



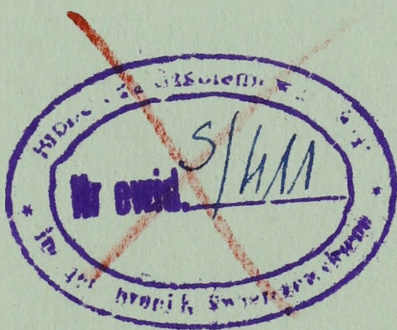
AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

KATEDRA Nr 7

Egz. nr 7

ppłk dypl. dr Stefan MAKOWSKI

Temat: PROBLEMY OBRONY PRZECIWRAKIETOWEJ
(Skrypt)



4320

1962



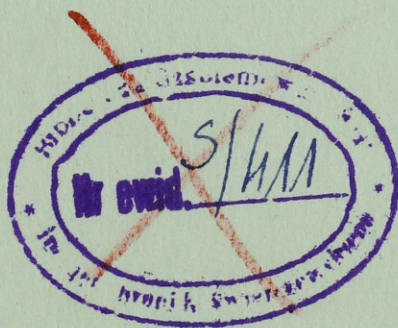
AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

KATEDRA Nr 7

Egz. nr 7

ppłk dypl. dr Stefan MAKOWSKI

Temat: PROBLEMY OBRONY PRZECIWRAKIETOWEJ
(Skrypt)



4320

A K A D E M I A S Z T A B U G E N E R A L N E G O

Im. generała Broni Karola Swierczewskiego

K A T E D R A N r 7

"ZATWIERDZAM"

SZEF KATEDRY N r 7

płk dypl.prof. Józef DAC

ppłk dypl.dr Stefan MAKOWSKI

PROBLEMY OBRONY PRZECIWRAKIETOWEJ

S k r y p t



Rembertów

wrzesień

1962 r.

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
Im. generała broni Karola Swierczewskiego

KATEDRA Nr 7

ppłk dypl.dr Stefan MAKOWSKI

PROBLEMY OBRONY PRZECIWRAKIETOWEJ

S k r y p t

Rembertów

wrzesień

1962 r.

W S T ę P

W aktualnych problemach współczesnej sztuki wojennej na jedno z czołowych miejsc niewątpliwie wysuwa się zagadnienie obrony przeciwrakietowej. Potężny rozwój współczesnych środków napadu dalekiego zasięgu wyprzedził znacznie rozwój środków obrony przeciwrakietowej. Siły zbrojne szeregu państw posiadają obecnie na uzbrojeniu rakiety o różnym przeznaczeniu i zasięgu. Broń ta znajduje coraz szersze zastosowanie i staje się podstawowym rodzajem uzbrojenia wojsk lądowych, marynarki i sił powietrznych.

We współczesnych warunkach przebieg i wynik wojny zależą bezpośrednio od tego, jakim potencjałem raketowo-nuklearnym dysponuje dane państwo i w jakim stopniu jego ludność, gospodarka i siły zbrojne zabezpieczone są przed uderzeniami rakiet nieprzyjaciela.

Konieczność rozwiązania problemu obrony przeciwrakietowej nie jest nowym zagadnieniem. Już w ostatniej fazie II wojny światowej wyłonił się problem obrony przeciwrakietowej, konkretnie zaś obrony Anglii przeciwko rakietom V-1 i V-2.

Omawiając zagadnienie obrony przeciwrakietowej należy wspomnieć o tych próbach. V-1 były to samoloty - pociski odpalane z wyrzutni betonowych. Prędkość ich nie przekraczała prędkości ówczesnych samolotów myśliwskich, ich lot można było śledzić za pomocą urządzeń radiolokacyjnych. Środkami obrony przed V-1 były samoloty myśliwskie, artyleria przeciwlotnicza oraz balony zaporowe. Łącznie w ciągu 8 i pół miesiąca Niemcy wystrzelili blisko 7500 pocisków V-1, z czego 53% zniszczyła brytyjska OPL.

W ciągu pierwszych 84 dni, tylko na Londynie spadło 2340 pocisków V-1, to znaczy prawie 40 sztuk dziennie. Później nastąpiło ostrzeliwanie Anglii pociskami balistycznymi V-2. Trwało ono pięć i pół miesiąca. Ogółem spadło na Anglię 1115 pocisków V-2. Zasięg tego pocisku wynosił około 330 km, pułap - około 100 km, prędkość w końcu aktywnego odcinka lotu osiągała 1530 m/sek, czas lotu - około 5 minut. Wszystko to czyniło zestrzelenie pocisku V-2 praktycznie zamierzeniem nieosiągalnym.

Jakie doświadczenia zdobyto oraz jakie wnioski można wyciągnąć z tego pierwszego zastosowania samolotów pocisków i rakiet balistycznych dla celów wojennych?

Ogólnie biorąc można je scharakteryzować następująco:

1. Obrona przeciwlotnicza zniszczyła prawie 4000 pocisków V-1, natomiast ani jednej rakiety V-2.
2. Pomimo regularnego bombardowania wyrzutni V-1 oraz zaangażowania dużych sił OPL, 2340 samolotów - pocisków osiągnęło cel, jakim w ciągu 84 dni był Londyn.
3. Uderzenia lotnictwa oraz inne rodzaje prób zniszczenia wyrzutni V-2 nie przeszkodziły odpaleniu 1359 tych pocisków na Londyn i 2520 na inne cele /Paryż, Antwerpia itd/.
4. W późniejszym okresie urządzenia radiolokacyjne wykryły znaczną ilość pocisków balistycznych V-2, w większości przypadków na 50-60 sekund przed osiągnięciem celu.
5. Pomimo zmasowanych nalotów na wyrzutnie V-1 nie można było przeszkodzić odpaleniu w ciągu 84 dni blisko 7000 samolotów-pocisków. A przecież wyrzutnie te skoncentrowane były na stosunkowo małej powierzchni /na wybrzeżu między Dunkierką i Entretat, później zaś w Holandii/.

Doświadczenia drugiej wojny światowej oraz badania prowadzone w okresie powojennym dobitnie wskazują, że zwykłe środki obrony przeciwlotniczej - lotnictwo myśliwskie, artyleria przeciwlotnicza oraz większość rakiet przeciwlotniczych nie są w stanie przechwycić i zniszczyć rakiet w czasie lotu.

Do prowadzenia walki z nowoczesnymi środkami napadu konieczne są specjalne systemy obrony.

R O Z D Z I A Ł I.

LOT RAKIETY BALISTYCZNEJ

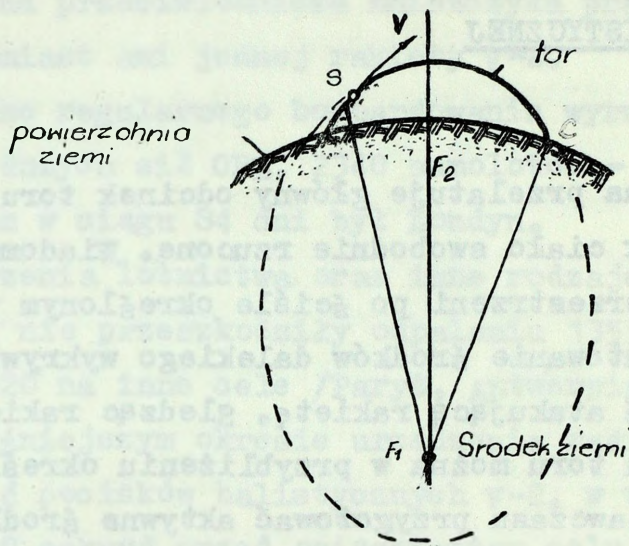
1. tor lotu.

Rakieta balistyczna przelatuje główny odcinek toru lotem niekierowanym, podobnie jak ciało swobodnie rzucone. Wiadomo, że takie ciało porusza się w przestrzeni po ściśle określonym torze. Umożliwia to wczesne zorientowanie środków dalekiego wykrywania tak, aby jak najwcześniej wykryć atakującą raketę, sledząc raketę na stosunkowo niedużym odcinku toru można w przybliżeniu określić jaki obiekt jest celem ataku i zawczasu przygotować aktywne środki obrony, wreszcie, istnieje realna możliwość dokładnego określenia punktu przechwycenia rakiety przez aktywne środki obrony przeciw-rakietowej.

Atakujący będzie usiłował uniemożliwić realizację wymienionych przedsięwzięć, jeden z możliwych sposobów polega na programowaniu zmiany ostatniego odcinka toru lotu rakiety, na którym będzie ona atakowana przez środki obrony. Inny sposób będzie polegał na stosowaniu pozornych celów i wytwarzaniu różnych zakłóceń. Nie rozwijając na razie tych zagadnień, które odnoszą się już do dziedziny obrony przeciw-rakietowej, omówię tor rakiety balistycznej.

Od momentu wyłączenia silnika, co następuje na dużej wysokości, gdzie opór powietrza jest tak mały, że można go nie uwzględniać, do momentu powtórnego wejścia w gęste warstwy atmosfery, można przyjąć, że rakieta porusza się pod działaniem tylko jednej siły - tj. siły przyciągania ziemskiego. Wiadomo, że w takim przypadku tor lotu będzie elipsą, przy czym środek ziemi jest jednym z ognisk tej elipsy. Rakieta porusza się po elipsie, gdy nadano jej prędkość mniejszą od drugiej prędkości kosmicznej, która przy powierzchni ziemi wynosi 11190 m/sek. Przy prędkości 11190 m/sek rakieta będzie leciała po paraboli, a przy większej prędkości - po hiperboli. Charakter toru eliptycznego zależy od wielkości i kierunku wektora prędkości rakiety w punkcie końcowym aktywnego odcinka toru. Wymiary, kształt i ciężar rakiety nie mają już wpływu na kształt jej toru, ponieważ lot wykonywany jest praktycznie w próżni. W miarę

zwiększania prędkości wzrasta odległość lotu rakiety.



Rys.1. Tor eliptyczny ciała poruszającego się w polu przyciągania ziemi, za granicami atmosfery / F_1 i F_2 - ogniska elipsy. Ognisko F_1 pokrywa się z Środkiem ziemi/.

Dla celów wojskowych nie ma sensu nadawać rakiecie prędkości większej od 7900 m/sek, którą nazywa się pierwszą prędkością kosmiczną, ponieważ już przy takiej prędkości rakietą mogłaby latać wokół ziemi jak sputnik. Pierwszej prędkości kosmicznej odpowiada nieograniczona odległość strzelania, a dla osiągnięcia dowolnego obiektu na powierzchni ziemi rakiecie wystarczy nadać prędkość mniejszą od 7900 m/sek. Dowolne dwa punkty na powierzchni ziemi można połączyć nieskończoną ilością torów eliptycznych, ale istnieje tylko jeden taki tor lotu, który przy optymalnym stosunku między kątem lotu w chwili wyłączenia napędu a prędkością w tym punkcie, zapewnia największy zasięg.

Tor taki nazywa się optymalnym, ponieważ wymaga on minimalnej prędkości przy końcu aktywnego odcinka a co zatem idzie - minimalnej energii przy starcie rakiety. Każdy, nawet nieznaczny wzrost prędkości wymaga dużego zwiększenia zapasu paliwa, a tym samym ciężaru startowego rakiety. W związku z tym stosowanie torów, różnych od optymalnych jest absolutnie niecelowe. Wyjątki mogą być w przypadku strzelania na odległości znacznie mniejsze, od odległości maksymalnej, właściwej dla danej rakiety.

Niektóre ważniejsze charakterystyki torów optymalnych, odpowiadające odległościom strzelania od 1000 do 10000 km podane są w tabeli 1 /według "The Airplone" 1956 r./.

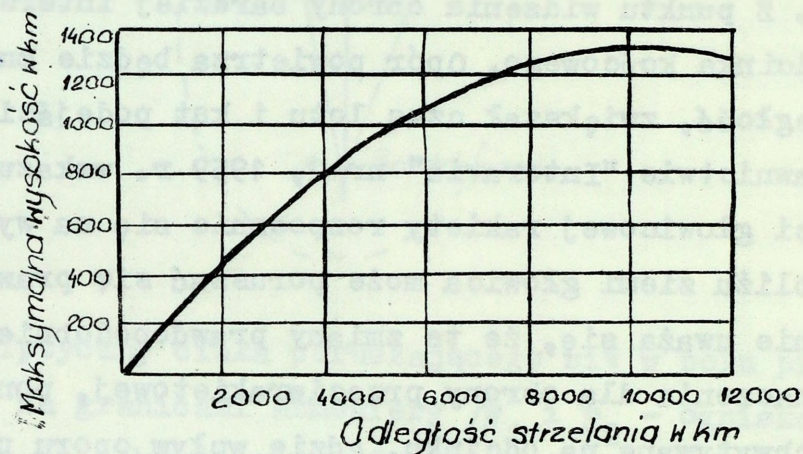
Wielkości podane w tabeli, obliczono w założeniu, że cały lot rakiety odbywa się w próżni, po torze eliptycznym. W rzeczywistości, zarówno początkowy jak i końcowy odcinek toru, różnią się od obliczonych. Z punktu widzenia obrony bardziej interesujący jest kształt odcinka końcowego. Opór powietrza będzie zmniejszał prędkość i odległość, zwiększał czas lotu i kąt podejścia rakiety do celu. W wydawnictwie "Interavia" nr 2, 1959 r. wskazuje się, że hamowanie części głowicowej rakiety rozpocznie się na wysokości około 100 km, a w pobliżu ziemi głowica może poruszać się prawie pionowo. Jednak przeważnie uważa się, że te zmiany prawdopodobnie nie będą miały dużego znaczenia dla obrony przeciwrakietowej, ponieważ rakietę będzie przechwytywana na odcinku, gdzie wpływ oporu powietrza będzie jeszcze nieznaczny.

Tabela 1

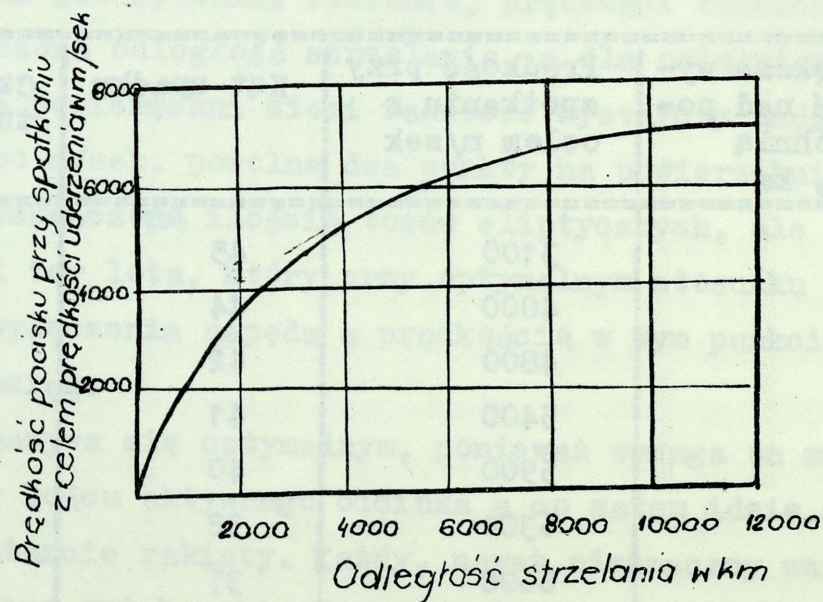
Podstawowe parametry torów optymalnych /bez uwzględnienia oporu powietrza/

Odległość km	Największa wysokość nad powierzchnią ziemi, km	Prędkość przy spotkaniu z celem m/sek	Kąt upadku	Czas lotu min.
1000	260	3100	45	9
2000	460	4000	44	12
3000	650	4800	42	15
4000	820	5400	41	18
5000	970	5900	40	21
6000	1100	6300	38	24
7000	1190	6600	37	26
8000	1270	6850	35	29
9000	1300	7100	34	31
10000	1320	7300	32	33
12000	1270	7500	27	36

Oprócz tego, takie parametry, jak maksymalna wysokość optymalnego toru nad powierzchnią ziemi i prędkość rakiety przy spotkaniu z celem /w momencie upadku/, przedstawiono w postaci wykresów /rys.2 i 3/.



Rys.2. Maksymalna wysokość rakiet balistycznych przy locie po torach optymalnych.



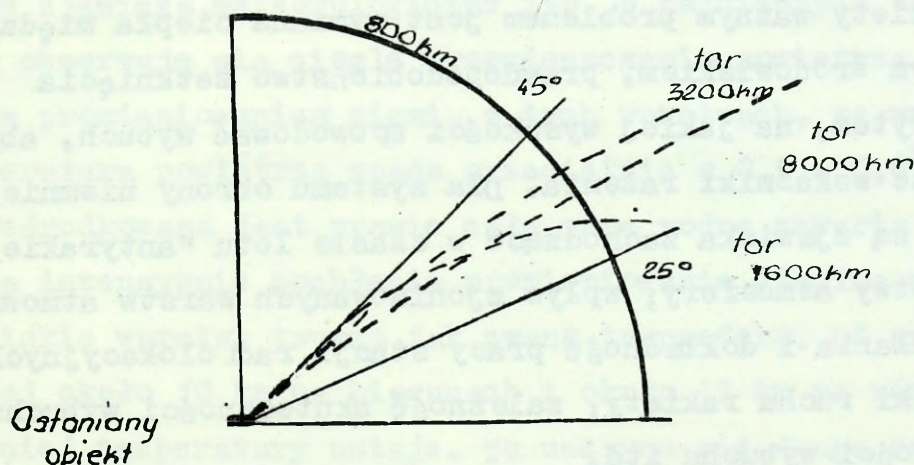
Rys.3. Prędkość rakiety przy spotkaniu z celem.

Rozpatrując rys.2 łatwo spostrzec interesującą osobliwość torów optymalnych. Okazuje się, że ze wzrostem odległości maksymalna wysokość toru powiększa się tylko do określonej granicy, równej około 1300 km,

a przy zwiększaniu odległości ponad 10000 km nawet się zmniejsza. Na rys. 3 przedstawione są prędkości zблиżania się rakiet balistycznych do celów. Prędkości te nie są nieograniczone, natomiast dążą do granicy, równej pierwszej prędkości kosmicznej. Ciekawe wnioski wynikają z analizy kątów, które tworzą tory optymalne z poziomem w punkcie upadku rakiety.

Okazuje się, że zakres kątów, pod którymi rakiety zблиżają się do celów jest stosunkowo nieduży /patrz tabela 1/. Przy ogromnym zakresie zmiany odległości strzelania od 1000 do 12000 km, kąty te zmieniają się tylko o 18° /od 27° do 45° /.

Dla rakiet strategicznych, o zasięgach od 1000 do 10000 km kąt ten zmienia się w jeszcze mniejszym zakresie, nie przekraczającym 13° . Uwzględniając to, można oczekiwać, że w rejonie osłanianego obiektu dostatecznie długie odcinki optymalnych torów będą leżały tylko w wąskim sektorze kątów podniesienia.



Rys. 4. Rozmieszczenie torów optymalnych względem obiektu

Rys. 4 przedstawia rozmieszczenie torów optymalnych względem obiektu. Tory te odpowiadają odległościom strzelania 1600, 3200 i 8000 km. Wszystkie trzy tory leżą w sektorze kątów podniesienia od 25° do 45° . Nieduża rozpiętość tego sektora ułatwia zdalne wykrywanie rakiet z rejonu osłanianego obiektu.

2. Atmosfera ziemska

Atmosfera ziemska jest środowiskiem, w którym poruszają się rakiety balistyczne. Każda taka rakietka dwukrotnie przelatuje przez dolne, gęste warstwy atmosfery, przy czym drugi raz wchodzi w atmosferę z ogromną prędkością. W związku z tym wynikają następujące problemy: Czy rakietka nie spali się w czasie lotu w atmosferze? Jakie siły aerodynamiczne działają na raketę w locie i do jakiej wysokości należy je uwzględniać? Jak wpływa atmosfera na tor i czas lotu rakiety? Właściwości charakterystyczne dolnych gęstych warstw atmosfery mają również duże znaczenie dla systemu obrony, ponieważ "antyrakietki", przed przechwyceniem celu również muszą przebyć te warstwy atmosfery. Zarówno dla konstruktorów raket jak i systemu obrony przeciwraketowej duże znaczenie posiada również znajomość wyższych warstw atmosfery. Chodzi tu o wpływ środowiska na lot rakiety, nawet w strefie bardzo rozrzedzonego powietrza, wpływ na odległość wykrycia, dokładność określenia położenia rakiety oraz jej toru. Dla konstruktora rakiety ważnym problemem jest wymiana ciepła między raketą i otaczającym środowiskiem, prawdopodobieństwo zetknięcia się rakiety z meteorytem, na jakiej wysokości spowodować wybuch, aby uzyskać jak najlepsze wskaźniki rażenia. Dla systemu obrony niemniej ważnym zagadnieniem są zjawiska zachodzące w czasie lotu "antyrakietki" przez górne warstwy atmosfery; wpływ zjonizowanych warstw atmosfery na odległość działania i dokładność pracy stacji radiolokacyjnych określających czynniki ruchu rakiety; zależność skuteczności wybuchu antyrakiety od wysokości wybuchu itd.

Współczesna nauka nie może udzielić wyczerpującej odpowiedzi na wszystkie pytania związane z budową i właściwościami atmosfery. Pomimo, że badania meteorologiczne prowadzi się już od wielu lat dotychczas zbadano dokładnie tylko dolne warstwy atmosfery do wysokości 30 km. Uzasadnia się to w znacznym stopniu tym, że do niedawna nie było środków technicznych do bezpośrednich badań górnych warstw atmosfery, jeszcze niedawno do takich badań stosowano balony, samoloty, sondy balonowe. Największa wysokość, na którą mógł wznieść się człowiek wynosiła około 30 km. Współczesna technika raketowa wydatnie poszerza zakres wysokości, dostępnych dla bezpośrednich badań.

współczesne rakiety badawcze osiągają wysokości do 4000 km. Problem w tym, że czas przebywania takich rakiet w górnych warstwach atmosfery jest stosunkowo krótki /mierzony w minutach/. Cennym źródłem informacji są sputniki wyposażone w odpowiednią aparaturę pomiarową i umożliwiające prowadzenie badań w ciągu wielu miesięcy. Z różnych doświadczeń wynika, że atmosfera rozciąga się do wysokości przekraczającej 1000 km. Ogromna masa atmosfery jest nierównomiernie rozmieszczona na różnych wysokościach. Około połowy atmosfery zawiera się w najniższej warstwie o grubości 5,5 km, a warstwa o grubości 20 km zawiera 94% całej masy powietrza atmosferycznego.

Najważniejszymi parametrami atmosfery są: gęstość i temperatura. Gęstość wpływa bezpośrednio na wielkość siły aerodynamicznej. Ze zmianą temperatury zmienia się prędkość dźwięku, a razem z nią charakter opływu ciał. Duże znaczenie ma również skład chemiczny atmosfery. Stan atmosfery, szczególnie jej niższych warstw jest bardzo zmienny. Na temperaturę, gęstość i ciśnienie powietrza wpływa nie tylko wysokość, ale także szerokość geograficzna, pora roku i doby, różne zjawiska meteorologiczne itp. W najniższych warstwach atmosfery obserwuje się ciągle przemieszczanie powietrza, związane z cieplnym promieniowaniem ziemi. W tych warstwach, ze wzrostem wysokości temperatura powietrza spada przeciętnie o $0,5 - 0,6^{\circ}$ na każde 100 m. Tu ześrodkowana jest prawie cała para wodna zawarta w powietrzu, która intensywnie pochłania promieniowanie ciepłe ziemi.

Te niskie warstwy tworzą tak zwaną troposferę. Od pewnej wysokości, równej około 10 km na biegunach i około 17 km na równiku, spadek średniej temperatury ustaje. Tu zaczyna się druga część atmosfery - stratosfera, której granica sięga do wysokości 60-80 km.

W dolnych warstwach stratosfery temperatura przy zmianie wysokości prawie nie ulega zmianie i dla każdej szerokości geograficznej jest w przybliżeniu stała /około -45° C na biegunach i $55-57^{\circ}$ C na średnich szerokościach/. Stałość temperatury obserwuje się do wysokości około 30 km. Przy dalszym zwiększaniu wysokości temperatura powietrza stopniowo wzrasta i na wysokości 45-55 km jest dodatnia. Ten wzrost temperatury objaśnia się istnieniem warstwy ozonu, który intensywnie pochłania ultrafioletowe promieniowanie słońca. Na wysokościach 55 - 60 km temperatura ponownie się obniża. Na górnej

graniczy stratosfery temperatura powietrza wynosi około $60-80^{\circ}\text{C}$. Najwyższa warstwa powietrza, leżąca nad stratosferą nazywa się jonosferą. Znajduje się tam kilka silnie zjonizowanych warstw powietrza. Ze wzrostem wysokości temperatura w jonosferze powiększa się. Ten wzrost temperatury związany jest z promieniowaniem słonecznym i bombardowaniem atmosfery cząstkami kosmicznymi, a także obecnością pewnej ilości pyłu kosmicznego, pochłaniającego promieniowanie słońca. Meteoryty, wchodzące w atmosferę ziemską z prędkościami $20-60\text{ km/sek}$, zapalają się w dolnych warstwach jonosfery na wysokościach $130 - 80\text{ km}$.

Ze wzrostem wysokości gęstość powietrza szybko się zmniejsza. Na wysokości 10 km gęstość powietrza wynosi $0,32$ a na wysokości 40 km - tylko $0,003$ gęstości na powierzchni morza.

Odnośnie składu chemicznego powietrza, to na podstawie badań wykonanych przy pomocy rakiet stwierdzono, że aż do dużych wysokości rzędu $200 - 300\text{ km}$, skład chemiczny zmienia się nieznacznie. Podstawowymi składnikami cząstek powietrza nawet na bardzo dużych wysokościach są azot i tlen przy czym ich stosunek procentowy jest mniej więcej stały. Duże wahania elementów meteorologicznych powodują poważne trudności przy badaniach teoretycznych i obliczeniach, a także przy porównywaniu wyników doświadczeń, wykonanych w różnych warunkach.

Aby wyeliminować te braki, wykorzystuje się tak zwaną międzynarodową standartową atmosferę /MSA/, opartą na średnich wartościach elementów meteorologicznych dla różnych wysokości.

Obecnie, siły aerodynamiczne oraz ich wpływ na kształt toru i czas lotu rakiety uwzględnia się tylko dla wysokości do $100-120\text{ km}$.

Meteoryty rozsiane w przestrzeni międzyplanetarnej nie mogą stanowić jakiegokolwiek realnego zagrożenia dla rakiety balistycznej. W większości przypadków są to drobne cząsteczki o masie nie przekraczającej części grama, jednak poruszające się z dużymi prędkościami. Takie cząsteczki całkowicie spalają się w dolnych warstwach atmosfery, jednak w wyższych warstwach zetknięcie się takiej cząsteczki z rakieta jest możliwe.

Trudno przewidzieć jaka masa cząsteczki może spowodować uszkodzenie rakiety. Na podstawie długotrwałych lotów sputników można stwierdzić, że prawdopodobieństwo uszkodzenia rakiety przez meteor jest znikomo

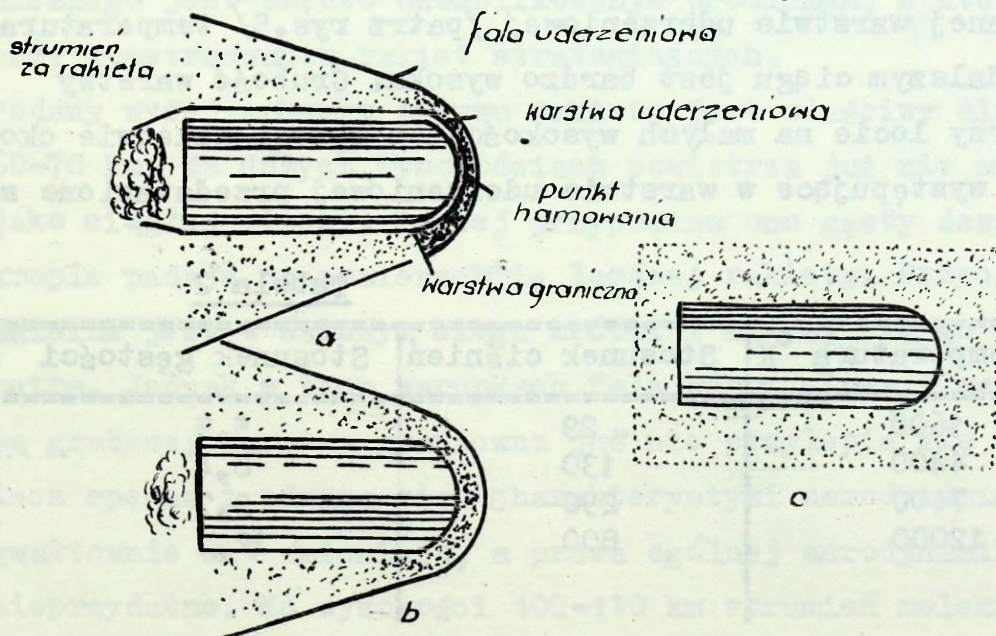
małe i można go nie uwzględniać.

Meteory, nie zagrażając praktycznie rakietom balistycznym mogą wpływać ujemnie na pracę środków dalekiego rozpoznania takich rakiet. Nie wyklucza się możliwości, że będą one stanowiły cele pozorne, a środki dalekiego wykrywania będą musiały odróżnić meteory od głowic rakiet balistycznych.

Zjonizowane warstwy powietrza w jonosferze mogą również ujemnie wpływać na dokładność określenia współrzędnych i toru lotu rakiety.

3. Osobliwości lotu naddźwiękowego.

Warunki, w których odbywa się lot rakiety balistycznej są zupełnie wyjątkowe, zarówno z punktu widzenia charakterystyk samej rakiety jak i charakterystyk otaczającego ją środowiska. Mówiąc o samej rakiecie trzeba mieć na uwadze przede wszystkim prędkość jej lotu. Prędkość ta wielokrotnie przekracza prędkość rozchodzenia się dźwięku i należy do zakresu prędkości większych od 5M. Mówiąc o środowisku ma się na uwadze niesłychanie rozrzedzone górne warstwy atmosfery, w których odbywa się lot rakiety. Problemom takich lotów poświęca się wiele artykułów w różnych wydawnictwach zagranicznych. Jako przykład można przytoczyć artykuł dra Pattersona opublikowany w trzech numerach miesięcznika "Canadian Aeronautical Society" /styczeń, luty i marzec 1958 r./. Według poglądów zagranicznych, ogólny obraz opływu rakiet, przedstawia się tak jak na rys.5.



Rys.5. Schemat opływu rakiety przy locie na wysokościach
a - od 0 do 60-70 km; b - od 60-70 do 100-110 km;
c - ponad 140-150 km.

Na małych wysokościach, powietrze można rozpatrywać jako ciągłe środowisko, podobne do cieczy. Przy locie na takich wysokościach, znane prawa aerodynamiki prawidłowo odzwierciedlają faktyczne zjawiska i umożliwiają wykonanie wszystkich niezbędnych obliczeń. Na takich wysokościach powietrze składa się głównie z molekuł azotu i tlenu, przy czym jeden centymetr sześcienny na poziomie morza przy temperaturze 0°C zawiera $2,6 \cdot 10^{19}$ molekuł, a przeciętna droga, którą przebywa molekula między dwoma zderzeniami z innymi molekułami, wynosi mniej niż 0,1 mikrona.

Zaburzenia spowodowane poruszającym się ciałem, rozchodzą się we wszystkich kierunkach z prędkością dźwięku, jeżeli prędkość ciała jest większa od prędkości dźwięku, to powstaje fala uderzeniowa, w której powietrze silnie się zgęszcza i nagrzewa do bardzo wysokich temperatur. Na przykład, przy locie z prędkością $M=16$ na wysokości 30000 m temperaturę frontu fali uderzeniowej w pobliżu punktów hamowania strumienia ocenia się na 15000° .

W takich warunkach właściwości powietrza wydatnie się zmieniają. Przy temperaturze około 2000° molekuly powietrza zaczynają rozpadać się na atomy, a przy temperaturze około 4500° rozpoczyna się jonizacja tych atomów, połączone z wydzielaniem swobodnych elektronów. Oprócz tego atomy tlenu i azotu tworzą związki chemiczne, przy czym najczęściej powstaje tlenku azotu /NO/. W mniejszych ilościach tworzy się również dwutlenek azotu /NO₂/ i tlenek azotawy /N₂O/ za frontem fali, w tak zwanej warstwie uderzeniowej /patrz rys.5/ temperatura spada, lecz w dalszym ciągu jest bardzo wysoka. Grubość warstwy uderzeniowej przy locie na małych wysokościach wynosi zaledwie około 1 mm. Warunki, występujące w warstwie uderzeniowej przedstawione są w tabeli 2.

Tabela 2

Liczba M	Temperatura $^{\circ}\text{K}$	Stosunek ciśnień	Stosunek gęstości
5	1600	29	5,5
10	4400	130	8,4
15	7400	290	9,7
25	12000	800	12,1

Powietrze przyklepia się do ciała i tworzy na nim cienką warstwę. Tę warstwę nazywa się warstwą graniczną. Średnia prędkość powietrza względem ciała zmienia się w tej warstwie od bardzo małej wielkości, bezpośrednio przy powierzchni ciała, do całkowitej prędkości lotu ciała na zewnętrznej granicy warstwy. Świadczy to o istnieniu tarcia, zarówno między powierzchnią ciała i powietrzem oraz między oddzielnymi warstwami powietrza wewnątrz warstwy granicznej. W wyniku tarcia powietrze w granicznej warstwie i powierzchnia ciała nagrzewają się. Reakcje powstawania tlenków azotu zalicza się do endotermicznych. Towarzyszy im pochłanianie ciepła z otaczającego środowiska. Z tego wynika, że synteza azotu i tlenu pochłania pewną część ciepła z fali uderzeniowej. Ciepło to wydziela się powtórnie w czasie rozpadu powstałych związków, co występuje przy temperaturze $1200-1300^{\circ}$. Taka temperatura może powstać w warstwie granicznej. Duży wpływ mają również kształt i gładkość powierzchni rakiety; od tych czynników zależy charakter opływu i struktura warstwy granicznej.

Pomimo tego, że fala uderzeniowa porusza się przed ciałem, powierzchnia ciała, szczególnie w pobliżu punktów hamowania, nagrzewa się intensywnie. Przy bardzo wysokich prędkościach lotu w gęstych warstwach atmosfery temperatura przewyższa punkty topnienia najbardziej odpornych termicznie materiałów. Eliminowanie nagrzewania aerodynamicznego jest bardzo skomplikowanym problemem, z którym stykamy się przy konstruowaniu rakiet strategicznych.

Podany wyżej schemat opływu rakiety jest właściwy dla wysokości 60-70 km. Na dużych wysokościach powietrza już nie można rozpatrywać jako ciągłej cieczy. Raczej przypomina ono gęsty deszcz, którego krople padają na powierzchnię lecącej rakiety. Przeciętny przebieg malekuł jest w dalszym ciągu krótki i mierzy się go częściami milimetra. Jednak w tych warunkach fala uderzeniowa i warstwa graniczna są grubsze; warstwa graniczna już nie przyklepia się do powierzchni, lecz spełza i odrywa się. Charakterystyki aerodynamiczne środowiska gwałtownie się zmieniają, a prawa ogólnej aerodynamiki stają się nieprzydatne. Na wysokości 100-110 km strumień molekuł i atomów jest jeszcze mniejszy.

Przeciętny przebieg molekuł na tej wysokości wyraża się już w centymetrach. Głównym czynnikiem, wpływającym na lot rakiety staje się bombardowanie jej powierzchni przez atomy i molekuły powietrza. Na wysokości 140-150 km i wyżej gęstość powietrza jest tak mała, że przeciętny przebieg atomów i molekuł mierzy się już w metrach. Cząstki powietrza są tutaj tak rzadkie, że nie może powstać, ani fala uderzeniowa, ani warstwa graniczna. Matematyczna analiza tych zjawisk jest niesłychanie skomplikowana i dotychczas nie zakończona. Dlatego większe znaczenie mają badania doświadczalne. Z przeprowadzonych doświadczeń wynika bardzo ciekawy wniosek. Mianowicie ustalono, że w silnie rozrzedzonym powietrzu uderzenia molekuł mogą spowodować silniejsze nagrzanie powierzchni ciała niż tarcie w czasie lotu z tą samą prędkością w gęstszych warstwach atmosfery. Nie trudno wyjaśnić to zjawisko. Wystarczy wspomnieć, że w tych warunkach molekuły bezpośrednio stykają się z powierzchnią rakiety, ponieważ nie ma warstwy granicznej. Z faktu intensywniejszego nagrzewania się rakiety w rozrzedzonym powietrzu jeszcze nie wynika, że rakietę zacznie się topić już na wysokościach 150 km i więcej. Po pierwsze, w rozrzedzonym powietrzu ciało szybko traci ciepło w wyniku promieniowania. Po drugie, na bardzo dużych wysokościach gęstość powietrza jest jednak bardzo mała i sumaryczny efekt nagrzania spowodowanego bezpośrednimi uderzeniami cząstek powietrza nie może spowodować nagrzania powierzchni ciała do bardzo wysokich temperatur. Według powszechnego zdania specjalistów zagranicznych, nagrzewanie aerodynamiczne i powstawanie zjonizowanego śladu za lecącą rakietą ma duże znaczenie i powinno być uwzględniane przy projektowaniu środków obrony przeciwrakietowej.

4. Głowica rakiety

Charakterystyka lotu rakiety będzie niepełna, jeśli ograniczymy się tylko do toru rakiety i środowiska, w którym się porusza. Rzecz w tym, że przeważnie rakietę nie leci jako jedna całość. Większość współczesnych rakiet balistycznych składa się z kilku stopni i głowicy. Wewnątrz głowicy mieści się ładunek bojowy i system zapalników. Głowicę nie oddzielającą się posiadają tylko jednostopniowe rakiety

o znaczeniu taktycznym /"Corporal", "Sergeant"/. W tym przypadku głowica mieści się w przedniej przegrodzie korpusu rakiety i leci do celu razem z pozostałymi elementami konstrukcji, jednak nawet rakietą "Redstone" posiada głowicę oddzielającą się w locie.

W określonym punkcie toru głowica zawierająca ładunek bojowy oddziela się od pozostałych elementów konstrukcji i leci dalej do celu samodzielnie. Oczywiście, oddzielenie się głowicy nie może nastąpić na aktywnym, kierowanym odcinku lotu, ponieważ w takim przypadku nie można by jej wyprowadzić na obliczony tor. Następuje to po wyłączeniu silników, już na biernym odcinku toru rakiety.

Oddzielająca się głowica i lecąca za nią rakietą, lub jej ostatni stopień posiadają różne przeznaczenia. Głowica powinna donieść ładunek bojowy do celu, natomiast rakietą, po wyniesieniu głowicy na wymagany tor nie odgrywa praktycznie żadnej roli.

Dla środków obrony istotnym elementem jest głowica, którą trzeba zniszczyć, lub unieszkodliwić. Wykorzystanie oddzielającej się głowicy stanowi jeszcze jeden krok w porównaniu z wykorzystaniem rakiet wielostopniowych.

W niektórych przypadkach taką głowicę rozpatruje się nawet jako oddzielny stopień rakiety. Przed startem montuje się wszystkie stopnie. Połączenie wszystkich stopni określa kształt całej rakiety, która powinna przede wszystkim pokonać gęste warstwy atmosfery i wyjść na wyznaczony tor.

Przy rozwiązywaniu tego zagadnienia jest pożądanym, aby opór czołowy rakiety był minimalny, a jej głowica miała kształt aerodynamiczny. Po starcie, człony rakiety kolejno oddzielają się i spadają na ziemię, lub spalają się w atmosferze.

Obecnie, największe niebezpieczeństwo dla rakiety stanowi nagrzewanie aerodynamiczne przy powtórny^t wejściu w gęste warstwy atmosfery. Przy ogromnych prędkościach, z którymi głowica powtórnie wchodzi w gęste warstwy atmosfery może ona ulec zniszczeniu przed osiągnięciem celu. W publikacjach wskazuje się, że z punktu widzenia nagrzewania aerodynamicznego, aerodynamiczny kształt głowicy może okazać się niepotrzebny. Nieduży opór czołowy, który był korzystny

przy starcie rakiety, może teraz okazać się szkodliwy.

Zastosowanie oddzielającej się głowicy jest jednym ze sposobów realizacji wariantu najbardziej sprzyjającego powtórnemu wejściu w gęste warstwy atmosfery. W tym celu głowica powinna oddzielić się od pozostałych elementów konstrukcji, podobnie jak sputnik oddziela się od ostatniego stopnia rakiety nośnej, najpierw oddziela się stożek ochronny a następnie właściwa głowica.

Oczywiście można się obejść bez stożka ochronnego. Wówczas projektuje się kształt głowicy biorąc pod uwagę, nie warunki startu, a warunki powtórnego wejścia w gęste warstwy atmosfery.

Stosowanie tępych kształtów zwiększa nieco opór czołowy w czasie startu i wymaga dodatkowych mocy do pokonania oporu. W rejonie celu prędkość takiego pocisku będzie szybko malała w wyniku oporu powietrza, co ułatwi rozwiązanie zadań obrony przeciwraкетowej.

Jaki może być kształt, wymiary i budowa głowicy?

Z czysto teoretycznego punktu widzenia uważa się, że najlepszym kształtem oddzielającej się głowicy rakiety strategicznej jest kula. Kulisty kształt nie wymaga stabilizacji. Przy dowolnym obrocie głowicy, warunki lotu nie zmieniają się.

W związku z tym odpada konieczność stosowania płaszczyzn aerodynamicznych dla stabilizacji pocisku przy powtórnym wejściu w atmosferę.

W czasie opadania pocisk kulisty będzie się obracał, co będzie zjawiskiem korzystnym, sprzyjającym równomiernemu rozkładowi nagrzania i wymianie cieplnej. Oprócz tego przewiduje się stosowanie izolacji cieplnej i projektowanie korpusu głowicy na nadtapianie.

Przewiduje się, że lokalne zmiany powierzchni korpusu głowicy mogą spowodować naruszenie symetrii opływu i co za tym idzie, odchylenie toru pocisku od obliczonego, jednak w granicach nieznacznie powiększających chybiecie.

We wnętrzu głowicy będzie rozmieszczony z reguły ładunek termojądrowy. Wymiary takiego ładunku, nawet o mocy kilkudziesięciu megaton mogą być stosunkowo nieduże - średnica rzędu 1-1,5 m. Wydawnictwo "The Airplane" z dnia 26 października 1956 r. zamieszcza opis jednego z możliwych wariantów głowicy w kształcie kuli o średnicy około 1 m, sporządzonej ze stali odpornej termicznie, o grubości 6-8 mm oraz pokrytej zewnątrz i wewnątrz izolacją termiczną.

Korpus głowicy powinien pewnie osłaniać ładunek bojowy oraz pomocnicze mechanizmy przed stosunkowo długim działaniem wysokich temperatur spowodowanych nagrzaniem aerodynamicznym oraz krótkotrwałym oddziaływaniem cieplnym w czasie wybuchu nuklearnych "anty rakiet". Oprócz tego, głowica powinna odznaczać się dużą wytrzymałością mechaniczną na działanie fali wybuchowej pocisków obronnych. Aktualnie, istnieją materiały odporne termicznie na temperatury do 3000° w ciągu minuty i dłużej. Ten czas umożliwia rakiecie przebycie gęstych warstw atmosfery. W publikacjach wskazuje się, że warstwy izolacyjne mogą składać się z teflonu, wzmocnionego szklanym włóknem, azbestu i kwarcu. Mogą być stosowane pokrycia silikonowe, fenolowe i ceramiczne. Temperatura topnienia stali nierdzewnej wynosi około 1400°C. Płyta z takiej stali, pokryta obustronnie warstwą izolacyjną posiada odpowiednią odporność termiczną i mechaniczną. Pokrycia silikonowe wytrzymują w ciągu krótkiego czasu temperaturę około 2800°C, a smoły fenolowe - około 2500°C w ciągu dwóch minut.

Przykładem kształtu głowicy realnej rakiety może być głowica amerykańskiej rakiety "Atlas". Przód głowicy, zbliżony kształtem do półkuli posiada pokrycie ceramiczne. Według niektórych publikacji /"Flight" 31 styczeń 1958 r./ warstwa izolacyjna dobrze pochłania energię elektromagnetyczną i zmniejsza efektywną powierzchnię odbijającą głowicy. W punkcie hamowania głowicy może być nakładany czepiec aerodynamiczny, sporządzony z materiału termicznie odpornego.

W czasie powtórnego wejścia w atmosferę czepiec spala się. Tylna część głowicy posiada nacięcia zapewniające stabilizację przy powtórnym wejściu rakiety w gęste warstwy atmosfery. Za kulistym ładunkiem termojądrowym rozmieszczone są mechanizmy zapalnika. Podobny kształt posiadają oddzielające się głowice innych strategicznych rakiet amerykańskich /"Jupiter", "Thor", "Titan"/.

Aby w pełni scharakteryzować głowicę bojową należy jeszcze wspomnieć o możliwej mocy jej ładunku i wymiarach strefy rażenia. Uważa się, że rakiety balistyczne, szczególnie rakiety o znaczeniu strategicznym będą wyposażone w ładunki nuklearne. Nie przewiduje się stosowania ładunków sporządzonych ze zwykłych materiałów wybuchowych, gdyż przy prawdopodobnych błędach strzelania na odległości rzędu setek i tysięcy kilometrów rezultat działania takiego ładunku byłby znikomy.

Na przykład podaje się, że maksymalny błąd przy strzelaniu raketami balistycznymi typu "Atlas" na odległość 8000 km może wynosić do dwóch tysięcznych odległości, tj. do 16 km. Inne źródła stwierdzają, że w związku z opracowaniem dokładniejszych systemów kierowania błąd ten zmniejszono do 8 km. Rakiety balistyczne z ładunkami nuklearnymi mogą być skutecznie wykorzystane do rażenia obiektów, zarówno na stosunkowo niedużych odległościach jak i na odległościach 1000 km i więcej, ponieważ promień strefy rażenia jest większy od maksymalnego możliwego błędu.

Ładunki termojądrowe umożliwiają uzyskanie mocy wybuchu, odpowiadającej wybuchowi milionów ton trytolu. Na podstawie przeprowadzonych doświadczeń można ocenić możliwe wymiary stref rażenia przy użyciu takich ładunków. Promień rażenia fali uderzeniowej wzrasta proporcjonalnie do trzeciego pierwiastka z ekwiwalentu trotylowego. Dlatego przy zwiększeniu mocy z 20 KT do 20 MT tj. 1000 razy, promień stref rażenia powinny wzrosnąć około 10 razy. Stąd, przy wybuchu takiego ładunku w pobliżu powierzchni ziemi promień silnych zniszczeń spowodowanych falą uderzeniową powinien wynosić około 18 km. Oceniając wymiary promieniowania cieplnego zakłada się, że aby podwoić promień rażenia trzeba czterokrotnie zwiększyć moc ładunku. Zwiększenie mocy ładunku 1000 razy powinno zwiększyć promień rażenia świetlnego więcej niż 30 razy. Oznacza to, że ładunek 20 MT spowoduje pożar materiałów palnych na odległościach większych od 50 km od punktu zerowego. Trzeba jednak podkreślić, że taka ocena jest znacznie mniej dokładna, od oceny rażenia fali uderzeniowej. Pochłanianie energii cieplnej przez dolne warstwy atmosfery silnie ogranicza działanie zapalające. Śnieg, chmury, mgła, a nawet dym powodują wydatne zmniejszenie promienia działania świetlnego. Nawet przy przezroczystej atmosferze obserwuje się intensywne pochłanianie energii świetlnej, szczególnie przez parę wodną. Wreszcie czas trwania promieniowania świetlnego przy mocnych ładunkach jest stosunkowo długi. Przy ładunku o mocy 20 KT wynosi zaledwie 1,5 sek, a przy ładunku 10 MT - około 20 sek. Przy mniejszych ładunkach część ciepła zdąży się rozproszyć i zapalenie następuje faktycznie na mniejszych odległościach. W wyniku promień rażenia cieplnego przy wybuchach na niedużych

wysokościach wzrasta w większości przypadków wolniej niż promień rażenia fali uderzeniowej.

Dlatego, przy takich wybuchach wymiary strefy rażenia określa się na podstawie działania fali uderzeniowej. Dane dotyczące rażącego działania ładunków termojądrowych rakiet balistycznych, opublikowane w wydawnictwach zagranicznych ogólnie pokrywają się z wynikami podobnych ocen. Na przykład podano, że przy wybuchu ładunku rakiety "Atlas" silne zniszczenia możliwe są w promieniu 18-20 km, średnie zniszczenia - w promieniu około 60 km, duże straty w ludziach spowodowane skażeniem radioaktywnym - w promieniu około 150 km, a niebezpieczne natężenie promieniowania - w promieniu ponad 250 km. Przytoczone dane odnoszą się do przypadku, gdy wybuch następuje na stosunkowo niedużej wysokości. Przy wybuchach na dużej wysokości 8-10 km i więcej, charakter rażenia będzie inny. W wyniku takiego wybuchu fala uderzeniowa będzie słabsza, znacznie mniejsza ilość osadu promieniotwórczego, jednak ogólne działanie niszczące, nie tylko się nie zmniejszy, lecz nawet zwiększy.

Podstawowym czynnikiem rażącym staje się działanie świetlne. Uzasadnia się to właściwościami atmosfery. Gęstość powietrza zmniejsza się wydatnie przy wzroście wysokości. Oprócz tego, prawie cała para wodna, intensywnie pochłaniająca energię cieplną, znajduje się w najniższych warstwach atmosfery.

Promieniowanie cieplne, powstające przy wysokim wybuchu, w sposób widoczny pochłaniane jest tylko w stosunkowo cienkiej warstwie atmosfery przy samej powierzchni ziemi. Dlatego działanie zapalające wysokiego wybuchu charakteryzuje się znacznie większym zasięgiem, niż wybuchu na małych wysokościach. Różnica między tymi wybuchami jest mniej więcej taka sama, jak między nagrzewaniem powierzchni przez słońce będące w zenicie i na horyzoncie.

R O Z D Z I A Ł II.

ZDALNE WYKRYWANIE RAKIET BALISTYCZNYCH

1. Zdalne wykrywanie a zaskoczenie

Zadaniem wszystkich systemów zdalnego wykrywania środków napadu powietrznego jest zredukowanie do minimum czynnika zaskoczenia. System zdalnego wykrywania powinien zapewnić czas wystarczający dla ukrycia ludności cywilnej i przeciwdziałania. Pod pojęciem przeciwdziałania rozumie się osiągnięcie gotowości i uruchomienie środków zapewniających przechwycenie i zniszczenie nieprzyjaciela. W porównaniu z wszystkimi innymi środkami napadu, rakiety balistyczne zapewniają największy stopień zaskoczenia. Fakt ten, w połączeniu z możliwością stosowania ładunków nuklearnych posiada pierwszorzędne znaczenie, szczególnie w momencie wybuchu wojny.

Według poglądów dowództwa amerykańskich sił zbrojnych, niespodziane, zmasowane uderzenie rakiet balistycznych na ważniejsze ośrodki przemysłowe, administracyjne, zakłady przemysłowe, główne bazy lotnictwa i marynarki, wyrzutnie startowe rakiet itp, może mieć bardzo ważny, jeśli nie decydujący wpływ na przebieg wojny. Najlepszą metodą zdalnego wykrywania rakiet balistycznych byłoby wykrywanie ich jeszcze przed startem - na wyrzutniach i w fabrykach. Wstrzymać i zmniejszyć produkcję rakiet, a gotowe rakiety zniszczyć jeszcze przed startem - oto metoda, którą stosowali już brytyjczycy w czasie drugiej wojny światowej. W tym czasie był to jedyny, praktycznie możliwy sposób zwalczania rakiet balistycznych. Ten sposób uważa się za realny i obecnie, chociaż rozwój różnych typów rakiet znacznie go skomplikował. Np. rakiety "Polaris" przystosowane są do startu z łodzi podwodnych, to też obecnie łodzie podwodne trzeba rozpatrywać jako możliwe wyrzutnie rakiet balistycznych i stosować odpowiednie środki dla ich wykrywania. Wykrywanie łodzi podwodnych jest obecnie bardzo trudne. Posiadając dużą prędkość i zasięg pływania pod wodą, okręty podwodne o napędzie atomowym praktycznie posiadają nieograniczone możliwości działania, nie wypływając po kilka tygodni na powierzchnię. Wykrycie ich wymaga kontrolowania ogromnych przestrzeni. Współczesne techniczne środki wykrywania łodzi podwodnych, a przede wszystkim urządzenia hydroakustyczne, na skutek małego zasięgu /15-20 km/ nie mogą zapewnić

niezawodnego wykrycia na czas tych pływających baz raketowych. Atomowe łodzie podwodne mogą się zanurzać na dużą głębokość, gdzie hydrolokatory nie mogą ich wykryć. Obecnie uważa się, że wykorzystanie śmigłowców i zautomatyzowanych stacji hydrolokacyjnych, szybkich ścigaczy /wodolotów/ stworzy realne przesłanki dla skutecznego wykrywania i niszczenia atomowych łodzi podwodnych przenoszących rakietę. Nowe problemy wyłaniają się również w związku z wykorzystaniem pilotowanych samolotów w charakterze nosicieli rakiet balistycznych. W prasie zagranicznej pojawiły się informacje o zbudowaniu i próbnym wystrzeleniu z samolotów rakiet balistycznych, których zasięg działania w najbliższych latach powinien osiągnąć 1600-2400 km /"Bold-Orion" i "Skybolt"/ /"Interavia" lipiec 1960 r./.

Rakiety te mają wejść na wyposażenie naddźwiękowych bombowców strategicznych B-70. W tej sytuacji, wykrywanie i obserwacja wyrzutni startowych rakiet stają się jeszcze trudniejsze.

2. Wykrywanie rakiet w locie.

Aby wykryć lecącą raketę, trzeba w jakiś sposób wydzielić ją z otaczającego tła. W tym celu można wykorzystać różne charakterystyki takiej rakiety. Charakterystyki można podzielić na trzy grupy. Do pierwszej grupy należą charakterystyki odbicia energii. Lecąca rakietą i otaczające ją środowisko w różny sposób odbijają poszczególne postacie energii. Po odbiorze odbicia wypromieniowanej energii /światłnej, dźwiękowej lub elektromagnetycznej/ możliwa jest lokalizacja rakiety.

Do drugiej grupy można zaliczyć charakterystyki promieniowania energii. Opierają się one na promieniowaniu pochodzącym od samej rakiety, lub strugi gazów powstającej za raketą.

Lecąca rakietą wytwarza promienie podczerwone, głowica rakiety zawierająca ładunek nuklearny jest również źródłem promieniowania.

W czasie lotu dużych rakiet na aktywnym odcinku toru, oprócz silnego promieniowania podczerwieni /wytwarzanego przez strugę gorących gazów spalinowych/, możliwe jest stosunkowo silne promieniowanie elektromagnetyczne, wynikłe na skutek intensywnych drgań cząstek gazów spalinowych.

Do trzeciej grupy zalicza się charakterystyki, związane z zaburzeniami środowiska, które rakietą przecina z ogromną prędkością. Lecąca metaliczna masa zniekształca na swojej drodze pole magnetyczne ziemi i pole grawitacji. Za lecącą rakieta może powstać zjonizowany ślad, posiadający inne właściwości odbijania energii elektromagnetycznej, aniżeli otaczające środowisko. W pobliżu korpusu rakiety powinien również zmieniać się skład chemiczny powietrza, a szczególnie powinny tworzyć się tlenki azotu, których właściwości są różne od właściwości zwykłej, niezakłóconej atmosfery. Może to stworzyć kontrast, ułatwiający wydzielenie rakiety z otaczającego ją tła. W wyniku przeprowadzonej analizy otrzymujemy schemat charakterystyk, które można by wykorzystać do zdalnego wykrywania rakiety w locie. Jednak trzeba od razu podkreślić, że większość wymienionych charakterystyk jest praktycznie nieprzydatna w systemach zdalnego wykrywania. Oczywiście dźwięk, zarówno odbity jak i powstający w czasie lotu rakiety jest do tego celu całkowicie nieprzydatny i akustyczne metody lokalizacji nie mogą być stosowane do wykrywania rakiet balistycznych.

W jonosferze, gdzie gęstość powietrza jest niesłychanie mała, fale dźwiękowe nie rozchodzą się. Środowisko, w którym przeciętny przebieg molekuł jest większy od długości fal dźwiękowych, nie może przewodzić dźwięku. Chociaż w gęstszych warstwach atmosfery ten warunek odpada, jednak nie ułatwia to sytuacji. Prędkość rozchodzenia się dźwięku jest stosunkowo mała, znacznie mniejsza od prędkości rakiety.

Dlatego fale dźwiękowe dojdą do obserwatora za-późno - już po wybuchu rakiety. Uważa się za mało prawdopodobne, aby dla zdalnego wykrywania można było wykorzystać takie zjawiska jak zakłócenie pola magnetycznego lub pola grawitacji w pobliżu lecącej rakiety, ponieważ dotychczas nie wynaleziono przyrządów, które by mogły zarejestrować na ziemi tak znikome zakłócenia. Również wątpliwe jest wykorzystanie promieniowania ładunku nuklearnego głowicy bojowej, gdyż promieniowanie to jest bardzo słabe. Odległości, na których można zarejestrować takie promieniowanie mierzy się dosłownie w metrach, co oczywiście jest niewystarczające dla wczesnego wykrycia rakiety. W rezultacie eliminacji pozostają trzy podstawowe charakterystyki, które rozpatrzemy bardziej szczegółowo.

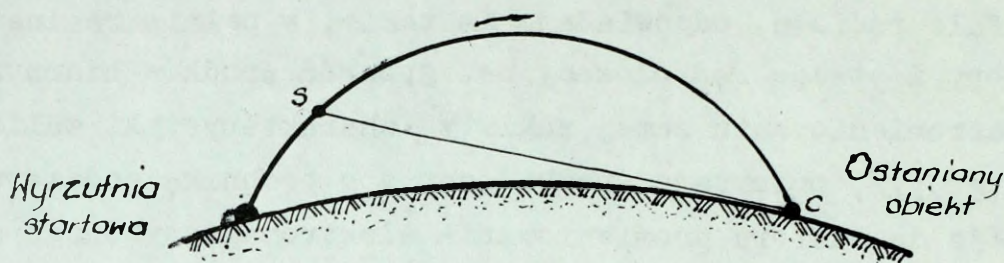
spośród charakterystyk zaliczonych do pierwszej grupy pozostają -

światło i fale radiowe. Odpowiadają im takie, w pełni realne środki jak teleskopy i stacje radiolokacyjne. Spośród środków biernych, opartych na promieniowaniu samej rakiety /charakterystyki zaliczone do drugiej grupy/, pozostają środki oparte o technikę podczerwieni i radiostacje do odbioru promieniowania elektromagnetycznego strugi gazów/spalinowych. Wiadomości o możliwości zastosowania takich stacji do zdalnego wykrywania rakiet pojawiły się dopiero w roku 1958 /"Aviation Week" maj 1958 r./ i mają charakter bardzo ogólnikowy. Nadmieniamy, że promieniowanie to charakteryzuje się bardzo dużą długością fal i rozchodzi się na duże odległości. Dysponując stacjami, obliczonymi na odbiór takiego promieniowania, można w zasadzie wykryć rakietę jeszcze w momencie startu i rejestrować jej lot na aktywnym odcinku toru. Ponieważ w publikacjach nie spotyka się żadnych konkretnych danych związanych z tym zagadnieniem, przeto sposób ten również eliminujemy. To samo dotyczy pozostałych dwóch charakterystyk trzeciej grupy /jonizacja i zmiana składu chemicznego powietrza na kursie lecącej rakiety/. Uważa się tylko, że te charakterystyki mogą wpływać na pracę wyżej wspomnianych, podstawowych środków. Cenne dane, związane z praktycznym sprawdzeniem różnych środków zdalnego wykrywania rakiet balistycznych uzyskuje się w wyniku obserwacji sputników.

Zanim omówimy konkretne środki zdalnego wykrywania, spróbujemy ustalić, jaki zasięg wykrywania jest niezbędny dla systemu obrony przeciw-rakietowej. Oczywiście, im większa odległość wykrycia, tym lepiej. Byłoby dobrze, gdyby można śledzić cały tor lotu rakiety. Wystarczy jednak tylko uzmysłwić sobie kształt ziemi, aby stwierdzić, że jest to niemożliwe.

Przy wykorzystaniu środków wykrywania rozmieszczonych na ziemi odległość wykrycia nie może być większa od odległości widzialności bezpośredniej /rys.6/.

Jeśli założymy, że środki zdalnego wykrywania rozmieszczone są w rejonie oskanianego obiektu, a rakiety lecą po torach optymalnych, lub zbliżonych do optymalnych, to łatwo określić odległość widzialności bezpośredniej. Dla torów optymalnych, odpowiadających odległościom lotu 1600, 3200 i 8000 km, wartości największych możliwych odległości wykrycia są następujące:



Rys. 6 Odległość widzialności bezpośredniej.

- do rakiety o odległości lotu 1600 km	1440 km
- " " " 3200 km	2400 km
- " " " 8000 km	3520 km

Z przytoczonych danych wynika, że teoretycznie można śle-
dzić 90, 75 i 45% toru lotu rakiet, zależnie od ich zasięgu.

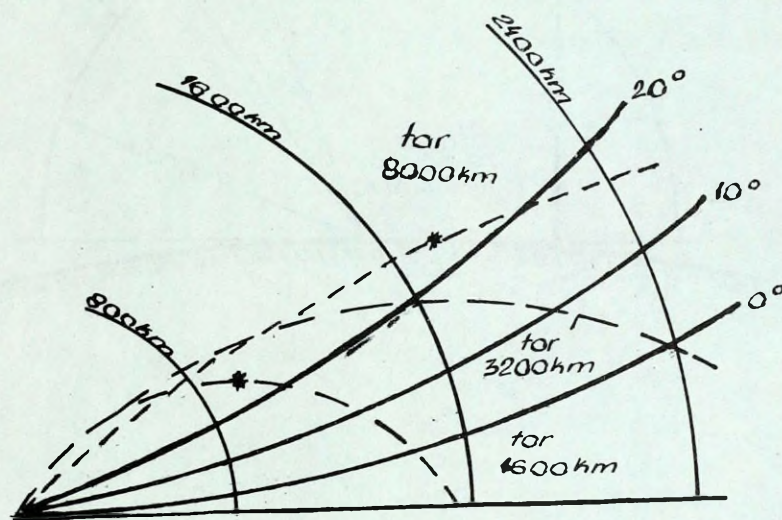
Na pierwszy rzut oka wydaje się, że jeśli podniesiemy środki wykrywa-
nia na dużą wysokość nad poziom morza, to odległość widzialności bez-
pośredniej znacznie się zwiększy i raketę będzie można znacznie
wcześniej zaobserwować. W rzeczywistości tak nie jest. Podniesienie
środków wykrywania nawet na wysokość rzędu kilku kilometrów nie spowo-
duje istotnego zwiększenia zasięgu, ponieważ taka wysokość jest bardzo
mała w porównaniu z promieniem ziemi /około 6400 km/.

Rzeźba terenu, zjawiska atmosferyczne i szereg innych czynników mogą
poważnie zmniejszyć faktyczną odległość wykrycia. Na rys. 7 przedsta-
wiono odcinki optymalnych torów, odpowiadające różnym odległościom
strzelania i przecięcie ich z liniami widzialności bezpośredniej, przy
różnych kątach podniesienia linii wizowania.

Gwiazdkami oznaczono położenie rakiet 5 minut przed wybuchem.

Z rysunku wynika, że przy kącie podniesienia 20° odległość, z której
można wykryć raketę jest o 30-40% mniejsza, niż przy obserwacji wzdłuż
linii horyzontu. Uwzględniając możliwe granice, rozpatrzymy, jaki za-
sięg powinny posiadać środki wykrywania przy osłonie oddzielnego objek-
tu. Na rys. 7 zaznaczono przybliżone położenia rakiet 5 minut przed
wybuchem. Aby uzyskać czas uprzedzenia równy 5 minut, trzeba wykryć ra-
kietę o zasięgu 1600 km na odległości około 800 km, raketę o zasięgu
3200 km - na odległości około 1300 km, a raketę o zasięgu 8000 km -

na odległości 1800 km. Czas 5 minut przyjęto dowolnie. Jest to niedużo czasu, aby go jednak uzyskać, trzeba rozporządzać środkami rozpoznania w ogromnym zasięgu. Jednak, jeśli nie zawężać obrony tylko do jednego



RYS. 7

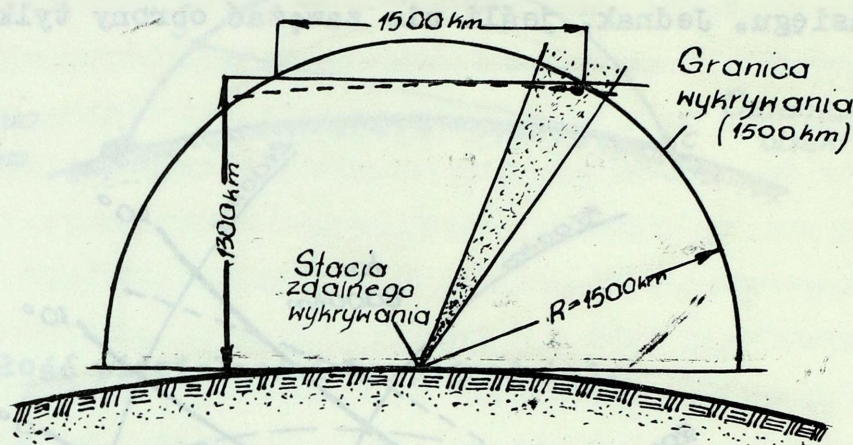
oddzielnego obiektu, to można uzyskać więcej czasu, bez zwiększania zasięgu środków wykrywania. W tym celu trzeba odsunąć rubież wykrywania możliwie jak najdalej od osłanianego obiektu w kierunku, z którego oczekuje się napadu.

Przy takim założeniu, podstawowym czynnikiem, określającym minimalny, niezbędny zasięg środków wykrywania jest wysokość lotu rakiety.

Jak wynika z tabeli 1, przy locie po optymalnych torach maksymalna wysokość rakiet nad powierzchnią ziemi nie przekracza 1320 km. z tego wynika, że środki wykrywania, rozmieszczane mniej więcej wzdłuż możliwych torów rakiet, powinny posiadać zasięg nie mniejszy niż 1320 km. Przy zasięgu 1500 km można będzie obserwować raketę, lecącą na wysokości 1300 km, na odcinku toru o długości do 1500 km /rys. 8/ w czasie większym jak 5 minut.

Odcinek toru rakiety, lecącej na wysokości 1300 km, który może obserwować stacja radiolokacyjna o zasięgu 1500 km.

Biorąc to pod uwagę, specjaliści zagraniczni uważają, że zasięg środków wykrywania rakiet balistycznych powinien być nie mniejszy niż 1500 - 1600 km.



Rys. 8

3. Zastosowanie techniki podczerwieni.

Promienie podczerwone są to drgania elektromagnetyczne zbliżone strukturą i właściwościami do światła widzialnego, jednak długość fal jest większa. Długość fal zawiera się w granicach 0,76 - 5000 mikronów. Każde ciało, którego temperatura jest wyższa od zera bezwzględnego $-273,16^{\circ}\text{C}$, stanowi źródło promieni podczerwonych. Dużą zaletą promieni podczerwonych, w porównaniu ze światłem widzialnym jest lepsze przenikanie dymu, mgły i chmur oraz mniejsze rozpraszanie się w atmosferze. Lecąca rakietą, nawet gdy silniki przestały już pracować ^{jest} poważnym źródłem promieni podczerwonych. Rakietą nagrzewa się w czasie pierwszego przechodzenia przez gęste warstwy atmosfery. W czasie lotu w górnych warstwach atmosfery, raketę może nagrzewać słońce. Bardzo silnie rakietą nagrzewa się w czasie powtórnego wejścia w gęste warstwy atmosfery. Na podstawie dotychczas przeprowadzonych doświadczeń, można stwierdzić, że promieniowanie rakiety umożliwia wykrywanie jej na odległościach rzędu setek kilometrów. Duży wpływ na promieniowanie podczerwone rakiety, powinny mieć zjawiska zachodzące podczas jej lotu w atmosferze. Ciało poruszające się w pobliżu ziemi, za granicami jej atmosfery, znajduje się w "zimnej" przestrzeni kosmicznej. Jednak wyobrażenia o tym zimnie, o temperaturach zbliżonych do zera bezwzględnego całkowicie nie odpowiadają rzeczywistości.

Promienie słoneczne intensywnie nagrzewają powierzchnię takiego ciała. Nawet w tym przypadku, gdy ciało znajduje się w cieniu naszej planety otrzymuje ono ciepło od ziemi. W zależności od koloru i charakteru powierzchni ciała stopień nagrzania jest różny. Według danych prasy zagranicznej, wewnątrz amerykańskiej rakiety kosmicznej "Pionier V" zarejestrowano temperaturę 20°C . Maksimum promieniowania ciał, nagranych do takich temperatur, przypada na promienie podczerwone o długości fali około 10 mikronów, które stosunkowo słabo pochłaniane są przez atmosferę.

Umożliwia to wykrywanie rakiet i sputników za pomocą urządzeń opartych na podczerwieni, na bardzo dużych odległościach. Główną przeszkodą dla praktycznej realizacji takich możliwości są trudności w zbudowaniu systemów o dużej wrażliwości na promieniowanie podczerwone /według danych "Missiles and Rockets" z 1958 r., w USA zbudowano urządzenie o dużej wrażliwości na promieniowanie podczerwone o długości fal właśnie do 10 mikronów/.

W miarę zbliżania się rakiety do powierzchni ziemi coraz większego znaczenia nabiera bombardowanie powierzchni rakiety atomami i molekułami atmosfery. Bombardowanie powierzchni rakiety narusza związki między molekułami, zrywa węzły molekularne. Zderzające się molekuły rozpadają się na atomy, a atomy, wskutek uderzeń tracą elektrony tj. jonizują się. Im gęstsza jest atmosfera, tym szybciej przebiega proces naruszania więzów molekularnych, jonizacji, promieniowania, przy czym zjawiska te występują już na bardzo dużych wysokościach, gdzie gęstość powietrza jest mała. Pewne wyobrażenie o takich zjawiskach mogą dać wyniki obserwacji meteorów. Zapalanie się meteorów, lecących z przeciętną prędkością 40 km/sek, następuje na wysokościach 160 - 130 km. Promieniowanie podczerwone, na skutek bombardowania powierzchni meteoru przez cząstki powietrza rozpoczyna się wcześniej, na wysokości nie mniejszej od 180 - 200 km. Oczywiście, porównanie z meteorami jest bardzo przybliżone i może dać tylko obraz ogólny zjawiska. Prędkość rakiet balistycznych jest wielokrotnie mniejsza, a ich kształt i konstrukcja obliczone na minimalne nagrzanie. Rakiety nie będą się spalały podobnie jak meteory. Z obserwacji sputników wynika, że są one poważnymi źródłami promieni podczerwonych, zarówno w dzień i w nocy.

za pomocą stosunkowo prostych przyrządów zarejestrowano promieniowanie sputnika z odległości 300-400 km. W porównaniu ze środkami radiolokacyjnymi, urządzenia oparte na podczerwieni wyróżniają się wysoką rozdzielnością, dużą odpornością na zakłócenia, prostotą konstrukcji, mniejszymi wymiarami i ciężarem. Jednocześnie posiadają dwa poważne braki. Promienie podczerwone nie przenikają przez gęste chmury. Oprócz tego, dokładny pomiar odległości przy wykorzystaniu środków techniki podczerwieni jest bardzo utrudniony. Można to wyeliminować, umieszczając odpowiednie urządzenia na specjalnych sputnikach. W tym celu, w USA zbudowano sputnik typu "Midas". Prasa podaje, że może on z wysokości 400-500 km prowadzić obserwację dużych odcinków globu ziemskiego i za pomocą super czułych urządzeń na podczerwień rozpoznawać po rozżarzonem strumieniu gazów spalinowych rakiet balistyczne na aktywnych odcinkach torów.

Dane o wykrytych rakietach ze sputnika przekazuje się do elektronicznych maszyn liczących, wchodzących w skład systemu naziemnego. Na podstawie tych danych oblicza się tor lotu rakiet. Przypuszcza się, że 6-8 sputników wystrzelonych na orbitę może zapewnić niezbędne informacje o rakietach balistycznych.

4. Zastosowanie środków radiolokacyjnych.

Chociaż stacje radiolokacyjne są powszechnie znanym środkiem zdalnego wykrywania, to wynika problem, czy można je wykorzystać do wykrywania rakiet balistycznych. Samolot jest dość dużym celem i leci stosunkowo wolno. Stacja radiolokacyjna umożliwia obserwację samolotu na dużej odległości, chociaż obraz sytuacji powietrznej na ekranach stacji radiolokacyjnych jest bardzo mało podobny do obrazu widzianego optycznie. Zamiast samolotów, na ekranach obserwuje się impulsy, które w niczym nie przypominają obserwowanego obiektu. Jednak jeśli wnikliwie oceni się możliwości już istniejących stacji radiolokacyjnych, to okaże się, że środki radiolokacyjne najbardziej nadają się do zdalnego wykrywania rakiet balistycznych. Współczesne stacje radiolokacyjne umożliwiają wykrywanie obiektów powietrznych na odległościach rzędu kilku tysięcy kilometrów. Stosowane są do kierowania lotem rakiet balistycznych na aktywnych odcinkach ich torów, wykorzystywane do śledzenia lotu różnych pocisków kierowanych i wreszcie do wyznaczania

torów lotu min moździerzowych i pocisków artyleryjskich. Ostatni przypadek zasługuje na szczególną uwagę, ponieważ mamy do czynienia z bardzo małym i szybko poruszającym się celem, który nie może być obserwowany przy pomocy innych środków. Wiadomo, że w czasie wojny w Korei Amerykanie stosowali specjalną stację radiolokacyjną AN/MPQ-10, która umożliwiała wykrywanie min oraz śledziła ich lot. Przy pomocy tej stacji wyznaczano tor miny i rozmieszczenie baterii moździerzy. Podobne stacje stosuje się do śledzenia lotu rakiet balistycznych typu "Corporal" i "Redstone" oraz określania współrzędnych punktów upadków. Umożliwia to szybkie odnalezienie rakiet w czasie doświadczeń na poligonach. Uważa się, że odległość wykrycia rakiet przy pomocy środków radiolokacyjnych nie powinna być mniejsza od odległości, którą zapewniają urządzenia na podczerwień. Silne nagrzanie powietrza w fali uderzeniowej, ułatwiające wykorzystanie techniki podczerwieni, połączone jest z termiczną jonizacją powietrza i tworzy za rakieta ślad zjonizowanych cząstek. Taki ślad odznacza się dużą przewodnością elektryczności i dobrze odbija energię elektromagnetyczną.

Na przykład, termiczna jonizacja tlenku azotu, przy prędkości lotu $M=15$ może podwyższyć elektryczną przewodność powietrza do poziomu przewodności wody morskiej. Fakt ten wyjaśnia zjawisko, że stacje radiolokacyjne umożliwiają dobrą obserwację nawet bardzo drobnych cząstek meteorów. Potwierdza to możliwości techniki radiolokacyjnej w dziedzinie zdalnego wykrywania rakiet balistycznych.

Według zgodnego poglądu specjalistów zagranicznych, właśnie stacje radiolokacyjne będą podstawowym środkiem zdalnego wykrywania w systemach obrony przeciwrakietowej. Przeznaczenie tych stacji wymaga bardzo dużego zasięgu i pułapu.

Na podstawie doświadczeń, wykonanych jeszcze w 1950-1952 r., Amerykanie uważają, że skuteczna powierzchnia odbicia głowicy rakiety międzykontynentalnej wynosi około $0,2 \text{ m}^2$. Jest to powierzchnia znacznie mniejsza od skutecznej powierzchni odbicia współczesnych bombowców. Stąd i energia elektromagnetyczna odbita od takiego celu jest znacznie mniejsza. Oznacza to, że przy pozostałych jednakowych warunkach, zasięg stacji będzie znacznie mniejszy.

Ponieważ jednak wymagany jest większy zasięg, to w systemie obrony

przeciwrakietowej należy stosować, albo stacje o bardzo dużych mocach, albo stacje oparte na nowych zasadach pracy.

według danych prasy zagranicznej, w USA są stacje umożliwiające wykrywanie i śledzenie rakiet balistycznych na odległościach do 1600 km.

Jedną z takich stacji oznaczona jest symbolem AN/FPS-17/według "Aviation Week" z 27 kwietnia 1958 r./.

Podobno skonstruowano również doświadczalne wzory stacji mających zapewnić zasięg 4500-5000 km /według "Electronics, z 20 października 1957 r./.

Współczesna stacja radiolokacyjna, przydatna do zdalnego wykrywania rakiet balistycznych, jest urządzeniem o ogromnych wymiarach. Paraboliczny reflektor anteny takiej stacji posiada średnicę 25,6 m, a ciężar części obrotowych układu antenowego wynosi 90 ton. Przy pomocy tej stacji śledzono sputniki oraz wyznaczano tory rakiet balistycznych z odległości 2500 - 2700 km.

w lutym 1958 r. udało się zarejestrować sygnał, odbity od wenus, gdy ta była oddalona 45 milionów km od Ziemi /według "Interavia air Letter", nr 4195 z 21 marca 1959 r./.

Jak wiadomo, zasięg stacji radiolokacyjnej jest proporcjonalny do czwartego pierwiastka z promieniowanej mocy.

Z tego wynika, że dla dziesięciokrotnego zwiększenia zasięgu trzeba zwiększyć promieniowaną moc $10^4 = 10000$ razy.

Jeśli w istniejących stacjach moc impulsu wyraża się milionami watów, to w nowych stacjach powinna ona być rzędu miliardów i dziesiątków miliardów watów. Nawet w naszej erze, którą cechuje burzliwy rozwój techniki jest to narazie nieosiągalne. W istniejących stacjach zwiększa się zasięg przez lepsze wykorzystanie małych mocy sygnałów odbitych od celu. Stacja pracuje w reżimie ciągłego promieniowania i wysyła impulsy o długości rzędu dziesiątych części sekundy.

Przewyższa to wielokrotnie czas na drogę energii do celu i z powrotem, a sygnał odbity od celu jest już odbierany w toku emisji. W zwyczajnej stacji radiolokacyjnej impuls wysłany i odbity rozpatruje się jako jedną całość. Znaczenie posiada tylko przerwa w czasie między tymi impulsami /co umożliwia określenie odległości do celu/ i modulacja amplitudy sygnałów odbitych do celu /co umożliwia określenie współrzędnych katowych celu/.

W stacjach dalekiego zasięgu impulsy wysłane i odbite są bezpośrednio porównywane ze sobą, przy czym szczególne znaczenie posiada wewnętrzna struktura /mikrostruktura/ impulsów. Możliwość porównania tych impulsów znacznie powiększa zakres informacji o celu i dokładność pracy stacji.

W nowych stacjach udaje się pomyślnie uzyskać informację z odbitego sygnału, nawet w tym przypadku, gdy jego poziom jest wielokrotnie mniejszy od poziomu szumu. Czułość odbiornika jest tak duża, że trzeba go rozmieszczać na odległości około 2 km od odbiornika. Jednym ze środków, wydatnie zwiększających czułość odbiorników są wzmacniacze molekularne lub /mejsery/. Duże znaczenie dla dokładności pracy stacji posiada liniowość modulacji częstotliwości sygnałów i stabilność ich poziomu. Te charakterystyki poważnie ulepszono w porównaniu ze zwykłymi stacjami. Z materiałów opublikowanych w prasie zagranicznej wynika, że obecnie są środki do zdalnego wykrywania rakiet balistycznych i wyznaczono kierunki prac umożliwiających maksymalne zwiększenie czasu uprzedzenia.

W zasadzie uważa się za możliwe dalsze zwiększenie zasięgu stacji radiolokacyjnych. Np. przedstawiciel jednego z Instytutów Naukowo-Badawczych dr Beyssa w czerwcu 1959 r. oświadczył, że można zwiększyć pięciokrotnie zasięg stacji radiolokacyjnych i doprowadzić go do 16000 km przy wykrywaniu małych celów i do 40000 km przy wykrywaniu większych obiektów.

Rakietę kosmiczną, zaopatrzoną w urządzenie odzewowe można będzie śledzić na odległościach 40-800 tys.km; takie stacje, według dra Beyssa będą pracowały na częstotliwościach rzędu 500-100 Mhz /długość fali 60-30 cm/.

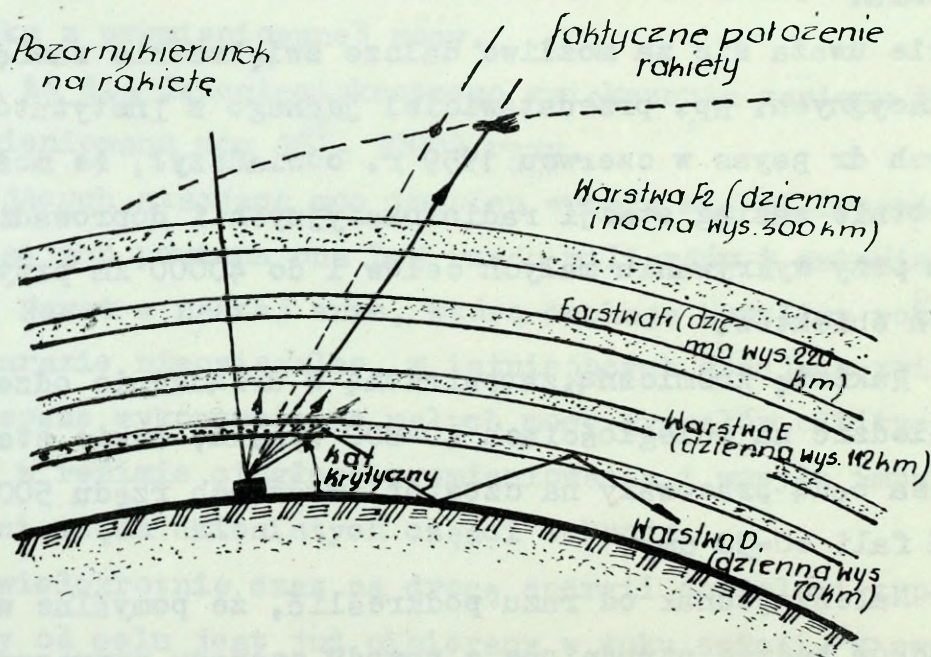
Należy jednak od razu podkreślić, że pomyślne wykorzystanie tych środków będzie utrudnione z powodu szeregu przyczyn. System zdalnego wykrywania powinien znajdować się w stałej gotowości bojowej i w sposób ciągły obserwować wszystkie możliwe kierunki, z których mogą pojawić się rakiety nieprzyjaciela.

Wykrycie i rozpoznanie rakiet, a także wyznaczenie ich torów będzie utrudnione z powodu różnych zakłóceń. Poważne utrudnienia mogą powodować meteory, których odbicia na ekranach wskaźników radiolokacyj-

nych mogą stwarzać pozorne cele. Rozpoznanie takich celów nie następuje z większych trudności. Prędkość meteorów jest kilkakrotnie większa nawet od prędkości rakiety międzykontynentalnej i w przeciągu jednej sekundy spalają się one całkowicie. Pozostały ślad szybko rozprasza się w przestrzeni.

Poważne zakłócenie w pracy środków radiolokacyjnych, szczególnie w rejonach arktycznych mogą spowodować burze magnetyczne. Wreszcie zjonizowane, górne warstwy atmosfery mogą wpływać ujemnie na pracę stacji radiolokacyjnych.

W czasie przechodzenia przez warstwę zjonizowaną wiązka fal elektromagnetycznych zakłamyje się, a także całkowicie lub częściowo odbija się od tej warstwy. Zjawisko odbicia energii od zjonizowanych warstw dobrze ilustruje znany fakt łączności radiowej na ogromnych odległościach, wielokrotnie przekraczających zasięg bezpośredniej widoczności. Zakłamywanie się i odbijanie fal przez zjonizowane warstwy atmosfery przedstawia schematycznie rys. 9.



Rys. 9 Zakłamywanie się i odbijanie fal przez zjonizowane warstwy atmosfery.

Odbicie energii, szczególnie silne przy małych kątach względem horyzontu, może ograniczać możliwość zdalnego wykrywania rakiet i stanowi zupełnie nowe zjawisko, z którym nie stykano się przy zdalnym wykrywaniu samolotów. Zakłamywanie się fal w zjonizowanych warstwach,

a także między nimi powoduje skrzywienie wiązki i fałszywe pelengi, przy których faktyczny kierunek linii wizowania na raketę może poważnie różnić się od kierunku osi anteny.

Niestąłość wysokości i mocy zjonizowanych warstw, a także zależność stopnia jonizacji od pory doby, poziomu aktywności słońca i innych czynników komplikują uwzględnianie tych błędów i obniżają dokładność określenia parametrów toru rakiety.

Trzeba jednak podkreślić, że z punktu widzenia obrony przeciwrakietowej zjonizowane warstwy atmosfery mogą również wpływać dodatnio. Na przykład w 1959 r. w wydawnictwach zagranicznych /"Interavia air Letter", nr 4294, "Missiles And Rockets"/ pojawiła się wzmianka o opracowaniu w USA specjalnego systemu radiolokacyjnego "Typhi", zdolnego do wykrywania rakiet balistycznych na aktywnym odcinku toru, z odległości wielu tysięcy kilometrów, gdy rakiety znajdują się poza granicami bezpośredniej widoczności. W systemie "Typhi" wykorzystuje się odbicie energii elektromagnetycznej od zjonizowanego gazowego śladu rakiety.

Po wielokrotnym odbiciu od powierzchni ziemi i od zjonizowanych warstw atmosfery energia ta odbierana jest przez stację, co umożliwia wykrycie rakiety jeszcze w momencie startu.

Analogicznie wykrywa się wybuchy nuklearne. Największe trudności będą sprawiały na pewno zakłócenia specjalnie wytwarzane w celu zablokowania stacji radiolokacyjnych wykrywających rakiety balistyczne. Takie zakłócenia mogą być wytwarzane przy pomocy urządzeń umieszczonych na specjalnych samolotach pilotowanych lub bezpilotowych, wysyłanych zawczasu do określonych rejonów.

Generatory zakłóceń mogą być również umieszczone w raketach. Istnieje jeszcze jeden prosty sposób umożliwiający wytwarzanie pozornych celów i maskowanie lotu właściwej rakiety. Sposób ten polega na rozerwaniu ostatniego stopnia rakiety, lecącego za głowicą na duże odległości i tworzenie w ten sposób celów pozornych. Dla zwiększenia efektu, można po oddzieleniu się głowicy, wyrzucić przy pomocy niedźwężnych ładunków z ostatniego członu rakiety dziesiątki i setki odbijaczy zawierających taśmy metaliczne i podobne materiały. Każdy taki odbijacz może mieć stosunkowo dużą powierzchnię odbicia i porównać cel o wymiarach większych od właściwej głowicy bojowej

rakiety. Jeśli pozorne cele stworzono za granicami zasięgu stacji radiolokacyjnej, to zamiast jednego celu wykryje się dużą ilość celów, które jest bardzo trudno odróżnić od właściwego celu. Można także wyrzucić dużą ilość drobnych cząstek, których obłok całkowicie zamaskuje lot rakiety.

Wszystkie pozorne cele, poruszając się w warstwach atmosfery, gdzie możliwe jest duże promieniowanie podczerwieni będą również blokowały środki wykrywania, oparte na technice podczerwieni.

Spalając się przy wejściu w gęste warstwy atmosfery, stwarzają zjawisko, podobne do deszczu meteorytów, maskującego rzeczywisty cel.

W prasie zagranicznej /"Aviation Week" z 24 lutego 1958 r./ wymienia się trzy możliwe sposoby wydzielenia takich pozornych celów.

Pierwszy sposób opiera się na tym, że pozorne cele posiadają nieregularny kształt, stwarzają większy opór i pozostają za głowicą rakiety, przy powtórny wejściu głowicy w atmosferę.

W zasadzie umożliwia to wydzielenie głowicy rakiety, jednak praktycznie następuje to zbyt późno.

Drugi sposób polega na wykryciu rakiety przed rozerwaniem ostatniego człona, lub wyrzuceniem pozornych celów. Sposób ten nie może być uważany za pewny, ponieważ trudno zagwarantować, że pierwszy wykryty cel nie będzie właśnie jednym z celów pozornych.

Trzeci sposób polega na analizie celu, opartej o strukturę sygnału - echa. Taki sposób teoretycznie może dać szereg danych /prędkość, hamowanie, drgania powierzchni odbijających/, ułatwiających wydzielenie celów pozornych, jednak praktyczna realizacja tego sposobu jest jeszcze bardzo odległa.

Istnieje jeszcze jedna możliwość utrudnienia wykrycia rakiety. Polega ona na pokrywaniu korpusu lub głowicy rakiety materiałem pochłaniającym energię elektromagnetyczną. Zastosowanie takiego pokrycia, jeśli okaże się to możliwe, wydatnie zmniejszy skuteczną powierzchnię odbicia, a tym samym - zasięg środków radiolokacyjnych.

Omówione problemy nasświetlają trudności, z którymi może się zetknąć system zdalnego wykrywania. Niezależnie od tego, uważa się za możliwe stworzenie skutecznych systemów zdalnego wykrywania rakiet balistycznych.

ROZDZIAŁ IV.

1. środki przechwycenia i niszczenia rakiet.

Zasadniczym ogniwem systemu obrony przeciwrakietowej jest układ zdalnego wykrywania, wykrywający rakiety na wymaganej odległości, wyznaczający w przybliżeniu ich tor i przekazujący te dane do kolejnych ogniw systemu obrony przeciwrakietowej.

Jak wyglądają dalsze ogniwa tego systemu i wykonywane przez nie funkcje, zapewniające pomyślne rozwiązanie dwóch kolejnych zadań - przechwycenia i zniszczenia /lub unieszkodliwienia/ wszystkich rakiet, wystrzelonych do danego osłanianego obiektu?

W zwykłych systemach OPL stacje radiolokacyjne zdalnego wykrywania uzupełnia się szeregiem innych środków, do których zalicza się: stacje wskazywania celów, stacje naprowadzania dział, stacje naprowadzania rakiet przeciwlotniczych. Podobnie w systemie obrony przeciwrakietowej, oprócz stacji zdalnego wykrywania potrzebne są stacje radiolokacyjne o innym przeznaczeniu.

Stacja zdalnego wykrywania tylko w przybliżeniu określa parametry toru rakiety. Jeśli rakietka przelatuje w odległości 1000 km od takiej stacji i błąd w określeniu jednej ze współrzędnych katowych wynosi zaledwie 10, oznacza to, że położenie rakiety będzie określone z błędem około 3 km.

Głównym postulatem w stosunku do stacji zdalnego wykrywania nie jest dokładność a zasięg, błąd równy 10 jest niedużym błędem. Jednak i przy takich błędach tor rakiety będzie znany tylko w dużym przybliżeniu. Może okazać się, że pod koniec lotu położenie rakiety będzie wyznaczone z tak dużymi błędami, że pomyślne jej przechwycenie stanie się praktycznie niemożliwe. Dla dokładnego wyznaczenia toru danej konkretnej rakiety trzeba stosować inną stację, o mniejszym zasięgu, lecz o dużej dokładności.

Aby wykonać to zadanie, stacja powinna śledzić raketę przez kilkadziesiąt sekund, po czym w dyspozycji systemu obrony powinien jeszcze zostać odpowiedni zapas czasu niezbędny do uruchomienia środków aktywnych i przechwycenia rakiety.

Uważa się, że zasięg stacji dokładnego śledzenia celu powinien być nie mniejszy od 500 - 800 km. Śledzenie rakiety rozpoczęte na takiej

odległości trzeba kontynuować, aż do momentu jej przechwycenia, ponieważ w przeciwnym przypadku można nie uwzględnić możliwych programowych odchyień rakiety od toru balistycznego na końcowym odcinku lotu. Przy tym będą również stopniowo eliminowane błędy, spowodowane jonizacją powietrza w górnych warstwach atmosfery.

Stacja dokładnego śledzenia w sposób ciągły określa współrzędne rakiety względem swego punktu stania. Współrzędne nie stanowią jeszcze tych parametrów toru, które są niezbędne do kierowania aktywnymi środkami przechwycenia.

Aby wyznaczyć te parametry i wszystkie dane niezbędne do kierowania przechwyceniem, trzeba stosować skomplikowane i szybko działające maszyny liczące. Wreszcie trzeba uruchomić aktywne środki obrony, do czego potrzebne są również odpowiednie urządzenia naziemne. W ten sposób według poglądów zagranicznych, ogólny schemat systemu obrony przeciwrakietowej będzie wyglądał tak, jak przedstawiono na rys. 10.

Zauważmy, że jest to tylko prosty schemat ogólny. W rzeczywistości system obrony będzie zawierał z reguły szereg dodatkowych ogniw, a w szczególności większą ilość stacji radiolokacyjnych.

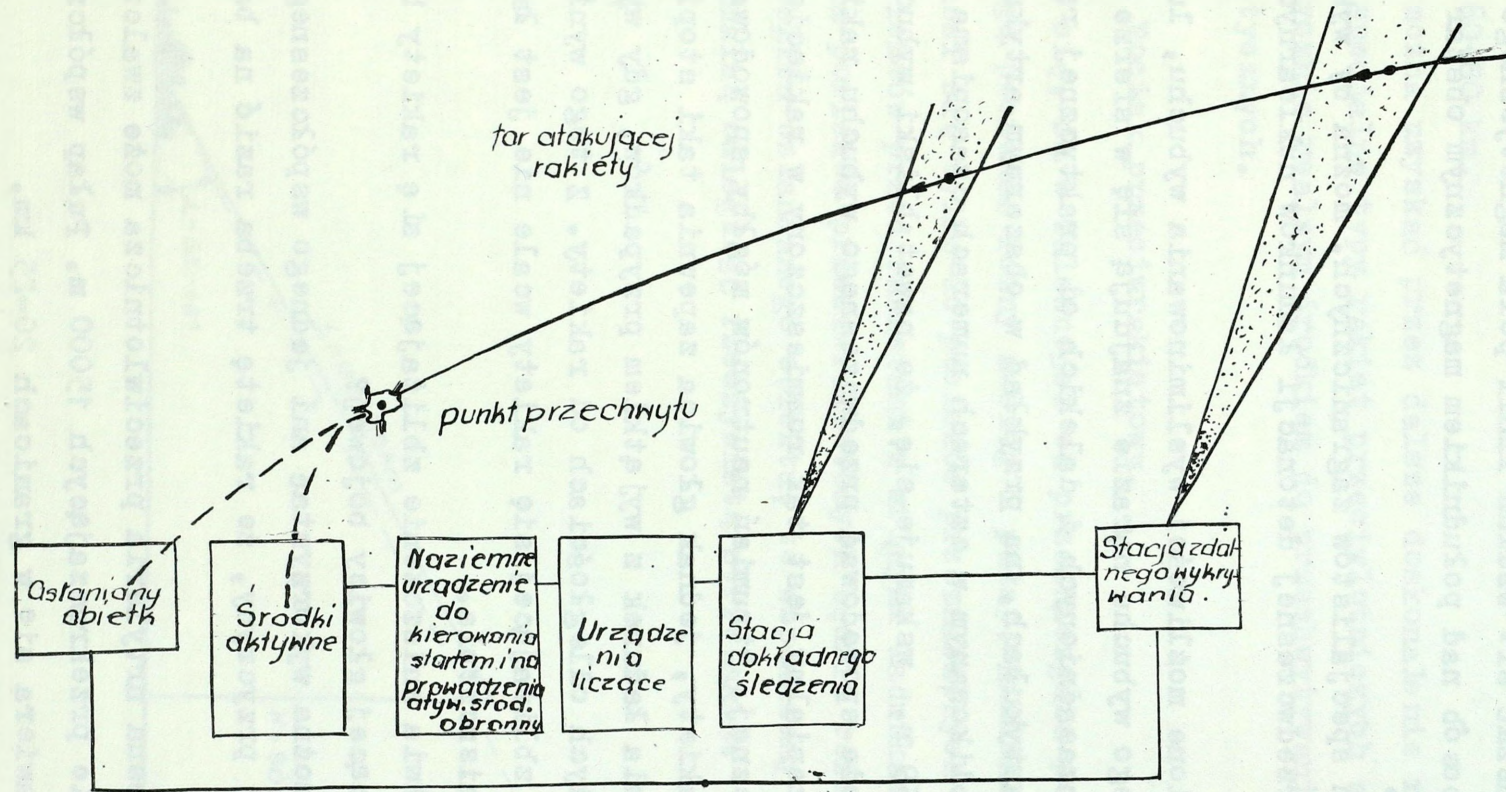
Na czym polega zadanie aktywnych środków obrony?

Oczywiście, niekoniecznie zawiera się w tym, aby zniszczyć atakujące rakiety. Można w pełni poprzestać na środkach, któreby w jakiś sposób umożliwiły unieszkodliwienie tych rakiet, wykluczając możliwość ich wybuchu. Operację tę trzeba przeprowadzić na dostatecznie dużej odległości od osłanianego obiektu i w czasie lotu rakiety, przy czym w warunkach, gdy konstrukcja głowicy bojowej i zapalnika nie jest uprzednio znana.

Inna możliwość polega na spowodowaniu wybuchu ładunku rakiety w bezpiecznej odległości od osłanianego obiektu. Przypuszcza się, że można do tego wykorzystać strumienie neutronów lub jakiegokolwiek inne promienie.

Źródło promieniowania trzeba dostarczyć na dużą wysokość i opromienić zbliżającą się raketę. W wyniku rozrzedzenia atmosfery promienie będą pochłaniane bardzo słabo i mogą oddziaływać na raketę z dużych odległości.

Ciekawe możliwości zwalczania rakiet balistycznych omawiano



Rys. 10 Ogólny schemat systemu obrony przeciwrakietowej obiektu.

w prasie zagranicznej w związku z amerykańskim projektem "Argus". Zgodnie z tym projektem bada się działanie wybuchów jądrowych w jonosferze.

Według praw fizyki, cząstki promieniotwórcze powstałe w wyniku wybuchu powinny poruszać się wzdłuż linii pola magnetycznego Ziemi. Stworzono w ten sposób nad południkiem magnetycznym obszar sztucznego promieniowania.

Zdaniem niektórych specjalistów zagranicznych, można by wykorzystać do spowodowania przedwczesnej detonacji ładunków nuklearnych rakiet balistycznych.

Wymienione możliwości wyeliminowania wybuchu, lub spowodowania przedwczesnego wybuchu nierzadko znajdują się w sferze projektów, dostatecznie nie uzasadnionych i dalekich od praktycznej realizacji. W poważniejszych artykułach, na przykład w obszernym artykule profesora Zingera, opublikowanym w czterech numerach czasopisma "Missiles and Rockets" w 1959 r. wskazuje się, że nawet bliski wybuch ładunku nuklearnego nie może spowodować przedwczesnego wybuchu rakiety, ponieważ materiał rozczepialny jest tak rozmieszczony w rakiecie, że nie tworzy masy krytycznej. Strumień neutronów mógłby spowodować silne nagrzanie ładunku rakiety, jednak głowica zapewnia taki stopień ekranowania, który osłania ładunek z wyjątkiem przypadków, gdy wybuch następuje na bardzo małych odległościach od rakiety. Z tego wynika, że unieszkodliwienie zbliżającej się rakiety wcale nie jest łatwiejsze od jej całkowitego zniszczenia.

Jaki środek umożliwia zniszczenie zbliżającej się rakiety balistycznej, lub oddzielnie lecącej głowicy bojowej?

Do tego celu nie można wykorzystać ani jednego współczesnego środka OPL, z tej prostej przyczyny, że raketę trzeba razić na bardzo dużej wysokości.

Współczesna artyleria przeciwlotnicza może zwalczać samoloty na wysokościach nie przekraczających 15000 m. Pułap współczesnych samolotów myśliwskich zawiera się w granicach 20-25 km.

Największy pułap posiadają rakiety przeciwlotnicze, które w większości przypadków mogą zwalczać samoloty lecące na wysokościach do 30 km.

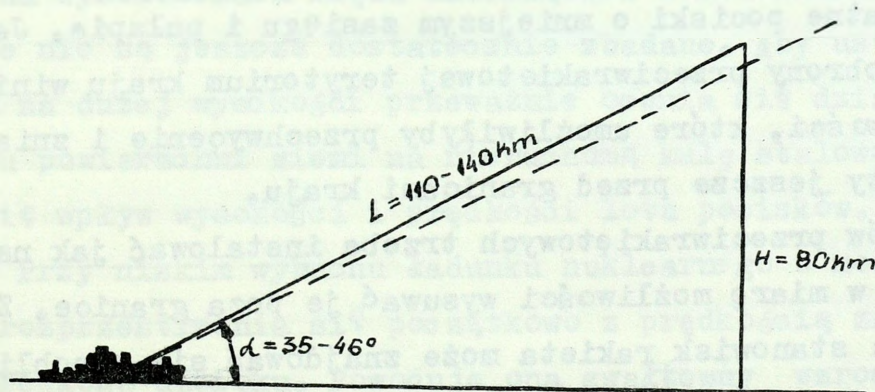
Niektóre typy rakiet przeciwlotniczych mają nawet jeszcze większy pułap. Ponieważ promieniowanie świetlne ładunku wodorowego może razić

nawet przy wysokości wybuchu 30-40 km, przeto pułap działania aktywnych środków obrony przeciwraкетowej w żadnym przypadku nie może być mniejszy. Uwzględniając pewien współczynnik gwarantujący bezpieczeństwo obiektów naziemnych, przyjmuje się, że nie powinien być on mniejszy od 60-80 km.

Taki zasięg można uzyskać przez dalsze doskonalenie rakiet przeciwlotniczych. Specjalne typy rakiet przeciwlotniczych są na razie jedynym, praktycznie realnym środkiem do przechwytywania i niszczenia rakiet balistycznych.

2. Pocisk przeciwraкетowy.

Uważa się, że w zależności od przeznaczenia pociski przeciwraкетowe mogą posiadać różny zasięg i pułap. Minimalny pułap rzędu 60-80 km odnosi się tylko do pocisków przeznaczonych do obrony oddzielnych obiektów przed raketami z silnymi ładunkami wodorowymi. Jeśli bateria pocisków przeciwraкетowych będzie rozmieszczona w bezpośrednim pobliżu osłanianego obiektu, to wspomniany pułap wyznacza również minimalną odległość rzeczywistą strzelania.



Rys. 11. Minimalny pułap i odległość rzeczywista strzelania /tory rakiet - optymalne, zasięg - od 1000 do 8000 km/.

W rzeczywistości, kąt /który tworzy tor rakiety z poziomem celu jest już nam znany /patrz tabela 1/, a na podstawie tego kąta i minimalnej wysokości H łatwo obliczyć niezbędną odległość rzeczywistą strzelania L .

Ponieważ stosunkowo nieduży odcinek toru rakiet strategicznych o długości 100-200 km mało różni się od prostoliniowego, to w przybliżeniu można przyjąć, że

$$L = \frac{H}{\sin} \quad \text{/rys.11/} \quad \text{zakładając, że } H = 80 \text{ km}$$

otrzymamy w omawianym przypadku odległość strzelania nie mniejszą od 110 - 140 km. Jeśli nie uwzględniać możliwości rażenia rejonów zbliżonych do obiektu i ograniczyć się tylko do obrony danego obiektu punktowego, to można przyjąć minimalną odległość rzeczywistą strzelania, równą około 80 km. /W "Interavia" z października 1958 r. przyjmuje się odległość równą 90 mil tj. 96 km/.

Odległość strzelania rzędu 100 - 150 km zawiera się w granicach możliwości bojowych już istniejących rakiet przeciwlotniczych. Mniej więcej taki zasięg posiada rakiet przeciwlotnicza "Nike Hercules", a pocisk "Bomarc JM-99B" może zwalczać cele powietrzne na odległościach do 800 km. Jednak pułap obydwu wymienionych rakiet jest niewystarczający, ponieważ nie przekracza 30 km. Przy obronie wojsk przed rakietami taktycznymi o stosunkowo niedużym zasięgu, małej mocy ładunku mogą okazać się przydatne pociski o mniejszym zasięgu i pułapie. Jednak pocisk przeznaczony do obrony przeciwrakietowej terytorium kraju winien posiadać takie właściwości, które umożliwiłyby przechwycenie i zniszczenie atakującej rakiety jeszcze przed granicami kraju.

Wyrzutnie pocisków przeciwrakietowych trzeba instalować jak najbliżej granic państwa i w miarę możliwości wysuwać je poza granice. Zbliżając się do linii tych stanowisk rakiet może znajdować się w pobliżu wierzchołka swego toru tj. na wysokości do 1300 km; a nawet więcej /przy locie po torze nie optymalnym/. Dlatego rozpatrując problemy obrony przeciwrakietowej dochodzi się do wniosku, że pułap pocisku przeciwrakietowego powinien być nie mniejszy jak 1300 km, a odległość rzeczywista strzelania nie mniejsza od 1600 km. Są to te same wartości, które przytoczono uprzednio, jako minimalne dla środków zdalnego wykrywania rakiet międzykontynentalnych.

Oczywiście, w omawianym przypadku raketę trzeba wykryć na odległości 2-3 razy większej od odległości przechwycenia.

Jak nadmieniano się w prasie zagranicznej, projektowanie podobnych pocisków jest realne tylko w przypadku możliwości zdalnego wykrywania rakiet na odległościach 4000 - 5000 km.

Rozpatrzmy obecnie problem ładunku bojowego, zawartego w pocisku przeciwrakietowym. Ponieważ już istniejące pociski klasy "ziemia-powietrze" mogą posiadać ładunek atomowy, to zastosowanie ładunku nuklearnego w pocisku przeciwrakietowym wydaje się najbardziej celowe.

Na pierwszy rzut oka wydaje się, że wybuch takiego pocisku może razić balistyczną ^{rakietę} nawet przy dużym odstępie chybienia rzędu setek metrów. Jeśli jednak rozpatrzmy ten problem szczegółowo, to możliwości takiego ładunku okażą się bardzo skromne. Rozpatrzmy kolejno skutki działania fali uderzeniowej, promieniowania cieplnego i przenikliwego dla przypadku, gdy celem jest oddzielna głowica rakiety w kształcie kuli sporządzonej ze stali, o średnicy około 1 m, grubość ścianek 6-8 mm, przy czym głowica posiada wewnętrzną i zewnętrzną izolację termiczną. Wybuch pocisku przeciwrakietowego powinien nastąpić na dużej wysokości, gdzie gęstość powietrza jest znikoma.

Dotychczas nie opublikowano danych odnośnie działania rażącego wybuchu nuklearnego na wysokościach rzędu dziesiątków i setek kilometrów i zjawiska te nie są jeszcze dostatecznie zbadane. Aby ustalić skuteczność wybuchu na dużej wysokości przeważnie ocenia się działanie wybuchu w pobliżu powierzchni ziemi na nieruchomą kulę stalową, a następnie uwzględnia się wpływ wysokości i prędkości lotu pocisków.

Przy niskim wybuchu ładunku nuklearnego o mocy 20 KT fala uderzeniowa rozprzestrzenia się początkowo z prędkością znacznie przekraczającą prędkość dźwięku. Powoduje ona gwałtowny wzrost ciśnienia, gęstości i temperatury powietrza.

Ciśnienie w pobliżu punktu wybuchu osiąga setki i tysiące atmosfer. Z opublikowanych danych, opartych na wynikach eksperymentów amerykańskich wynika, że przy wybuchu takiego ładunku omawiana kula będzie rażona falą uderzeniową z odległości nie większej jak 300 m.

Jeśli zwiększymy moc ładunku 1000 razy i zastosujemy ładunek wodorowy o mocy 20 MT, to odstęp rażenia zwiększy się około 10 razy tj. nie

przekroczy 3 km. Ponieważ na dużych wysokościach brak jest warunków, które by sprzyjały utworzeniu się mocnej fali uderzeniowej przeto wspomniane odstępstwa rażenia będą wielokrotnie mniejsze. Przewiduje się, że odstęp rażenia fali uderzeniowej nie przekroczy dziesiątków metrów. Oprócz tego, duża prędkość rakiety i pocisku przeciwrakietowego jeszcze bardziej utrudniają rozwiązanie zadania.

Ponieważ prędkość rozchodzenia się fali uderzeniowej jest znacznie mniejsza od prędkości rakiety strategicznej, przeto w przypadku wybuchu pocisku przeciwrakietowego za celem fala uderzeniowa nie będzie w ogóle raziła celu. Po prostu fala ta nie dogoni celu. Z tego wynika, że fala uderzeniowa może razić cel tylko w przypadku, gdy wybuch pocisku przeciwrakietowego nastąpi przed rakieta w bardzo małej odległości od celu.

Promieniowanie cieplne wybuchu wysokościowego będzie pochłaniane bardzo słabo, jednak uważa się za mało prawdopodobne, aby mogło ono zapewnić promień rażenia znacznie większy od promienia rażenia fali uderzeniowej. Uważa się, że konstrukcja, która nie ulegnie zniszczeniu przy powtórnych wejściu w atmosferę, powinna wytrzymać również krótkotrwałe oddziaływanie bardzo wysokich temperatur przy bardzo bliskim wybuchu pocisku przeciwrakietowego. Nawet przebywanie rakiety w obszarze kuli ognistej nie gwarantuje jej zniszczenia, ponieważ przy prędkości zbliżenia rakiety i pocisku przeciwrakietowego równej 8 km/sek i średnicy kuli ognistej - 0,5 km rakietę będzie przebywała w obszarze kuli nie dłużej jak 1/16 sek. Odnośnie działania promieniowania przenikliwego, to oprócz ocen optymistycznych jego skuteczności spotyka się poglądy całkowicie odmienne. Autorzy tych poglądów uważają, że intensywne promieniowanie rakiety promieniami gamma i neutronami będzie bardzo krótkotrwałe i nie spowoduje uszkodzenia rakiety. Jeśli zgodzimy się z tym poglądem, to dojdziemy do wniosku, że nawet przy zastosowaniu ładunków atomowych wymagane jest prawie bezpośrednie trafienie w cel pocisku przeciwrakietowego. Dopuszczalna wielkość odstępstwa chybień nie powinna przekroczyć dziesiątków metrów. Stosując mocne ładunki wodorowe można by zwiększyć dopuszczalny odstęp chybień i zmniejszyć wymogi odnośnie dokładności strzelania. Jednak stwarza to postulat stosowania bardzo dużych i niesłychanie drogich pocisków.

Oprócz tego trzeba przewidywać możliwość wybuchów nad osłanianym obiektem, co nieuchronnie spowoduje intensywne skażenie radioaktywne atmosfery. Dlatego wykonując doświadczenia mające na celu sprawdzenie skuteczności obronnych wybuchów nuklearnych na dużych wysokościach trzeba również szukać innych możliwości niszczenia rakiet balistycznych.

Najprostszy sposób polega na stosowaniu zwykłych odłamkowych głowic bojowych. Jednak biorąc pod uwagę zarówno ilość jak i gęstość odłamków głowic bojowych, Jednak biorąc pod uwagę zarówno ilość jak i gęstość odłamków dojdziemy do wniosku, że prawdopodobieństwo rażenia celu taką głowicą jest znikome, nie mówiąc już o tym, że wybuch musi nastąpić przed celem, w bezpośrednim jego pobliżu. pocisk odłamkowy jest znacznie tańszy i zamiast jednego pocisku z ładunkiem nuklearnym można wystrzelić kilka zwykłych pocisków.

przez zmasowane użycie takich pocisków można stworzyć na kursie atakującej rakiety obłok rażących elementów. Będzie to miało sens tylko w przypadku, gdy takie odłamki okażą się skutecznym środkiem rażenia, Jest to jednak mało prawdopodobne, ponieważ trudno jest zniszczyć odłamkami nawet zwykłą bombę lotniczą. Małe odłamki nie przebijają korpusu bomby, a większe - mogą przebić bombę nie powodując detonacji jej ładunku. Uszkodzenie zapalnika jest bardzo mało prawdopodobne, ponieważ jest on wielokrotnie mniejszy od właściwej bomby. Takie rozważania świadczą przeciwstosowaniu rażących elementów w postaci odłamków, Jednak przy tym opuszcza się jeden bardzo ważny warunek - a mianowicie nie uwzględnia się prędkości lotu rakiety.

Zjawisko występujące przy zderzeniu twardych ciał, poruszających się z bardzo dużymi prędkościami nie są jeszcze dostatecznie zbadane. Trudno przewidzieć jakie będzie działanie rażące drobnych odłamków, stykających się z rakieta przy prędkości zderzenia 5000 - 10000 m/sek.

Doświadczenia, które mogłyby naświetlić ten problem są bardzo trudne w praktycznej realizacji, Jednak można stwierdzić, że nawet drobne odłamki zderzając się z rakieta mogą spowodować poważne uszkodzenia. Energia uderzenia równa jest połowie iloczynu masy odłamka przez kwadrat prędkości jego zderzenia z rakieta.

Zakładamy, że odłamek waży tylko jeden gram, a prędkość jego zderzenia z rakieta wynosi 10000 m/sek /prędkość rakiety między-

kontynentalnej - 6800 m/sek i prędkość odłamka - 3200 m/sek/.

wówczas przy pomocy wzoru $E = \frac{m \cdot v^2}{2}$ łatwo obliczyć energię uderzenia,

która będzie równa 5000 kilogramo-metrów. Jest to bardzo duża energia, równa energii pocisku o wadze 400 gramów przy prędkości 500 m/sek.

tj. dwudziestokrotnie mniejszej. Dysponując taką energią odłamek może przebić raketę na wylot, uszkadzając mechanizm zapalnika lub powodując przedwczesny wybuch.

Jeśli odłamek nie przebija rakiety, to cała jego energia uwolni się przy uderzeniu; część energii zużyje się na skruszenie odłamka i korpusu rakiety w pobliżu punktu uderzenia, część zamieni się w ciepło i wreszcie część energii spowoduje drgania wewnętrzne rakiety.

Ponieważ energia ta jest duża, raketa może być poważnie uszkodzona. Naruszenie kształtu i pokrycia rakiety może spowodować jej zniszczenie i spalanie przy powtórny wejściu w gęste warstwy atmosfery.

Znane są liczne doświadczenia, przeprowadzone w warunkach laboratorium, polegające na ostrzeliwaniu różnych celów kulkami metalowymi z wosku i mas plastycznych, którym nadawano prędkości rzędu 3000-5000 m/sek /"Journal of the Applied Mechanics" Nr 1, 1957 r./.

Nawet przy takich, stosunkowo niedużych prędkościach wykryto ciekawe zjawiska, właściwe dla zderzenia ciał twardych.

W wyniku tych doświadczeń ustalono wzór, przy pomocy którego można określić głębokość wgięcia w tarczy, w zależności od prędkości i średnicy kulek, a także od prędkości rozchodzenia się dźwięku w materiale tarczy.

$$\frac{h}{d} = 2,5 \frac{v}{a} /^{1,4},$$

gdzie h - głębokość wgięcia;

d - średnica kulki;

v - prędkość kulki;

a - prędkość rozchodzenia się dźwięku w materiale tarczy.

wzór słuszny jest dla przypadku, gdy tarcza i kulka sporządzone są z tego samego materiału, a stosunek $\frac{v}{a}$ zawiera się w granicach od 0,1

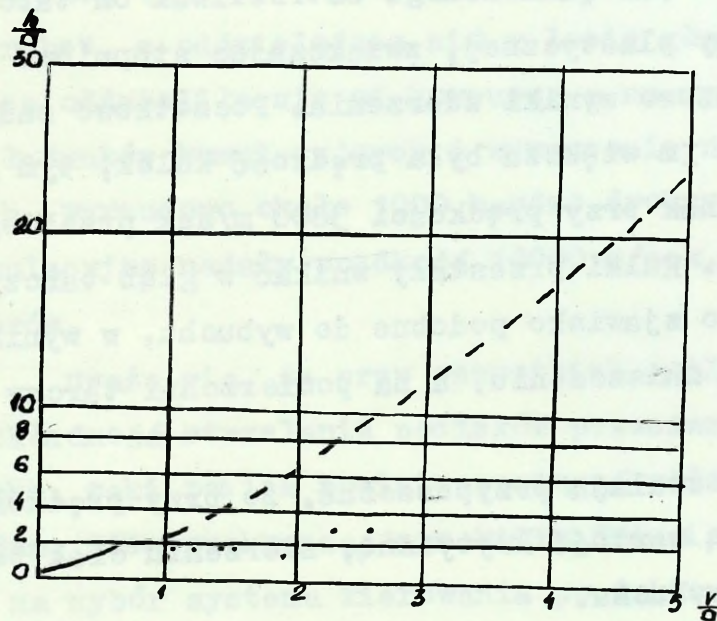
do 1, tj. prędkość kulki nie przekracza prędkości dźwięku w materiale tarczy. Ostatni warunek uzasadnia się tym, że dźwięk rozchodzi się w twardych ciałach z bardzo dużą prędkością /w żelazie - 4900 m/sek,

w szkłe - 5600 m/sek, dlatego nie udało się doświadczalnie otrzymać $\frac{v}{a} > 1$.

Zależność, którą wyraża ten wzór, przedstawiono bardziej poglądowo w postaci wykresu na rys. 12.

Na osi odciętych odłożono stosunek $\frac{v}{a}$, a na osi rzędnych - stosunek $\frac{h}{d}$. Dla wartości $\frac{v}{a}$ od 0,1 do 1 krzywą wykreślono linią ciągłą, a dla większych wartości tego stosunku - linią przerywaną.

Z wykresu wynika, że głębokość wgniecenia szybko wzrasta przy powiększaniu prędkości kulek.



Rys. 12. Zależność głębokości wgniecia od prędkości zderzenia kulki z tarczą /kropki wskazują wyniki doświadczeń przy strzelaniu kulkami woskowymi do tarcz z wosku/.

Przy $v = 0,1$ a głębokość wgniecia wynosi zaledwie około 0,1 średnicy kulki, a przy $v = a$ ta głębokość jest już 2,5 raza większa od średnicy kulki. Gdyby wzór był słuszny dla bardzo dużych prędkości, to łatwo obliczyć, że przy $v = 5$ a głębokość wgniecia byłaby 24 razy większa od średnicy kulki, a przy $v = 10$ a - 63 razy.

Oznacza to, że kulka stalowa o średnicy 1 mm wnikałaby w płytę stalową na głębokość 63 mm. Ciężar takiej kulki wynosi zaledwie 0,004 grama.

Jednak na razie nie można tego sprawdzić. Dla sprawdzenia trzeba by nadawać kulkom stalowym prędkość około 50000 m/sek. Jednak można

ustalić jakościowy charakter zjawisk, dobierając taki materiał tarcz, w którym prędkość rozchodzenia się dźwięku jest stosunkowo nieduża. w takim przypadku stosunek $\frac{v}{a}$ będzie znacznie większy, jednym z materiałów przydatnych dla takich doświadczeń jest wosk.

Strzelając woskowymi kulkami do tarczy z wosku można by uzyskać wyniki dla stosunku $\frac{v}{a}$ od 1 do 3.

Niektóre doświadczalne punkty, ustalone dla takiego przypadku przedstawione są na rys. 12. Jednak najciekawsze wyniki dla wosku uzyskał w 1957 r. uczoney amerykański Van Valkenburg. Ostrzeliwał on tarczę woskową małymi kulkami z masy plastycznej, zwiększając stopniowo prędkość kulek i ustalając każdorazowo wyniki zderzenia. Początkowo żadnych osobliwości nie stwierdzono. Im większa była prędkość kulek, tym głębiej wnikały one w tarczę. Jednak przy prędkości 3800 m/sek przebieg zjawiska całkowicie się zmienił. Kulki przestały wnikać w głąb tarczy.

Przy uderzeniu występowało zjawisko podobne do wybuchu, w wyniku którego kulka ulegała całkowitemu zniszczeniu, a na powierzchni tarczy tworzyły się głębokie leje.

Wyniki tych doświadczeń pozwalają przypuszczać, że przy prędkości zderzenia, przekraczającej pewną wartość krytyczną, zderzeniu ciał twardych towarzyszy zjawisko typu wybuchu.

Przy tym mniejsze ciało ulega całkowitemu zniszczeniu, a większe - poważnym uszkodzeniom. Charakter uszkodzeń powinien być proporcjonalny do energii uderzenia. Natomiast prędkość krytyczna zależy oczywiście od materiału, z którego sporządzone są zderzające się ciała.

Opierając się na zjawiskach wykrytych przy zderzeniu ciał twardych, poruszających się z bardzo dużymi prędkościami, w prasie zagranicznej wskazuje się na dwa możliwe sposoby niszczenia rakiet balistycznych.

Pierwszy sposób polega na wyrzucaniu na kursie rakiety dużej ilości drobnych elementów posiadających stosunkowo niedużą prędkość. w takim przypadku, głowicę pocisku przeciwrakietowego można porównać do ładunku z kartaczami, których snop wyrzuca się na przeciw rakiety.

Uwzględniając nieduże wymiary celu, elementy rażące należy wyrzucić w ściśle określonym punkcie i w wymaganym kierunku, tak aby uzyskać wysoką gęstość elementów rażących przez zmasowane wystrzelenie pocisków

przeciwrakietowych. W ten sposób, otrzymuje się zapórę z elementów rażących. Przewiduje się, że sposób ten będzie skuteczny w tym przypadku, gdy cel będzie poruszał się z bardzo dużą prędkością. Drugi sposób polega na wyrzucaniu stosunkowo nie dużej ilości elementów rażących, posiadających bardzo dużą prędkość. Prędkość tę nadaje się elementom rażącym przy pomocy ładunków kumulacyjnych. Sposób ten może okazać się przydatny przy zwalczaniu rakiet taktycznych, zbliżających się do obiektu ze stosunkowo niedużą prędkością. Jedną z prób wyrzucenia drobnych elementów rażących w górne warstwy atmosfery wykonali Amerykanie 16 października 1957 r. /według "Astronautics", styczeń 1958 r./. W tym celu wykorzystano doświadczalną raketę "Aerobe", z oddzielającą się w locie głowicą. Na wysokości 56 km głowica oddzieliła się od korpusu, a na wysokości 86 km nastąpił wybuch ładunków kumulacyjnych i wyrzucenie niedużych elementów aluminiowych. Wyrzucono około 1000 bardzo drobnych elementów, którym ładunki kumulacyjne nadały prędkość 18000 m/sek, co odpowiada prędkości meteorów.

Uważa się, że przy wszystkich możliwych wariantach głowic bojowych dokładność strzelania pocisków przeciwrakietowych powinna być bardzo wysoka. Taki pocisk powinien osiągać obliczony punkt z maksymalnym błędem, nie przekraczającym kilku dziesiątków metrów. Ma to duży wpływ na wybór systemu kierowania pociskiem przeciwrakietowym. Powszechnie wskazuje się, że kierowanie programowe jak i zdalne jest do tego celu nieprzydatne. Z punktu widzenia dokładności, najbardziej przydatny byłby system samokierowania, to jest system, w którym źródłem sygnałów kierujących lotem rakiety byłby sam cel. Jednak na razie trudno jest zrealizować taki system, ponieważ start pocisku przeciwrakietowego powinien nastąpić w momencie, gdy odległość do celu wynosi wiele setek kilometrów.

Jest to zbyt duża odległość dla dowolnego znanego obecnie systemu samokierowania. Ponieważ ani jeden system kierowania, wzięty oddzielnie nie jest przydatny, to trzeba stosować system kombinowany, składający się z dwóch różnych systemów. Takie systemy kombinowane stosuje się już obecnie w niektórych rakietach przeciwlotniczych o dużym zasięgu. W pierwszej fazie lotu stosuje się kierowanie zdalne przy pomocy naziemnej stacji radiolokacyjnej, na odcinku końcowym wykorzysta-

tuje się system samokierowania. System ten eliminuje błędy kierowania zdalnego. Minimalny zasięg systemu samokierowania zależy od prędkości rakiety. Im większa prędkość tym większy zasięg.

Jeśli do wyeliminowania możliwych błędów systemu zdalnego kierowania potrzeba 10 sek, to przy prędkości zbliżenia 6 km/sek otrzymamy odległość 60 km, a przy prędkości zbliżenia 10 km/sek - już 100 km.

Praktycznie, prawie przez cały czas będzie pracował system zdalnego kierowania, a na pracę systemu samokierowania przypadną tylko ostatnie, jednak najważniejsze sekundy,

w podanym przykładzie liczby przyjęto dowolnie i mogą się one poważnie różnić od wartości rzeczywistych.

Pomimo tego, w sposób poglądowy wskazują, że zasięg systemu samokierowania, szczególnie przy zwalczaniu rakiet międzykontynentalnych powinien być nie mniejszy od kilkudziesięciu kilometrów.

Jaki sposób samokierowania można będzie wykorzystać?

Najbardziej prawdopodobne wydaje się zastosowanie radiolokacyjnego sposobu samokierowania, lub opartego na technice podczerwieni. Umieszczony w pocisku radiolokacyjny koordynator celu może być typu czynnego, lub półczynnego. W pierwszym przypadku sam opromienia cel i dla sformułowania komend sterujących wykorzystuje sygnały odbite od celu.

W drugim przypadku, rakietę opromienia naziemna stacja radiolokacyjna, a koordynator odbiera tylko sygnały odbite od rakiet. Poziom współczesnej techniki radiolokacyjnej umożliwia konstruowanie małych koordynatorów o ciężarze nie przekraczającym 20-30 km.

W prasie zagranicznej /"The airplane" 1958 r./ wspomina się, że firma "Raam" opracowała radiolokacyjny koordynator celu, pracujący przy wykorzystaniu efektu Dopplera, przeznaczony dla pocisku przeciwrakietowego "Nike Zeus". Możliwość zastosowania techniki podczerwieni do samokierowania opiera się na tym, że lecąca rakietą, lub jej oddzielająca się głowica powinna być bardzo kontrastowym celem cieplnym na tle przestrzeni kosmicznej. Uważa się, że do momentu przechwycenia na wysokości 60-80 km rakietą może być bardzo silnym źródłem promieni podczerwonych, przy czym na takiej wysokości niesłychanie rozprzeczona atmosfera praktycznie nie pochłania promieni. Z przeprowadzonych rozważań wynika, że układy oparte o podczerwień będą najbar-

dziej prawdopodobnym systemem samokierowania, stosowanym w ostatniej fazie przechwycenia rakiet balistycznych.

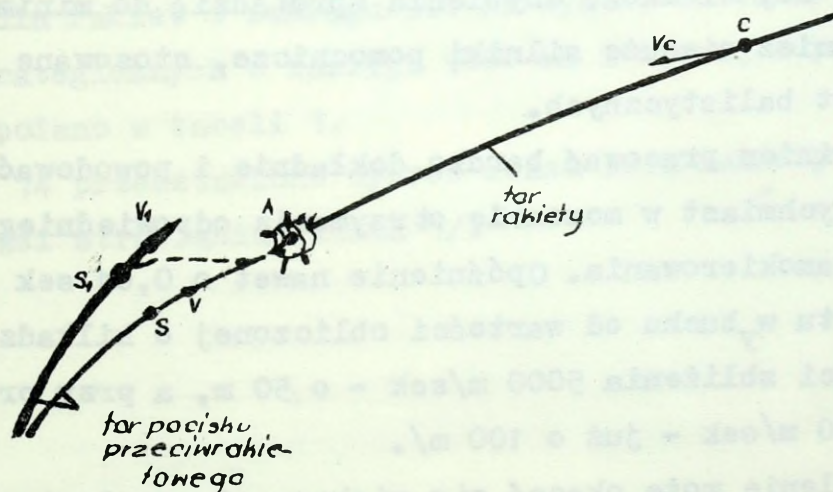
Sam pocisk przeciwrakietowy będzie przeważnie kilkustopniową rakieta o pionowym starcie. Przy takim starcie odpada konieczność uprzedniego nadawania rakiecie wymaganego azymutu i kąta podniesienia. Oprócz tego, pocisk prędzej przebija gęste warstwy atmosfery i mniej się nagrzewa. Jeden z możliwych wariantów pocisku trzystopniowego wygląda następująco.

Pierwszy stopień stanowią silniki startowe, oddzielające się po wyczerpaniu zapasu paliwa. Zastosowanie spadochronów umożliwia powtórne wykorzystanie tych silników. Drugi stopień zawiera silnik na paliwo ciekłe lub stałe. Dla wyprowadzenia pocisku na tor atakującej rakiety stosuje się stery gazowe, ponieważ pocisk leci w warstwach atmosfery o małej gęstości powietrza.

Trzeci stopień zawiera głowicę i naprowadzony jest na cel przy pomocy systemu samokierowania.

Przed momentem uchwycenia celu przez system samokierowania pocisk może znajdować się przed rakieta, nie w punkcie obliczonym, kierunek wektora prędkości pocisku także może odchylić się od obliczonego.

Jeden z możliwych przypadków niedokładnego wyprowadzenia pocisku na cel przedstawia rys. 13.



Rys. 13. Kompensacja błędu systemu zdalnego kierowania przez samokierowania pocisku przeciwrakietowego.

Na rys. 13 A - obliczony punkt spotkania się rakiety z celem, S - punkt, w którym powinien znajdować się pocisk przed rozpoczęciem pracy systemu samokierowania i v - obliczona wartość wektora prędkości pocisku. W rzeczywistości w tym momencie pocisk znajduje się w punkcie S_1 i porusza się z prędkością \bar{v}_1 , natomiast cel w punkcie C, porusza się z prędkością \bar{v}_c .

Aby skompensować błąd zdalnego kierowania, pocisk przeciwrakietowy powinien poruszać się mniej więcej tak, jak przedstawia linia przerywana i wyjść na tor lotu rakiety wcześniej, nim znajdzie się ona w punkcie A.

W ciągu tych niewielu sekund, które pozostają do momentu przechwycenia, pocisk musi wykonać bardzo gwałtowny skręt w kierunku celu. Dlatego pocisk powinien posiadać dużą manewrowość, którą określa możliwa wielkość błędu, czas i prędkość pocisku. Przyspieszenia, których wymaga się na tym etapie mogą okazać się znacznie większe, niż w ciągu całego dotychczasowego lotu.

Jedno z możliwych rozwiązań kierowania lotem pocisku w tym etapie przedstawia się następująco. Głowica pocisku oddziela się od drugiego stopnia i leci do celu samodzielnie, bez silnika. Aby szybko skierować pocisk na cel stosuje się system ładunków prochowych rozmieszczonych koncentrycznie, w ten sposób, aby przy ich spalaniu gazy ulatywały pod kątem względem wzdłużnej osi tego stopnia. Ładunki zapalają się na sygnały systemu samokierowania w takiej ilości i kolejności, aby wielkość chybienia sprowadzić do minimum. Można wykorzystać również nieduże silniki pomocnicze, stosowane do korekcji torów rakiet balistycznych.

Zapalnik pocisku powinien pracować bardzo dokładnie i powodować wybuch praktycznie natychmiast w momencie otrzymania odpowiedniego sygnału od systemu samokierowania. Opóźnienie nawet o 0,01 sek spowoduje odchylenie punktu wybuchu od wartości obliczonej o kilkadziesiąt metrów /przy prędkości zbliżenia 5000 m/sek - o 50 m, a przy prędkości zbliżenia 10000 m/sek - już o 100 m/.

Ponieważ takie odchylenie może okazać się większe od promienia rażenia nawet ładunku nuklearnego, to taki błąd jest absolutnie niedopuszczalny. Opóźnienie może spowodować wybuch za rakieta, gdzie

prawdopodobieństwo rażenia jest zbliżone do zera.

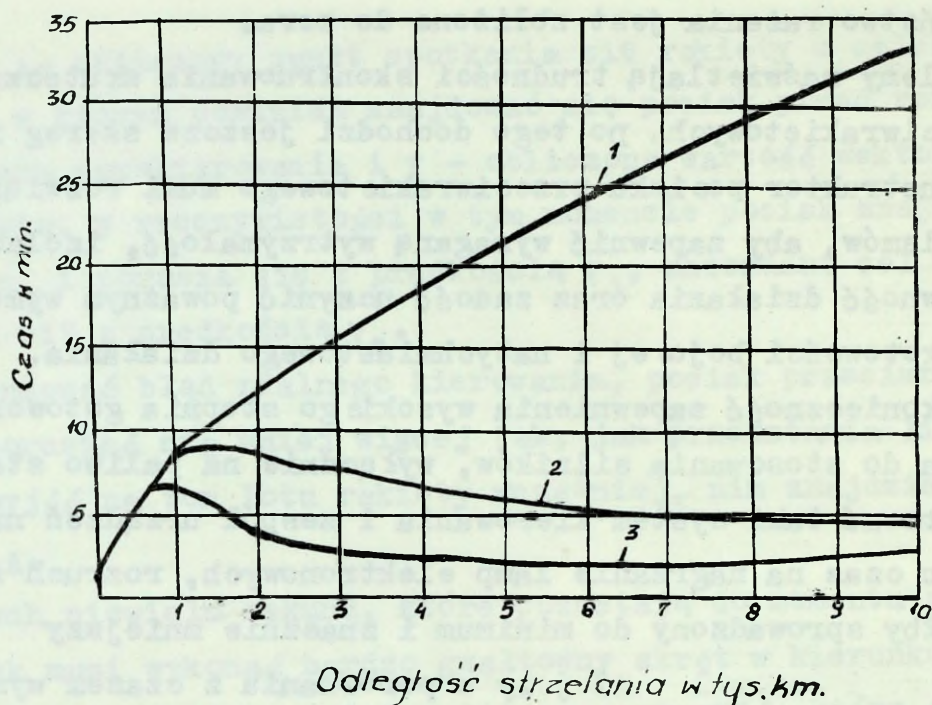
Omówione problemy naświetlają trudności skonstruowania skutecznych pocisków przeciwrakietowych. Do tego dochodzi jeszcze szereg innych przeszkód. Konstruktor pocisku przeciwrakietowego musi rozwiązać nie mało problemów, aby zapewnić wymaganą wytrzymałość, izolację termiczną, pewność działania oraz zadość uczynić poważnym wymogom w dziedzinie gotowości bojowej i natychmiastowego działania.

Na przykład, konieczność zapewnienia wysokiego stopnia gotowości bojowej zmusza do stosowania silników, wyłącznie na paliwo stałe. Trzeba projektować taki system kierowania i zespół urządzeń naziemnych, w którym czas na nagrzanie lamp elektronowych, rozruch żyroskopów itp, byłby sprowadzony do minimum i znacznie mniejszy niż w istniejących zespołach i przyrządach. Choć te problemy są bardzo trudne, to jednak nie są one nierozwiązalne, a skonstruowanie pocisków przeciwrakietowych jest tylko kwestią czasu.

3. Kierowanie przechwyceniem,

duże ograniczenia czasu powodują, że podstawowym i decydującym czynnikiem, który trzeba brać pod uwagę przy projektowaniu systemu kierowania przechwyceniem rakiet balistycznych jest właśnie czas. Rozpatrzmy obecnie, jakim zapasem czasu może dysponować system obrony oraz jakie czynności trzeba wykonać w tym czasie. Ogólny czas lotu rakiety przy locie po optymalnym torze jest już nam znany; dla rakiet o zasięgu 300 km wynosi on około 5 minut; dla rakiet strategicznych o zasięgu 1000 km i więcej odpowiednie wartości czasów podano w tabeli 1.

Na rys. 14 przedstawiono wykres czasu lotu rakiety jako funkcję odległości strzelania /linia 1/.



rys. 14 wykres czasu

1 - całkowity czas lotu rakiety; 2 - czas lotu rakiety od momentu jej wykrycia na odległości 1600 km; 3 - czas lotu rakiety od momentu uchwycenia jej przez stację dokładnego śledzenia na odległości 800 km od osłanianego obiektu.

wykres ten podaje górną granicę czasu, którym może rozporządzać system obrony przeciwrakietowej. Ilość czasu będącego do dyspozycji określa odległość, na której może być wykryta i rozpoznana atakująca rakietą. Jeśli ograniczyć się tylko do obrony oddzielnego obiektu i przyjąć, że do zdalnego wykrywania rakiet wykorzystuje się realnie istniejące stacje radiolokacyjne o zasięgu około 1600 km, to można obliczyć czas, który potrzebny jest na przelot atakującej rakiety od punktu jej wykrycia do osłanianego obiektu.

Przy niedużych odległościach strzelania, rzędu kilkuset kilometrów, raketę można będzie obserwować praktycznie na całym torze. Ze wzrostem odległości strzelania poważne ograniczenia spowoduje krzywizna ziemi i zaczynając od odległości 1800 km, raketę będzie można śledzić tylko na ostatnich 1600 km toru.

Wspomnianej odległości 1800 km odpowiada maksymalny czas, w przeciągu którego można będzie obserwować zbliżającą się raketę. Czas ten wyniesi około 9 minut.

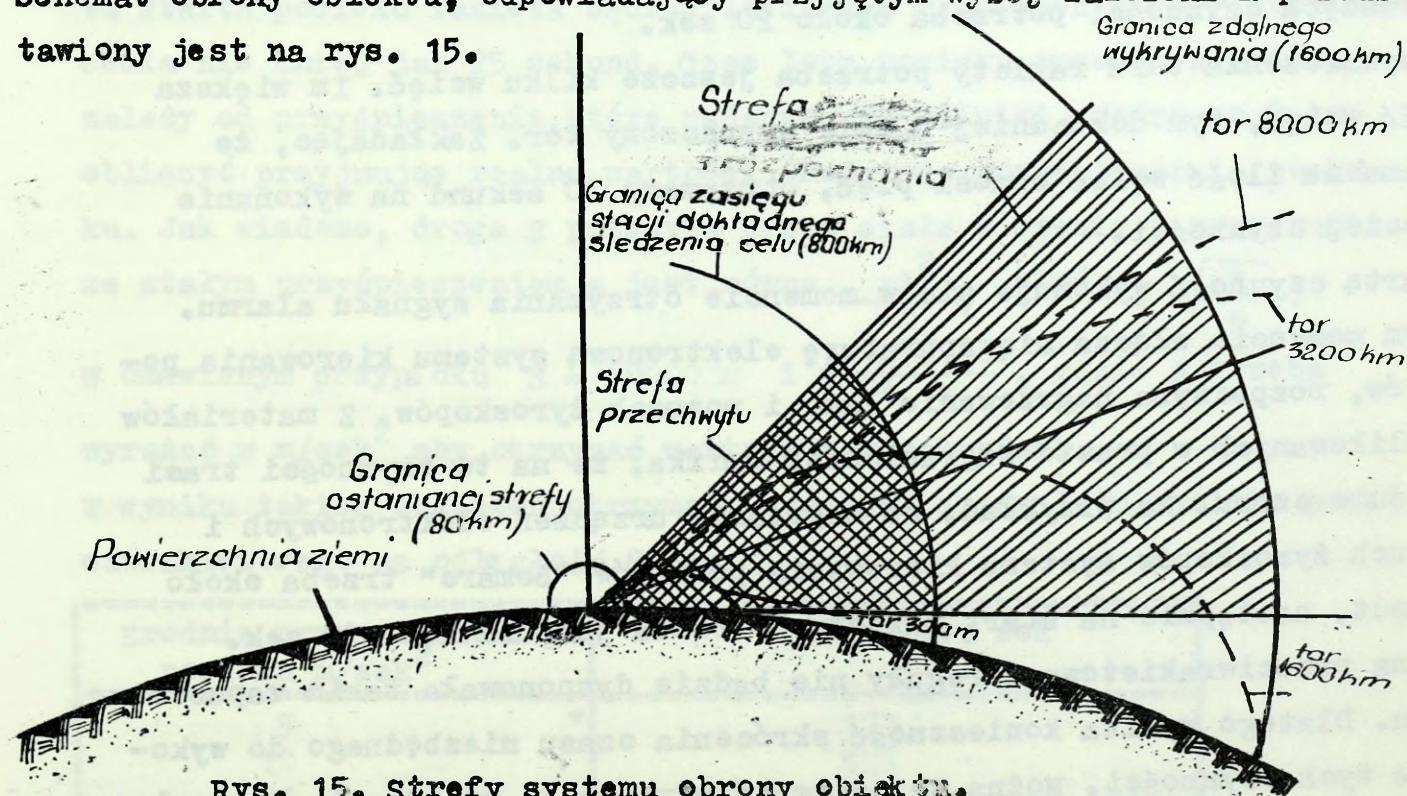
Ze wzrostem odległości strzelania czas będzie się zmniejszał, ponieważ im większa odległość strzelania, tym większa prędkość zbliżania się rakiety do obiektu. Dla międzykontynentalnej rakiety balistycznej o zasięgu 10000 km czas ten wynosi zaledwie około 4 minuty.

Wykres czasu lotu rakiety od momentu jej wykrycia przy wspomnianych wyżej warunkach przedstawia linia 2.

Alarm ogłoszony po zdalnym wykryciu rakiety i przybliżonym określeniu obiektu napadu można wykorzystać do uzyskania gotowości środków obrony, lecz brak jest jeszcze danych, niezbędnych dla startu i na prowadzenia pocisków przeciwrakietowych. Te dane otrzyma się dopiero po uchwyceniu rakiety przez stację dokładnego śledzenia. Zakładając, że system obrony rozporządza stacją dokładnego śledzenia o zasięgu 800 km, można obliczyć czas lotu rakiety od momentu rozpoczęcia przekazywania danych, niezbędnych do kierowania przechwyceniem rakiety.

Wykres tego czasu przedstawia linia 3. Maksymalna wartość tego czasu przekracza nieznacznie 7 minut i odpowiada przypadkowi, gdy atakująca rakietą posiada zasięg około 800 km.

Nie jest to przypadkiem, ponieważ w omawianym przykładzie taki właśnie zasięg przyjęto dla stacji dokładnego śledzenia celu. Dla rakiety o zasięgu 10000 km omawiany czas nie przekroczy 2 minut. Schemat obrony obiektu, odpowiadający przyjętym wyżej założeniom przedstawiony jest na rys. 15.



Rys. 15. Strefy systemu obrony obiektu.

Na rysunku zakreskowano strefy - strefę zdalnego wykrywania i rozpoznania /1600 - 800 km/ oraz strefę przechwycenia rakiety /800 - 80 km/. Przedstawiono także tory odpowiadające odległościom strzelania 300, 1600, 3200 i 8000 km.

Czas przebywania rakiety w strefie zdalnego wykrywania i rozpoznania nie przekracza 5 minut, a dla rakiety o zasięgu 10000 km wynosi zaledwie 2 minuty. W tym czasie trzeba wykonać następujące czynności;

- 1/ rozpoznać cel, tj oddzielić go od możliwych celów pozornych /meteoroty, zakłócenia sztuczne lub naturalne/;
- 2/ przekazać sygnał alarmu do ośrodka kierowania w rejonie osłanianego obiektu;
- 3/ określić w pierwszym przybliżeniu parametry toru rakiety i przekazać je do ośrodka kierowania;
- 4/ uzyskać gotowość aktywnych środków obrony.

Dla pewnego rozpoznania celu jedno wcięcie może być niewystarczające.

Jeśli stacja zdalnego wykrywania przepatruje wyznaczony jej sektor 10 razy na minutę i wymagane są 2-3 wcięcia, to znaczy, że na rozpoznanie celu zużyje się przeciętnie 12 - 18 sekund. Na przekazanie sygnału alarmu potrzebne są 2-3 sekundy. Z tego wynika, że na wykonanie dwóch pierwszych czynności potrzeba około 20 sek.

Do wyznaczenia toru rakiety potrzeba jeszcze kilku wcięć. Im większa ilość wcięć, tym dokładniej będzie wyznaczony tor. Zakładając, że minimalna ilość wcięć wynosi pięć, otrzymamy 30 sekund na wykonanie trzeciej czynności.

Czwartą czynność wykonuje się w momencie otrzymania sygnału alarmu.

W tym momencie włącza się aparaturę elektroniczną systemu kierowania pocisków, rozpoczyna nagrzewanie lamp i rozmach żyroskopów. Z materiałów opublikowanych w prasie zagranicznej wynika, że na te czynności traci się dużo czasu. Na przykład, na nagrzanie urządzeń elektronicznych i rozruch żyroskopów systemu kierowania pocisków "Bomarc" trzeba około 2 minut, następnie na start rakiety potrzeba jeszcze 20 - 30 sek.

Obrona przeciwrakietowa z reguły nie będzie dysponowała takim zapasem czasu. Dlatego wynika konieczność skrócenia czasu niezbędnego do wykonania tych czynności. Można to osiągnąć utrzymując urządzenia w ciągłej gotowości do natychmiastowego działania. Jednak powoduje to znaczne

szybsze zużywanie się urządzeń i stwarza duże prawdopodobieństwo uszkodzeń. W związku z tym, takie rozwiązanie jest praktycznie do przyjęcia i trzeba szukać innych rozwiązań, polegających albo na skonstruowaniu urządzeń, których przygotowanie wymagałoby znacznie mniejszej ilości czasu, albo zwiększenie zasięgu zdalnego wykrywania i rozpoznawania atakujących rakiet. Przed zbliżeniem się rakiety do granicy strefy przechwycenia, antena stacji dokładnego śledzenia powinna być zorientowana w ten sposób, aby skrócić do minimum czas na poszukiwanie i uchwycenie rakiety na maksymalnej odległości /800 km/. W czasie lotu rakiety w granicach strefy przechwycenia trzeba wystrzelić pociski i zniszczyć raketę. Ważnym elementem jest dokładne określenie parametrów toru rakiety i start pocisków przeciwrakietowych. Dla określenia parametrów toru rakiety potrzeba bardzo mało czasu, w ciągu którego stacja dokładnego śledzenia określa współrzędne rakiety i przekazuje je do urządzenia liczącego. Czas ten nie przekracza 15 sekund. Po upływie 15 sekund maszyna jeszcze przez pewien czas rozwiązuje zadanie, określa moment startu pocisku oraz dane do kierowania jego lotem na odcinku działania systemu zdalnego kierowania.

Czas ten nie będzie mniejszy od 10 sekund. Z tego wynika, że do momentu startu pocisku rakietą będzie leciała w granicach strefy przechwycenia nie mniej jak 25 sekund. Czas lotu pocisku przeciwrakietowego zależy od przyspieszenia, które nadadzą mu silniki. Można go łatwo obliczyć przyjmując realne wartości średniego przyspieszenia pocisku. Jak wiadomo, droga S przebyta przez ciało w czasie t przy ruchu ze stałym przyspieszeniem a jest równa $\frac{at^2}{2}$, stąd $t = \sqrt{\frac{2S}{a}}$.

W omawianym przypadku $S = 80000$ m i $t = \sqrt{\frac{160000}{a}}$, gdzie a trzeba wyrażać w m/sec^2 aby otrzymać wartość t w sekundach.

W wyniku takich obliczeń otrzymamy wartości czasu lotu pocisku przeciwrakietowego na odległość 80 km.

Srednie przyspieszenie pocisku m/sec^2	Czas lotu sek
5	179
10	126
20	90
50	57

Sumując ten czas z czasem niezbędnym do wykonania pierwszej czynności /25 sek/ i porównując wynik z ogólnym czasem lotu rakiety w granicach strefy przechwycenia /4,5; 3 i 2 minuty dla rakiet o zasięgu równym odpowiednio 1600 ; 32000 i 8000 km/, można wyciągnąć pewne wnioski odnośnie średniego przyśpieszenia pocisku przeciwrakietowego łatwo spostrzec, że pociski o średnim przyśpieszeniu $5-10 \text{ m/sek}^2$ nie są przydatne do przechwycenia rakiet międzykontynentalnych.

Takie pociski zbyt późno dolatują do granicy osłanianej strefy.

Jeśli pocisk przeciwrakietowy dysponujący średnim przyśpieszeniem 10 m/sek^2 wystrzeli się nawet w momencie rozpoczęcia pracy przez stację dokładnego śledzenia, to osiągnie on granicę osłanianej strefy po upływie 6 sekund, podczas gdy rakietę o zasięgu 8000 km już minie tę granicę. W ciągu tych 6 sekund rakietę zbliży się do osłanianego obiektu o 40 km. W naszych rozważaniach nie uwzględniamy wpływu oporu powietrza.

W rzeczywistości powietrze będzie hamowało lot rakiety i w ciągu 6 sekund przebędzie ona mniejszy odcinek. Przy zwalczaniu rakiet o zasięgach 1600 km pocisk przeciwrakietowy, dysponujący średnim przyśpieszeniem 5 m/sek^2 można wystrzelić 1,5 minuty po uchwyceniu rakiety przez stację dokładnego śledzenia.

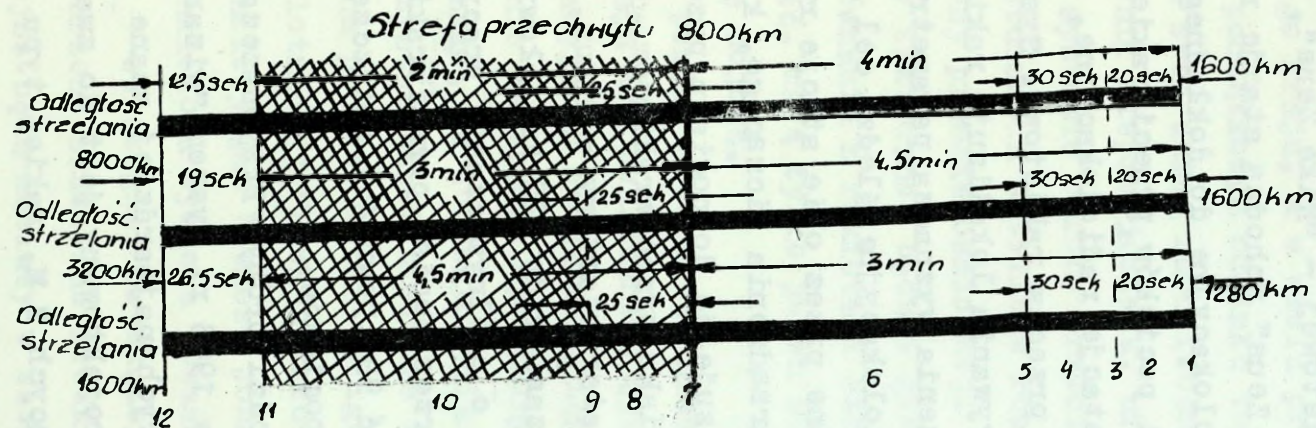
Uważa się, że zwalczanie rakiet o mniejszych zasięgach będzie łatwiejsze w wyniku mniejszej prędkości tych rakiet.

Przykładowy podział czasu na elementy systemu obrony oddzielnego obiektu, przy ataku rakiet o zasięgu 1600, 3200 i 8000 km przedstawia rys. 16.

Poważne ograniczenia czasu powodują konieczność szukania możliwości zwiększenia czasu i jak najbardziej racjonalnego wykorzystania. W tym celu trzeba wcześniej wykrywać i śledzić rakiety. Stosowanie środków wykrywania o dużym zasięgu, lub wysuwanie rubieży wykrywania w kierunku, z którego oczekuje się nalotu rakiet - to realne sposoby, umożliwiające zwiększenie zapasu czasu.

Zgodnie z tym, prawa część linii 2 na rys. 14 przesunie się do góry i zajmie położenie pośrednie między liniami 1 i 2.

Zwiększenie zasięgu stacji dokładnego śledzenia umożliwia zwiększenie strefy przechwycenia. Jednak uważa się, że nawet przy maksymalnym wykorzystaniu wszystkich możliwości realizacja obrony przeciwrakietowej



Rys. 16. Przykładowy podział czasu na elementy systemu obrony.

1 - wykrycie rakiety przez stację o zasięgu 1600 km; 2 - rozpoznanie i przekazanie sygnału alarmu; 3 - otrzymanie sygnału alarmu; 4 - przybliżone określenie parametrów toru rakiety i przekazanie ich do ośrodka OPL obiektu; 5 - znany jest obiekt napadu i przybliżone położenie wyrzutni; 6 - osiągnięcia gotowości aktywnych środków obrony; 7 - uchwycenie rakiety przez stację dokładnego śledzenia o zasięgu 800 km; 8 - udokładnienie danych o rakiecie i przekazanie ich na wyrzutnie pocisków przeciwrakietowych; 9 - pierwsze dane do kierowania lotem pocisków przeciwrakietowych na odcinku działania systemu zdalnego kierowania; 10 - przygotowanie do startu i start pocisków przeciwrakietowych; 11 - bliższa granica strefy przechwylenia; 12 - osłaniany obiekt.

napotyka na poważne trudności z powodu szczupłości czasu. Powoduje to konieczność bardzo ekonomicznego wykorzystywania czasu.

Aktualnie w USA prowadzi się prace nad trzema podstawowymi systemami obrony przeciwrakietowej - "Nike Zeus", "Wizard" i "Plato". W skład systemu "Nike Zeus" wchodzi stacje radiolokacyjne zdalnego wykrywania, stacje radiolokacyjne do dokładnego określenia współrzędnych celu, kilka baterii pocisków przeciwrakietowych, przy czym każda bateria posiada dwie stacje radiolokacyjne, z których jedna śledzi cel, a druga pocisk przeciw rakietowy. System działa następująco. Stacja zdalnego wykrywania lokalizuje rakietę. Następnie stacja dokładnego śledzenia wyznacza parametry toru lotu rakiety. W bateriach, stacje radiolokacyjne śledzą cel i pocisk przeciwrakietowy. Współrzędne określone przez obie stacje radiolokacyjne przekazuje się do elektronowego urządzenia liczącego, które wypracowuje odpowiednie komendy i przekazuje je do pocisku przeciwrakietowego. Dane taktyczno-techniczne pocisku przeciwrakietowego "Nike Zeus" przedstawiają się następująco: ciężar startowy - 9 ton, długość - 18,2 m, prędkość maksymalna 5 M, zasięg do 320 km, głowica bojowo-nuklearna, silnik na paliwo stałe o ogólnym czasie pracy - 60 sekund. Prawdopodobieństwo rażenia celu przez pocisk przeciwrakietowy "Nike-Zeus" wynosi około 25%. Aby uzyskać 99% pewności zniszczenia, trzeba do każdego celu wystrzelić 10-20 pocisków.

Obecnie system "Nike Zeus" przechodzi próby. Przypuszcza się, że seryjna produkcja rozpocznie się w 1963 r. System "Wizard" projektowany jest w kilku wariantach, z których najbardziej znane są "Wizard I" i "Wizard II". Pierwszy wariant projektowany jest do zwalczania bombowców o prędkościach przekraczających 2 M, rakiet typu "powietrzeziemia" i rakiet balistycznych o średnim zasięgu. Drugi - doskonalszy wariant projektowany jest wyłącznie do zwalczania rakiet międzykontynentalnych, na dużych odległościach od osłanianego obiektu. Projektowany zasięg wynosi 1600 km, a pułap około 1000 km. System "Plato" projektowany jest do osłony walczących wojsk przed rakietami balistycznymi o średnim zasięgu.

Wszystkie opracowywane systemy cechują się wysokim stopniem automatyzacji i prędkością działania.

W przyszłości, obronę przeciwrakietową obszaru kraju zamie-
rza się oprzeć na systemach umieszczonych w specjalnych samolotach,
okrętach, a także sztucznych satelitach.

Środki te mają umożliwić niszczenie rakiet przed przekroczeniem
granic atakowanego kraju, a w wielu przypadkach, natychmiast po
wystrzeleniu na początkowym odcinku toru.

Poza tym, dzięki swej dużej ruchliwości będą one znacznie mniej na-
rażone na uderzenia nieprzyjaciela, niżeli systemy stacjonarne.
Wykorzystanie w systemie obrony przeciwrakietowej nowych środków,
a szczególnie sztucznych satelitów rozszerzy zakres obrony i stworzy
perspektywy obrony przesiwkosmicznej.

Rakiety taktyczne, będąc głównym środkiem ogniowym wojsk
lądowych, w porównaniu z raketami strategicznymi posiadają mniejszy
zasięg i prędkość, mają tylko jeden stopień i z reguły nieoddziela-
jącą się głowicę bojową.

Właściwości te, pomimo stosunkowo niewielkich wymiarów rakiet tak-
tycznych ułatwiają ich zwalczanie. Wykrywanie tych rakiet nie wymaga
stacji radiolokacyjnych o dużym zasięgu, a przechwytywanie i niszc-
czenie również nie następuje specjalnych trudności. Strzelania doś-
wiadczenia wykazały, że do zwalczania rakiet taktycznych można z po-
wodzeniem wykorzystać nawet niektóre typy rakiet przeciwlotniczych.
Prasa zagraniczna podaje, że na poligonie White Sands przy pomocy
rakiety przeciwlotniczej "Hawk" udało się przechwycić i zniszczyć
w locie takie rakiety jak "Honest John" i "Corporal".

Obrona przeciwrakietowa wywiera poważny wpływ na wszystkie dziedziny
sztuki wojennej - strategię, sztukę operacyjną i taktykę. Jak długo
nie zostaną stworzone skuteczne środki do zwalczania rakiet, tak
długo siły zbrojne będą musiały w szerokim zakresie stosować obronę
bierną, rozgrodkowywać ugrupowania bojowe, szybko przesuwac wojska
i kryć je w należycie zabezpieczonych schronach.

Działania te, w literaturze zagranicznej noszą nazwę pośredniej
obrony przeciwrakietowej.

Obrona przeciwrakietowa odgrywa doniosłą rolę w osłabieniu
efektu zaskoczenia napadem, ponieważ tylko ona może wykryć i zniszc-
zyć rakiety nieprzyjaciela, których uderzenie przypuszczalnie

rozpocznie wojnę w obecnych warunkach.

W wyniku - zdaniem zagranicznych teoretyków wojskowych - obrona przeciwrakietowa stanowi jeden z głównych wskaźników siły militarnej państwa i jego przygotowania do prowadzenia współczesnej wojny. Rozwój środków napadu i obrony spowodował, że wykonywanie i odpieranie uderzeń raketowo-nuklearnych staje się głównym przedmiotem walki zbrojnej.

W związku z tym zmienia się również rola obrony przeciwlotniczej w walce zbrojnej. Dopóki obrona przeciwlotnicza polegała przeważnie na obronie przeciwsamolotowej istniały jeszcze pewne podstawy, aby uważać ją za środek operacyjnego i bojowego zabezpieczenia.

Obecnie, gdy główną jej treścią staje się obrona przeciwrakietowa jest ona niewątpliwie jednym z ważniejszych elementów walki zbrojnej. Stworzenie obrony przeciwrakietowej wymaga ogromnych nakładów materialnych, którym mogą podołać jedynie państwa najsilniejsze i najbardziej rozwinięte ekonomicznie.

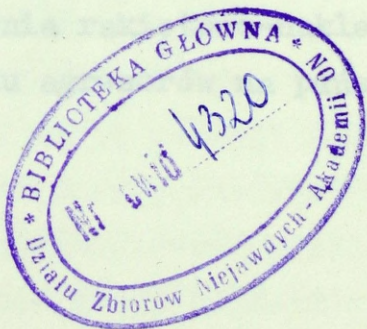
Spośród wszystkich państw kapitalistycznych, tylko USA zajmują się praktycznym rozwiązaniem tego problemu. Szeroki rozmach badań teoretycznych i prac praktycznych w dziedzinie obrony przeciwrakietowej w USA uwarunkowany jest przede wszystkim dążeniem do zneutralizowania niezaprzeczalnej przewagi wojskowo-technicznej ZSRR oraz chęcią osłabienia siły odwetowego uderzenia raketowo-nuklearnego, które niezwłocznie nastąpi w przypadku napadu agresorów na państwa obozu socjalistycznego.

B I B L I O G R A F I A

1. M.N. Nikołajew - "Snariad protiwn snariada" - Moskwa 1960 r.
2. Guided Missiles - Operation, Design And theory Mc Graw-Hill
book company New York, Toronto, Londyn -
1958 r.
3. W.J. Marisow - Uprawlajemyje snariady - Moskwa 1958 r.
J.K. Kuczerow
4. Uenneth w Gatland - Developement of the Guided Missiles
London 1954 r.
5. S.A. Pieriesiada - Zenitnyje upravlajemyje rakiety
Moskwa 1961 r.
6. Woprosy raketnoj tiechniki - 1956 - 1960 r.
7. John Humpries - Rockets and Guided Missiles - London 1956 r.
8. Czasopisma: Interavia, Missiles and Rochets, Flight, The Airplane
Journal of the Royal Aeronautical Society, Aviation
Week, L'Air, Astronautics, Air Force, Electronics

Wykonano w 50 egz.
egz.Nr. 1-50 - Bibl.Jawna
wyk. ppłk Makowski
druk - AI 8.09.62 r.
Nr.ks. 80/B/WW
CW-O-XV-1616.





Wydano w 50 egz.
 Warszawa, 1955 - 1000 egz.
 Druk - Al. 8.09.55 r.
 Wymiar 100x140 mm
 CW-0-XV-1016