zerwania AS celu przez GSN wysyła w kierunku RPC krótkotrwałe impulsy informujące strzelającego o jakości samonaprowadzania się rakiety na cel.

Zapalnik radiowy /radiozapalnik RZ/ - jest przeznaczony do spowodowania wybuchu ładunku bojowego w momencie, który gwarantuje najbardziej skuteczne rażenie celu. Radiozapalnik rozpoczyna działanie po zdjęciu

ostatniego stopnia zabezpieczenia, to jest po doprowadzeniu do niego komendy, "bliskiego odbezpieczenia". Po uruchomieniu RZ jego nadajnik generuje w sposób ciągły energię W_{Cz}, która za pomocą anteny nadawczej jest wypromieniowana w przestrzeń. Odbita od celu energia jest doprowadzona do odbiornika, a następnie do układu wykonawczego, który wytwarza impuls elektryczny do spowodowania wybuchu ładunku bojowego. Działanie RZ jest oparte na zasadzie wykorzystania częstotliwości Dopplera. Sygnał użyteczny jest wydawany przy zachowaniu zgodności fazowej dwóch kanałów częstotliwości.

Radiozapalnik ma 5 stopni zabezpieczenia, które są zdejmowane w następującej kolejności:

- pierwszy stopień-podczas startu rakiety - występujące przeciążenie wywołuje przemieszczenie się zwieraków inercyjnych zwierających odpowiednie obwody elektryczne w mechaniźmie zabezpieczająco-wykonawczym /MZW/;
- drugi stopień-po zapracowaniu silnika marszowego - działa sygnalizator ciśnienia, który przekazuje do zapłonników elektrycznych MZW impuls elektryczny. Po spracowaniu zapłonników zostaje uruchomiony mechanizm czasowy, który odmierza czas samolikwidacji rakiety;
- trzeci stopień-po osiągnięciu przez rakietę prędkości, przy której ciśnienie dynamiczne wynosi P_d = 3,5 at. włącza się przekaźnik ciśnieniowy wydający sygnał elektryczny. Od sygnału tego spracowują kolejne zapłonniki w MZW i zamyka się następny odcinek obwodu elektrycznego do detonatora;
- czwarty stopień-po wydaniu komendy "odbezpieczenie zdalne" RZ;
- piąty stopień-po wydaniu komendy "odbezpieczenie bliższe" RZ.

Mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy jest przeznaczony do zabezpieczenia przed wybuchem ładunku bojowego podczas eksploatacji rakiety na ziemi i na początkowym odcinku jej lotu oraz do przekazania sygnału elektrycznego z RZ lub z mechanizmu samolikwidacji do detonatora ładunku bojowego.

Dla zwiększenia pewności zadziałania MZW jest zbudowany z dwóch identycznych wzajemnie dublujących się kanałów.

Działanie MZW polega na stopniowym zamykaniu obwodu elektrycznego, od RZ do detonatora ładunku bojowego, poprzez kolejno spracowujące elektrospłonki.

<u>Ładunek bojowy /ŁB/ rakiety</u> - jest przeznaczony do rażenia celu odłamkami i siłą fali detonacyjnej.

Jest on zbudowany z korpusu, odłamków i materiału wybuchowego. Korpus ładunku bojowego jest dwupowłokowy - pomiędzy zewnętrzną i wewnętrzną powłoką jest ułożonych 37000 szt. kulek stalowych /21000 o masie

3,5 g i 16000 szt. o masie 2 g/. Kulki o masie 3,5 g mają podczas rozlotu prędkość początkową 1700 m/s, a o masie 2 g - 1000 m/s. Statyczny kąt rozlotu elementów rażących /kulek/ wynosi 120°. Materiał wybuchowy składa się z mieszaniny trotylu - 20% i heksogenu - 80%. Detonatorem materiału wybuchowego jest, umieszczona w przedniej części ŁB kostka z trotylu, bezpośrednio stykająca się z MZW.

Pokładowe wyposażenie elektryczne - obejmuje głównie takie urządzenia jak: dwa generatory elektryczne /prądnice/; przetwornica prądu; statyczny przekształtnik prądu i aparatura komutacyjna.

Generatory elektryczne służą do zasilania w energię elektryczną wszystkich urządzeń pokładowych. Za pomocą jednej turbiny gazowej są napędzane obydwa generatory i pompa hydrauliczna. Generatory elektryczne wytwarzają prąd o następujących napięciach: 115 V, 1000 Hz; 3x36 V /90 V/, 1000 Hz; 115 V, 400 Hz i prąd stały o napięciu 27 V. Przy czym prąd stały o napięciu 27 V uzyskuje się poprzez wyprostowanie napięcia 3x28 V,800 Hz. Przetwornica prądu jest przeznaczona do przekształcenia prądu stałego o napięciu 27V w napięcie 115 V,1000 Hz, którym zasilane są GSN, urządzenie wyliczające i kontrolny nadajnik radiowy.

Statyczny przekształtnik prądu służy do przekształcenia prądu stałego 27 V w napięcie 115 V,60 Hz, wymagane do zasilania heterodyny GSN.

Aparatura komutacyjna jest przeznaczona do przełączania i rozdziału energii elektrycznej na poszczególne urządzenia pokładowe.

5. WYPOSAŻENIE STARTOWE

5.1. Kabina kierowania startem rakiet K-3W

Aparatura kabiny przeznaczona jest do: przedstartowego przygotowania rakiet; nakierowania GSN rakiet na cel i automatycznego śledzenia celu; wprowadzenia do aparatury pokładowej rakiety odpowiednich komend i sygnałów oraz wydania do RPC sygnału "pozwolenie startu". Ponadto aparatura kabiny umożliwia przeprowadzenie kontroli funkcjonowania aparatury startowej i trenowanie obsług.

W skład aparatury kabiny wchodzą następujące układy i urządzenia: część układu sterowania startem /druga część jest na wyrzutniach/; układ kierowania GSN rakiet; aparatura przekształcania i wprowadzania informacji cyfrowej; urządzenia wskaźnikowe; aparatura imitacyjno-treningowa oraz inne urządzenia pomocnicze. Kabina K-3W jest połączona elektrycznie z RPC, wyrzutniami i elektrownią polową K-20E, a także posiada łączność telefoniczną i głośno mówiącą z elementami zestawu rakietowego.

Układ sterowania startem /USS/ jest przeznaczony do: włączenia zasi-

lania; automatycznego załadowania rakiety na wyrzutnię; kontroli obwodów elektro-pirotechnicznych i zabezpieczenia MZW rakiety; włączenia rakiety w gotowość nr 2 i przygotowania przedstartowego rakiet z wydaniem sygnału "pozwolenie startu".

Obsługę kabiny K-3W stanowią 3 osoby: oficer /dowódca/ startowy; oficer układu sterowania startem i operator układu kierowania GSN.

5.2. Wyrzutnia rakietowa 5P-72W

Wyrzutnia jest przeznaczona do: przygotowania przedstartowego rakiety; utrzymywania rakiety w gotowości do startu; skierowania w płaszczyźnie poziomej rakiety na cel; dokonania startu rakiety.

W położeniu bojowym wyrzutnię ustawia się na wcześniej przygotowanym stanowisku, bezpośrednio na gruncie lub na rozkładanym fundamencie.

Wyrzutnia jest jednoprowadnicowa. Sterowanie wyrzutnią odbywa się za pomocą elektrycznego napędu nadążnego tylko w płaszczyźnie poziomej / β /. W płaszczyźnie pionowej / ε / wyrzutnia nie jest sterowana, a kąt startu rakiety w tej płaszczyźnie jest stały i wynosi 48°. Podniesienie belki wyrzutni wraz z rakietą na ten kąt odbywa się hydraulicznie.

Załadowanie /rozładowanie/ rakiety na wyrzutnię można przeprowadzić za pomocą: maszyny załadowczej /automatycznie/, pojazdu transportowo-załadowczego lub dźwigu K-162.

W czasie transportu wyrzutnia jest przewożona na samochodzie /5T-53M1E/. Załadowanie i wyładowanie wyrzutni z samochodu przeprowadza się przy użyciu dźwigu.

Wyrzutnię charakteryzują następujące dane taktyczno-techniczne:

- masa pojazdu samochodowego z wyrzutnią w położeniu transportowym	- 28270 kg
- masa wyrzutni w położeniu bojowym	- 11500 kg
- kąt załadowania wyrzutni	- 2°
- kąt obrotu w płaszczyźnie pionowej	- nieograniczony
- kąt startu rakiety w płaszczyźnie pionowej/stały/	- 48°
- zapotrzebowanie energetyczne	- 210 kW
- gabaryty wyrzutni /wys.-dług.-szerokość/	- 3,18x7,9x2,6 m
- obsługa	- 3 osoby

5.3. Maszyna załadowcza 5 Ju 24M

Maszyna załadowcza /wózek/ jest przeznaczona do automatycznego załadowania rakiety na wyrzutnię, rozładowania wyrzutni i przechowywania rakiety w ukryciu obok wyrzutni. Dla dowiezienia rakiety do wyrzutni maszyna załadowcza porusza się po szynach kolejowych łączących wyrzut-

nię z ukryciem dla rakiet. Każdą wyrzutnię obsługują dwie maszyny załadowcze.

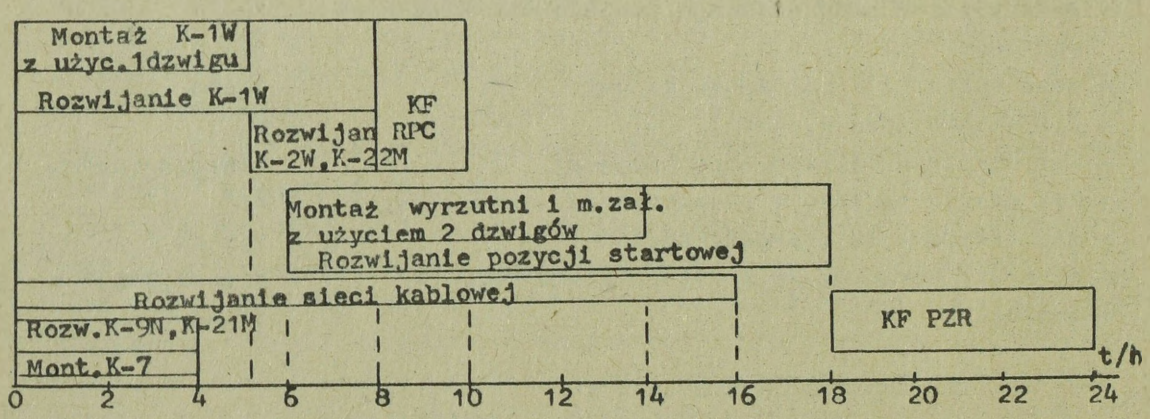
Maszynę załadowczą charakteryzują następujące dane taktyczno-techniczne:

- masa maszyny	- 4330 kg
- gabaryty /wys.-dług.-szer./	- 3,3x7,68x2,4 m
- szerokość toru	- 1524 mm
- długość toru	- 35 m
- wysokość ładowania	- 1685 mm
- obsługa	- 1 osoba

6. PRZYGOTOWANIE I SPRAWDZANIE GOTOWOŚCI PZR S-200WE DO PRACY BOJOWEJ

6.1. Rozwijanie elementów przeciwlotniczego zestawu rakietowego na stanowisku

Zestaw rakietowy rozwija się na uprzednio przygotowanym pod względem inżynieryjnym i zorientowanym topograficznie stanowisku startowym. Wykres graficzny rozwijania PZR w czasie przedstawiono na rys. 9. Czas rozwinięcia PZR nie przekracza 24 h.



Rys.9. Harmonogram rozwijania PZR S-200WE na stanowisku startowym

6.2. Włączenie do pracy i kontrola funkcjonowania PZR

Kontrolę funkcjonowania PZR przeprowadza się w celu określenia jego gotowości do pracy bojowej. W kontroli funkcjonowania /KF/ zestawu biorą udział wszystkie obsługi i cały sprzęt dywizjonu i pułku. Podczas kontroli funkcjonowania sprawdza się przede wszystkim aparaturę kierowania i wskazywania celów w kabinach K-9M i RPC oraz układ sterowania startem w kabinie K-3W.

Czas włączania RPC /$t_{wł\ RPC}$/ zawiera następujące składowe:

a/ przy zasilaniu z sieci przemysłowej:

$$t_{wł\ RPC} = t_{prz} + t_{gwn} + t_{pwn} = 20\ s + 100\ s + 25\ s = 145\ s; \qquad /1/$$

gdzie:

t_{prz} - czas przejścia RPC w rodzaj przekształcania częstotliwości;

t_{gwn} - czas gotowości RPC do włączenia wysokiego napięcia /potrzebny do rozgrzania katod klistronów/;

t_{pwn} - czas niezbędny do podniesienia wysokiego napięcia do wartości nominalnej.

b/ przy zasilaniu z elektrowni polowych ESD-200:

$$t_{wł\ RPC} = t_{wł\ ESD} + t_{prz} + t_{gwn} + t_{pwn} = 60\ s + 20\ s + 100\ s + 25 = 205\ s$$

gdzie:

$t_{wł\ ESD}$ - czas włączenia elektrowni w wariancie przyspieszonym.

7. PRZESTRZENNE I CZASOWE CHARAKTERYSTYKI PZR S-200WE

7.1. Strefa ognia PZR

Charakterystykę strefy ognia PZR S-200WE przedstawiono na rys. 10.

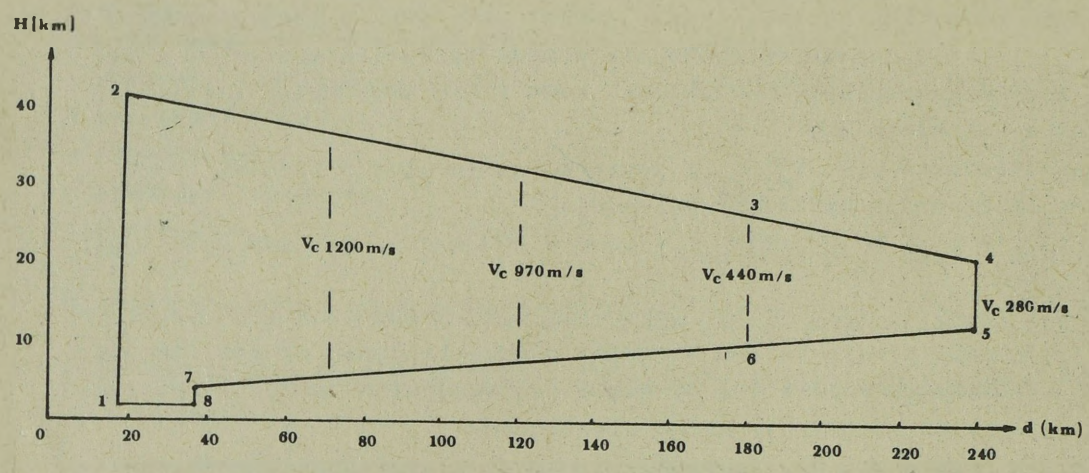
Przestrzenne możliwości PZR S-200WE charakteryzują: obliczeniowa strefa ognia i realna strefa ognia.

Obliczeniowa strefa ognia - wyznacza graniczne możliwości zestawu w niszczeniu celów powietrznych w zależności tylko od parametrów ich lotu /prędkości, wysokości i parametru kursowego celu/. Obliczeniową nazwano dlatego, że granice jej wylicza specjalistyczna EMC.

W odniesieniu do realnej, obliczeniowa strefa ognia nie uwzględnia powierzchni skutecznej odbicia /S_{sk}/ celu, przeciwdziałania przeciwnika i warunków strzelania.

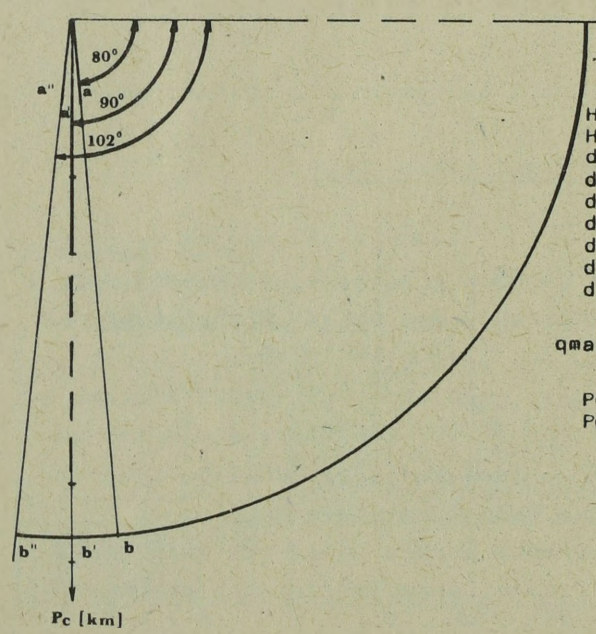
Strefę ognia wyznaczają granice: bliższa, dalsza, dolna i górna.

Bliższa granica strefy ognia /d_b/ składa się z dwóch odcinków: pierwszy odcinek 1-2 na rys. 10, przedstawia sobą pochyloną powierzch-



UWAGI

1. d = 17 km, H = 0,3 km
2. d = 20 km, H = 40,8 km
3. d = 180 km, H = 25,7 km
4. d = 240 km, H = 20 km
5. d = 240 km, H = 12 km
6. d = 180 km, H = 8,7 km
7. d = 38 km, H = 1 km
8. d = 38 km, H = 0,3 km



PARAMETRY STREFY OGNIA:

Hmax = 35 km dla d = 20,0 ÷ 80 km
Hmin = 0,3 km
ddmax = 240 km dla H = 12÷20 km
ddmax = 180 km dla H = 8,7÷25,7 km
ddmax = 334-0,34 . Vc/m/s/ dla Vc ≤ 500 m/s
ddmax = 225-0,12 . Vc/m/s/ dla Vc ≤ 500 m/s
dd = 80÷240 km dla H = 35 ÷ 20 km
dd = 38÷240 km dla H = 1 ÷ 12 km
dd = 38 km dla H = 0,3 ÷ 1 km

qmax
- 102° - dla Vc < 500 m/s i Hc > 5 km
- 90° - dla Vc ≤ 500 m/s i Hc ≤ 5 km
- 80° - dla Vc = 500 ÷ 1200 m/s

Pcmax = 236 km dla Hc = 12 ÷ 20 km
Pcmax = 178 km dla Hc = 8,7 ÷ 25,7 km

Rys. 10. Charakterystyka strefy ognia PZR S-200WE

nię powstałą poprzez obrót linii 1-2 wokół osi O-H i określony jest odległością wejścia rakiety na tor kinematyczny naprowadzanej metodą proporcjonalnego zbliżenia. Tak wyznaczona granica odnosi się do $P_c \leqslant 17$-20,5 km, natomiast przy $P_c > 17$-20,5 km granicę bliższą wyznaczają odcinki ab, a'b' i a"b" które przedstawiają powierzchnie pionowe uwarunkowane granicznymi kątami kursowymi celu /q_{max}/:

$$q_{max} = \begin{cases} \pm 80^o \text{ przy } V_c > 500 \text{ m/s} \\ \pm 90^o \text{ przy } V_c \leqslant 500 \text{ m/s i } H_c \leqslant 5 \text{ km} \\ \pm 102^o \text{ przy } V_c \leqslant 500 \text{ m/s i } H_c > 5 \text{ km} \end{cases} \qquad /3/$$

Kąt kursowy $q_{max} = \pm 80^o$ wynika ze stosunku przeciążeń rozporządzalnych /n_r/ do wymaganych /n_w/ rakiety, przy którym rakieta może kontynuować lot sterowany według określonej metody, przy czym musi być spełniony warunek $n_r \geqslant n_w$.

Kąty kursowe $\pm 90^o$ i $\pm 120^o$ są określone minimalną prędkością radialną celu w momencie startu rakiety, która w każdym przypadku powinna wynosić 100 i więcej m/s. Przy naprowadzaniu rakiety metodą proporcjonalnego zbliżenia minimalna odległość do bliższej granicy strefy ognia wynosi:

$$d_{b\,min} \begin{cases} 17 \text{ km przy } H_c = 0 \text{ km i } P_c \leqslant 17 \text{ km} \\ 20{,}5 \text{ km przy } H_c = 40{,}8 \text{ km i } P_c \leqslant 20{,}5 \text{ km} \end{cases} \qquad /4/$$

Przy naprowadzaniu rakiety metodą kombinowaną odległość do bliższej granicy zależy od wysokości lotu celu i zawiera się w przedziale 40-60 km.

<u>Dalsza granica strefy ognia /d_d/</u> - składa się z trzech odcinków: pierwszy odcinek - górny 2-3-4 na rys. 10 pochyło opadający z H=40,8 km /na odległości d = 20,5 km/ do H=20 km /na d=240 km/; drugi odcinek - przedni 4-5 na rys. 10 - którego położenie zależy od prędkości celu /V_c/, jest wyliczany w EMC według algorytmu:

$$d_d = \begin{cases} 335 - 0{,}34\ V_c \text{ m/s przy } V_c < 500 \text{ m/s;} \\ 225 - 0{,}12\ V_c \text{ m/s przy } V_c \geqslant 500 \text{ m/s} \end{cases} \qquad /5/$$

Jeżeli z wyliczenia wychodzi wartość $d_d > 240$ km to EMC wykazuje 240 km. Trzeci odcinek - dolny, składa się z dwóch części:

a/ odcinki 5-6-7 na rys. 10 pochyło opadający z H=12 km /na d=240 km/ do H=1 km /na d = 38 km/;

b/ odcinki 7-8 na rys. 10 tworzące powierzchnię cylindryczną o promieniu d = 38 km, w przedziale wysokości 0÷1 km.

Dolna granica strefy ognia /H_{min}/ - jest określona poziomem horyzontu elektromagnetycznego RPC, to jest H=0 /odcinek 1-8 na rys. 10/.

Górna granica strefy ognia /H_{max}/ - przedstawia sobą punkt o współrzędnych: d=20,5 km, H=20,8 km. Warunek $n_r > n_w$ jest zachowany do H=35 km, przy tej wysokości zadane prawdopodobieństwo zniszczenia celu /P_z/ osiąga się dwiema rakietami, natomiast powyżej H=35 km zniszczenie celu jest możliwe przy zużyciu większej liczby rakiet.

Realna strefa ognia - jest ograniczona czynnikami wykazanymi w punkcie 1.2. podręcznika, a ponadto określona jest wielkością skutecznej powierzchni odbicia celu /S_{sk}/. Na kształt i rozmiary realnej strefy ognia mają wpływ takie czynniki jak: możliwości środków rozpoznania w zakresie wykrywania i śledzenia celów powietrznych oraz odległość i dokładność wskazania celu; poziom przygotowania obsług bojowych i charakterystyki czasowe procesu pracy bojowej; jakość przygotowania techniki do pracy bojowej i wybrane rodzaje pracy bojowej RPC i GSN; warunki dyslokacji PZR w terenie /kąty zakrycia, kompleksy leśne itp./.

Pod podjęciem realnej strefy ognia należy rozumieć część obliczeniowej strefy ognia, w której zabezpieczone jest zniszczenie danego typu celu powietrznego. Określana ona jest również górną, dolną, bliższą i dalszą granicami.

Górna granica strefy ognia - określona jest charakterystykami lotnotaktycznymi ŚNP, do których zasięg zestawu w wysokości zapewnia niszczenie ich dwiema rakietami /H_{max} = 35 km/.

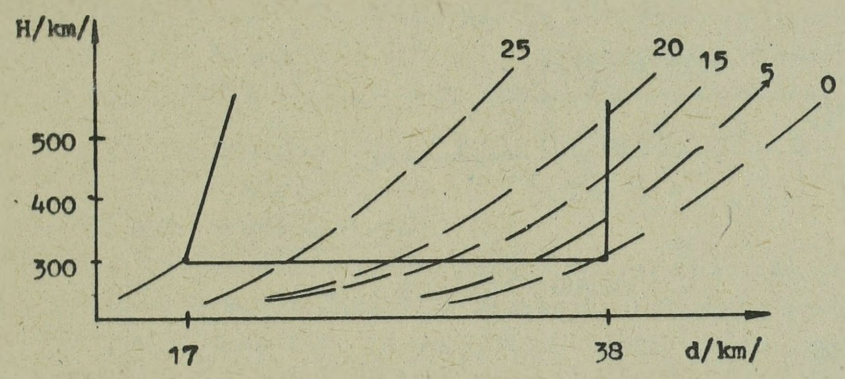
Dolna granica strefy ognia - jest uwarunkowana promieniem niezadziałania zapalnika radiowego rakiety, czyli wysokością, przy której nie zadziała on od ziemi /wody/ /H_{min} = 300 m/. W przypadku gdy GSN rakiety stabilnie śledzi cel, to strzelanie nie zależy od wysokości lotu celu /H_c/.

Większy wpływ na położenie dolnej granicy strefy ognia mają kąty zakrycia. Granica 300 m ma miejsce przy zerowych kątach zakrycia i prędkości celu $V_c \leqslant 300$ m/s.

Wpływ kątów zakrycia na wysokość dolnej granicy strefy ognia przedstawiono na rys. 11.

Bliższa granica strefy ognia - praktycznie we wszystkich warunkach pokrywa się z obliczeniową strefą ognia i zależy głównie od czasu i odległości wprowadzenia rakiety na tor kinematyczny.

Dalsza granica strefy ognia - jest określona odległością automatycznego śledzenia celu przez głowice samonaprowadzające rakiet /$d_{AS\ GSN}$/ będących na wyrzutniach. Zasięg AS GSN nazywa się odległością startu rakiet /d_{st}/, którą oblicza się według wzoru:



Rys.11. Wpływ kątów zakrycia / ε / na wysokość dolnej granicy strefy ognia

$$d_{st} = \begin{cases} d_{AS\ GSN} - V_c \cdot t_{sum}; & \text{przy } P_c = 0 \\ \sqrt{\left[\left(d^2_{AS\ GSN} - P_c^2\right)^{1/2} - V_c\, t_{sum}\right]^2 + P_c^2}; & \text{przy } P_c \neq 0 \end{cases} \qquad /6/$$

gdzie:

t_{sum} - czas oceny przez operatora kierowania GSN w odniesieniu do mocy sygnału /$P_{szumu} \geqslant 10$ dB/, wydanie sygnału "gotowa" do startu i przejścia cyklu startu rakiety. Praktycznie czas ten wynosi 10-12 s.

Odległość automatycznego śledzenia GSN określa się doświadczalnie według typowych celów:

- ciężki bombowiec/S_{sk} TU-16/;
- samolot myśliwsko-bombowy /S_{sk} MiG-17/;
- rakieta uskrzydlona.

Odległości automatycznego śledzenia GSN, określone z prawdopodobieństwem 0,5 podano w tabeli 1.

Tabela 1

Odległość automatycznego śledzenia GSN:

Typ celu	H_c /km/				
	5	5	15	25	35
Ciężki bombowiec/TU-16/	zależy od miejsca rozmieszczenia PZR, kątów zakrycia itp.	145	200	250	270
Samolot myśliwsko-bombowy /MiG-17/		110	140	145	140
Rakieta uskrzydlona		90	100	95	90

Odległość automatycznego śledzenia GSN można obliczyć ze wzoru:

$$d_{AS\ GSN} = \sqrt[4]{\frac{P_n \cdot G_n \cdot G_{GSN} \cdot \lambda^2 \cdot \gamma}{P_{o_{min}} \cdot m \cdot /4\pi/^3} \cdot S_{sk}} \qquad /7/$$

jeśli przyjąć:

$$\sqrt[4]{\frac{P_n \cdot G_n \cdot G_{GSN} \cdot \lambda^2 \cdot \gamma}{P_{o_{min}} \cdot m \cdot /4\pi/^3}} = a$$

to:

$$d_{AS\ GSN} = a \cdot \sqrt[4]{S_{sk}}$$

gdzie:

$m = \frac{P_{sygnału}}{P_{szumu}}$

γ - współczynnik polaryzacji

$P_{n/o/}$ - moc nadajnika /odbiornika/

Na przykład:

$$d_{AS\ GSN\ TU-16} = a \sqrt[4]{S_{sk}\ TU-16} \qquad /8/$$

$$d_{AS\ GSN\ B-52} = a \sqrt[4]{S_{sk}\ B-52} \qquad /9/$$

Wartości skutecznej powierzchni odbicia niektórych typów celów określone z prawdopodobieństwem 0,5 podano w tabeli 2.

Tabela 2

Skuteczna powierzchnia odbicia /m^2/:

Typ s-tu	TU 16	MiG-17	B-52	B-1A	F-111	SR-71	F-4	ASAŁM ZGSN	ASAŁM bez GSN	AŁKM
S_{sk} /m^2/	20-22	1,4-1,45	50-70	18-20	13-15	10-12	12-13	0,5-0,6	0,08-1,1	0,1-0,3

W warunkach zakłóceń aktywnych /samoprzykrycia celu/ odległość strzelania przy śledzeniu sygnału zakłócającego nie zmniejsza się, a nawet ulega zwiększeniu. Odległość automatycznego śledzenia RPC/$D_{AS\ RPC}$/ można wówczas określić z zależności:

$$D_{AS\ RPC} \leqslant 367 \sqrt{\rho^{W/MHz}} \qquad /10/$$

gdzie:

- natężenie zakłóceń

W tych warunkach wyróżnienie sygnału celu na tle zakłóceń aktywnych jest możliwe na odległościach nie mniejszych niż:

dla RPC $$D_{AS\ RPC} \leqslant 125 \cdot \sqrt{\frac{S_{sk}}{\rho}} \; ; \qquad /11/$$

dla GSN $D_{AS\ GSN} \leqslant 90 \sqrt{\frac{S_{sk}}{\varrho}}$; /12/

W warunkach zakłóceń aktywnych osłaniających, odległość strzelania z zasady zmniejsza się. Gdy zakłócenia są generowane z trzech źródeł znajdujących się w odległości 200 km, a powierzchnia skuteczna osłanianych celów S_{sk} = 10-12 m^2, to zmniejszenie odległości strzelania wynosi:

przy: ϱ = 150 W/MHz o 3-6%
ϱ = 300 W/MHz o 8-10%
ϱ = 2000 W/MHz o 25-30%.

W warunkach stosowania zakłóceń pasywnych zwiększa się prawdopodobieństwo przedwczesnego zadziałania zapalnika radiowego rakiety od sygnałów odbitych od zakłóceń. Ze względu na zmniejszenie się kątów kursowych /q/ punktu spotkania rakiety z celem zwiększa się odległość do bliższej granicy strefy ognia. W tym przypadku zachodzi zależność:

$$q \leqslant q_{sk}$$

W zależności od prędkości lotu celu skuteczny kąt kursowy /q_{sk}/ przyjmuje wartości /obliczone dla serii dwóch rakiet/:

V_c /m/s/	230	300	400	500
q_{sk}/stop/	15	47	60	70

Dla $q > q_{sk}$ do strzelania wydziela się trzy rakiety.

7.2. Możliwości przeciwlotniczego zestawu rakietowego w zakresie kolejnego ostrzeliwania celów

Dywizjon ma możliwości kolejnego ostrzeliwania celów powietrznych w strefie ognia jeżeli spełniony jest warunek:

$$\Delta t_{min} \geqslant T_c \; ; \qquad /13/$$

gdzie:

Δt_{min} - minimalna przerwa czasowa między kolejnymi celami;
T_c - czas cyklu strzelania

Cykl strzelania:

$$T_c = T_o + T_p \qquad /14/$$

T_o - czas ostrzelania celu

T_p - czas przeniesienia ognia /przygotowania strzelania do celu następnego/;

$$T_p = t_{K-9} + t_{obr} + t_{AS\ RPC} + t_n + t_{pst}; \qquad /15/$$

t_{K-9} - czas przygotowania danych wskazania celu w kabinie K-9M; czas ten wynosi: 3 s - bez weryfikacji w EMC;
8 s - z weryfikacją w EMC;

t_{obr} - czas obrotu anten RPC - odpracowania wskazania celu; czas ten wynosi: 10-12 s - przy kącie obrotu anten $\leqslant 90^o$
17-20 s - przy kącie obrotu anten $90-180^o$;

$t_{AS\ RPC}$ - czas przechwycenia celu na AS przez RPC w czterech współrzędnych/ β, ε, V, D/, wynosi on 19 s;

t_n - 14 s /niejednorodność/;

t_{pst} - czas przygotowania startu liczony od momentu uzyskania w kabinie K-3W stosunku mocy sygnału do mocy szumu równego 10 dB do momentu otrzymania sygnału "gotowa do startu" w kabinie K-2W. Czas ten wynosi 8-9 s.

Zatem:

$T_p = 8 + 11 + 19 + 14 + 8 = 60$ s; /w rodzaju pracy FKM/;

$T_p = 8 + 11 + 19 + 0 + 8 = 46$ s; /w rodzaju pracy MHP/;

$$T_o = t_{st} + t_o\ /n-1/ + t_{lr} + t_{oc}; \qquad /16/$$

gdzie:

t_{st} - czas opóźnienia startu mierzony od naciśnięcia przycisku "start" do chwili zejścia rakiety z wyrzutni. Czas ten wynosi 2 s;

t_o - odstęp czasowy między startami rakiet w serii. Jest to wartość zmienna, obliczana przez EMC według zależności:

$$t_o = 0{,}00715\ D_{ps} + 2{,}57;$$

Czas ten zawiera się w przedziale od 4-20 s

D_{ps} - odległość do punktu spotkania rakiety z celem;

n - liczba rakiet w serii;

t_{lr} - czas lotu rakiety do odpowiedniej granicy strefy ognia. Czas ten wynosi:-28 s dla H_{min} i d_b;
-212 $\pm$ 3 s dla d_d = 240 km;

t_{oc} - czas oceny rezultatów strzelania i meldunku na SD grupy. Czas oceny wynosi 3-4 s., a czas złożenia meldunku 8-9 s.

Zatem:

$T_o = 2 + /4 \div 20/ \cdot /2 \div 3 - 1/ + /28 \div 212/ + /11 \div 13/ = 45 \div 265$ s

Wobec powyższego, czas cyklu strzelania zawiera się w granicach:

$T_c = /46 \div 60/ + /45 \div 265/ = 91 \div 325$ s.

Wpływ przeładowania wyrzutni na możliwości kolejnego ostrzelania celów powietrznych

Przeładowanie wyrzutni nie ma wpływu na możliwości dywizjonu S-200WE w ostrzeliwaniu kolejnych celów, jeśli czas cyklu strzelania jest równy lub większy od czasu załadowania wyrzutni. Przedstawia to zależność:

$$\Delta T^{/n/} = \frac{N}{n} T_c \geqslant T_{pr}; \qquad /17/$$

gdzie:

$T^{/n/}$ - czas, w którym dywizjon prowadzi strzelanie gotowymi rakietami znajdującymi się na wyrzutniach;

N - liczba gotowych rakiet na wyrzutniach;

n - liczba rakiet wyznaczona na jedno strzelanie;

T_{pr} - czas załadowania wyrzutni /$t_{zał}$/ i przygotowania rakiet do strzelania - przygotowania aparatury pokładowej /t_{pap}/.

$$t_{zał} \begin{cases} = 115 \text{ s - z maszyn załadowczych;} \\ = 260 \text{ s - z STZ;} \end{cases}$$

$$t_{pap} = 60 \text{ s}$$

Przykład: dywizjon rakietowy S-200WE prowadzi strzelanie do celów powietrznych na bliższej granicy strefy ognia. Czas cyklu strzelania wynosi - 100s; liczba gotowych rakiet na wyrzutniach - 6; liczba rakiet na jedno strzelanie - 2; czy przeładowanie wyrzutni wpływa na możliwości ostrzelania celów?

Rozwiązanie:

$$\Delta T^{/2/} = \frac{6}{2} \cdot 100 = 300 \qquad /18/$$

$$T_{pr} = 115 + 60 = 175 \text{ s;}$$

$$300 > 175$$

Odpowiedź: czas przeładowania wyrzutni i przygotowania rakiet /175 s/ nie wpływa na możliwość kolejnego ostrzelania celów, gdyż potrzebny na to czas jest większy /300 s/.

Jeżeli strzelanie do celów powietrznych prowadzi grupa dywizjonów, to czas trwania cyklu strzelania grupy wynosi:

$$T_{cgr} = T_c + t_{K-9}\,/K-1/ \qquad /19/$$

gdzie:

T_{K-9} - czas opracowania wskazania celu w kabinie K-9M;

K - liczba jednoczesnych wskazań celów w kabinie K-9M.

Grupa w składzie "m" dywizjonów może odpierać nalot pojedynczych celów wchodzących kolejno w strefę ognia w odstępach czasowych nie

mniejszych od minimalnego / Δt_{min}/, określonego według zależności:

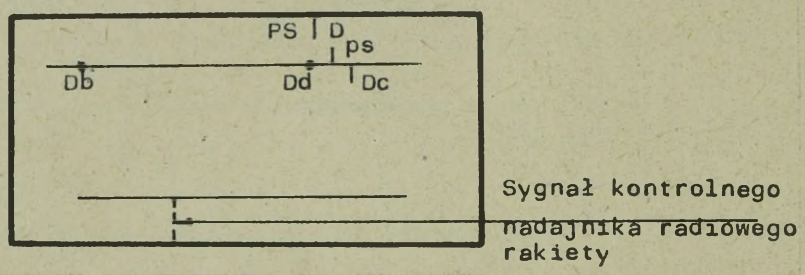
$$\Delta t_{min} \geqslant \frac{T_{cgrupy}}{m} \quad . \qquad /20/$$

gdzie: m - ilość dywizjonów rakietowych w składzie grupy.

Zobrazowanie strefy ognia na wskaźnikach SD dywizjonu S-200WE i grupy dywizjonów

Wyliczone przez ENC granice strefy ognia są zobrazowane:

a/ na SD dywizjonu /K-2W/: na górnej podstawie czasu wskaźnika startu za pomocą specjalnych znaczników, w odległościach rzeczywistych /pochyłych/. Zobrazowanie granic strefy ognia zestawu przedstawiono na rys. 12.

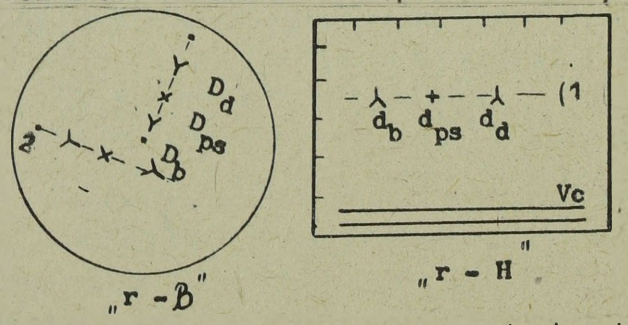


Oznaczenie:

Db - bliższa granica strefy ognia
Dd - dalsza granica strefy ognia
Dc - odległość do celu
PS - punkt spotkania rakiety z celem

Rys. 12. Zobrazowanie granic strefy ognia na wskaźniku startu w kabinie K-2W

b/ na SD grupy dywizjonów rakietowych /K-9M/: stałe zobrazowanie granic stref ognia nie występuje. Granice stref ognia dywizjonów wyświetlają się na wskaźnikach bloku KJ-931 "r- β" i "r_2-H" specjalnymi znacznikami, po naciśnięciu przycisku "liczyć". Zobrazowanie stref ognia na wskaźnikach w kabinie K-9M przedstawia rys. 13.



Rys.13. Zobrazowanie stref ognia na wskaźnikach w kabinie K-9M

8. ZASTOSOWANIE BOJOWE PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWÓW RAKIETOWYCH S-200WE W SYSTEMIE OPK

8.1. Zasady ogólne zastosowania przeciwlotniczych zestawów rakietowych S-200WE

Uwzględniając przeznaczenie przeciwlotniczych zestawów rakietowych dalekiego zasięgu, ich właściwości bojowe, a także przewidywaną niewielką liczbę tych zestawów w wojskach rakietowych OPK /początkowo 2-3 zestawy rakietowe/ oraz różnorodność celów powietrznych, jakie te wojska zwalczają w czasie odpierania uderzeń ŚNP nieprzyjaciela dochodzi się do wniosku, że zestawy rakietowe dalekiego zasięgu powinny być użyte, zwłaszcza do realizacji tych szczególnie ważnych zadań, których nie można wykonywać za pomocą innych środków walki. Zestawy rakietowe S-200WE powinny więc być użyte selektywnie, do zwalczania tylko niektórych celów powietrznych.

Dywizjony rakietowe dalekiego zasięgu[2/] mogą w szczególności niszczyć w powietrzu:

- samoloty-nosiciele rakiet skrzydlatych "powietrze-ziemia" typu SRAM i samoloty bezpilotowe z dużych odległości od obiektów przed rubieżą ich odpalenia;
- samoloty stosujące zakłócenia radioelektroniczne ze stref dyżurowania w powietrzu znajdujących się poza zasięgiem ognia PZR średniego zasięgu;
- cele lecące na dużych wysokościach z dużą prędkością /np. samoloty bombowe i rozpoznawcze lotnictwa strategicznego/.

Grupa dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu S-200WE może również być użyta do rozbijania ugrupowania ŚNP w nalocie, na dalekich podejściach, a także do niszczenia powietrznych stanowisk dowodzenia i współdziałania /np. system AWACS/.

Dywizjony rakietowe dalekiego zasięgu powinny zwalczać cele powietrzne na dalekich podejściach do najważniejszych obiektów i rejonów kraju. Powinny przy tym być wykorzystane z uwzględnieniem innych sił i środków obrony powietrznej, a zwłaszcza zestawów rakietowych bliskiego i średniego zasięgu, niszcząc w pierwszej kolejności cele, które są poza ich strefami ognia.

Zasadniczym przeznaczeniem dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu jest niszczenie samolotów-nosicieli rakiet "powietrze-ziemia" nieprzyjaciela na maksymalnych odległościach /od bronionych rejonów i obiektów/.

2/ Dywizjon rakietowy dalekiego zasięgu - dywizjon wyposażony w zestaw rakietowy dalekiego zasięgu.

Dywizjony rakietowe dalekiego zasięgu mogą być wykorzystywane zarówno w obronie organizowanej na wysuniętych rubieżach, jak również w obronie powietrznej oddzielnych najważniejszych obiektów.

Z uwzględnieniem zwalczania /niszczenia/ samolotów-nosicieli rakiet "powietrze-ziemia" przed ich odpaleniem w kierunku bronionych obiektów, odległość rubieży ugrupowania dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu od obiektu /R_{ub}/ określa następująca zależność:

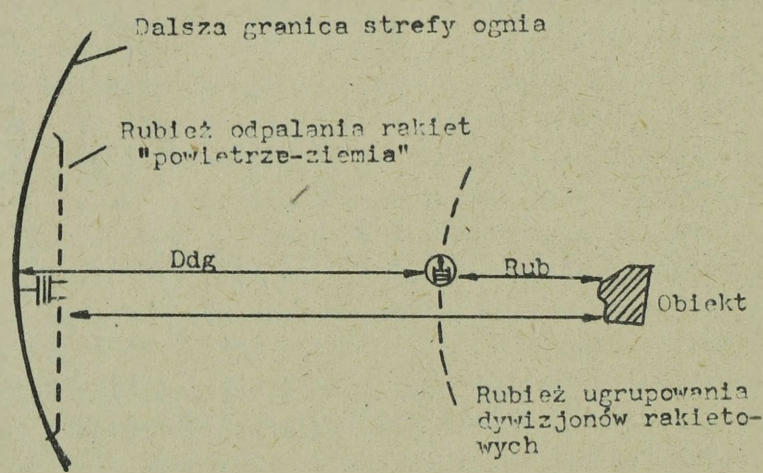
$$R_{ub} \geqslant D_{st} - D_{pd} \qquad /27/$$

gdzie:

D_{st} - odległość od obiektu do rubieży startu rakiet "powietrze-ziemia";

D_{pd} - odległość /pozioma/ do dalszej granicy strefy ognia zestawu rakietowego dalekiego zasięgu.

Ponieważ odległości rubieży startu rakiet "powietrze-ziemia" są duże, zatem dywizjony rakietowe dalekiego zasięgu w stosunku do obiektu ugrupowuje się na wysuniętych rubieżach - jak na rys. 14.



Rys.14. Odległość rubieży stanowisk dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu od obiektu

Odstępy między sąsiednimi pułkami /grupami dywizjonów/ rakietowymi dalekiego zasięgu powinny zapewniać łączność ogniową między nimi, a zarazem niezbędne przykrycie stref ognia.

Minimalne odległości między grupami dywizjonów winny ponadto zapewniać bezpieczeństwo w czasie prowadzenia ognia przez te dywizjony, możliwość zwalczania celów powietrznych w warunkach stosowania zakłóceń radioelektronicznych.

Dywizjony rakietowe dalekiego zasięgu są jednym z ważnych obiektów uderzeń przeciwnika. Doświadczenia z działań wojennych wskazują, że mogą być one atakowane zarówno przez ŚNP nieprzyjaciela, jak też z lądu i morza /w rejonie nadmorskim/. Dlatego też ich stanowiska powinny się znajdować w granicach ugrupowania dywizjonów rakietowych średniego i bliskiego zasięgu aby dywizjony rakietowe dalekiego zasięgu miały należytą osłonę. Do osłony grupy dywizjonów rakietowych wydziela się zwykle 2-3 dywizjony wyposażone w zestawy rakietowe małego zasięgu.

W obronie powietrznej obiektu grupę dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu ugrupowuje się uwzględniając w zasadzie wszystkie podstawowe wymagania, jakim powinno odpowiadać ugrupowanie sił i środków wojsk rakietowych w obronie obiektu.

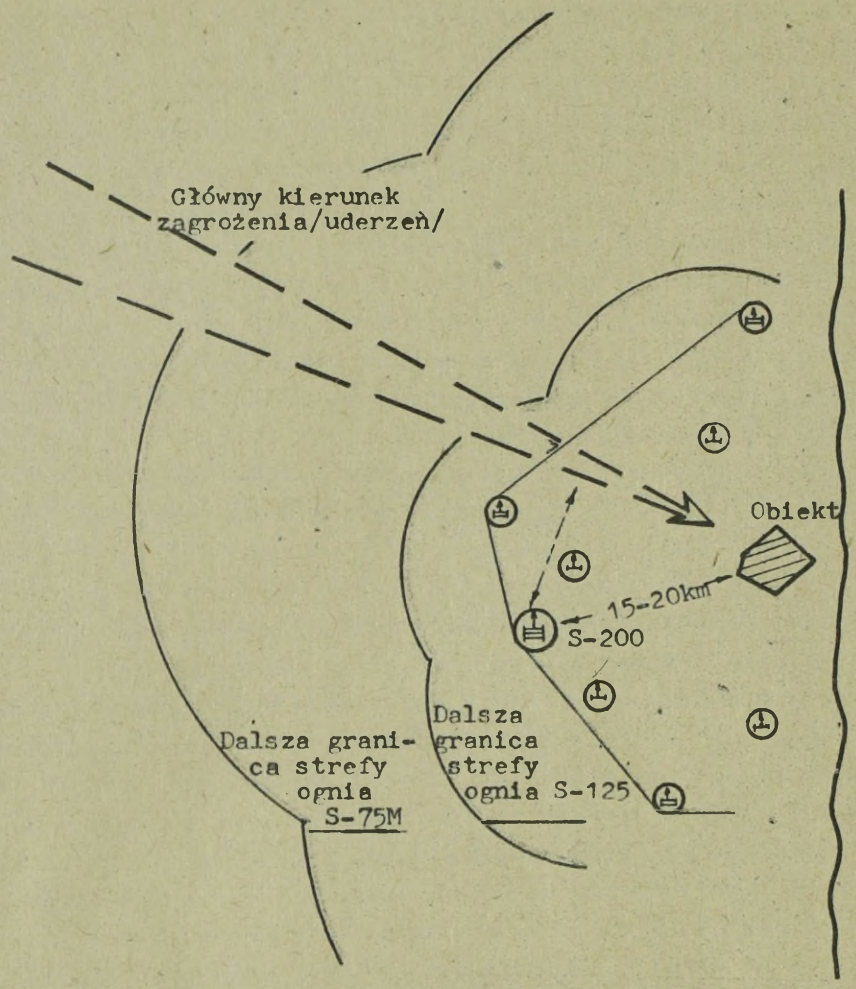
Ugrupowanie to charakteryzować mogą następujące parametry:

- odległość stanowiska grupy dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu od obiektu;
- sektor osłony obiektu;
- odległość stanowisk innych dywizjonów rakietowych względem stanowiska grupy dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu.

Odległość stanowiska grupy dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu od obiektu wynosi 15-20 km i więcej. Określa się ją uwzględniając zwalczanie samolotów nieprzyjaciela przed zrzuceniem bomb i odpaleniem taktycznych bezpilotowych środków napadu powietrznego. Odległość stanowiska grupy dywizjonów rakietowych powinna wynikać z analizy macierzy współczynników, charakteryzujących stopień wykorzystania możliwości ogniowych dywizjonów. Stanowiska dywizjonów rakietowych małego i średniego zasięgu nie powinny znajdować się w bezpośredniej bliskości grupy dywizjonów S-200WE. Minimalna odległość grupy dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu od dywizjonów średniego lub małego zasięgu powinna wynosić około 5-6 km, głównie ze względu na możliwość wzajemnych zakłóceń radioelektronicznych i bezpieczeństwa przed spadającymi silnikami startowymi rakiet.

Ze względu na możliwość stosowania przez nieprzyjaciela zakłóceń radioelektronicznych grupę dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu z zasady nie rozwija się bezpośrednio na kierunku działania ŚNP nieprzyjaciela, lecz w pewnym oddaleniu od niego - jak na rys. 15.

Wielkość przesunięcia winna uwzględniać możliwość maksymalnej realizacji możliwości ogniowych grupy dywizjonów do określonej /nakazanej/ rubieży. Przy czym należy brać pod uwagę cele powietrzne o małej skutecznej powierzchni odbicia działające pod osłoną zakłóceń radioelektronicznych.



Rys.15. Miejsce grupy dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu w obronie powietrznej obiektu

Dowodzenie grupą dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu odbywa się ze stanowiska dowodzenia brygady /dywizji/ rakietowej OPK z wykorzystaniem zautomatyzowanego systemu dowodzenia "WEKTOR-2WE". Przy czym dla dywizjonów S-200WE wykorzystuje się tyle formularzy ile jest dywizjonów w składzie grupy[3/].

Odległość do rubieży stawiania zadań bojowych związkowi taktycznemu wojsk rakietowych OPK, w którym są dywizjony rakietowe dalekiego zasięgu określa się ze wzoru:

3/ System "WEKTOR-2WE" zabezpiecza kierowanie ogniem do 14 dywizjonów rakietowych w tym nie więcej niż dwóch dywizjonów S-200WE. /Taktika Zenitnych Rakietnych Wojsk s. 218/.

$$D_{pz} = D_{pd} + V_c /2\ T_c + t_{SD}/ \qquad /28/$$

gdzie:

D_{pd} - odległość pozioma do dalszej granicy strefy ognia;

V_c - prędkość celu;

T_c - czas cyklu strzelania dywizjonu;

t_{SD} - czas roboczy SD związku taktycznego.

Dla dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu /zestawy S-200WE/przyjmuje się:

D_{pd} - 240 km

T_c - 3 min.

Obliczona z powyższego wzoru odległość rubieży stawiania zadań bojowych związkowi taktycznemu wojsk rakietowych OPK /stanowi zarazem maksymalną odległość granicy strefy współdziałania tegoż związku z lotnictwem myśliwskim.

8.2. Ugrupowanie bojowe grupy dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu S-200WE

Ugrupowanie bojowe grupy winno zapewniać:

- możliwość prowadzenia ognia do celów powietrznych z dowolnego kierunku z pełnym wykorzystaniem taktyczno-technicznych możliwości zestawów rakietowych;
- dogodne dowodzenie dywizjonami rakietowymi;
- możliwość przechowywania zapasu rakiet i doprowadzania ich do stanu ostatecznej gotowości;
- możliwość zorganizowania skutecznej obrony naziemnej.

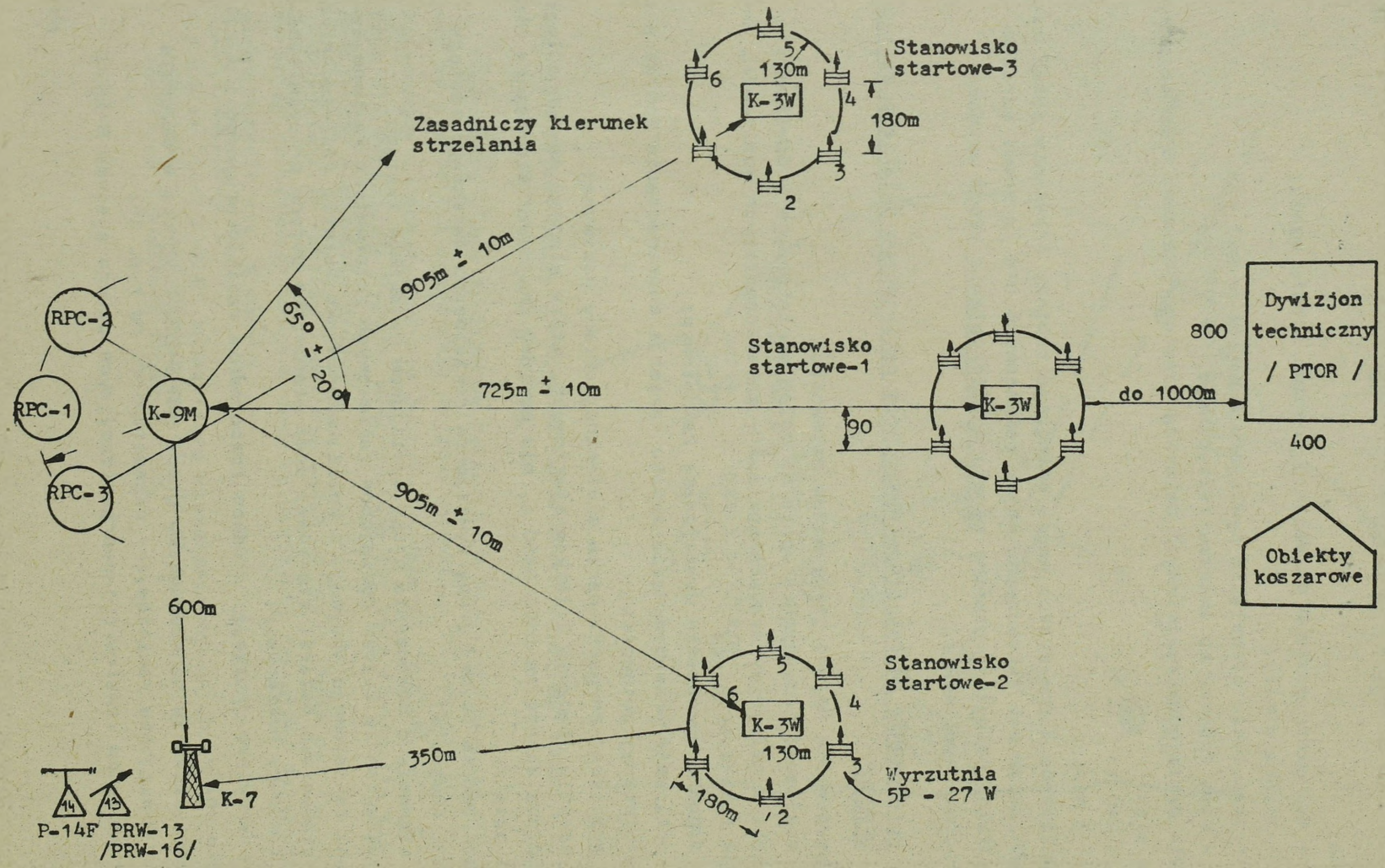
W strefie spadania silników startowych, którą stanowi obszar odległy od miejsca startu na 1400-3400 m, nie powinny znajdować się wojska własne i obiekty.

Ugrupowanie bojowe grupy dywizjonów rakietowych dalekiego zasięgu S-200WE obejmuje:

- stanowisko dowodzenia grupy dywizjonów dalekiego zasięgu;
- ugrupowanie bojowe dywizjonów rakietowych /stanowisko każdego dywizjonu rakietowego obejmuje z kolei: stanowisko baterii radiotechnicznej, stanowisko baterii startowej oraz stanowiska obrony przeciwlotniczej i obrony naziemnej/;
- stanowisko /pozycję/ środków rozpoznania radiolokacyjnego i wskazywania celów.

Rozmieszczenie na stanowisku grupy PZR S-200WE /grupa w składzie trzech dywizjonów rakietowych/ przedstawiono na rys. 16.

Ze względów konstrukcyjno-organizacyjnych całego systemu S-200WE



Rys. nr 16. Rozmieszczenie na stanowisku zestawów rakietowych S-200WE /grupa w składzie trzech dywizjonów rakietowych/

jego ugrupowanie bojowe ma określone właściwości. Polegają one na tym, że zarówno rozmieszczenie poszczególnych elementów ugrupowania, jak też odległości pomiędzy nimi /ich wzajemne położenie/ są ściśle określone. Wzajemne odległości między stanowiskami startowymi i pozycjami radiotechnicznymi powinny w szczególności wykluczać wpływ promieniowania RPC na głowice samonaprowadzające rakiet i na stan osobowy baterii startowych.

Stanowisko dowodzenia grupy dywizjonów znajduje się w kabinie K-9M. Kabinę tę rozwija się na osi /linii/ łączącej środek stanowiska baterii radiotechnicznej ze środkiem stanowiska baterii startowej jednego z dywizjonów rakietowych.

Wspomniana linia stanowi oś symetrii ugrupowania i jest przesunięta o $65^{o} \pm 20$ od głównego kierunku strzelania.

W sąsiedztwie kabiny K-9M rozmieszcza się środki elektroenergetyczne /K-21M, K-20 i pierwsza sekcja podstacji transformatorowej/ i kabinę łączności "spirala". Na okręgu o promieniu 180 m wokół kabiny K-9M rozmieszcza się RPC dywizjonów w odległościach równych 180 m między nimi. Stanowiska baterii startowych są położone w odległości 905 ± 10 m mierząc od swoich RPC do środka stanowiska, to jest do kabiny kierowania startem /K-3W/. Obok kabiny K-3W są ustawione: elektrownia polowa K-20M i druga sekcja podstacji transformatorowej PTP-320.

Na okręgu o promieniu 125-130 m od kabiny K-3W znajdują się stanowiska wyrzutni rakiet, między którymi odległość wynosi około 90 m. W odległości około 40 m od wyrzutni, w kierunku przeciwnym do RPC, rozmieszczone są hangary /schrony/ dla rakiet i dwóch maszyn załadowczych. Między hangarami i wyrzutniami są ułożone tory szynowe, po których dowozi się rakiety. Odległość między najbliższą wyrzutnią a RPC nie powinna być mniejsza niż 710 m gdyż wyklucza to wpływ bezpośredniego promieniowania RPC na GSN rakiet.

Stanowiska startowe pozostałych dywizjonów rozmieszcza się po obu stronach osi symterii ugrupowania pułku.

Pozycję stacji P-14F, przy połączeniu kablowym /ze względu na ich długość/, rozmieszcza się w odległości do 1000 m od kabiny K-9M lub 4-15 km /poza strefą spadania silników startowych/ przy połączeniu radioliniowym. Radiowysokościomierz PRW-13 jest rozmieszczony w odległości do 400 m od kabiny K-9M. Wieżę kontrolną K-7 ustawia się w odległości do 500 m od K-9M, jednak nie bliżej niż 350 m od najbliższej wyrzutni.

Teren rozmieszczenia grupy powinien spełniać szereg warunków, z których najważniejszymi są:

- ogólny obszar zabudowy grupy, w składzie trzech dywizjonów rakietowych, wymaga około 150 ha;

- łagodne wzniesienia umożliwiające uzyskanie zerowych kątów zakrycia dla anten RPC, P-14F, PRW-13 i GSN rakiet;

- w promieniu 500 m od wyrzutni kąty zakrycia, mierzone na wysokości 6,5 m od podstawy wyrzutni /i kabiny K-1/, powinny być zerowe;

- teren powinien być dogodny do wykonania prac inżynieryjno-budowlanych, rozmieszczenia i transportowania sprzętu ciężkiego o dużych gabarytach;

- obiekt powinien być powiązany z siecią dróg twardych odcinkiem drogi dwukierunkowej;

- minimalne odległości kabiny K-9M od przeszkód terenowych powinny wynosić: od linii wysokiego napięcia do 110 kV - 1 km; powyżej 110 kV - 2 km; od publicznych dróg samochodowych - 1-2 km; od elektrycznych linii kolejowych - 2 km; od korytarzy lotniczych lotnictwa komunikacyjnego - 10-20 km; od zabudowy wiejskiej - 4 km; od zabudowy miejskiej - 4-5 km;

- zapotrzebowanie całego obiektu w energię elektryczną z sieci energetycznej wynosi około 1600 kW.

x

x x

Niniejszy skrypt, stanowiący pierwsze opracowanie tematu, nie daje wszystkich niezbędnych informacji, nie wyczerpuje w pełni zagadnień. W celu zgłębienia wiadomości niezbędne jest studiowanie materiałów, które niewątpliwie, z czasem, będą napływać.

Załącznik nr 1

PODSTAWOWE CHARAKTERYSTYKI TAKTYCZNO-TECHNICZNE PZR S-200WE

Wyszczególnienie	J.m.	Dane	Uwagi
1	2	3	4
Maksymalna odległość wykrycia samolotu strategicznego	km	480	
Maksymalny zasięg strzelania do:			
- samolotu bombowego o dużej powierzchni skutecznej odbicia /S_{sk}=13-20 m^2 i V$\leqslant$1000 km/h/	km	240	
- samolotu myśliwsko-bombowego /S_{sk}=3-5 m^2/	km	160	
- samolotu myśliwskiego /S_{sk}=0,3-1 m^2/	km	85	
Odległość do bliższej granicy strefy ognia	km	17	
Wysokościowy zakres strzelania	km	0,3-40	
Maksymalny parametr lotu celu	km	236	
Zakres prędkości lotu zwalczanych celów	km/h	360-4300	/100-1200m/s/
Prawdopodobieństwo zniszczenia celu jedną rakietą		0,7-0,98	
Minimalna głębokość informacji r/lok. dla pełnego wykorzystania możliwości zestawu	km	350	
Minimalny odstęp czasowy startu kolejnych rakiet	s	5	
Kąt startu rakiet w płaszczyźnie pionowej	stopni	48	/stały/
Rozróżnialność kątowa RPC	"	0,7 i 1,4	
Rozróżnialność RPC w odległości	m	100	
Rozróżnialność RPC w prędkości	m/s	4	
Wymiary sektorów szybkiego poszukiwania celu	stopni	8 x 8 8 x 4 4 x 8 4 x 4	
Czas przestrajania RPC	h	3-4	
Moc promieniowania energii RPC	kW	3	/fala ciągła/
Wymiar kątowy charakterystyki kierunkowej anten RPC:			
- wąskiej wiązki	stopni	0,7	
- szerokiej wiązki	"	1,4	

1	2	3	4
Czułość odbiornika /przy paśmie przepuszczania 200 Hz/	W	10^{-17}	
Czas osiągnięcia gotowości zestawu do działań po ogłoszeniu alarmu:			Obsługi są przy sprzęcie
- przy zasilaniu zestawu z sieci przemysłowej	s	170	
- przy zasilaniu zestawu z elektrowni polowych	s	230	
Czas rozwijania zestawu	h	24	
Czas zwijania zestawu	h	12	

Załącznik nr 2

DANE GABARYTOWE, CIĘŻAROWE I INNE URZĄDZEŃ PZR S-200WE

Lp.	Nazwa urządzenia	Obsługa /osób/	Wysokość /m/	Długość /m/	Szerokość /m/	Ciężar /t/	Pobierana moc /kVA/	Środek ciągu /typ/	Uwagi
1.	Kabina K-9M	3	3,48	8,9	2,57	11	25	UŁ-131	
2.	Kabina K-21M	2	2,85	5,75	2,24	4	3x200	UŁ-131	
3.	Przyczepa 5Ja55 "spirala"	-	2,75	5,95	2,35	3,75	-	-	
4.	Kabina K-1W	-	11,73	12	9,1	30	32	MAZ-537	W położeniu bojowym
5.	Kabina K-2W	4	3,48	8,9	2,57	11,5	20	ZIŁ-131	
6.	Kabina K-22M	-	2,85	5,75	2,24	3,8	75	ZIŁ-131	
7.	Kabina K-3W	3	3,48	8,9	2,57	11	47	ZIŁ-131	
8.	Wyrzutnia 5P-72W	3	3,18	7,89	2,6	11,5	210	5T-53M	
9.	Maszyna załadowcza	1	3,3	7,7	2,4	4,3	-	5T-53M	
10.	Samochód transportowo-załad.	-	3,8	23,2	2,8	23,2	-	KRAZ-255	Ciągnik siodłowy
11.	Samochód do transportu rakiet	-	3,8	23,2	2,8	23,2	-	- " -	- " -
12.	Stacja kontrolno-pomiarowa	-	3,48	8,9	2,57	16	75	-	

Wydrukowano w 20 egz.
Egz.nr 1-20 Bibl.Nauk.OZS
Wyk.: zespół ofic.
Druk: PK,dn.14.10.83 r.
Druk ASG WP,nr pf-401/pf-1549/WW.
Kor. HW