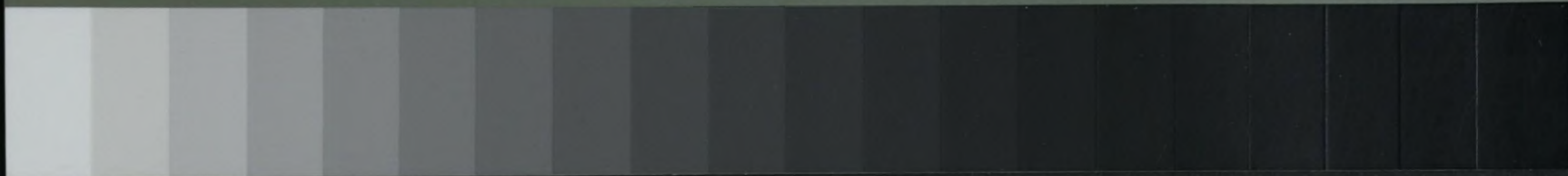


A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



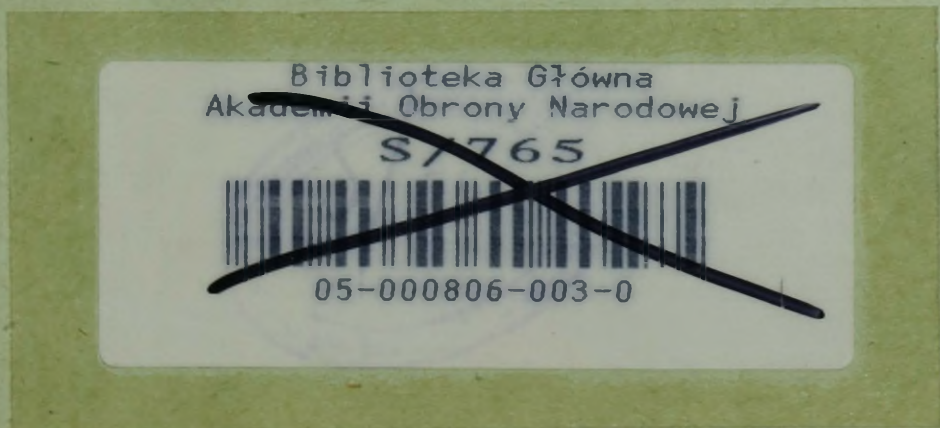
AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

43

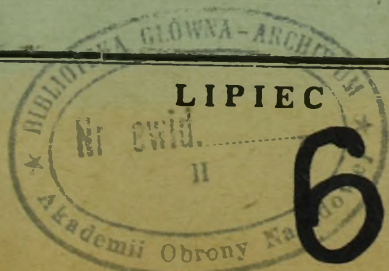
mjr mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

**PODSTAWOWE WIADOMOŚCI
O BUDOWIE I KIEROWANIU RAKIETAMI**

Skrypt



WARSZAWA



LIPIEC

1973

60325



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

43

mjr mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

**PODSTAWOWE WIADOMOŚCI
O BUDOWIE I KIEROWANIU RAKIETAMI**

Skrypt

Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej

~~S/765~~

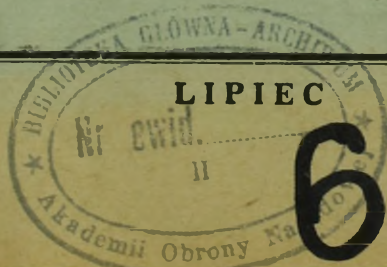


~~05-000806-003-0~~

WARSZAWA

LIPIEC

1973

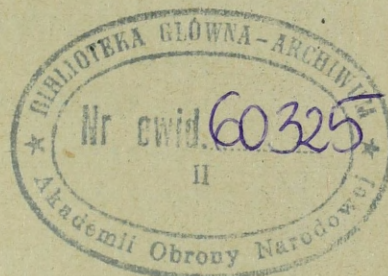


60325

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im.gen. broni K. Świerczewskiego

"ZATWIERDZAM"
SZEF KATEDRY Nr 31

Dnia 1973 r.

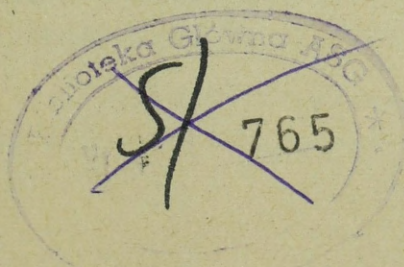


43

mjr mgr inż. Ryszard PARADOWSKI

"PODSTAWOWE WIADOMOŚCI O BUDOWIE I KIEROWANIU
RAKIETAMI"

Skrypt

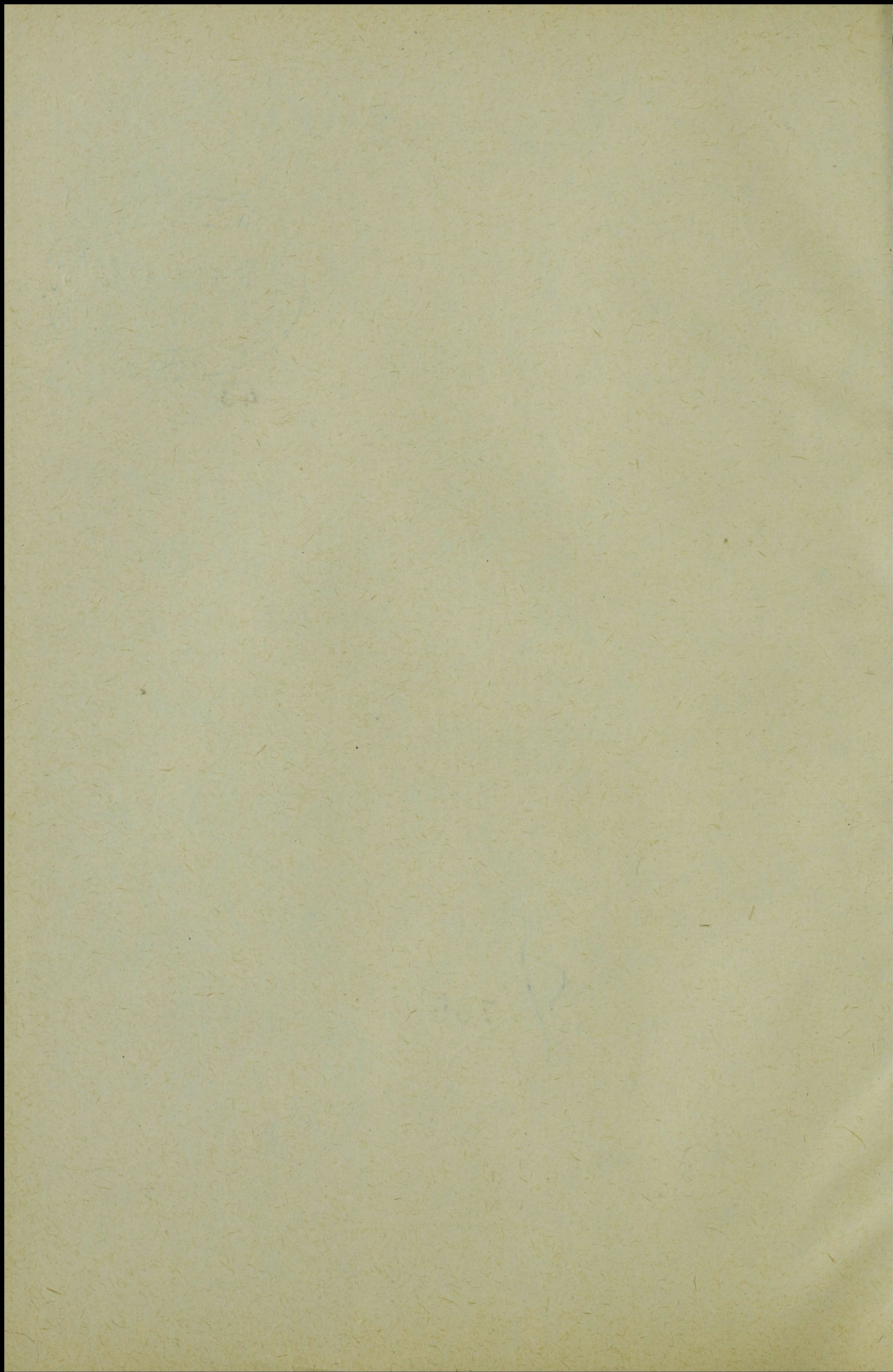


SPRAWDZIŁ
KIEROWNIK ZESPOŁU

WARSZAWA

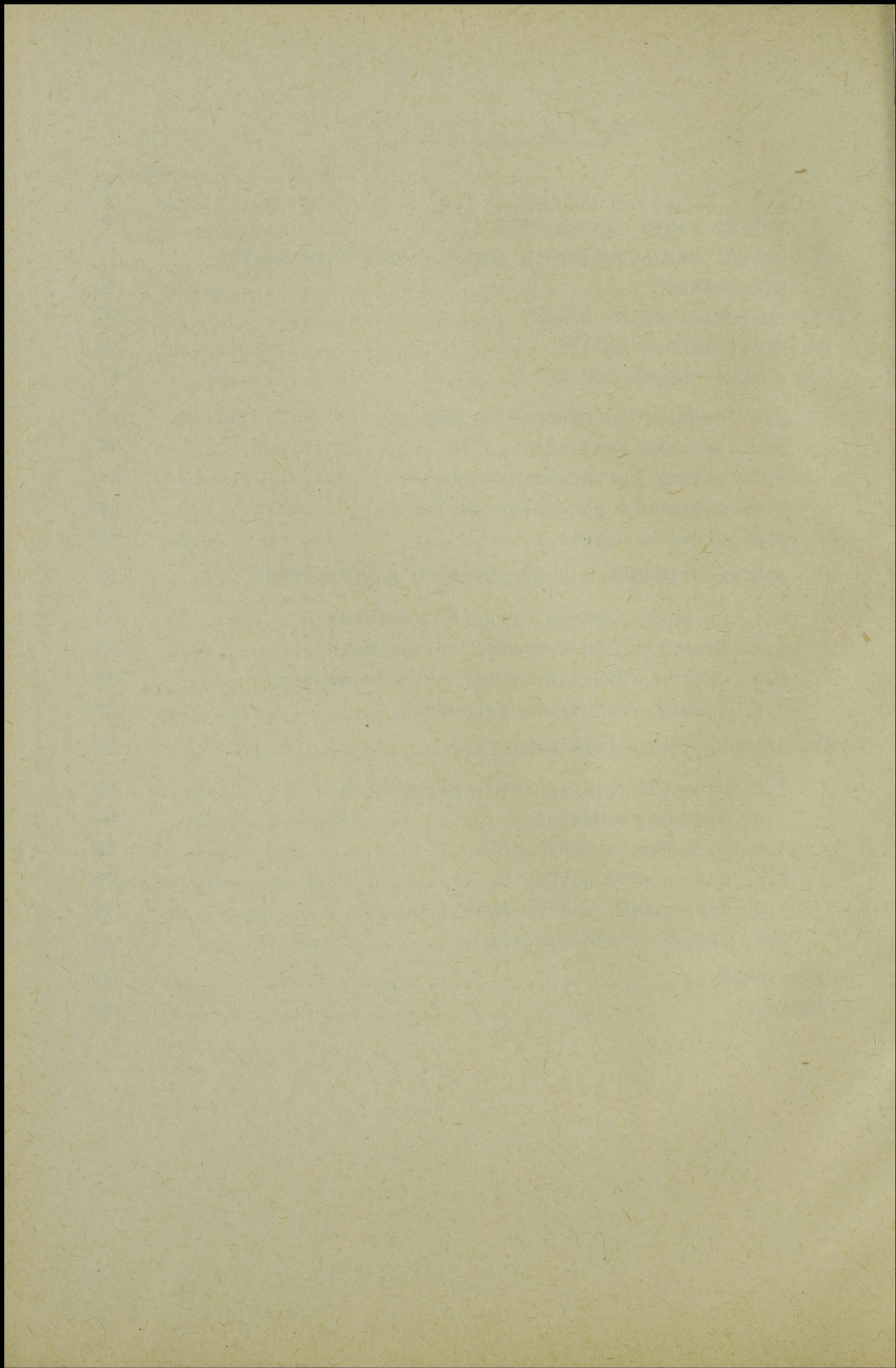
LIPIEC

1973 r.



S P I S T R E Ś C I

	<u>str.</u>
W S T Ę P	5
I. KRÓTKI ZARYS HISTORYCZNY	6
II. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA PRZECIWLOTNICZYCH RAKIET KIEROWANYCH	9
III. KRYTERIA BUDOWY RAKIET	12
IV. KLASYFIKACJA RAKIET	14
V. OGÓLNA BUDOWA RAKIETY	17
5.1. Podział konstrukcyjny rakiety	17
5.2. Silniki rakietowe	20
5.3. Układy aerodynamiczne rakiet	31
5.4. Aparatura pokładowa rakiet	36
5.5. Głowica bojowa	39
VI. OGÓLNE WIADOMOŚCI O WYRZUTNIACH RAKIETOWYCH	43
6.1. Charakterystyka wyrzutni rakietowych	43
6.2. Klasyfikacja wyrzutni rakietowych	43
6.3. Ogólna budowa wyrzutni przeciwlotniczej	44
6.4. Zasada sterowania wyrzutnią	46
VII. SPOSOBY KIEROWANIA RAKIETAMI	50
7.1. Klasyfikacja sposobów kierowania	50
7.2. Samonaprowadzanie	50
7.3. Kierowanie programowe	54
7.4. Kierowanie zdalne	55
7.5. Kierowanie kombinowane	63
7.6. Układy współrzędnych	63
ZAKOŃCZENIE	66
LITERATURA	68



W S T Ę P

Niniejszy skrypt przeznaczony jest dla słuchaczy Akademii Sztabu Generalnego pierwszych kursów: OPK, Lotnictwa Operacyjnego, Zaopatrzenia Wojsk Lotniczych, a także Obrony Przeciwlotniczej Wojsk naziemnych zapoznających się z techniką raketową obrony powietrznej. Celem skryptu jest ułatwienie opanowania konkretnego sprzętu raketowego będącego w wyposażeniu Wojsk OPK /OPL/ oraz poszerzenie wiadomości z techniki raketowej.

Poruszona w skrypcie tematyka jest bardzo szeroko opisana w wielu wydawnictwach krajowych i zagranicznych. Interesujących się bardziej tą problematyką odsyłam do literatury, z której najciekawsze pozycje są wyszczególnione na końcu skryptu.

W skrypcie zamiast określenia "pocisk raketowy", powszechnie stosowanego w literaturze, używam "rakietę", jako że termin ten bardziej przyjął się w słownictwie wojskowym.

Oprócz zagadnień ściśle związanych z budową i kierowaniem rakiet przeciwlotniczych, bardzo ogólnikowo nadmieniam się o innych problemach z tej dziedziny po to, aby uwypuklić rakietę kierowaną na tle innych i poszerzyć tę tematykę.

I. KRÓTKI ZARYS HISTORYCZNY

Pierwsze rakiety pojawiły się prawdopodobnie na kilka wieków p.n.e. - po wynalezieniu w CHINACH prochu czarnego. Były to ogniste race, których używano do fajerwerków. Pierwsze wzmianki pisane o raketach pochodzą z XI i XII wieku. Do zwykłych strzał przywiązywano ładunki prochu, które zapalano w momencie spuszczenia rakiety z ciężki łuku. Lecząca strzała ciągnęła za sobą warkocz ognia, a po upadku wzniecała pożar. W ten sposób rakiety znalazły szybkie zastosowanie jako narzędzie wojny. Do EUROPY rakiety dotarły z CHIN przez INDIE i kraje arabskie. Wkrótce też na naszym kontynencie zaczynają pojawiać się pierwsze prace o raketach i sposobach ich użycia. W 1280 r. Włosi użyli rakiet przeciwko pirackim statkom na Morzu Śródziemnym. W wydanej w 1420 r. "księdze narzędzi wojennych" Włoch de Fontana opisuje istniejące wówczas rakiety.

Były to mocne tuby papierowe wypełnione ubitym prochem i przewiązane sznurem, aby proch się nie rozsypał. Z przodu tuby umocowany był kołpak stożkowy, wypełniony materiałem zapalającym, z tyłu zaś znajdował się otwór, przez który wypływały gazy prochowe nadające ruch rakiecie. Podczas dopalania się prochu w silniku płomień przedostawał się do kołpaka i powodował jego wybuch. Aby rakietka nie koziołkowała podczas lotu, przy mocowano do niej długą żerdź spełniającą rolę stabilizatora. Żerdź tę nazywali Włosi "rochetta", stąd też wywodzi się dzisiejsza nazwa "rakietka". Udoskonaleniem rakiety było zastąpienie tuby papierowej kadłubem drewnianym. Żerdzie stabilizujące były bardzo długie i przez to niewygodne, rakietka musiała startować z dużych rusztowań.

Problem ten rozwiązał w XVII wieku Polak Kazimierz Siemienowicz, który w swym dziele wydanym w 1650 r. pt. "Nauki wielkiej artylerii część pierwsza" zaproponował zastąpienie racchetti brzechwami, a także wysunął teorię budowy rakiet wielostopniowych. Rakietka bez żerdzi mogła startować bezpośrednio z ziemi pionowo, w której to pozycji utrzymywały ją cztery słupki wbite w ziemię. Z rakietami zapoznał się w Indiach angielski generał Congreve, który po powrocie do swojego kraju prowadził prace nad ich udoskonaleniem. Rakiety jego konstru-

keji przelatowały ponad 2000 m, a ich ciężar dochodził do 30kg. W XIX wieku pracę nad raketami w Polsce prowadził J.Bem, a w Rosji gen. Konstantinow.

Polskie rycerstwo po raz pierwszy zetknęło się z raketami w bitwie pod Legnicą w 1241 r. W 1766 r. książę indyjski Halder Ali zorganizował korpus raketników złożonych z 1200 żołnierzy. Rakety używane były w czasie wojen napoleońskich. Ostrzeliwano nimi miasta Bolon, Kopenhagę i Gdańsk.

W 1823 r. utworzono w wojsku królestwa kongresowego korpus raketników. Rakiet używano w bitwie pod Olszynką Grochowską /1813/-Lipskiem i Waterloo /1815/, w wojnie turecko-krymskiej /1828/ i in. W tym czasie niezbyt celna i mało ruchliwa artyleria lufowa nie mogła konkurować z raketami. Jednak w drugiej połowie XIX wieku następuje zmierzch raket. Artyleria lufowa, dzięki lufom gwintowanym i szybkiemu rozwojowi nauk balistycznych wypiera prawie całkowicie rakety z arsenału uzbrojenia wojsk.

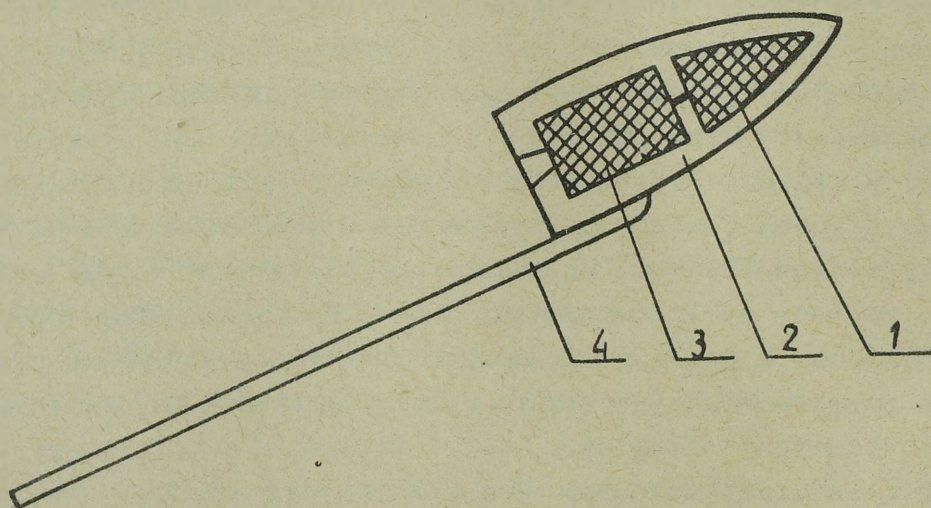
Człowiekiem, który w rozwoju teorii raketowej dokonał przełomu był genialny uczony rosyjski Konstanty Ciołkowski. On to pomysły, nieraz fantastyczne, oparł na zasadach naukowych, a eksperymenty pirotechniczne ujął w prawa teoretyczne. W 1903 r. ukazuje się jego praca pt. "Badanie przestrzeni świata przyrządami odrzutowymi".

W pracy tej K.Ciołkowski wyprowadził wszystkie podstawowe równania ruchu raket, czym uzasadnił możliwość odbywania podróży międzyplanetarnych. Wszystkie swoje koncepcje oparł on na budowie rakety wielostopniowej, którą wymyślił niezależnie od Siemienowicza. K.Ciołkowski po raz pierwszy przewidział zastosowanie dwuskładnikowych /utleniacz i paliwo/ ciekłych materiałów napędowych do raket.

W okresie międzywojennym wielu uczonych w różnych krajach prowadziło prace teoretyczne i badawcze w dziedzinie techniki raketowej, jednak w wojskach rakety nie znalazły szerszego zastosowania. Dopiero burzliwy rozwój techniki w latach trzydziestych i podczas drugiej wojny światowej umożliwił nawrót do budowy raket, a niemieckie rakety V-1 i V-2 oraz szereg typów raket radzieckich, stanowią punkt zwrotny w budowie i wykorzystaniu ich do celów wojskowych.

Początki kierowania obiektami latającymi na odległość są ściśle związane z rozwojem radiotechniki. Pierwsze próby kierowania samolotami drogą radiową przeprowadzono w 1910 r. W roku 1918 jeden z francuskich samolotów, kierowany przy pomocy radia, znajdował się w powietrzu około godziny i po przebyciu około 100 km trasy wrócił na lotnisko. W późniejszych latach próby w kierowaniu radiowym samolotów były bardziej pomyślne. Wysoki poziom techniki radiowej pozwolił na budowę urządzeń naziemnych i wyposażenie rakiet w aparaturę umożliwiającą kierowanie rakietami na odległość.

Obecnie wiele państw opracowało i nagromadziło pokaźną ilość własnych typów rakiet w różnych wersjach od lekkich wyrzucanych z ręcznych wyrzutni do olbrzymich - balistycznych mogących razić przeciwnika w dowolnym miejscu kuli ziemskiej. Obok rozwoju wojskowej techniki raketowej, rozwinęła się gałąź rakiet naukowych, pozwalających na kontynuowanie badań przestrzeni kosmicznej.



Rys.1. Pierwotny rakiety .

1. Głowica bojowa; 2. korpus drewniany; 3. silnik raketowy; 4. żerdź stabilizująca.

II. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA PRZECIWLOTNICZYCH RAKIET KIEROWANYCH

Gwałtowny rozwój środków napadu powietrznego, zwiększenie prędkości i wysokości ich lotu sprawił, że do uzbrojenia armii różnych państw została wprowadzona do obrony powietrznej groźna broń-przeciwlotnicze rakiety kierowane /PRK/ o różnym przeznaczeniu. Pod pojęciem "rakiet kierowana" należy rozumieć obiekt leący bez załogi ludzkiej napędzany silnikiem raketowym i wyposażony w aparaturę pokładową umożliwiającą zmianę jego toru lotu.

Przeciwlotnicze rakiety kierowane, stanowiące potężny i niezawodny środek obrony powietrznej, są przeznaczone do zwalczania wszystkich współczesnych środków napadu powietrznego takich, jak: samoloty, rakiety balistyczne, balony itp., a w razie braku innych środków mogą być użyte do niszczenia celów naziemnych /nawodnych/. Będące w uzbrojeniu PRK mogą być odpalane w kierunku celu z wyrzutni naziemnych oraz z okrętów lub łodzi podwodnych. Przeciwlotnicze rakiety kierowane mają cały szereg zalet, które stawiają je na czoło środków obrony powietrznej. Umożliwiają one prowadzenie walki z nieprzyjacielem powietrznym działającym na dowolnych wysokościach i poruszających się z dużymi prędkościami, niezależnie od pory roku, doby i warunków atmosferycznych. PRK wytrzymują duże przeciążenia, dzięki czemu umożliwiają niszczenie celów powietrznych wykonujących manewr. Jedną z najważniejszych właściwości PRK jest duża dokładność strzelania.

Z publikowanych danych i doświadczeń wynika, że prawdopodobieństwo trafienia celu jedną raketą przewyższa 65 %. Liczba ta wzrasta wraz z ilością wystrzelonych do celu rakiet. Skuteczność strzelania PRK zależy w znacznym stopniu od rodzaju zastosowanego ładunku bojowego oraz od niezawodności i dokładności działania systemu naprowadzania, zwłaszcza w warunkach stosowania przez nieprzyjaciela różnego typu zakłóceń radioelektronicznych.

W zależności od przeznaczenia taktycznego, warunków lotu i zasięgu działania, do kierowania raketami są wykorzystywane różne systemy kierowania. System kierowania raketą jest to złożony układ regulacji automatycznej i telemetrycznej, który tworzy zamknięty układ śledzący. System kierowania jest

najważniejszym elementem przeciwlotniczego zestawu raketowego, od którego całkowicie zależą efekty naprowadzania rakiety na cel. Pełny schemat strukturalny systemu kierowania zawiera następujące, wzajemnie połączone ogniwa: naziemny system naprowadzania, pokładowy system kierowania, korpus rakiety, kinematyczne stosunki między rakieta a celem i szereg innych ogniw.

Przeciwlotniczym zestawem raketowym nazywamy całość urządzeń wszystkich urządzeń potrzebnych do: wykrycia i wyboru celu do ostrzelania, odpalania rakiety i naprowadzania jej na cel. Urządzeniami tymi są: rakiety, wyrzutnie, stacja naprowadzania i inne pomocnicze środki techniczne.

Systemem kierowania nazywamy tę część zestawu raketowego, która kieruje wyrzutniami i raketami w procesie przygotowania strzelania, samego strzelania i naprowadzania rakiety na cel.

W skład systemu kierowania wchodzi urządzenia: określające wzajemne położenie rakiety i celu, obliczające tor rakiety i automatycznie kierujące lotem rakiety. Elementy systemu kierowania mogą się znajdować zarówno w samej rakiecie, jak i w punkcie naziemnym /nawodnym/, z którego następuje odpalenie i kierowanie rakieta. W pewnych przypadkach może nie być naziemnych urządzeń kierujących /naprowadzających/, wówczas system składa się tylko z pokładowego obwodu kierowania. Naziemny system naprowadzania kształtuje sygnały komend, w celu zmiany toru lotu rakiety, które są przekazywane do pokładowego systemu kierowania, zapewniając rakiecie lot po torze obliczeniowym. Wszystkie systemy kierowania raketami dzielą się na trzy podstawowe grupy: samonaprowadzanie, telekierowanie i autonomiczne systemy kierowania. Różnią się one między sobą wieloma ogniwami, a przede wszystkim - zasadą działania i rozwiązaniami technicznymi.

Głównym zadaniem PRK i urządzeń towarzyszących jest przeniesienie głowicy bojowej do punktu spotkania z celem powietrznym. W artylerii przeciwlotniczej położenie punktu spotkania zależy od wielu czynników, do których można zaliczyć zmienne warunki lotu celu /manewrowanie prędkością, wysokością i kursem/, jak również różne warunki lotu rakiety /właściwości aerodynamiczne, zmienna gęstość atmosfery, podmuchy powietrza,

zmiana prędkości itp/. Ogólnie można stwierdzić, że przed celem powietrznym znajduje się pewna przestrzeń wyprzedzona stanowiąca zbiór punktów spotkania, z których tylko jeden jest właściwy dla danych warunków spotkania. Zniszczenia celu można dokonać przez pokrycie ogniem całego obszaru wyprzedzonego np. przez wybuch głowicy atomowej lub wystrzelenie dużej liczby pocisków artyleryjskich, albo przez naprowadzenie rakiety kierowanej, do takiego jednego punktu z tej przestrzeni, w którym powinno nastąpić jej spotkanie z celem. Jest to możliwe dzięki bieżącemu korygowaniu toru lotu rakiety w takt zmian parametrów lotu celu. Ostatni ze sposobów niszczenia celów powietrznych, ze względu na dużą skuteczność znalazł zastosowanie w przeciwlotniczej artylerii raketowej.

III. KRYTERIA BUDOWY RAKIET

Zadaniem początkowym budowy rakiety jest określenie, po jakim torze ma ona poruszać się od startu do punktu docelowego. Rozpatrywane są następujące trzy kryteria:

1. Kryterium operacyjne.
2. Kryterium ekonomiczne.
3. Kryterium bezpieczeństwa.

Kryterium operacyjne uwzględnia minimalny czas t_{\min} potrzebny do osiągnięcia celu przez raketę. Czas lotu rakiety wyraża się wzorem:

$$t = \int_0^l \frac{ds}{v};$$

W tym wypadku raketa startuje pod kątem minimalnym do poziomu. Prędkość v po starcie szybko wzrasta, a w związku z tym szybko rośnie opór czołowy P_x ; aby zmniejszyć opór czołowy zwiększa się wysokość H lotu, gdyż ze wzrostem wysokości maleje gęstość atmosfery ρ .

Opisany wyżej model toru lotu jest typowy dla rakiet przeciwlotniczych, jednak dla realizacji odpowiedniej metody naprowadzania czyni się tu pewne odstępstwa, polegające na tym, że raketa startuje pod dowolnym kątem mniejszym od 90° .

Kryterium ekonomiczne uwzględnia minimum zużytej energii zawartej w paliwie raketowym. Energia zużyta do napędu rakiety wyraża się następującym wzorem:

$$E_{\text{zuż}} = \int_0^l P_x ds;$$

gdzie:

opór czołowy $P_x = C_x S_p \frac{\rho v^2}{2}$;

ds - elementarny odcinek drogi l ;

C_x - współczynnik oporu czołowego;

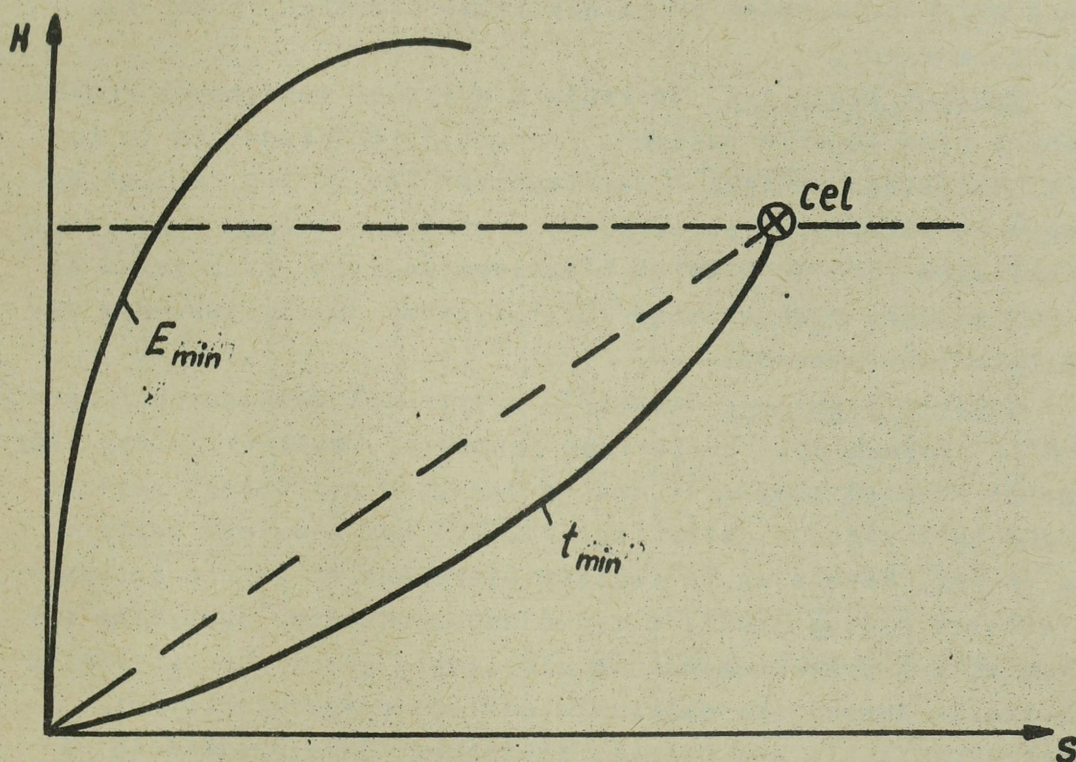
S_p - powierzchnia przekroju poprzecznego rakiety;

ρ - gęstość ośrodka /powietrza/;

v - prędkość rakiety.

Według tego kryterium raketa startuje pionowo z tzw. wyrzutni zerowej. Prędkość jej v przyrasta powoli, a przy tym

szybko maleje gęstość powietrza ρ . Dopiero poza atmosferą rakietą rozwija pełną prędkość i kontynuuje lot do celu. Kryterium to stosuje się do ракет dalekiego zasięgu. Wykresy torów ракет według kryterium E_{\min} i t_{\min} ilustruje rys.2.



Rys.2. Wykres torów ракет według kryterium E_{\min} i t_{\min} .

Kryterium bezpieczeństwa uwzględnia minimalne przeciążenia n_{\min} . Odnosi się ono do statków kosmicznych z załogami ludzkimi. Przeciążenia wynikające z przyspieszeń rakiety nie powinny być groźne dla ludzi, a zatem przyrost prędkości rakiety w jednostce czasu nie może być wielki.

IV. KLASYFIKACJA RAKIET

Klasyfikacja rakiet przedstawiona jest na rys. 3. Ogólnie można dokonać podziału na rakiety wojskowe i naukowe. Rakiety wojskowe ze względu na położenie miejsca startu i niszczonego przez nie obiektu /celu/ dzielą się na następujące klasy:

- ziemia-ziemia /z-z/;
- ziemia-powietrze /z-p/;
- powietrze-ziemia/p-z/;
- powietrze-powietrze /p-p/.

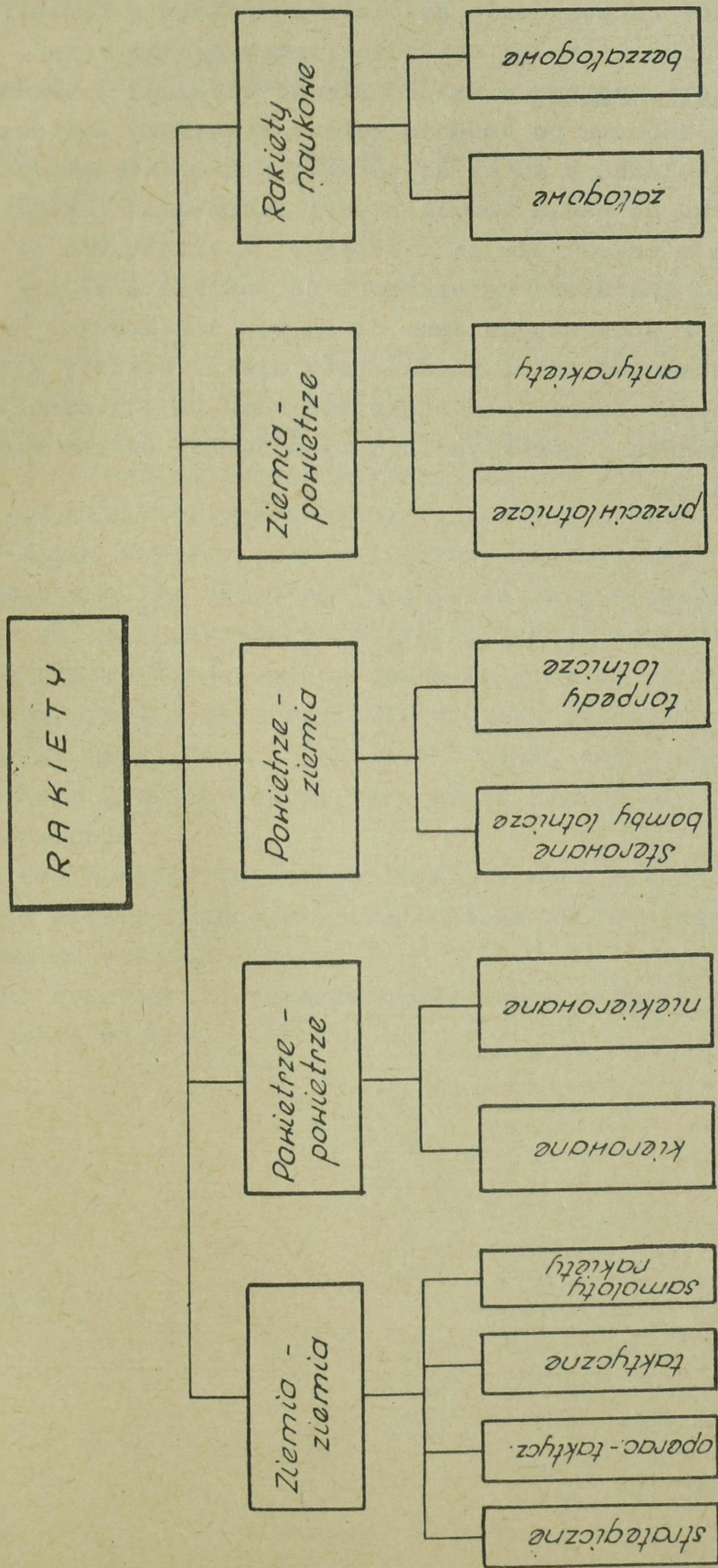
Oprócz określenia "ziemia" należy także rozumieć "woda" lub "głębina morska".

Rakiety klasy z-z startują z wyrzutni naziemnych /nawodnych/ i niszczą cele naziemne /nawodne/. Zaliczane są tu rakiety: dalekiego zasięgu - strategiczne /do 20 tys. km lub wyrzucane ze sztucznych satelitów/, średniego zasięgu - operacyjno-taktyczne /400-3000 km/ i bliskiego zasięgu - taktyczne do 400 km, zarówno niekierowane /balistyczne/ jak i kierowane według określonej metody.

Rakiety klasy z-p startują z wyrzutni naziemnych /nawodnych/ i niszczą cele powietrzne /samoloty, rakiety, balony itp/. Można je również podzielić według zasięgów na: dużego zasięgu /do 400 km i więcej/, średniego /40-200 km/ i małego zasięgu /do 40 km/. Zawsze są to rakiety kierowane do punktu spotkania z celem według jednej z metod naprowadzania. Specjalne typy rakiet z-p przeznaczone do niszczenia głowic balistycznych przeciwnika nazywa się antyrakietami lub przeciwrakietami. Charakteryzują się one dalekim zasięgiem, dużą prędkością i uzbrojeniem w głowicę atomową.

Rakiety klasy p-z startują z samolotów i niszczą cele naziemne /nawodne/. Do tej klasy zaliczane są: rakiety, bomby kierowane, torpedy lotnicze itp. Kierowanie tymi środkami może się odbywać z samolotu nosiciela lub innego samolotu - stacji kierowania. Bomby kierowane przeważnie są wyrzucane z odległości przekraczającej zasięg środków obrony przeciwlotniczej.

Rakiety klasy p-p są odpalane z samolotów i niszczą cele powietrzne. Rakiety tej klasy można podzielić na kierowane i niekierowane. Urządzenia naprowadzające raketę na cel mogą



Rys.3. Klasyfikacja rakiet.

znajdować się na pokładzie samolotu-nosiciela i rakiety /telekierowanie/ lub tylko na rakiecie /samonaprowadzanie/.

Rakiety naukowe - dzielą się na załogowe i bezzałogowe. Są one przeznaczone do badania warstw atmosfery /meteorologiczne/, wyniesienia z ziemi na odpowiednią orbitę sztucznego satelity oraz do badań innych planet /kosmiczne/. Rakiety meteorologiczne z zasady nie są kierowane, startują one pionowo i podczas lotu aparatura umieszczona na pokładzie mierzy parametry atmosfery przekazując dane do punktu naziemnego. Podobną rolę mogą spełniać sztuczne satelity ziemi. Rakiety kosmiczne kontynuują lot według założonego programu po obliczonej trajektorii. Kontrola i korekta lotu tych rakiet odbywa się z punktu naziemnego.

V. OGÓLNA BUDOWA RAKIETY

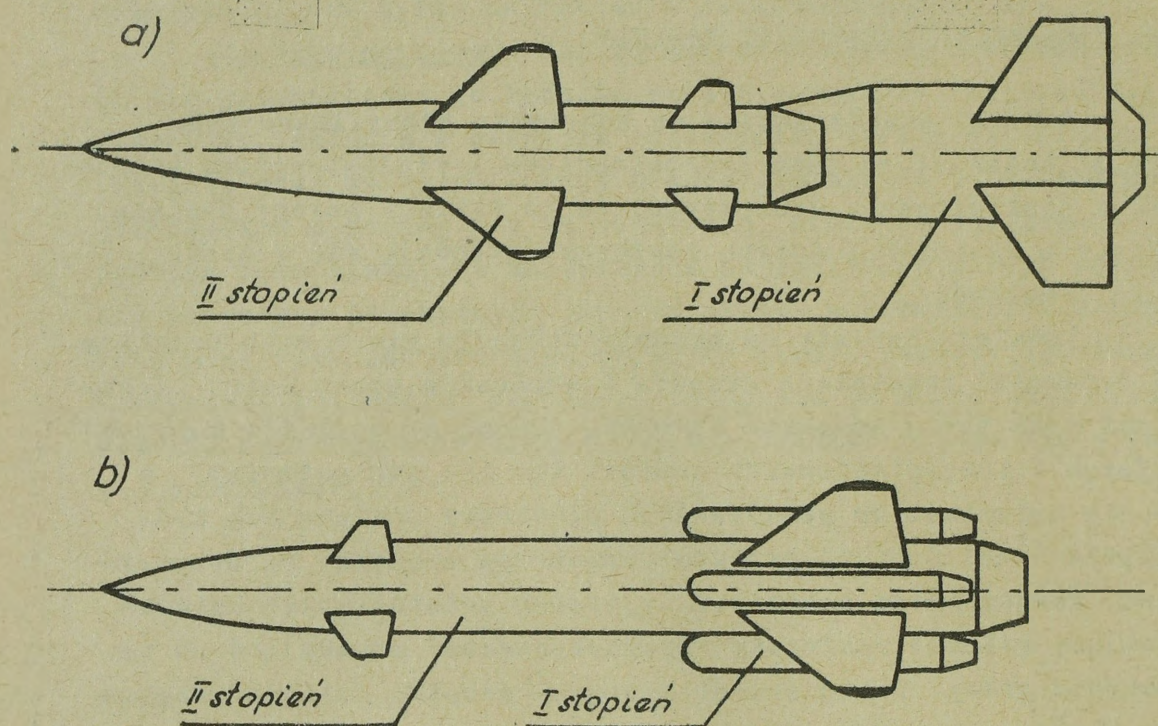
5.1. Podział konstrukcyjny rakiety

Rakiety przedstawione na schemacie klasyfikacyjnym /rys.3/ budowane są jako jednostopniowe i wielostopniowe, kierowane i niekierowane. Jednostopniowe to rakiety małego zasięgu. Rakiety o średnich i dużych zasięgach składają się z wielu stopni /członów/.

Podziału rakiety na stopnie dokonuje się w celu zwiększenia prędkości ostatniego stopnia i skrócenia czasu lotu. Liczba stopni może być w zasadzie dowolna, jednak ze względów konstrukcyjnych i technologicznych powinno ich być jak najmniej; w dążeniu natomiast do podwyższenia prędkości powinno ich być możliwie dużo. Rakiety przeciwlotnicze najczęściej są dwustopniowe. Poszczególne stopnie, z wyjątkiem ostatniego, to kolejno pracujące silniki raketowe /przyspieszacze/ odpadające po zakończeniu pracy. W ten sposób następny stopień /silnik/ włączający się do pracy nadaje rakiecie większą prędkość z uwagi na mniejszą jej masę. Ostatni stopień to tzw. część marszowa, która zawiera głowicę bojową, aparaturę kierowania i raketowy silnik marszowy.

Wzajemne usytuowanie obu stopni rakiety może być dwojakie /rys.4/:

- 1/ stopień startowy stanowi przedłużenie stopnia marszowego
tzw. układ posobny /tandem/;
- 2/ silniki startowe są rozmieszczone wokół stopnia marszowego
tzw. układ wiązka.



Rys..4. Wzajemne usytuowanie stopni rakiety.

Zagadnienie rakiet wielostopniowych opracował i matematycznie uzasadnił Konstanty Ciolkowski. Wyprowadził on wzór na prędkość końcową V_k rakiety wielostopniowej, dla idealnych warunków lotu.

Wzór ten ma następującą postać:

$$V_k = n \cdot w \cdot l_n \frac{Q_0}{Q_k} ;$$

gdzie: $Q_0 = Q_k + Q_p$;

n - liczba stopni;

w - prędkość wylotowa gazów z dyszy;

Q_0 - ciężar startowy rakiety;

Q_k - ciężar końcowy rakiety;

Q_p - ciężar paliwa;

l_n - logarytm naturalny.

Wzór Ciołkowskiego jest słuszny nie tylko dla rakiet poruszających się poza atmosferą ziemską, ale i poza granicami pola grawitacyjnego ziemi. Wzór ten umożliwia obliczenie tylko górnej granicy prędkości rakiety w idealnych warunkach lotu. Rzeczywista prędkość w atmosferze będzie mniejsza ze względu na opór powietrza i działanie sił przyciągania ziemskiego. Niemniej w tych wypadkach, kiedy ciąg silnika jest dostatecznie duży w porównaniu z siłami aerodynamicznymi i ciężarem rakiety, wzór Ciołkowskiego jest wystarczająco dokładny.

Wykresy prędkości V dla rakiet jedno- i dwustopniowych w funkcji drogi s ilustruje rys.5. Wykres dla rakiety dwustopniowej jest typowy dla rakiet przeciwlotniczych. Składa się on z dwóch części. Pierwsza część obrazuje gwałtowny przyrost prędkości na małym odcinku drogi wskutek pracy silnika startowego, natomiast druga część to prędkość rakiety w wyniku pracy silnika marszowego.

Wszystkie typy rakiet zbudowane są z elementów wspólnych takich, jak: kadłub, opierzenie^{x/}, silniki, głowica bojowa oraz z elementów właściwych dla danego typu, np. rakiety kierowane oprócz elementów wspólnych są wyposażone w aparaturę kierowania. Traktując ogólnie rakietę zbudowaną jest z kadłuba i opierzenia.

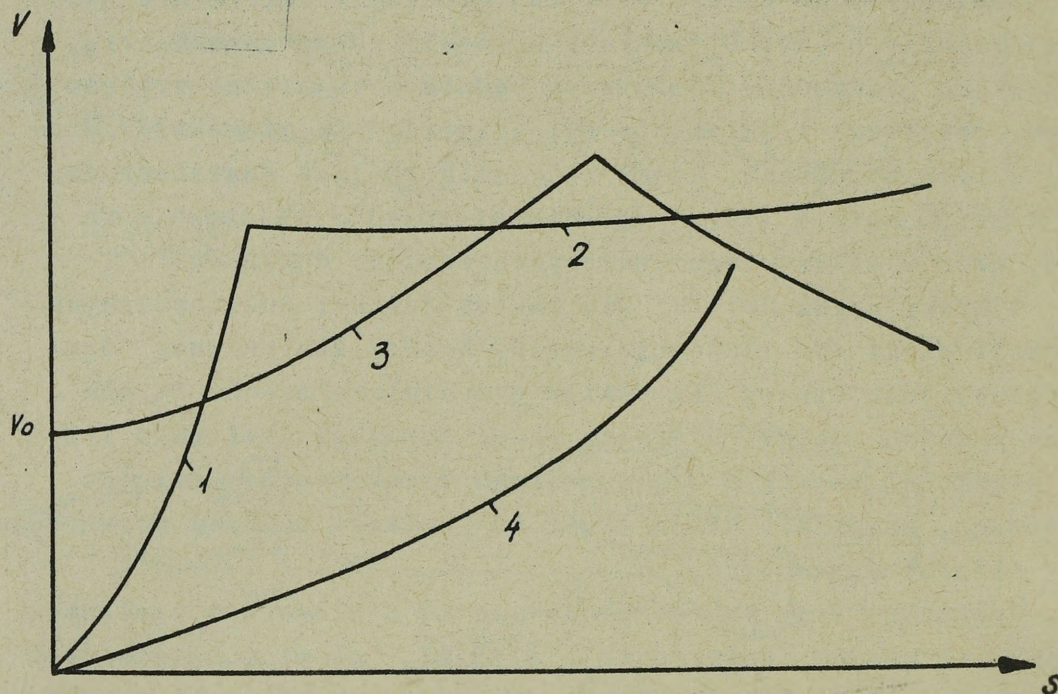
Kadłub rakiety składa się z wzajemnie połączonych przedziałów. Zwykle jeden taki przedział zawiera oddzielne typowe wyposażenie np. silnik, głowica bojowa, aparatura kierowania itp. Poszczególne przedziały wytwarzane są w oddzielnych zakładach produkcyjnych. Taki sposób budowy rakiet ułatwia produkcję, umożliwia ich wymiennność i zachowuje dużą żywotność przemysłu zbrojeniowego.

Na kadłubie rakiety znajduje się szereg tzw. podejść eksploatacyjnych tj. luki, wzierniki, zaczepy do podnoszenia rakiety bądź jej mocowania do transportera, złącza elektryczne, owiewki, elementy prowadzące raketę po belce wyrzutni itp.

Opierzenie rakiety stanowią: skrzydła, stateczniki /stabilizatory/ stery i lotki. Liczba płaszczyzn aerodynamicznych na rakiecie zależy od jej typu. Np. rakiety poruszające się

x/ Opierzenie to zespół płaszczyzn aerodynamicznych rozmieszczony na kadłubie według określonego układu aerodynamicznego.

poza atmosferą nie mają żadnych płaszczyzn lub mają tylko małe stateczniki.



Rys.5. Wykresy prędkości rakiet w funkcji drogi.

1. Prędkość rakiety dwustopniowej w wyniku pracy I stopnia;
2. Prędkość rakiety wskutek pracy II stopnia /silnika marszowego/;
3. Wykres prędkości dla jednostopniowej rakiety lotniczej;
4. Wykres prędkości rakiety jednostopniowej.

5.2. Silniki rakietowe

Silniki rakietowe są silnikami cieplnymi. Wskutek spalania energia chemiczna materiału pędnego zostaje w nich przekształcona na energię cieplną, a ta z kolei na energię kinetyczną gazów spalinowych, wypływających z silnika. W wyniku tego na zasadzie odrzutu powstaje ciąg, konieczny do nadania ruchu rakiecie.

Budowa silników rakietowych zależy od stanu fizycznego

używanych materiałów pędnych i dlatego dzielą się one na: silniki pracujące na paliwo stałe i silniki pracujące na paliwo ciekłe.

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

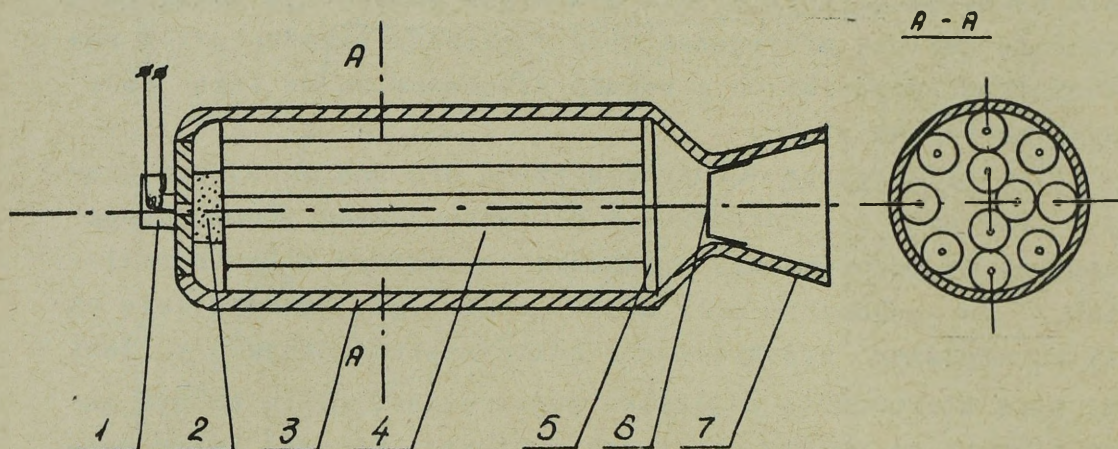
Silniki startowe - charakteryzują się dużą siłą ciągu osiąganą w krótkim czasie, czyli nadają rakiecie duże przyspieszenia na małym odcinku drogi. Tym samym zapewniają prawidłowe zejście rakiety z wyrzutni /bez większego osiadania/. W rakietach przeciwlotniczych z reguły stosowane są do tego celu silniki na paliwo stałe.

Silniki marszowe - charakteryzują się one mniejszym ciągiem, w stosunku do startowych, i dłuższym czasem pracy. Przeznaczone są do podtrzymania prędkości ostatniego stopnia rakiety, tzn. do pokonania siły oporu czołowego. Podczas lotu rakiety na większych wysokościach, gdzie gęstość atmosfery jest mała, mogą nieznacznie zwiększać jej prędkość. Mogą to być zarówno silniki na paliwo stałe, jak i ciekłe. Długość czasu pracy w silniku na paliwo ciekłe reguluje się dopływem paliwa, natomiast w silniku na paliwo stałe ogranicza się powierzchnię spalania lasek prochowych oraz dodaje do nich odpowiednie flegmatyzatory powodujące zwolnione spalanie. Z uwagi na dłuższy czas pracy silnika marszowego występuje zjawisko nagrzewania się tego korpusu i oddawania ciepła do atmosfery, a to znacznie pogarszałoby jego pracę i wpływało ujemnie na ciąg raketowy. Aby tego uniknąć korpus silnika na paliwo stałe od wewnątrz wykłada się warstwami termoizolacyjnymi. W silniku na paliwo ciekłe ścianki komory spalania są dwupłaszczyznowe, między którymi przepływa jeden ze składników paliwa /najczęściej utleniacz/, chłodząc w ten sposób komorę spalania. W silniku startowym to zjawisko nie występuje; ze względu na krótki czas pracy korpus nie zdąży się nagrzać.

Silniki pomocnicze - są to silniki małych rozmiarów i o małym ciągu. Wykorzystywane są do stabilizacji i sterowania rakiet poza atmosferą /hamowanie, obrót itp./. Przeważnie stosuje się do tego celu silniki na paliwo ciekłe.

Silniki laboratoryjne - służą do badania paliw raketowych. Grubościenne korpus takiego silnika ma odpowiednie otwory do zamocowania przyrządów pomiarowych oraz wymienne dysze.

Silnik rakiety na paliwo stałe - składa się z takich elementów, jak: korpus, dysza, zapłonnik elektryczny, podsypka prochowa, paliwo, ruszt i przepona /rys.6/.



Rys.6. Silnik rakiety na paliwo stałe.

1. Zapłonnik elektryczny;
2. podsypka prochowa;
3. korpus;
4. paliwo;
5. ruszt;
6. przepona;
7. dysza.

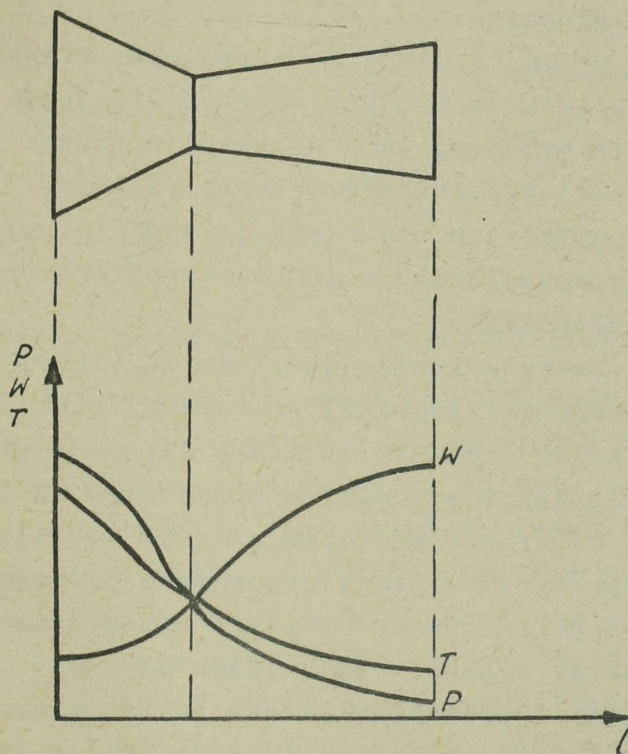
Korpus jest komorą spalania paliwa oraz łączy wszystkie części silnika w jedną całość. Wykonany jest z grubej blachy stalowej; konstrukcja spawana. W budowie korpusu można wyróżnić takie elementy, jak: przednie dno, część cylindryczna i tylne dno. W przednim dnie są gniazda na zapłonniki elektryczne, a w niektórych silnikach jest wykonana pokrywa, której wykręcenie umożliwi załadowanie paliwa i zamocowanie podsypki prochowej. Do tylnego dna jest wkręcona lub przyspawana na stałe dysza odrzutowa.

Połączenie gwintowe dyszy pozwala na załadowanie silnika paliwem i wówczas nie stosuje się pokrywy w przednim dnie.

Dysza odrzutowa służy do przekształcania energii cieplnej produktów spalania w energię kinetyczną wypływających z niej gazów.

Do silników rakiety stosuje się dysze naddźwiękowe

konstrukcji de Laval'a. W budowie dyszy de Laval'a wyróżnia się trzy zasadnicze elementy, a mianowicie: stożek poddźwiękowy, przekrój krytyczny i stożek naddźwiękowy; odpowiednio do tego przepływające przez dyszę gazy mają prędkość mniejszą, równą i większą od prędkości dźwięku. Przebieg zmian parametrów w dyszy ilustruje rys.7.



Rys.7. Przebieg zmian parametrów w dyszy de Laval'a
P - ciśnienie; W - prędkość gazów; T - temperatura.

Ważnym czynnikiem uzyskania minimalnych strat w dyszy jest właściwy dobór jej kształtu geometrycznego. Stożek poddźwiękowy jest krótszy, a jego kąt rozwarcia waha się w granicach $60-120^{\circ}$. Stożek naddźwiękowy jest bardziej wydłużony z kątem rozwarcia w granicach $30-60^{\circ}$. Oba stożki połączone są wierzchołkami łagodnym przejściem. Warto zwrócić uwagę, że ciśnienie gazów przepływających w dyszy ciągle spada. Przy nadmiernie wydłużonym stożku naddźwiękowym ciśnienie gazów na wylocie z dyszy będzie mniejsze od atmosferycznego. Wystąpi

wówczas zjawisko zasysania powietrza do silnika, a to w poważnym stopniu może zakłócić jego pracę. W celu utrzymania odpowiedniego ciśnienia w komorze podczas spalania paliwa często stosuje się regulację przekroju krytycznego dyszy poprzez wymienne wkładki lub przesuwanie odpowiedniego stożka.

Zapłonnik elektryczny służy do zapalenia podsypki prochowej od impulsu elektrycznego. Dla niezawodnego zapalenia stosuje się dwa zapłonniki.

Podsypka prochowa służy do zapalenia paliwa przez wytworzenie dużego płomienia i odpowiedniego ciśnienia w komorze spalania. Zwykle wykonana jest w postaci pudełka z cienkiej blachy aluminiowej wypełnionej prochem czarnym.

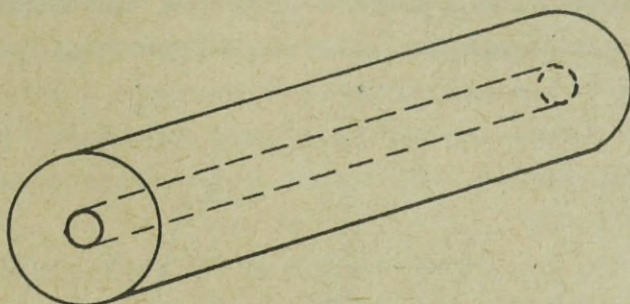
Podsypkę umieszcza się w specjalnym koszyczku przykręconym na gwint do wewnętrznej ścianki przedniego dna korpusu, w sąsiedztwie zapłonników.

Przepona zakrywa komorę spalania od strony dyszy. Dzięki zamkniętej przestrzeni szybciej wzrasta ciśnienie i temperatura gazów powstałych w wyniku spalania się podsypki, a to sprzyja szybkiemu zapalaniu się paliwa prochowego na całej jego powierzchni. Gdy ciśnienie wewnątrz silnika wzrośnie do ustalonej wartości, przepona zostaje wypchnięta na zewnątrz. Ponadto zabezpiecza ona paliwo przed wpływami atmosferycznymi. Wykonana jest z cienkiej blachy i zamocowana na klej.

Ruszt ustala położenie ładunku paliwa w komorze silnika oraz zabezpiecza przed wylatywaniem kawałków paliwa i zatkaaniem dyszy.

Paliwo stałe: spośród wielu istniejących gatunków do napędu silników raketowych najczęściej stosowany jest proch nitroglicerynowy. Najbardziej istotnym czynnikiem wpływającym na jakość pracy silnika jest proces spalania paliwa. W silnikach raketowych dąży się do tego, aby ilość spalania /gazów/, a zatem ilość spalonego paliwa, w każdej chwili była jednaka. Można to osiągnąć przez odpowiednie ukształtowanie paliwa prochowego. Paliwo można ukształtować tak, że jego powierzchnia spalania będzie się zwiększać /kształt progresywny/ lub zmniejszać /kształt degresywny/, można wreszcie ukształtować go tak, że powierzchnia spalania nie będzie się zmieniać /będzie stała - kształt neutralny/. Niezależnie od tego, spalanie może

się odbywać na całej lub ograniczonej powierzchni. Niezmienną powierzchnię spalania uzyskuje się najczęściej przez cylindryczny kształt laski prochowej z wewnętrznym okrągłym kanałem rys.8.

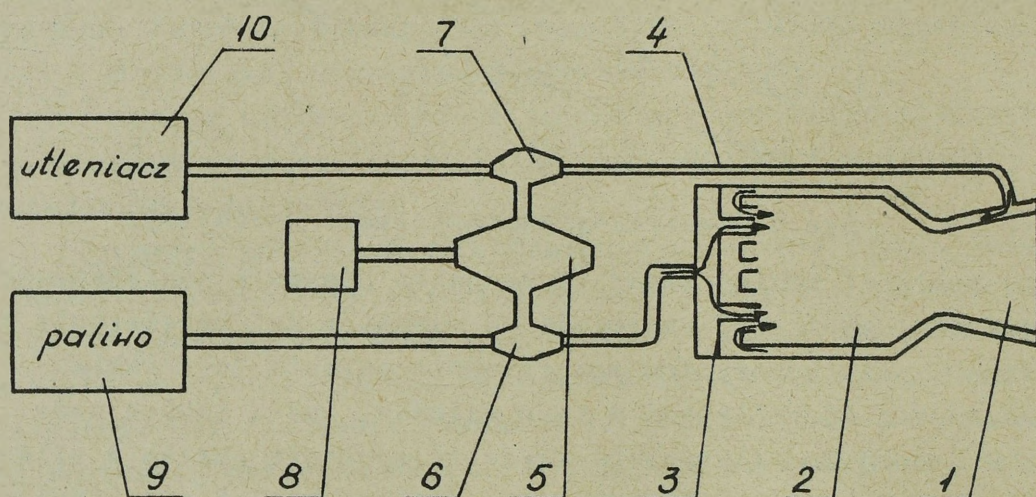


Rys.8. Neutralny kształt laski prochowej.

Spalanie takiej laski od zewnątrz powoduje zmniejszenie powierzchni spalania, natomiast od wewnątrz jej zwiększenie i w przybliżeniu sumaryczna powierzchnia palenia jest stała. W zależności od wielkości i typu silnika, lasek takich może być od jednej do kilkunastu. Prędkość spalania paliwa w silniku zależy od jego temperatury, powierzchni spalania i ciśnienia w komorze. Im wyższa będzie temperatura początkowa paliwa, tym więcej się go spali w jednostce czasu, większy będzie przyrost ilości gazów i prędzej wzrośnie ciśnienie wewnątrz silnika. Nadmierne ciśnienie może być szkodliwe dla konstrukcji silnika, natomiast małe ciśnienie będzie pogarszać jego pracę. W związku z tym dla utrzymania odpowiedniego ciśnienia w komorze spalania przy niższych temperaturach otoczenia należy zmniejszyć przekrój krytyczny dyszy, a przy wyższych zwiększyć go. Nowsze gatunki prochu są mniej wrażliwe na temperaturę, co nie wymaga tak częstego regulowania przekroju krytycznego dyszy i można się wówczas ograniczyć do ustawienia jednego /większego/ przekroju na okres letni, a drugiego /mniejszego/ na okres zimowy, wymieniając odpowiednie wkładki.

Silnik raketowy na paliwo ciekłe składa się z komory spalania, dyszy odrzutowej i głowicy wtryskowej. Układ zasilania silnika stanowią zbiorniki z materiałami napędowymi, zespół pomp oraz rury łączące. Ogólną budowę silnika raketowego na paliwo ciekłe wraz z układem zasilania ilustruje rys.9.

Komora spalania zbudowana jest z dwóch ścianek, pomiędzy którymi - w czasie pracy silnika - przepływa jeden ze składników materiału napędowego /najczęściej utleniacz/ chłodząc komorę spalania. Takie rozwiązanie uniemożliwia oddawanie ciepła do atmosfery przez silnik, gdyż opływająca komorę spalania i dyszę ciecz nagrzewając się dostarcza ciepło z powrotem do silnika. Z jednego końca komora spalania zakończona jest dyszą odrzutową, a z drugiego głowicą wtryskową.



Rys.9. Silnik rakietowy na paliwo ciekłe z układem zasilania.

1. dysza; 2. komora spalania; 3. głowica wtryskowa;
4. rury łączące; 5. turbina; 6. pompa paliwa; 7. pompa utleniacza; 8. generator gazu; 9. zbiornik paliwa;
10. zbiornik utleniacza.

Głowica wtryskowa stanowi zespół wtryskiwaczy, przez które materiały napędowe są wtryskiwane do komory spalania. Konstrukcja głowicy powinna umożliwiać dobre wymieszanie się paliwa z utleniaczem w komorze i wykluczać połączenie się tych składników przed komorą spalania; szczególnie jest to ważne przy materiałach samozapłonowych. W tym celu wtryskiwacze dla paliwa i utleniacza są od siebie odizolowane.

Materiał napędowy ciekły zawiera dwa składniki tj. paliwo zasadnicze i utleniacz, który jest katalizatorem spalania

i umożliwia pracę silnika bez czerpania tlenu z powietrza, co pozwala pracować mu poza atmosferą.

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

Na utleniacze stosuje się: ciekły tlen, nadtlenek wodoru, stężony kwas azotowy /najczęściej stosowany/ i inne. Stosunek paliwa do utleniacza powinien wynosić około 1:4. Materiały napędowe mogą być samozapłonowe tzn., że przy połączeniu się paliwa z utleniaczem następuje samozapalenie, lub niesamozapłonowe - wówczas potrzebny jest elektryczny układ zapłonowy.

Rakietowym materiałom napędowym stawia się następujące wymagania:

- 1/ możliwie duży ciąg jednostkowy;
- 2/ możliwie duży ciężar właściwy. Im większy jest ciężar właściwy, tym większy będzie zapas materiału napędowego w rakiecie przy tych samych objętościach zbiorników;
- 3/ niska temperatura zamarzania i wrzenia /musi to odpowiadać warunkom pracy silnika/;
- 4/ duża stabilność chemiczna /nie powinny zmieniać swych właściwości chemicznych podczas ich eksploatacji/;
- 5/ mała agresywność korozyjna w stosunku do materiałów konstrukcyjnych;
- 6/ mała zwłoka zapłonu od momentu zetknięcia się do zapalenia. /Dla materiałów samozapłonowych czas opóźnienia zapłonu nie powinien przekraczać 0,01-0,03 s/.

Zespół pomp przeznaczony jest do przetłaczania paliwa i utleniacza ze zbiorników do komory spalania. Składa się z pompy paliwa, pompy utleniacza oraz urządzenia napędowego. Do napędu pomp można stosować silniki elektryczne lub turbiny gazowe. Ten ostatni sposób jest najbardziej ekonomiczny. Turbina gazowa jest napędzana z generatora gazu i obraca pompy osadzone na wspólnym wale /rys.9/. Wytwarzanie gazu w generatorze może być w wyniku spalania specjalnego ładunku prochowego lub tych samych materiałów napędowych jak do silnika.

Ciąg silnika rakietowego należy do podstawowych charakterystyk silnika. Ciąg rakietowy jest wypadkową wszystkich

sił działających na silnik, powstaje on wskutek istnienia ciśnienia zewnętrznego i wewnętrznego. Siła ciągu jest skierowana przeciwnie do kierunku wypływu gazów. Rozpatrując schemat obliczeniowy silnika raketowego jak na rys.10 można wyprowadzić wzór na ciąg raketowy.

- Siły powstające od ciśnienia zewnętrznego składają się z sił promieniowych działających na korpus silnika /siły te w zamian się znoszą/ oraz z sił działających na dno silnika i dyszę.

Siła zewnętrzna działająca na dno wyraża się wzorem:

$$R_z = P_z \cdot F_a$$

gdzie:

P_z - ciśnienie zewnętrzne;

F_a - powierzchnia przekroju wylotowego dyszy.

Siły powstające od ciśnienia wewnętrznego dzielą się na siły działające na dno i dyszę silnika.

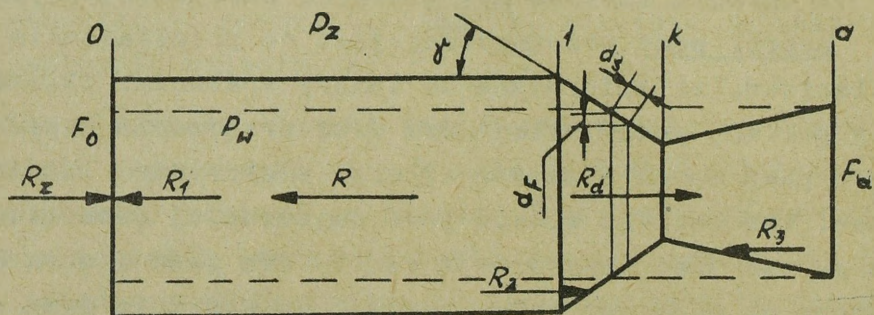
Siła działająca na dno wyraża się iloczynem:

$$R_1 = F_0 \cdot P_0$$

gdzie: F_0 - powierzchnia dna;

P_0 - ciśnienie na dno.

R_1 jest największą siłą działającą na silnik.



Rys.10. Schemat obliczeniowy silnika raketowego

Siła działająca na dyszę R_d składa się z dwóch składowych, tj. z sił na stożku wlotowym R_2 i wylotowym R_3 ,

$$R_2 = - \int_{F_k}^{F_1} P d_F$$

gdzie: $d_F = d_s \sin \gamma$;

d_s - powierzchnia elementarnego pierścienia na tworzącej stożka;

d_F - rzut pierścienia d_s na płaszczyznę przekroju poprzecznego dyszy;

γ - kąt nachylenia tworzącej stożka;

P - ciśnienie na powierzchnię d_F ;

F_1 - powierzchnia podstawy stożka wlotowego;

F_k - powierzchnia przekroju krytycznego.

Po scałkowaniu i przekształceniu siła R_2 przyjmie postać

$$R_2 = \frac{G_s}{g} W_k + F_k P_k - F_o P_o;$$

we wzorze:

G_s - ciężar materiału pędnego zużytego w jednej sekundzie /KG/;

g - przyspieszenie ziemskie;

W_k - prędkość wypływu gazów w przekroju krytycznym / m/sek. /;

P_k - ciśnienie w przekroju krytycznym dyszy.

Siłę R_3 oblicza się podobnie:

$$R_3 = \int_{F_k}^{F_a} P d_F;$$

Po scałkowaniu i przekształceniu będzie:

$$R_3 = \frac{G_s}{g} /W_a - W_k/ + F_a P_a - F_k P_k;$$

W_a - prędkość wylotowa gazów na wylocie dyszy.

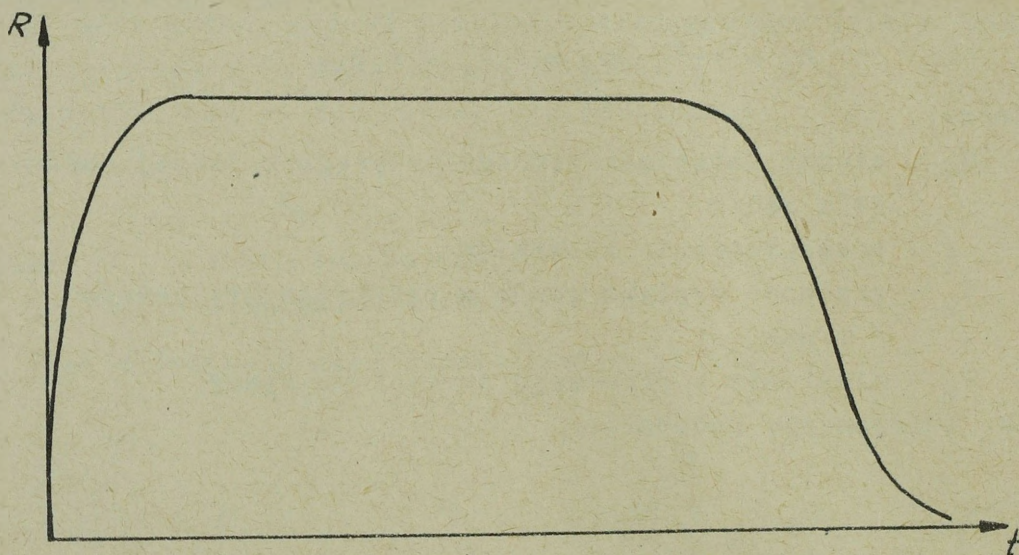
Sumaryczna siła działająca na dyszę będzie:

$$R_d = \frac{G_s}{g} W_a + F_a P_a - F_o P_o;$$

Siła ciągu rakietowego R jest sumą sił składowych $R = R_1 + R_d - R_2$, podstawiając obliczone wartości, wzór na siłę ciągu rakietowego przyjmie ostateczną postać:

$$R = \frac{G_s}{g} W_a + F_a / P_a - P_z / .$$

Drugi człon powyższego wzoru wykazuje, że w próżni $/P_z = 0/$ ciąg silnika raketowego osiągnie najwyższą wartość. Stwierdzono, że w próżni ciąg wzrasta, w stosunku do ciągu, jaki uzyskuje się przy ciśnieniu $P_z = 1 \text{ atm.}$ o 10-15%. W wypadku gdy ciśnienie panujące u wylotu dyszy P_a będzie równe ciśnieniu otoczenia P_z , przytoczony wzór na obliczenie ciągu będzie się składał tylko z pierwszego członu. Jak wcześniejszej wspomniano- ciąg raketowy zależy od ilości spalonego paliwa w ciągu jednej sekundy G_s , na co ma wpływ temperatura paliwa i ciśnienie w silniku, które można regulować wielkością przekroju krytycznego dyszy. Wykres siły ciągu w funkcji czasu przedstawia rys.11.



Rys.11. Wykres siły ciągu silnika raketowego.

Silniki raketowe w stosunku do innych silników mają szereg cennych zalet, a mianowicie: małe rozmiary i mały ciężar, prosta konstrukcja, duża siła ciągu, mogą pracować poza atmosferą, gdyż ich paliwo zawiera niezbędną ilość tlenu.

Jednak mają one również wady, np. silnika na paliwo stałe, raz uruchomionego nie można wyłączyć, czyli nie można programować siły ciągu. Rakiety z silnikami na paliwo ciekłe mają obniżoną gotowość bojową, gdyż ich eksploatacja i przygotowa-

nie do wykorzystania bojowego wymaga więcej sprzętu, ludzi i czasu, a także stwarza dodatkowe wymagania z zakresu BHP /szczególnie podczas eksploatacji rakietowych materiałów napędowych/.

5.3. Układy aerodynamiczne rakiet.

Pod pojęciem układ aerodynamiczny należy rozumieć określony sposób rozmieszczenia elementów opierzenia /skrzydła, stery, stateczniki/ na kadłubie rakiety.

Rozróżnia się następujące układy aerodynamiczne rakiet /rys.12/:

1. Układ "normalny" - stery umieszczone są za skrzydłami.
2. Układ typu "kaczka" - stery umieszczone są przed skrzydłami.
3. Układ "bezogonowy" - stery znajdują się na krawędziach spływu skrzydeł.
4. Układ ze skrzydłami obrotowymi - skrzydła spełniają jednocześnie rolę sterów.

Najczęściej stosowane są układy: "normalny" i "kaczka", rzadziej układy "bezogonowy" i ze skrzydłami obrotowymi. Poszczególne układy aerodynamiczne mają swoje zalety i wady i tak: przy układzie "normalnym" stery pracują w warunkach niekorzystnych, gdyż opływane są strumieniem powietrza zaburzonym skrzydłami. Dlatego muszą być mocniejszej konstrukcji i mieć większą płaszczyznę. Natomiast skrzydła pracują w lepszych warunkach. Rakietą mającą taki układ aerodynamiczny wolniej reaguje na wychylenie sterów, przez co doznaje mniejszych drgań. Ten układ stosuje się przeważnie do rakiet średniego i dalekiego zasięgu. W niektórych rakietach skrzydła i stery nie leżą w jednej płaszczyźnie; są względem siebie obrócone o kąt 45° . Przy układzie "kaczka", gdzie stery są rozmieszczone przed skrzydłami zachodzi zjawisko odwrotne, stery pracują w warunkach korzystniejszych niż skrzydła. Rakietą z takim układem aerodynamicznym energiczniej reaguje na wychylenie sterów. Układ ten stosuje się zwykle do rakiet małego zasięgu. Do zalet układu "bezogonowego" można zaliczyć to, że zawiera on małą ilość płaszczyzn aerodynamicznych, a tym samym stanowi bardziej zwartą konstrukcję i ma mniejszy opór czołowy. Jednocześnie obarozony on jest wieloma wadami, z których najważniejsza

jest ta, że odległość między środkiem ciężkości rakiety a sterami jest mała, gdyż skrzydła umieszcza się w pobliżu środka ciężkości. Dlatego też moment aerodynamiczny od sterów jest niewielki i rakietę leniwie reaguje na wychylenie sterów. Stateczność takiej rakiety jest mała. Charakterystyczne dla tego układu są mocno wydłużone skrzydła. Rakietę ze skrzydłami obrotowymi, które spełniają jednocześnie rolę sterów, błyskawicznie reaguje na kąty wychylenia skrzydeł, przy tym położenie kadłuba rakiety się nie zmienia. W tym układzie skrzydła muszą być mocnej konstrukcji i nie mogą być zbyt wydłużone. Do obrotu skrzydeł wymagany jest duży moment, co pociąga za sobą zwiększenie gabarytów i ciężaru urządzeń sterowych, a tym samym i całej rakiety. Innym mankamentem jest to, że urządzenia obracające skrzydła muszą znajdować się w środkowej części kadłuba, w związku z czym, zbiorniki paliwa umieszcza się w pewnej odległości od środka ciężkości rakiety. W miarę wypalania się materiału napędowego środek ciężkości rakiety przesuwa się znacznie w stosunku do pierwotnego położenia. Aby zachować stałą odległość pomiędzy środkiem ciężkości a środkiem parcia aerodynamicznego, stosuje się dodatkowe urządzenia przesuujące skrzydła wzdłuż kadłuba rakiety.

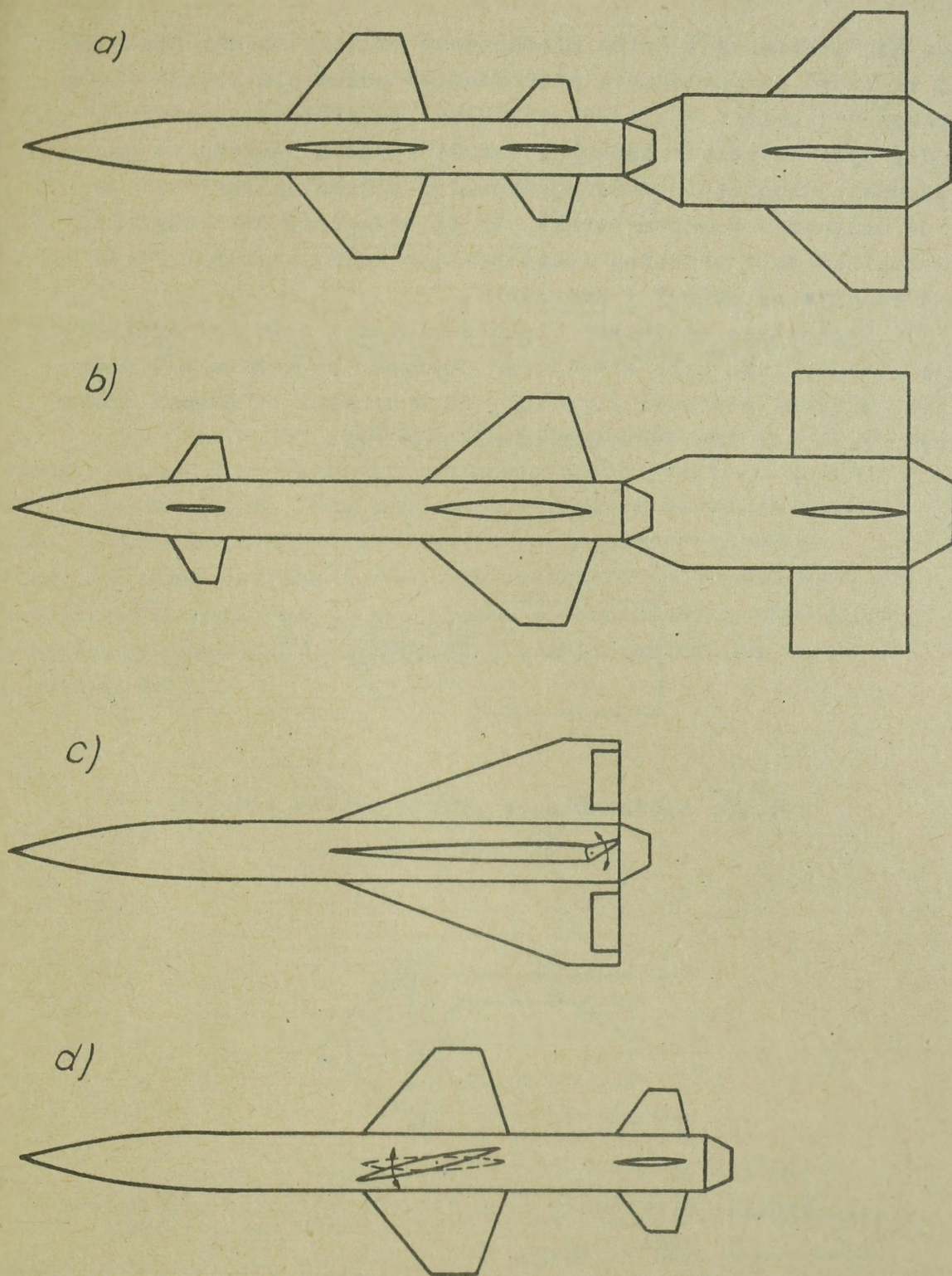
Elementami opierzenia rakiety są odpowiednie płaszczyzny aerodynamiczne, tj.: skrzydła, stery, lotki i stateczniki /stabilizatory/ zamocowane do jej kadłuba. Wszystkie płaszczyzny i kadłub wytwarzają siły nośne, których wypadkowa zawsze pionowa jest w tzw. aerodynamicznym punkcie parcia. Oprócz wytwarzania siły nośnej płaszczyzny te spełniają następujące zadania:

stery - służą do sterowania rakietą, tj. do zmiany jej toru lotu. W niektórych rakietach stery mogą spełniać także rolę lotek, tzn. że raz pracują jako stery, a drugi jako lotki i wówczas nazywamy je stero-lotkami;

lotki - przeznaczone są do stabilizacji rakiety wokół osi podłużnej /nie pozwalają na jej obrót/;

stateczniki - stabilizują rakietę podczas jej lotu, przeciwdziałają wszelkim zmianom położenia rakiety na torze lotu.

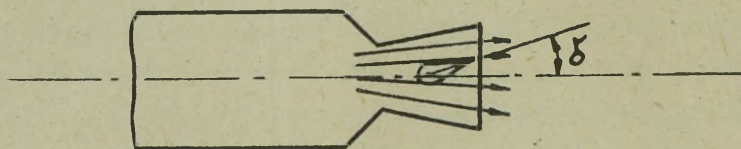
Niektóre typy rakiet mają dodatkowo tzw. dostateczniki /destabilizatory/ pogarszające stateczność rakiety a polepsza-



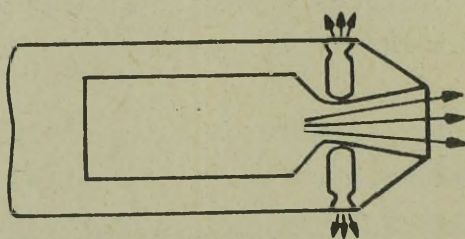
Rys.12. Układy aerodynamiczne rakiety
 a. - układ "normalny"; b. - typ "kaczka"; c. - układ
 "bezogonowy"; d. - układ ze skrzydłami obrotowymi.

jące jej sterowność. Przez stateczność rakiety należy rozumieć jej zdolność do zachowania niezmiennego położenia podczas lotu, a przez sterowność - sposób reagowania na wychylenie sterów. Między tymi pojęciami zachodzi ścisły związek. Zależy to od wzajemnej odległości pomiędzy środkiem ciężkości rakiety a aerodynamicznym punktem parcia, im ta odległość jest większa, tym rakieta jest bardziej stateczna, ale mniej sterowna /trudniej reaguje na stery/ i odwrotnie.

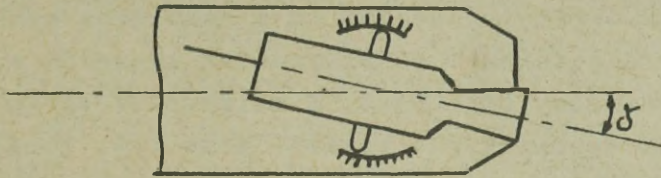
Sterowanie raketami /oprócz sterami/ może być realizowane /szczególnie poza atmosferą/ poprzez: programowanie siły ciągu, sterami gazowymi /rys.13/, pomocniczymi silnikami rakietowymi /rys.14/ lub wychyleniem silnika /rys.15/.



Rys.13. Sterowanie za pomocą sterów gazowych.

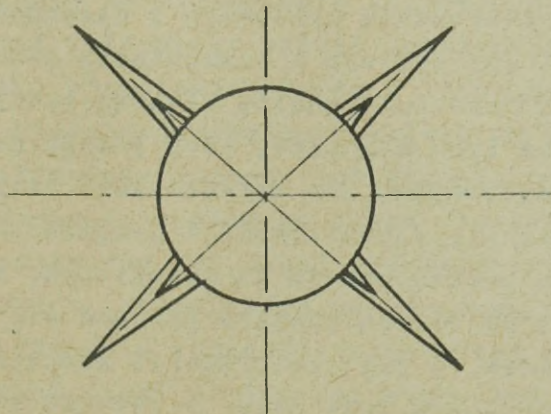


Rys.14. Sterowanie pomocniczymi silnikami rakietowymi.



Rys. 15. Sterowanie przez wychylenie silnika.

Opierzenie na rakietach przeważnie rozmieszcza się w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach krzyżowo wg planu "X" /rys.16/. Takie rozmieszczenie ma szereg zalet, a mianowicie: rakietę może wykonywać manewr bez uprzedniego obrotu wokół swej osi podłużnej /tak jak samolot/; zachowana jest symetria aerodynamiczna tj. jednakowy opór czołowy w każdej płaszczyźnie; ułatwiony jest sposób ułożenia rakiety na wyrzutni prowadnicowej.



Rys.16. Rozmieszczenie opierzenia na rakietach.

Konstruktorzy dążą zawsze do uzyskania możliwie zwartej konstrukcji rakiet, aby w okresie przedstartowym miały małą rozpiętość. Rakiety takie są łatwiejsze do transportu oraz prostsza jest ich eksploatacja. W tym celu stosuje się niekiedy składanie stateczników, które rozkładają się podczas startu.

5.4. Aparatura pokładowa rakiet.

Rakiety kierowane wyposażone są w niezbędną aparaturę pokładową, która na podstawie otrzymywanych sygnałów wypracowuje odpowiednie komendy kierujące. W zależności od sposobu kierowania źródłem sygnałów dla rakiety może być: promieniowanie cieplne /podczerwone/, celu, promieniowanie elektromagnetyczne odbite od celu /samonaprowadzanie/, odpowiedni program na pokładzie rakiety lub stacja naprowadzania rakiet /kierowanie zdalne/. Także skład aparatury pokładowej zależy od sposobu kierowania.

Dla przykładu zostanie opisana aparatura pokładowa rakiety przeciwlotniczej, kierowanej na cel sposobem zdalnym za pomocą sygnałów /komend/ przesyłanych do rakiety drogą radiową ze stacji naprowadzania.

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

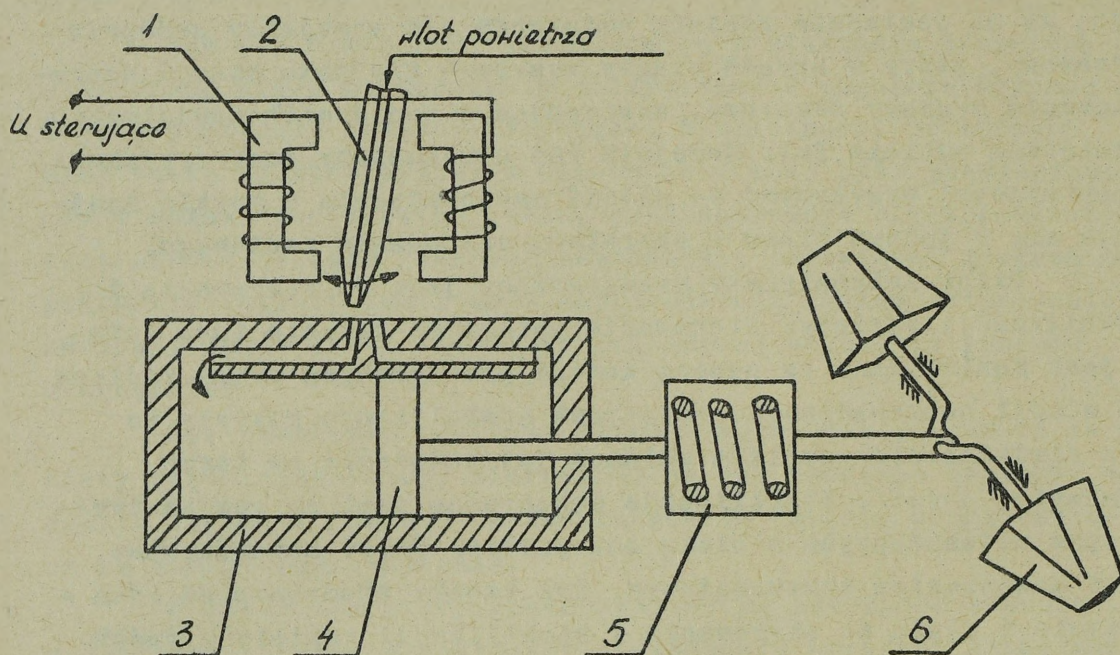
Aparatura sterowania radiowego i śledzenia rakiety przeznaczona jest do: odbioru i wzmacniania dochodzących sygnałów; wyselekcjonowania sygnałów własnej stacji naprowadzania; deszyfrowania tych sygnałów, gdyż przesyłanie ich odbywa się w formie zaszyfrowanej, aby uniemożliwić nieprzyjacielowi zakłócenie radiolinii; rozdzielania i przesłania sygnałów i komend według ich przeznaczenia do autopilota, zapalnika radiowego itp. Z uwagi na to, że rakietę porusza się w kierunku od stacji naprowadzania, to jej powierzchnia skuteczna^{x/} odbicia fal elektromagnetycznych jest mała, w związku z czym sygnały od niej odbite byłyby niewystarczające do pracy układów śledzących stacji naprowadzania oraz obserwacji rakiety na wskaż-

x/ Powierzchnia skuteczna jest to taka powierzchnia ekwiwalentna obiektu, prostopadła do kierunku rozchodzenia się fal elektromagnetycznych, która odbija taką energię fal, jaka jest odbierana przez odbiornik radiolokacyjny. Zależy ona od: wymiarów, kształtu, i położenia obiektu odbijającego, a także od materiału, z jakiego jest on wykonany.

nikach radiolokacyjnych. Zagadnienie rozwiązuje się w ten sposób, że na pokładzie rakiety umieszcza się specjalny nadajnik odzewowy, który w sposób ciągły wysyła w kierunku stacji naprowadzania sygnały odzewowe, zastępując w ten sposób powierzchnią skuteczną odbicia fal. Nadajnik ten uruchamiany jest sygnałami zapytującymi wysyłanymi ze stacji naprowadzania i zwykle znajduje się w jednym bloku z aparaturą sterowania radiowego.

Pilot automatyczny przeznaczony jest do sterowania i stabilizacji rakiety. Sterowanie polega na zmianie toru lotu i jest realizowane za pomocą komend przesyłanych drogą radiową ze stacji naprowadzania. Natomiast stabilizacja rakiety to przeciwdziałanie wszelkim zmianom jej położenia na torze /wahanie, obrót/. Stabilizacja dokonywana jest za pomocą żyroskopów umieszczonych w bloku autopilota. Pilot automatyczny jest urządzeniem trzykanałowym. Dwa kanały zbudowane są identycznie i służą do sterowania i stabilizacji rakiety w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach, natomiast trzeci kanał tylko stabilizuje raketę wokół osi podłużnej, utrzymuje ją w takim położeniu, jakie miała na wyrzutni, co jest szczególnie ważne przy krzyżowym rozmieszczeniu sterów. Oddzielnymi elementami wykonawczymi /siłowymi/ pilota automatycznego, za pomocą których odbywa się wychylenie sterów i lotek są mechanizmy sterowe. Przy tym kierunek wychylenia zależy od wielkości i znaku sygnału elektrycznego komendy lub sygnału od żyroskopów. Do wytworzenia momentu obrotowego steru /lotki/ wykorzystywane jest sprężone powietrze lub układ hydrauliczny. Zasada pracy mechanizmu sterowego, pracującego na sprężone powietrze /rys. 17/, polega na podawaniu sprężonego powietrza na odpowiednią stronę tłoka przez dyszę powietrzną wychylaną strumieniem pola magnetycznego magnesu stałego i sygnału elektrycznego komendy.

W zależności od prędkości i wysokości lotu rakiety /gęstości powietrza/ do wykonania tego samego manewru, kąty wychylenia sterów i lotek powinny być różne. Jest to uwzględniane drogą zmiany wzmożenia sygnałów elektrycznych w układach autopilota lub stosowaniem specjalnych cięgien sprężynowych pomiędzy mechanizmem sterowym a sterami /rys.17/.



Rys.17. Zasada pracy mechanizmu sterowego.

1. magnes stały z uzwojeniem elektrycznym; 2. dysza powietrzna; 3. cylinder; 4. tłok; 5. cięgno sprężynowe; 6. stery /lotki/.

Zmiana wzmocnienia sygnałów może być wprowadzona skokowo, w zależności od kąta startu rakiety, oraz w sposób ciągły poprzez pomiar ciśnienia dynamicznego na torze lotu.

Aparatura powietrzna przeznaczona jest do długookresowego przechowywania zapasu sprężonego powietrza, które wykorzystywane jest do: sterowania rakiety; wytłaczania materiałów napędowych ze zbiorników; napędu turbin generatorów elektrycznych; otwierania przepustnic paliwowych; sterowania ciśnieniowymi przekaźnikami elektrycznymi itp. Zapas sprężonego powietrza powinien zabezpieczyć działanie urządzeń nim zasilanych przez cały czas lotu rakiety. Wielkość ciśnienia powietrza w zbiorniku rakiety zależy od temperatury otoczenia. Im wyższa jest temperatura otoczenia, tym wyższe jest ciśnienie w zbiorniku, w tym celu wykorzystywane są podczas napełniania odpowiednie wykresy ciśnienia w funkcji temperatury.

Do rakiet stosuje się powietrze maksymalnie osuszone /pozbawione wilgoci/, gdyż wilgotne powodowałoby zamarzanie przewodów, szczególnie na dużych wysokościach, gdzie temperatura otoczenia jest niska.

Pokładowe źródło prądu służy do zasilania pokładowych urządzeń rakiety w energię elektryczną po jej wystartowaniu. Jako pokładowe źródła prądu stosowane są akumulatory, generatory i przetwornice.

5.5. Głowica bojowa

Zasadniczymi elementami głowicy bojowej są ładunek bojowy i zapalnik. Zapalniki do rakiet mogą być kontaktowe, działające przy bezpośrednim kontakcie rakiety z celem, lub odległościowe - działające do określonej odległości od celu. Ponieważ bezpośrednio trafienie rakiety w cel jest mało prawdopodobne, to najczęściej stosowane są zapalniki odległościowe - radiolokacyjne. Zapalniki tego typu powinny charakteryzować się następującymi parametrami:

- 1/ zadaną odległością działania;
- 2/ określoną efektywnością;
- 3/ maksymalną odpornością na zakłócenia;
- 4/ wysokim stopniem bezpieczeństwa.

Odległość działania zapalnika radiolokacyjnego jest to maksymalna odległość pomiędzy rakiety a celem, przy której będzie on działał z określoną niezawodnością. Odległość ta zależy od mocy nadajnika, czułości odbiornika, kierunkowości charakterystyki anten, długości fali, na jakiej pracuje nadajnik, a także od typu celu i warunków spotkania rakiety z celem.

Efektywność określa się stopniem dopasowania charakterystyk anten zapalnika do obszaru rażenia ładunku bojowego. Kąty nachylenia charakterystyk anteny nadawczej i anten odbiorczych mają ściśle ustaloną wartość i są współzależne z kątem nachylenia charakterystyk rozlotu odłamków w stanie dynamicznym.

Odporność na zakłócenia jest to zdolność zapalnika do działania z zadaną efektywnością w wypadku stosowania przez

przeciwnika zakłóceń radioelektronicznych. Zwiększenie odporności na zakłócenia uzyskuje się drogą doboru elementów urządzeń nadawczych i odbiorczych, zmniejszaniem czułości odbiornika itp.

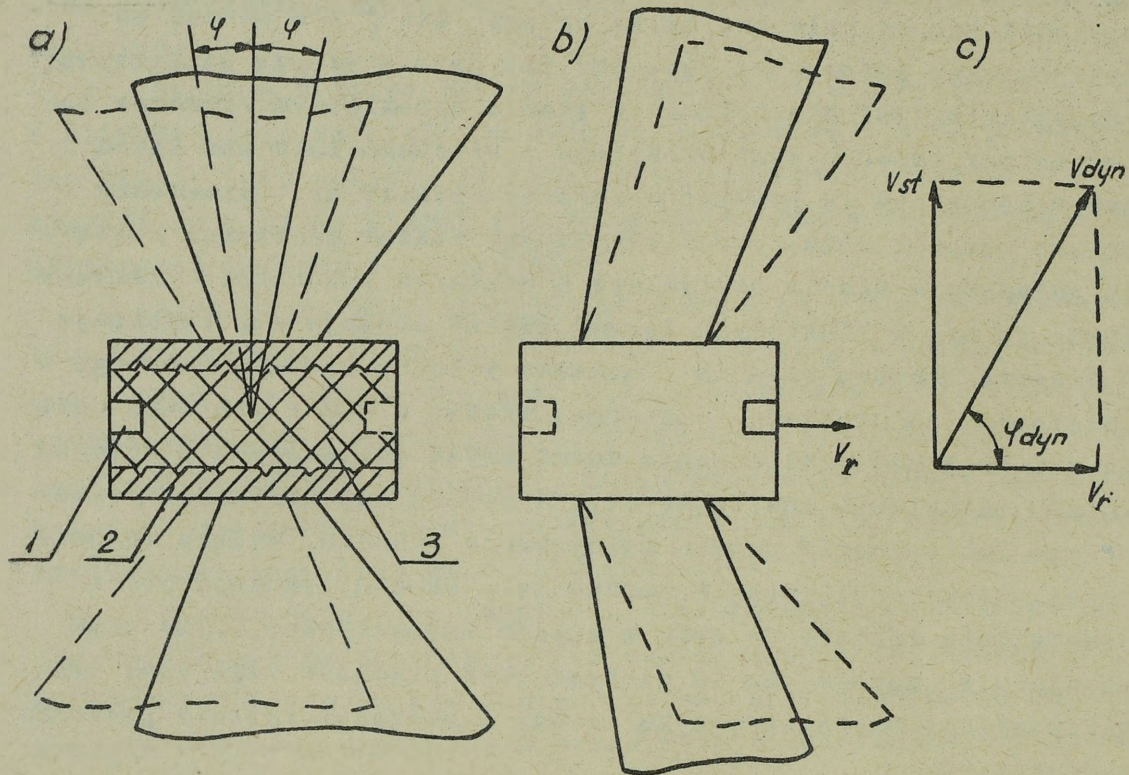
Stopień bezpieczeństwa zapalnika powinien wykluczać możliwości jego zadziałania podczas eksploatacji i na początkowym etapie lotu rakiety od zjawisk przypadkowych. Zwykle zapalniki mają kilka stopni zabezpieczenia, które są kolejno zdejmowane podczas lotu rakiety.

Zapalniki radiolokacyjne zbudowane są z takich elementów jak: nadajnik z anteną nadawczą, odbiornik z anteną odbiorczą, układ przeciwwzakłócający, układ wykonawczy oraz mechanizm zabezpieczający - uzbrajający. Oprócz tego zapalnik powinien posiadać układ samolikwidacji, który spowoduje wybuch ładunku bojowego w wypadku, kiedy rakieta minie cel w odległości przekraczającej odległość działania zapalnika.

Zasada działania zapalnika radiolokacyjnego polega na tym, że po odbezpieczeniu go /za pomocą specjalnej komendy/ na odpowiedniej odległości przed celem, wypromieniowuje on energię elektromagnetyczną w przestrzeń o ukierunkowanej charakterystyce. Gdy cel znajdzie się w obszarze tej charakterystyki to energia wypromieniowana zostanie odbita od celu i odebrana przez anteny odbiorcze, a następnie po wzmocnieniu wykorzystana w układzie wykonawczym dla spowodowania wybuchu ładunku bojowego.

Ładunek bojowy przeznaczony jest do rażenia celu odłamkami i falą detonacyjną. Składa się ze skorupy, materiału wybuchowego i detonatora. Skorupa po wybuchu może tworzyć z góry ustaloną ilość odłamków /tzw. fragmentacja wymuszona/. Osiąga się to przez rowkowanie wewnętrznej powierzchni skorupy. Inicjowanie wybuchu materiału wybuchowego odbywa się za pomocą impulsu elektrycznego doprowadzonego od zapalnika do detonatorów /pobudzaczy/, których może być jeden lub więcej. Detonatory są to niewielkie kostki materiału wybuchowego bardziej czułego od tego, którym jest wypełniona skorupa. Mogą one być rozmieszczone na końcach lub pośrodku ładunku bojowego. Doświadczalnie stwierdzono, że podczas wybuchu podstawowa masa 80-90 % odłamków rozlatuje się w obszarze rażenia o przekroju

stożkowym z wierzchołkiem w środku ładunku bojowego. W zależności od tego, z którego końca odbywa się inicjowanie wybuchu - stożek ten odchyła się kilka stopni /kąt φ / w stronę od inicjującego detonatora /rys.18/. Tak jest w stanie statycznym, gdy rakieta jest nieruchoma. W stanie dynamicznym /podczas lotu/ obszar rażenia jest nachylony w kierunku lotu pod kątem proporcjonalnym do prędkości rakiety /rys.18 b/. Dynamiczny obszar rażenia można określić sumując wektor prędkości rozlotu odłamków w stanie statycznym z wektorem prędkości rakiety /rys. 18 c/. W niektórych typach rakiet stosuje się regulację położenia obszaru rażenia i momentu wybuchu ładunku bojowego w zależności od prędkości względnej między celem i rakieta. Osiąga się to przez zastosowanie dwóch anten odbiorczych o różnych kątach nachylenia charakterystyk i wyboru odpowiedniego /przedniego lub tylnego/ punktu inicjowania wybuchu. Wyboru odpowiedniej anteny odbiorczej i punktu inicjowania dokonuje się w czasie lotu rakiety do celu w sposób automatyczny, przy czym obowiązuje zasada, że im większa jest prędkość względna, tym kąt pomiędzy charakterystyką anteny i obszarem rażenia powinien być większy.



Rys. 18. Ładunek bojowy.

1. detonator; 2. skorupa; 3. materiał wybuchowy;
 a/ statyczny obszar rażenia; b/ dynamiczny obszar
 rażenia; c/ rozkład wektorów.

VI. OGÓLNE WIADOMOŚCI O WYRZUTNIACH RAKIETOWYCH

6.1. Charakterystyka wyrzutni raketowych.

Wyrzutnie raketowe przeznaczone są do: utrzymywania rakiet w gotowości bojowej do startu; nadania rakiecie wstępnego kierunku lotu do celu; przeprowadzenia niezawodnego startu. Konstrukcja wyrzutni powinna uwzględniać: ilość ładowanych rakiet; sposób /łatwość/ ładowania rakiet; możliwość sprawdzenia obwodów elektrycznych rakiet na wyrzutni; stopień niezawodności pracy /mała podatność na uszkodzenia/; bezpieczeństwo obsługi; prosta konstrukcja oraz możliwie łatwy transport wyrzutni.

6.2. Klasyfikacja wyrzutni raketowych.

Klasyfikacja wyrzutni raketowych przedstawiona jest na rysunku 19, gdzie oprócz wyrzutni przeciwlotniczych, dla poszerzenia całości zagadnienia, pokazano także inne typy nie mające zastosowania w artylerii przeciwlotniczej. Klasyfikacji wyrzutni można dokonać według:

- 1/ rodzaju i przeznaczenia rakiety;
- 2/ miejsca startu rakiety;
- 3/ sposobu startu rakiety.

Według rodzaju i przeznaczenia rakiety, wyrzutnie dzielą się na: wyrzutnie rakiet balistycznych i orbitalnych; przeciwpancernych; przeciwlotniczych; antyrakiet i wyrzutnie samolotów - rakiet.

Według miejsca startu rakiety - ładowe /ręczne, ruchome, półstacjonarne; lotnicze /nieruchome, ruchome/; morskie /podwodne, nawodne/.

Według sposobu startu rakiety - przewodnicowe /szynowe, rurowe i skrzynkowe/; zerowe; wózkowe.

Wyrzutnie ruchome z reguły są zamontowane na pojazdach, ich zaletą jest duża manewrowość. Wyrzutnie półstacjonarne mogą manewrować po doprowadzeniu ich do położenia transportowego /dołączenie podwozia itp/ oraz wymagają uprzedniego przygotowania płaszczyzny dla ustawienia ich na nowym miejscu.

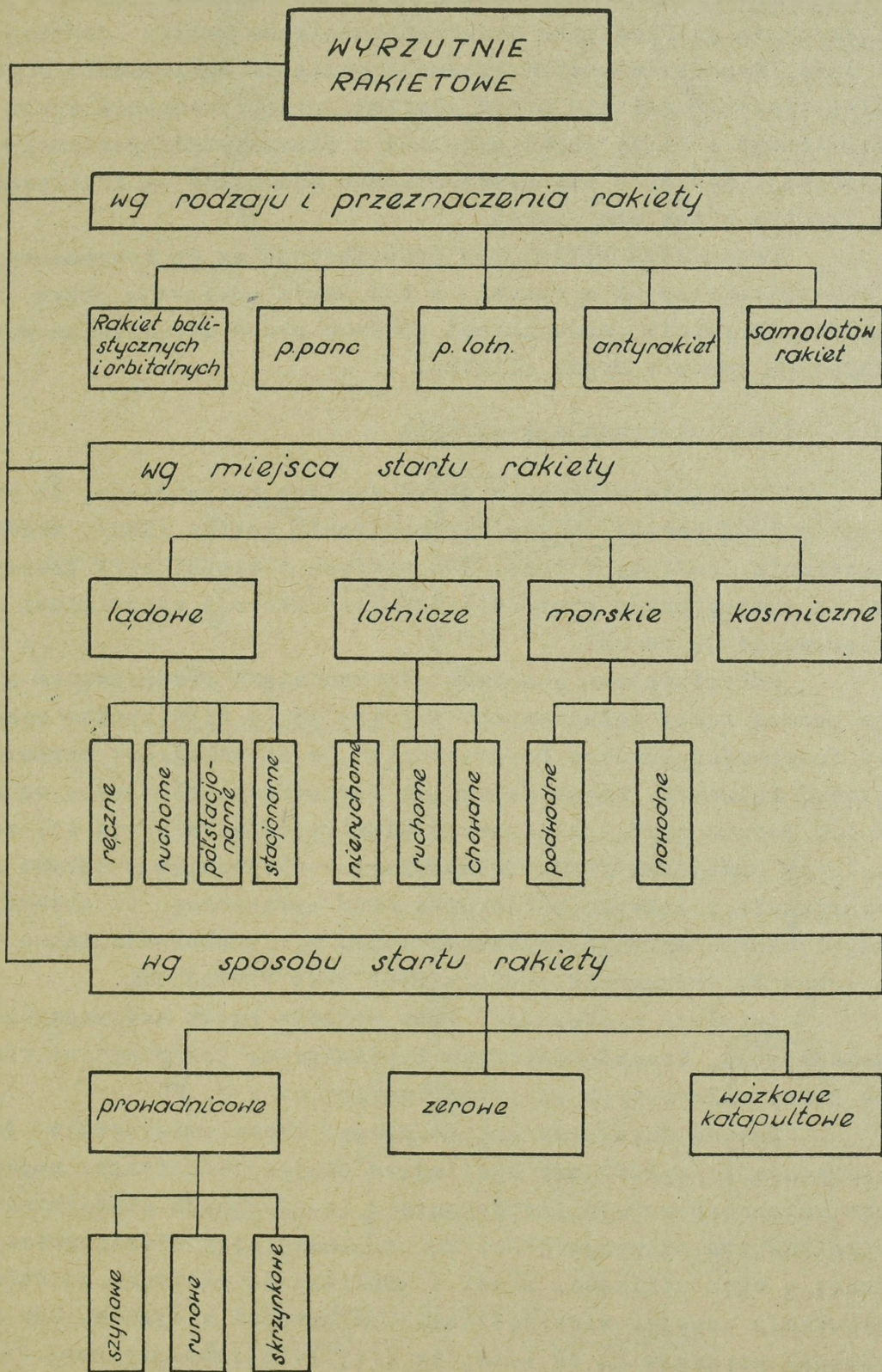
Dla ciężkich rakiet balistycznych i innych budowane są wyrzutnie stacjonarne. Wyrzutnie morskie nawodne powinny być stabilizowane, aby wyeliminować wpływ kołysania okrętu na start rakiety. Wyrzutnie podwodne są to zamknięte pojemniki z raketami, przed startem otwiera się pojemnik i rakietą zostaje wyrzucana za pomocą sprężonego powietrza nad powierzchnię wody, po czym zostaje uruchomiony silnik raketowy. Wyrzutnie zerowej długości przeznaczone są dla rakiet startujących pionowo, tu minimalny ruch rakiety powoduje zerwanie jej więzi z wyrzutnią. Wyrzutnie te są lekkie i małych rozmiarów. Do rakiet przeciwlotniczych przeważnie są stosowane wyrzutnie prowadnicowe.

6.3. Ogólna budowa wyrzutni przeciwlotniczej.

Przykładowo zostanie opisana budowa i zasada sterowania wyrzutni półstacjonarnej z prowadnicą szynową. Wyrzutnia taka zwykle składa się z podstawy, podwozia i części obrotowej. Podstawa służy do ustawienia i przytwierdzenia całej wyrzutni do podłoża oraz do poziomowania części obrotowej. Podwozie służy do transportu wyrzutni, w położeniu bojowym podwozia kołowe są odłączane. Część obrotowa wyrzutni przeznaczona jest do nakierowania rakiety w zadanym kierunku. Ma ona możliwość obrotu w płaszczyźnie poziomej bez ograniczeń oraz wychylenia w płaszczyźnie pionowej na określony kąt. Część obrotowa składa się z następujących zespołów:

1. Część wahliwa /belka z prowadnicą/.
2. Wyposażenie elektryczne.
3. Odciążacze.
4. Odrzutnik gazów.

Część wahliwa przeznaczona jest do naprowadzania rakiety w płaszczyźnie pionowej. Składa się z belki, prowadnicy szynowej i sektora zębatego. Na belce utrzymywana jest rakietą w gotowości do startu. Specjalna stopka prowadząca rakiety znajduje się w prowadnicy i zablokowana jest zamkiem, który otwiera się samoczynnie przy odpowiedniej wartości siły ciągu. Chwilowe zatrzymanie rakiety przez zamek podczas startu zapewnia bardziej energiczne zejście rakiety z wyrzutni, a tym samym zmniejsza jej opadanie po starcie.



Rys.19. Klasyfikacja wyrzutni rakietowych.

Wyposażenie elektryczne obejmuje elementy automatyki sterowania startem oraz elektromechaniczne układy nadążne i inne. Wyposażenie elektryczne pozwala na sprawdzenie obwodów elektrycznych rakiety przed startem, przeprowadzenia cyklu startowego, a także napęd wyrzutni w płaszczyźnie poziomej i pionowej. Napędy w obu płaszczyznach zbudowane są identycznie i pracują w ten sam sposób.

Odciażacze sprężynowe przeznaczone są do kompensowania ciężaru rakiety na wyrzutni, a tym samym odciążają pracę napędów. Odrzutnik gazów chroni podłoże przed strumieniem wylatujących gazów z dyszy silnika.

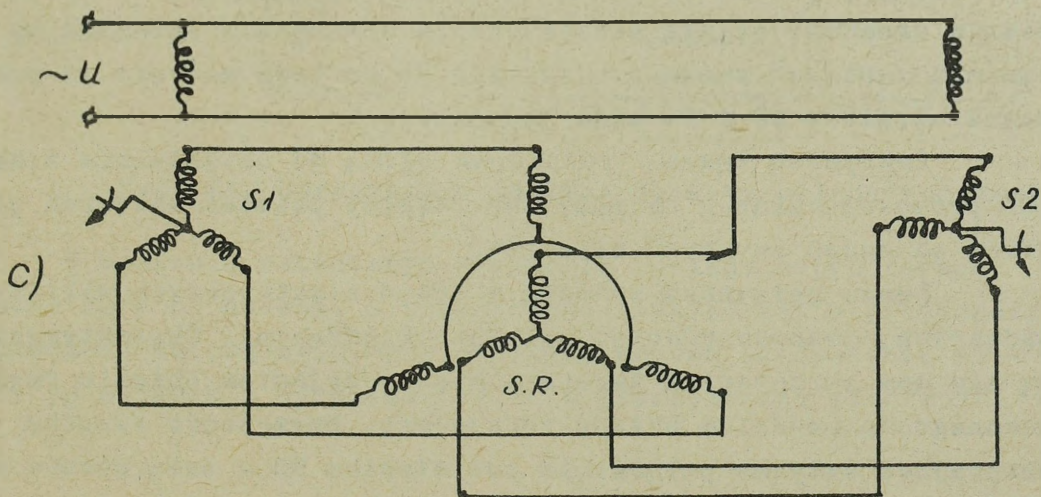
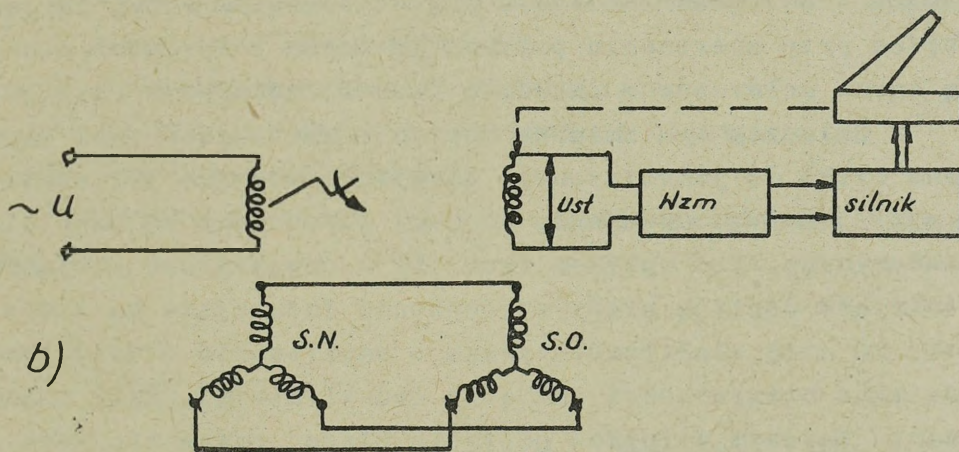
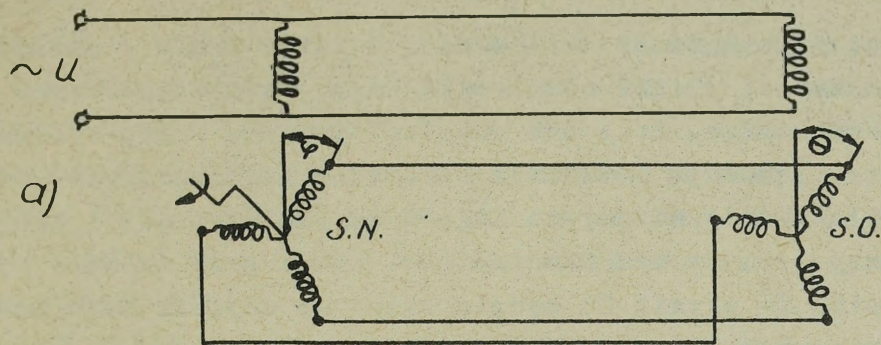
6.4. Zasada sterowania wyrzutnią

Wyrzutnie wchodzi w skład zestawu raketowego, do którego należą także: stacja naprowadzania rakiet /SNR/, źródła zasilania, rakiety i inne. SNR wykrywa i śledzi cele powietrzne za pomocą anten oraz odległościowo steruje wyrzutniami nakierowując je na cel.

Odległościowe sterowanie wyrzutniami przeprowadza się za pomocą łączy selsynowych. Selsyny są to elektryczne maszyny indukcyjne służące do przekazywania na odległość przemieszczeń kątowych. Łącza selsynowe jednotorowe zbudowane są z dwóch jednakowych, połączonych elektrycznie selsynów tj. z selsynu nadajnika /SN/, ustawionego w miejscu, skąd odbywa się sterowanie, i selsynu odbiornika /SO/ ustawionego na obiekcie regulowanym /antenie, wyrzutni itp/. W wielotorowym łączy selsynowym do jednego SN podłączonych jest więcej SO.

Istnieją następujące trzy rodzaje łączy selsynowych: wskaźnikowe, transformatorowe i różnicowe. Poszczególne rodzaje łączy selsynowych są przedstawione na rys. 20.

Zasada działania wskaźnikowego łączy selsynowego jest następująca /rys.20 a/: zasilające stojan jednofazowe napięcie zmienne powoduje indukowanie w trójfazowych uzwojeniach wirników obu selsynów /SN i SO/ zmiennej siły elektromotorycznej o częstotliwości sieci i amplitudzie zależnej od kąta położenia uzwojeń wirników względem uzwojeń stojanów. Gdy położenia wirników są te same, to siły elektromagnetyczne są



Rys. 20. Łącza selsynowe.
 a/ wskaźnikowe; b/ transformatorowe;
 c/ różnicowe.

sobie równe i przeciwnie skierowane. A zatem prądy w obwodach wirników w każdej chwili będą równe zero. Jeżeli położenia wirników będą różne, to w ich obwodach popłyną prądy wyrównawcze, które spowodują powstanie strumieni magnetycznych. Wzajemne oddziaływanie strumieni magnetycznych wirników i stojanów wytworzy momenty synchronizujące. Zatem przy zmianie położenia wirnika SN wirnik SO będzie dążył do zajęcia tego samego położenia. Wskaźnikowe łącze selsynowe służy do wskazywania położenia kątowych obiektów regulowanych /anten i wyrzutni/. Natomiast w przypadku konieczności wzmocnienia mocy, co jest niezbędne przy sterowaniu położeniem anten i wyrzutni, stosowane są łącza selsynowe w układzie transformatorowym /rys.20 b/.

W układzie tym zmienne napięcie zasilające jest doprowadzone tylko do jednofazowego uzwojenia wirnika SN, skutkiem tego w trójfazowym uzwojeniu stojana indukowane są siły elektromotoryczne. Pod wpływem tych sił w uzwojeniach stojanów obu selsynów popłyną prądy wyrównawcze indukujące na zaciskach wirnika SO siłę elektromotoryczną o amplitudzie proporcjonalnej do kąta niezgodności pomiędzy obu wirnikami. Przy zgodnym położeniu kątowym wirników napięcie błędu równa się zero. Gdy za pomocą pokrętła zmieni się położenie wirnika SN, to na zaciskach sprzęgniętego z anteną lub wyrzutnią wirnika SO pojawi się napięcie sterujące, które po wyprostowaniu i wzmocnieniu uruchomi silnik elektryczny, a ten będzie poruszał wyrzutnię /antenę/ razem z wirnikiem SO do tego momentu, aż położenia wirników SN i SO będą jednakowe.

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

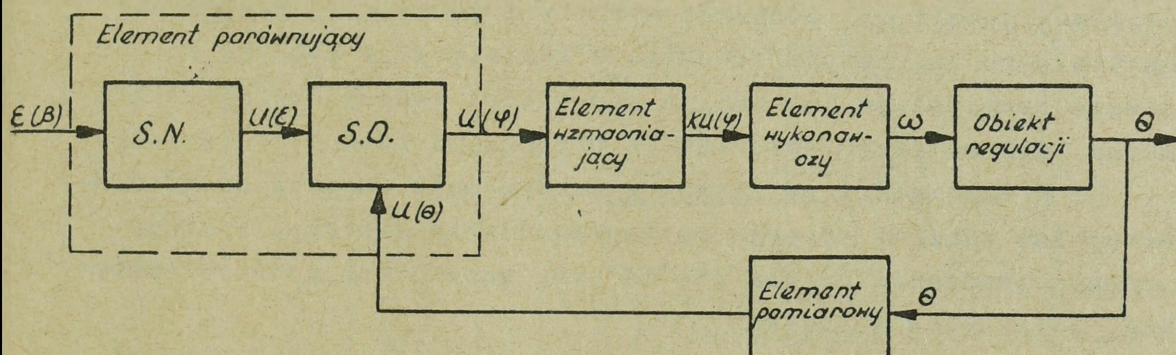
Łącza selsynowe wchodzi w skład elektrycznych układów nadążnych, zwanych również układami śledzącymi. Charakteryzują się one sprzężeniem zwrotnym między wyjściem obiektu regulowanego, a wejściem układu zadającego. Sprzężenie zwrotne obejmujące sztywne połączenie osi wirnika SO z osią obrotu wyrzutni /anteny/ powoduje, że w miarę odpracowywania zadanego kąta przez wyrzutnię /antenę/ położenie kątowe wirnika ulega niwelacji, w rezultacie czego odpracowany zostaje tylko zadany pokrętłem kąt. Sprzężenia zwrotne mogą być sztywne /opisa-

ne wyżej/ i elastyczne. Sprzężenie zwrotne elastyczne, to takie, w którym wielkość wyjściowa jest podawana na wejście układu sposobem elektrycznym lub optycznym, np. operator odczytuje ze wskaźnika położenie celu i naprowadza na niego anteny i wyrzutnie, albo prędkość kątową obrotu zamieniona w prądnicę tachometrycznej na napięcie zostaje wprowadzona na wejście układu regulacji itp.

W skład układu nadążnego wchodzi następujące elementy:

- 1/ Porównujące - łącza selsynowe.
- 2/ Wzmacniające - wzmacniacze elektronowe i elektromaszynowe tzw. amplidyny.
- 3/ Wykonawcze - silniki elektryczne.
- 4/ Sprzężenia zwrotne - sztywne i elastyczne.
- 5/ Obiekty regulowane.

Uproszczony schemat blokowy układu nadążnego ilustruje rysunek 21.



Rys. 21. Uproszczony schemat blokowy układu nadążnego

W zestawie raketowym wyrzutnia powinna odpracowywać te same kąty co antena, a ponadto uwzględniać kąt wyprzedzenia na prędkość kątową celu oraz poprawkę kątową na opadanie rakiety po zejściu z wyrzutni /tylko w płaszczyźnie pionowej/.

VII. SPOSOBY KIEROWANIA RAKIETAMI

7.1. Klasyfikacja sposobów kierowania.

Istnieją następujące sposoby kierowania raketami /rys.22/:

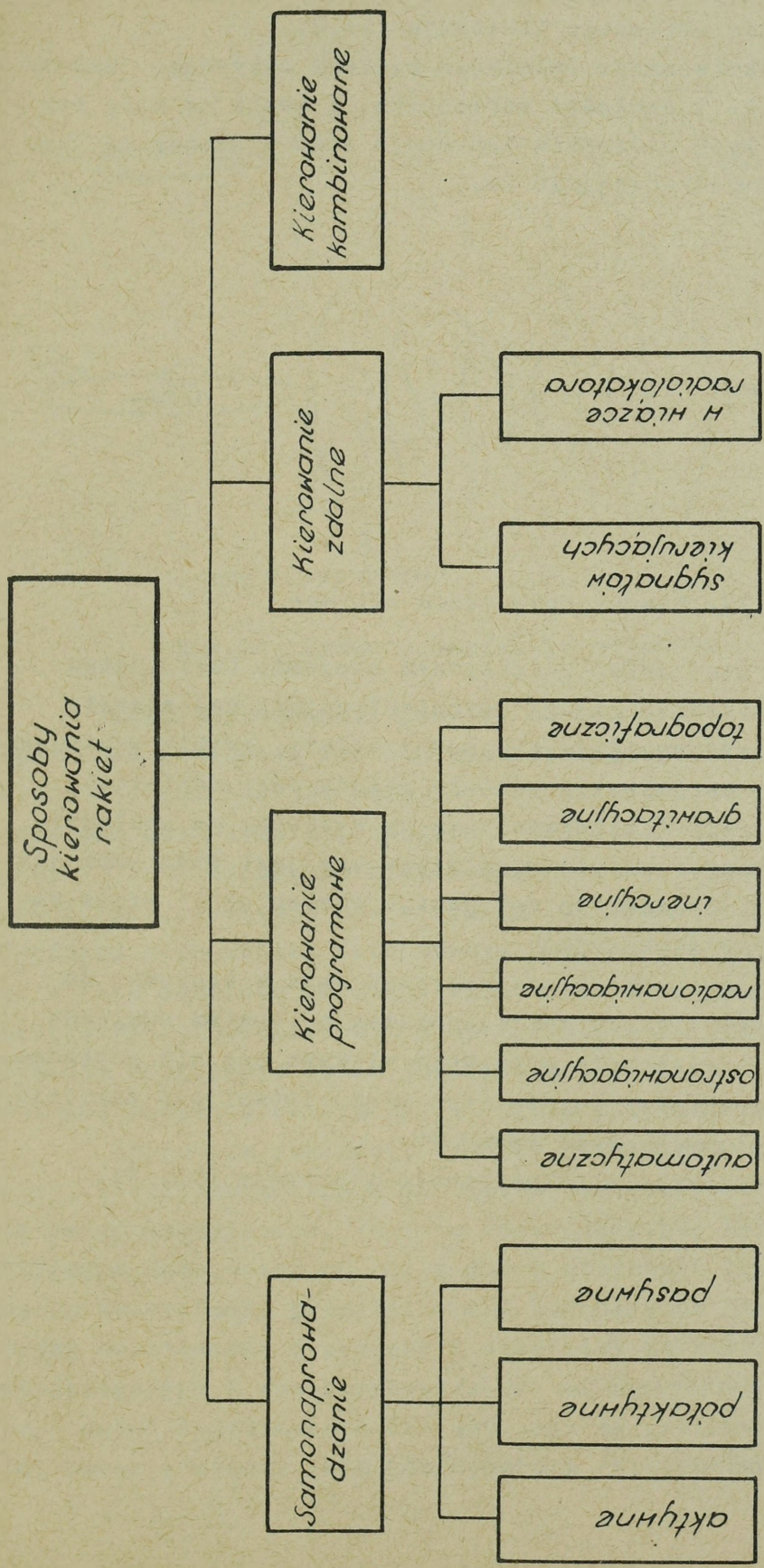
1. Samonaprowadzanie.
2. Kierowanie programowe /autonomiczne/.
3. Kierowanie zdalne /telekierowanie/.
4. Kierowanie kombinowane /mieszane/.

7.2. Samonaprowadzanie

Samonaprowadzanie jest to taki sposób kierowania, w którym raketa sama kieruje się na źródło promieniowania elektromagnetycznego, cieplnego /na podczerwień/ akustycznego i inne. Cała aparatura wytwarzająca sygnały kierujące umieszczona jest na pokładzie rakety i strzelający po wystartowaniu rakety nie ma z nią łączności. System samonaprowadzania może działać, jeżeli cel zostanie wykryty i dokładnie wydzielony na tle ośrodka. Samonaprowadzanie rakety jest możliwe, bo cel zawsze promieniuje lub odbija odpowiedni rodzaj energii, którą można odebrać przez odpowiednie urządzenia odbiorcze rakety.

W zależności od zasady wykorzystania energii promieniowanej lub odbitej od celu do naprowadzania rakety, systemy samonaprowadzania dzielą się na trzy zasadnicze rodzaje: aktywne, półaktywne i pasywne.

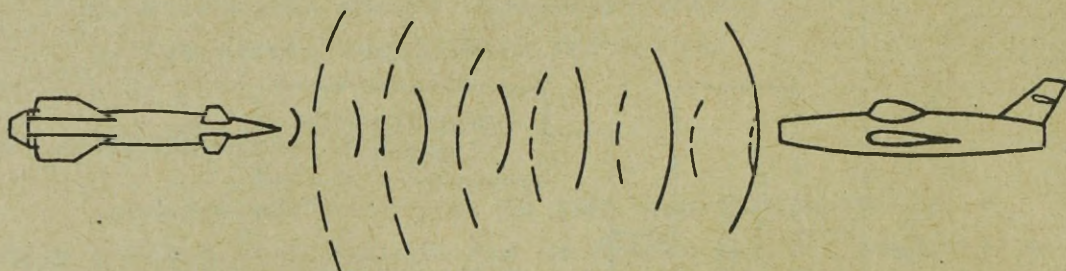
Samonaprowadzanie aktywne jest takim rodzajem kierowania, w którym nadajnik i odbiornik fal elektromagnetycznych znajduje się na rakiecie. Nadajnik wytwarza energię wysokiej częstotliwości i przez antenę nadawczą wypromieniowuje ją w kierunku celu. Odbita od celu energia elektromagnetyczna odebrana przez antenę odbiorczą zostaje doprowadzona do odbiornika, gdzie po wzmocnieniu podaje się na układ selekcji, który wydziela sygnał o częstotliwości własnego nadajnika i przekazuje go na układ pomiarowy. Sygnały z układu pomiarowego są doprowadzane do układu wykonawczego, który wychylają odpowiednie stery, kieruje lotem rakety na maksimum energii odbitej. Przy impulsowej pracy nadajnika stosuje się jedną antenę na -



Rys. 22. Klasyfikacja sposobów kierowania rakietami.

dawczo-odbiorczą oraz przełącznik "nadawanie-odbiór". Zasadę samonaprowadzania aktywnego ilustruje rys.23.

Zasięg skutecznego działania systemu aktywnego zależy od mocy nadajnika i czułości odbiornika. Z uwagi na małe rozmiary i ciężar tych elementów-ich moc, a stąd i zasięg są niewielkie i nie przekraczają 10 km.

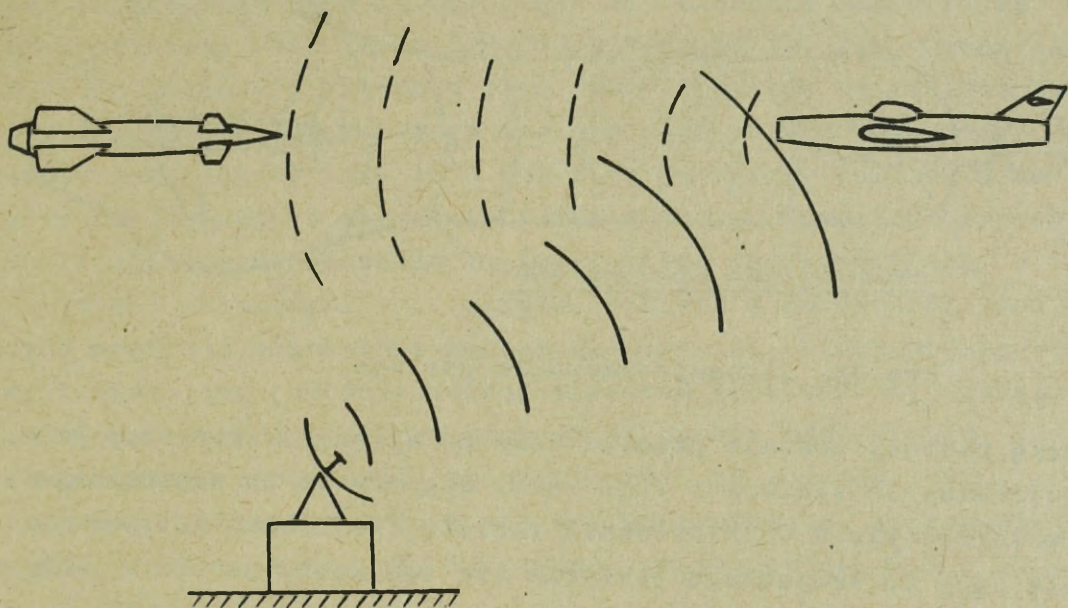


Rys.23. Samonaprowadzanie aktywne.

Samonaprowadzaniem półaktywnym nazywamy taki system kierowania, w którym nadajnik opromieniowujący cel energią elektromagnetyczną znajduje się poza rakieta, zwykle w miejscu startu rakiety, natomiast pozostałe układy, jak: odbiorczy, selekcji, pomiarowy i wykonawczy są umieszczone na pokładzie rakiety. Zasady pracy systemu półaktywnego jest taka sama jak aktywnego, z tą różnicą, że cel jest opromieniowany przez naziemną stację radiolokacyjną.

Zaletą tego rodzaju samonaprowadzania w stosunku do poprzedniego jest większy zasięg działania, bowiem naziemna stacja radiolokacyjna może mieć dużo większą moc niż pokładowa. Wadą natomiast jest to, że stosunkowo łatwo jest zakłócić odbiór fal wysyłanych przez nadajnik.

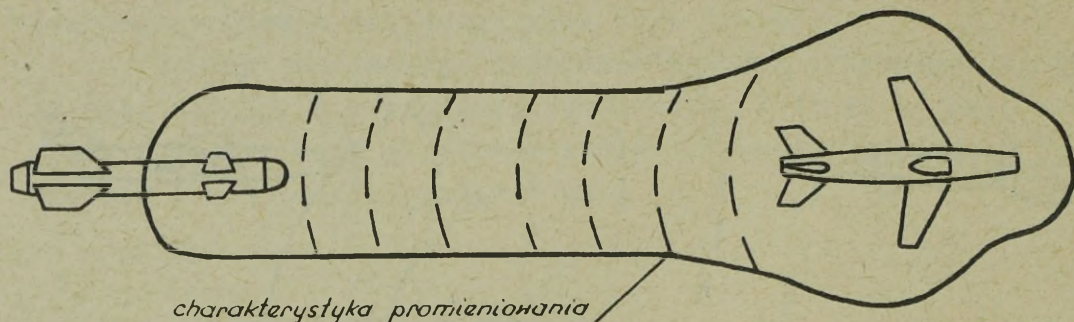
Zasadę samonaprowadzania półaktywnego ilustruje rys. 24.



Rys.24. Samonaprowadzanie półaktywne.

Samonaprowadzanie pasywne charakteryzuje się tym, że aparatura pokładowa rakiety wykorzystuje promieniowanie /najczęściej/ podczerwone celu. A więc nadajnikiem promieniowania jest sam cel /samolot, rakietka/. Promieniowanie podczerwone jest to promieniowanie elektromagnetyczne o odpowiedniej długości fali, powstaje ono w wyniku działania ciepłego celu. Ponieważ najbardziej intensywnym źródłem ciepła jest umieszczony z tyłu samolotu silnik i wylatujące z niego gazy, to charakterystyka promieniowania jest wydłużona ku tyłowi /rys.25/. Dlatego zwalczanie celów powietrznych raketami samonaprowadzanymi pasywnie odbywa się z reguły z tylnej półsfery.

Aparatura pokładowa rakiety rozmieszczona jest w głowicy, której zasadniczym elementem jest automatycznie śledzący za celem koordynator. Jest to obracające się zwierciadło paraboliczne zamocowane na osi o dwóch stopniach swobody. Wpadające na zwierciadło promieniowanie podczerwone jest doprowadzane przez odpowiednie przesłony i szczeliny na układ określania współrzędnych i wykorzystywane do automatycznego sterowania położeniem koordynatora, tak aby jego oś skierowana była na cel. Kąt zawarty między osią koordynatora /kierunkiem na cel/



Rys.25. Samonaprowadzanie pasywne.

a osiã rakiety zostaje przetworzony na sygnał elektryczny proporcjonalny do wielkości tego kąta. Sygnały te po wzmooczeniu są wykorzystywane do kierowania rakietą, tzn. układ kierowania stale dąży do wzajemnego pokrycia się osi koordynatora z osią podłużną rakiety.

Wadą samonaprowadzania pasywnego jest to, że na koordynator mogą mieć wpływ inne źródła promieniowania, tj. słońce, księżyc lub ich promieniowanie odbite od chmur, świece i bomby świetlne wyrzucane przez cel dla obrony własnej itp.

Aby uodpornić układ na zakłócenia stosuje się wysoko - sprawne układy selekcyjne, zawęża się kąt "widzenia" koordynatora, oraz nie stosuje się strzelania w określonym sektorze pod słońce.

Start rakiety następuje po przechwyceniu celu przez koordynator, co zwykle jest sygnalizowane w słuchawkach strzelającego albo ukazują się specjalne wskaźniki w polu widzenia celownika /Red Eye/.

7.3. Kierowanie programowe

Kierowanie programowe zwane również autonomicznym, nie ma zastosowania przy naprowadzaniu rakiet przeciwlotniczych na ruchome cele powietrzne. Natomiast szerokie zastosowanie znajduje do kierowania raketami dalekiego zasięgu przeznaczonymi do niszczenia celów naziemnych, nieruchomych o dużej powierzchni.

Kierowanie programowe polega na tym, że program lotu

rakiety od startu do celu opracowuje się przed startem i w postaci oddzielnego zespołu umieszcza na pokładzie rakiety. Po starcie rakiety strzelający nie ma wpływu na jej lot. Cenną zaletą tego rodzaju kierowania jest duża odporność na zakłócenia. Układ kierowania programowego zawiera następujące zasadnicze zespoły: programowy toru lotu rakiety; pomiarowy położenia rakiety; porównawczy i sterujący lotem rakiety. Zespół pomiarowy określa bieżące współrzędne rakiety, które są porównywane z wartościami założonymi w programie. Różnice z porównania tych danych wywołują odpowiedni sygnał elektryczny, który podany na zespół sterujący powoduje zmianę kierunku lotu rakiety zgodnie z założonym programem. W zależności od punktu odniesienia, według którego określa się położenie rakiety podczas lotu, kierowanie programowe dzieli się na: automatyczne, astronawigacyjne, radionawigacyjne, inercyjne, grawitacyjne, topograficzne i inne.

7.4. Kierowanie zdalne /telekierowanie/

Kierowanie zdalne charakteryzuje się tym, że rakietą jest naprowadzana na cel za pomocą sygnałów wytwarzanych przez stację radiolokacyjną w miejscu startu. Na pokładzie rakiety umieszczona jest tylko aparatura odbierająca sygnały, wzmacniająca, dekodująca i przetwarzająca je do postaci umożliwiającej kierowanie lotem. Pomiedzy punktem kierowania a rakieta utrzymywana jest ciągła łączność radiowa, co umożliwia bieżące wnoszenie zmian toru lotu rakiety dla zapewnienia spotkania jej z celem.

Kierowanie zdalne dzieli się na dwa rodzaje:

1. Kierowanie w wiązce radiolokatora.
2. Kierowanie za pomocą sygnałów kierujących.

Kierowanie w wiązce radiolokatora to taki sposób kierowania, w którym stacja naprowadzania wykrywa i w sposób ciągły śledzi cel, utrzymując charakterystykę promieniowania anteny /wiązkę/ na celu. Rakietą zostaje wstrzelona do tej wiązki i w czasie lotu do celu utrzymuje się na tzw. linii równego sygnału. Każde odchylenie rakiety od tej linii zostaje zarejestrowane w aparaturze pokładowej i na tej podstawie zostają wytworzone sygnały sterujące, powodujące powrót rakiety na właściwy tor.

W celu zapewnienia dokładnego naprowadzania rakiety na cel, antena stacji radiolokacyjnej musi kształtować wiązkę bardzo wąską i o dokładnym kształcie, a nadajnik powinien utrzymywać stałą moc promieniowania. Jednakże w wypadku stosowania wąskiej wiązki powstaje duża trudność wstrzelenia rakiety w tę wiązkę, a także istnieje duża możliwość wyjścia rakiety z wiązki przy szybkich jej przemieszczeniach w wyniku gwałtownego manewru celu. Aby temu zapobiec stosuje się drugi nadajnik z anteną o szerokiej wiązce. Jeżeli rakietą trafi w strefę równomiernych sygnałów szerokiej wiązki, to równocześnie znajdzie się ona w wąskiej wiązce. W tym momencie następuje automatyczne przełączenie kierowania z wiązki szerokiej na wąską.

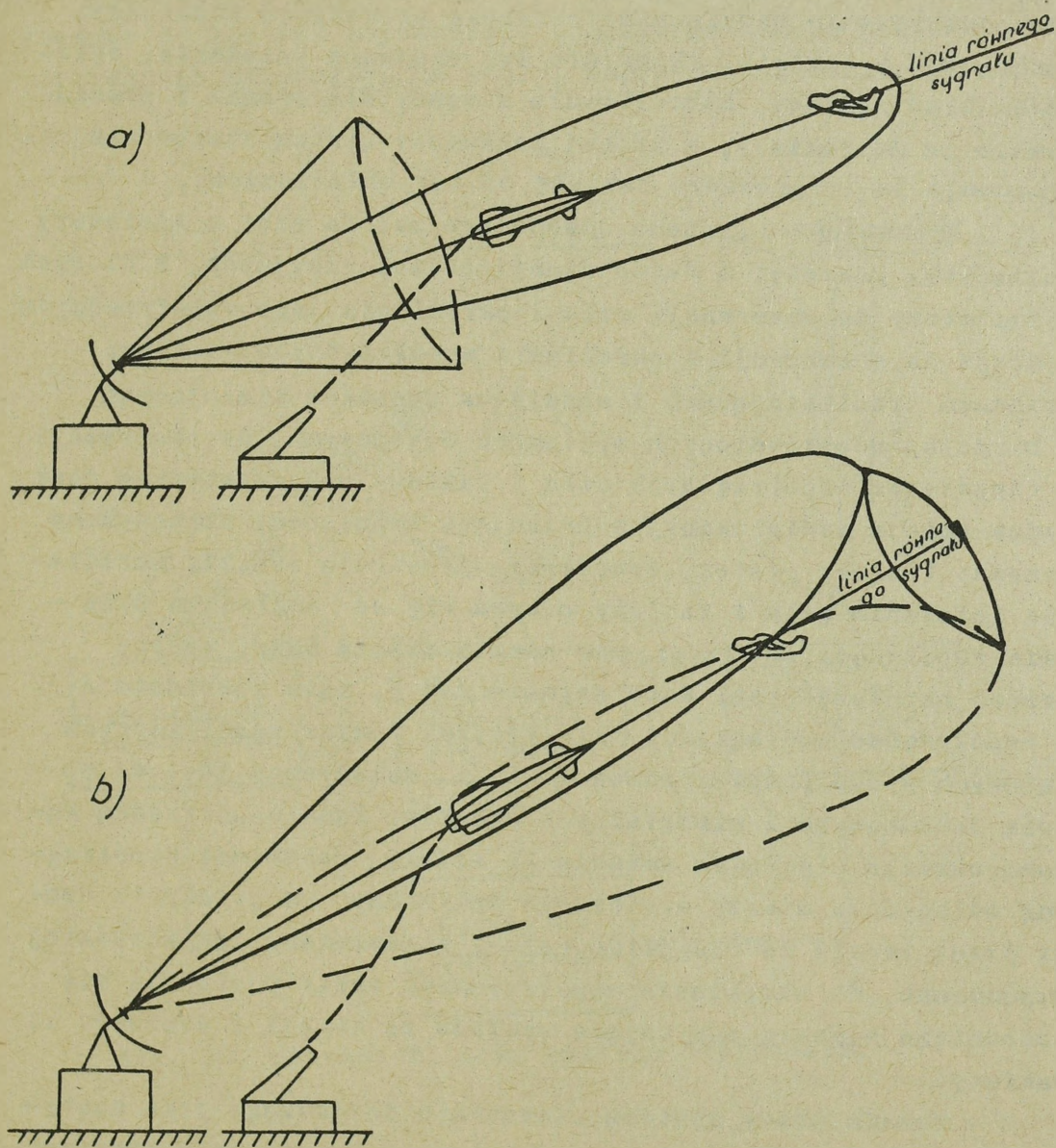
W kierowaniu wiązką rozróżnia się dwie metody: wiązki prowadzącej - na maksimum sygnału oraz wiązki wirującej - na minimum sygnału. Obie metody przedstawione są na rysunku 26.

W pierwszym przypadku rakietą porusza się po linii równych sygnałów o maksymalnej mocy charakterystyki anteny w kształcie cygara. Zaletą tej metody jest zwiększony zasięg wykrywania i naprowadzania, natomiast wadą mała dokładność naprowadzania rakiety w miarę zwiększania odległości rakiety od stacji naprowadzania, gdyż listek charakterystyki rozszerza się.

W drugim przypadku rakietą porusza się po linii równych sygnałów powstałej ze zbocza wirującej charakterystyki w kształcie listka, gdzie moc natężenia promieniowania jest mniejsza. Wirowanie wiązki uzyskuje się przez obrót elementu opromieniwanej anteny, czyli przez zmianę położenia ogniska. Zaletą tej metody jest duża dokładność naprowadzania, natomiast wadą zmniejszony zasięg /około 0,7-0,8 zasięgu maksymalnego/.

System naprowadzania wiązką może być realizowany przy pomocy jednej stacji radiolokacyjnej, wówczas rakietą będzie naprowadzana metodą trzech punktów /stacja-rakietą-cel/, lub przy zastosowaniu dwóch stacji radiolokacyjnych i przelicznika, wówczas możliwe jest naprowadzenie rakiety do wyprzedzonego punktu spotkania.

Kierowanie za pomocą sygnałów kierujących polega na tym, że naprowadzanie rakiety na cel odbywa się za pomocą specjalnych komend, przekazywanych do rakiety drogą radiową lub



Rys.26. Kierowanie w wiązce radiolokatora.
 a/ w wiązce prowadzącej; b/ w wiązce wirującej.

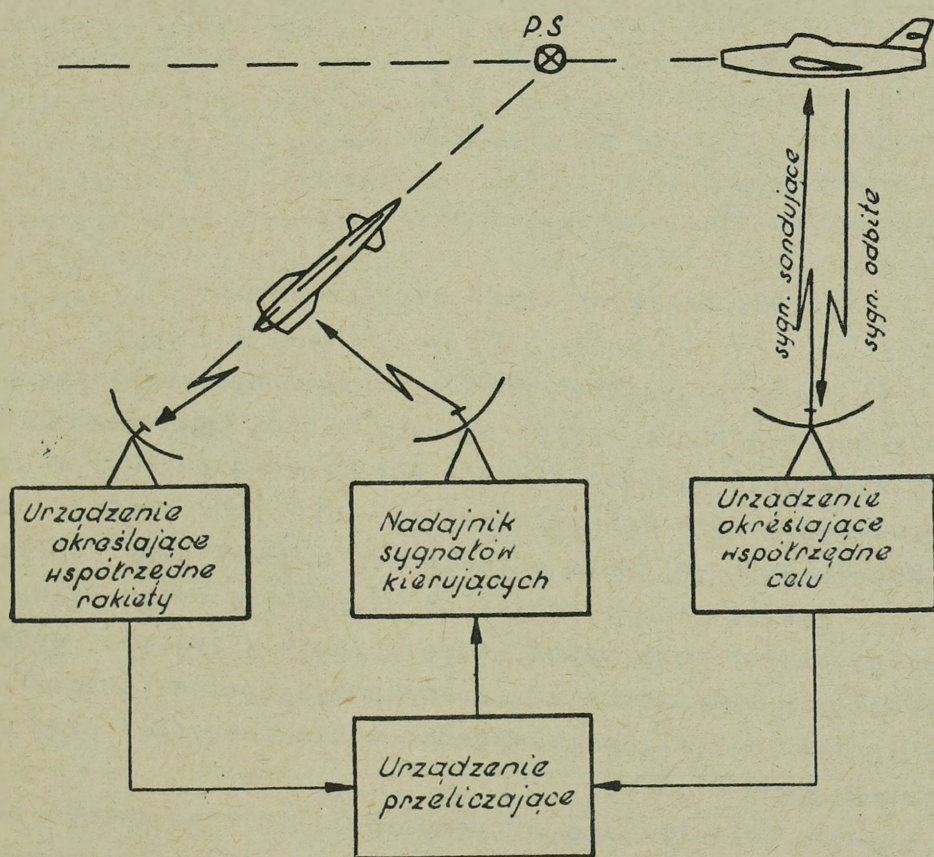
przewodową, ze stacji naprowadzania po to, aby zmienić jej tor lotu zgodnie z przyjętą metodą naprowadzania. Dlatego system sygnałów kierujących nazywa się systemem komendowym lub dowódczym, od tego, że komendy wydaje dowódca.

Naprowadzanie rakiety jest możliwe wówczas, gdy stano - wisko dowodzenia będzie nieprzerwanie prowadziło obserwację ruchu celu i rakiety, określało ich wzajemne położenie, wyliczało błąd rakiety, kształtowało komendy kierowania i przekazywało je do rakiety, w której pokładowy system kierowania odpracowuje je i wprowadza raketę na tor obliczeniowy.

Wyposażenie systemu dowódczego składa się: z aparatury pokładowej rakiety; z dwóch stacji radiolokacyjnych, z których jedna służy do obserwacji celu i określania jego współrzędnych, a druga do obserwacji i określania współrzędnych rakiety; urządzeń przeliczających i nadajnika sygnałów kierujących. W bardziej udoskonalonych systemach dowódczych, do obserwacji i określania współrzędnych celu i rakiety wykorzystywana jest jedna stacja radiolokacyjna pracująca impulsowo. Uproszczony schemat blokowy systemu dowódczego ilustruje rys.27. Określanie położenia celu i rakiety odbywa się we względnym układzie współrzędnych /względem punktu stania SNR/, według trzech współrzędnych; kąta azymutu β /, kąta położenia ε / i współrzędnej odległości r / rys.28. Pomiar współrzędnych kątowych w obu płaszczyznach ε i β dokonywany jest za pomocą jednakowych i niezależnych układów. Daną współrzędną kątową określa się kątem ustawienia anteny, natomiast współrzędną odległości mierzy się czasem potrzebnym na przebycie drogi przez impuls ze stacji do celu i z powrotem. Jak wcześniej wspomniano, do określania współrzędnych rakiety stosuje się pomocnicze sygnały zapytujące wysłane ze stacji i odzewowe od rakiety.

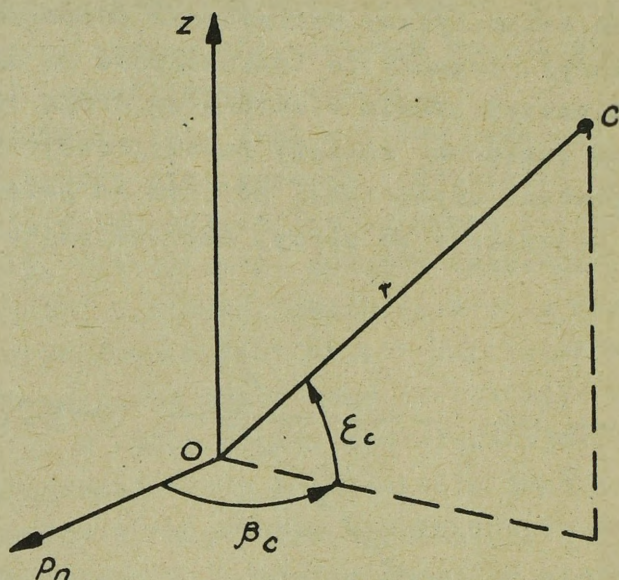
Zasada pracy systemu kierowania dowódczego jest następująca. Stacja naprowadzania rakiet po wykryciu celu nieprzerwanie śledzi go, przez przywiązanie do niego środka wiązki antenowej, określając współrzędne celu. Po wystartowaniu rakiety oddzielna lub ta sama stacja określa współrzędne rakiety. Współrzędne celu i rakiety, w postaci odpowiednich napięć elektrycznych, zostają doprowadzone do urządzenia wyliczające-

go, w którym na podstawie różnicy współrzędnej celu i rakiety zostają w sposób automatyczny wypracowane odpowiednie sygnały sterujące /komendy/. Sygnały te doprowadzone są do nadajnika komend, skąd po zaszyfrowaniu wysyłane są drogą radiową do rakiety. Aparatura pokładowa rakiety rozszyfrowuje i przekształca komendy do postaci użytecznej, po czym za pomocą pilota automatycznego oddziałuje na stery, naprowadzając ракетę na cel.



Rys. 27. Schemat blokowy systemu dowódczego.

Szyfrowanie komend umożliwia rozróżnienie ich przez aparaturę rakiety /dla płaszczyzny poziomej i pionowej/ oraz wyklucza rozpoznanie, a następnie zakłócenie radiolinii przez przeciwnika.



Rys.28. Względny układ współrzędnych

W kierowaniu systemem dowódczym mogą być stosowane różne metody naprowadzania rakiet na cel. Metodą naprowadzania nazywaną wyrażenie wiążące bieżące współrzędne rakiety i bieżące współrzędne celu zabezpieczające zbliżenie rakiety z celem. Metoda naprowadzania określa tor kinematyczny /obliczeniowy/ lotu rakiety w zależności od parametrów ruchu celu. Do najczęściej sterowanych metod naprowadzania w systemie sygnałów kierujących należą: metoda połówkowego /połowicznego/ wyprzedzenia lub połowicznego wyprostowania toru /PW/ oraz metoda trzech punktów /TP/.

Metoda połowicznego wyprzedzenia, to taka metoda naprowadzania rakiety na cel, przy której ruch rakiety odbywa się z wyprzedzeniem w stosunku do linii radioobserwacji równym połowie wyprzedzenia całkowitego. Może powstać pytanie dlaczego stosuje się połowę wyprzedzenia zamiast całkowitego. Otóż taka metoda ma szereg zalet. Po pierwsze zmniejszają się błędy dynamiczne naprowadzania, bowiem wyprzedzenie w stosunku do linii radioobserwacji celu w każdej chwili jest niewielkie i przy zmianie warunków lotu celu /np. zmiana dotychczasowego kursu/ wymaga mniejszego przemieszczenia liniowego rakiety niż

przy całkowitym przemieszczeniu i przez to zmniejsza się krzywizna toru lotu rakiety /rakietą szybciej wchodzi na nowy tor kinematyczny/.

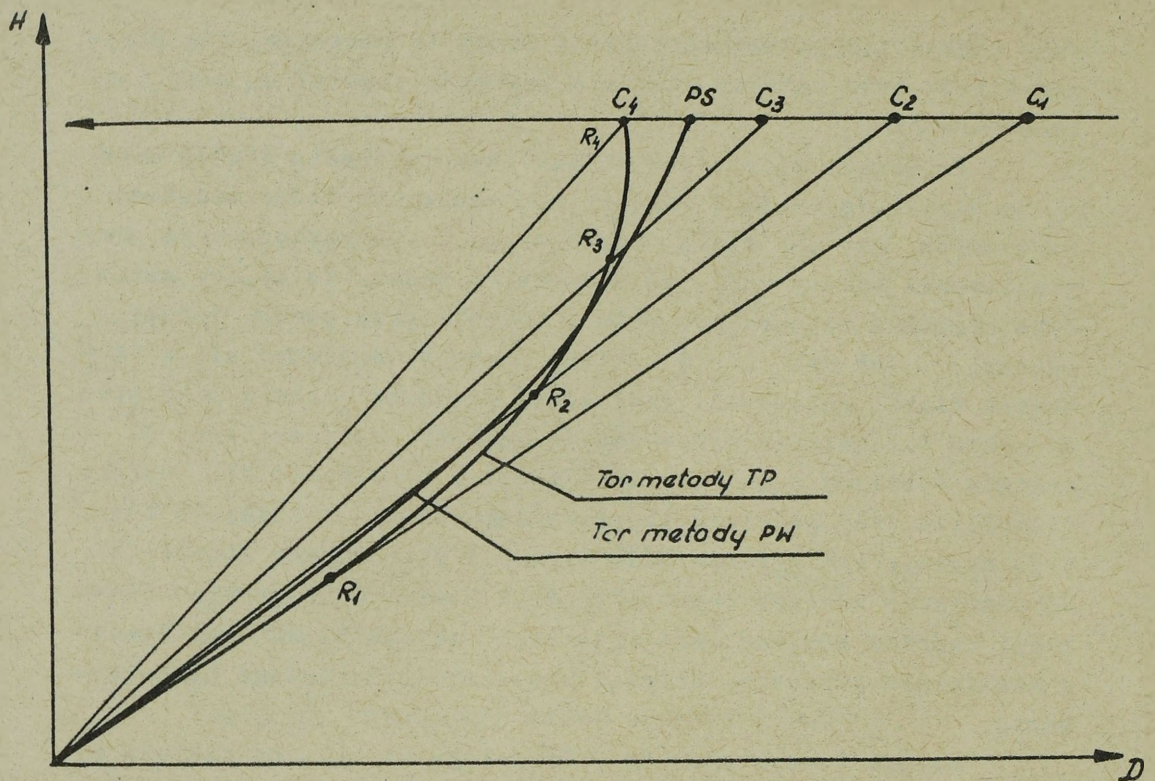
Po drugie istnieje możliwość wykorzystania jednej anteny do śledzenia celu i rakiety, co zmniejsza ilość urządzeń naziemnych. Aby SNR miała duży zasięg, charakterystyka promieniowania anteny musi być stosunkowo wąska. Po to, aby można było określać współrzędne celu i rakiety przy pomocy jednej anteny, tak cel, jak i rakietą powinny znajdować się w obszarze wiązki antenowej. Przy dużej prędkości celu i przy wprowadzeniu całkowitego wyprzedzenia mogłoby dojść do tego, że rakietą wyszłaby z sektora obserwacji i sterowanie nią byłoby niemożliwe. Aby pogodzić powyższe zagadnienia, w stacjach tego typu stosuje się ograniczanie sygnałów sterujących stosownie do rozmiarów sektora obserwacji oraz poszerza się sektor obserwacji poprzez wprowadzenie szybkiego wahanía wiązki antenowej w niewielkim sektorze, tworząc tzw. sektor szybkiego poszukiwania.

Metoda trzech punktów /TP/ polega na tym, że rakietą w każdej chwili podczas lotu znajduje się na linii łączącej stację naprowadzania z celem. Trzy punkty to: stacja-rakietą - cel. Ujemną stroną tej metody jest duża krzywizna toru lotu, zwiększająca się w pobliżu celu, co prowadzi do dużych błędów dynamicznych i dużych przeciążeń poprzecznych rakiety. Nadmierne przeciążenia mogą spowodować uszkodzenie rakiety lub wypadnięcie jej z toru.

Tory kinematyczne obu metod /PW i TP/ obrazuje rysunek 29.

Wyżej omówione metody naprowadzania mają swoje zalety i wady, które są wyszczególnione w tabeli 1. Tabela 1

Metoda	Zalety	Wady	Zastosowanie
Półowicznego wyprzedzenia	<ol style="list-style-type: none"> 1. Znacznie mniejsza krzywizna toru i mniejsze błędy dynamiczne w porównaniu z metodą trzech punktów. 2. Szybsze wprowadzenie rakiety na tor. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Konieczność określania odległości do celu. 2. Bardziej złożona realizacja metody. 3. Większe błędy fluktuacyjne niż przy metodzie trzech punktów. 	Przy strzelaniu do celów nie stosujących zakłóceń.
Trzech punktów	<ol style="list-style-type: none"> 1. Możliwość naprowadzania rakiety przy braku odległości od celu. 2. Prosta realizacja metody. 3. Małe błędy fluktuacyjne. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Duża krzywizna toru. 2. Duże błędy dynamiczne. 	Przy strzelaniu do celów w warunkach zakłóceń.



Rys.29. Tory kinematyczne metod naprowadzania.

$C_1 - C_4$ - kolejne położenie celu;

$R_1 - R_4$ - kolejne położenie rakiety przy TP;

P_s - punkt spotkania.

7.5. Kierowanie kombinowane /mieszane/.

Jeżeli w procesie analizowania sposobu kierowania rakieta okaże się, że żaden z rozpatrywanych systemów nie odpowiada założonym wymaganiom, to wówczas trzeba zastosować kombinowany system, składający się z dwóch lub więcej systemów naprowadzania. Kombinowane systemy kierowania mogą być stosowane, jeżeli: zasięg lotu rakiety jest większy od zasięgu działania najbardziej odpowiadającego systemu naprowadzania; dokładność naprowadzania najbardziej odpowiadającego systemu na końcowym etapie lotu jest zbyt mała w porównaniu z dokładnością konieczną; po odpaleniu rakiety, na początkowym etapie lotu występuje zbyt duży rozrzut rakiet, nie gwarantujący wejścia rakiety w obszar charakterystyki anteny, do czasu, kiedy system naprowadzania rozpocznie pracę; z warunków taktycznych wynika, że tor lotu rakiety powinien mieć inny kształt, niż może to zapewnić wybrany system kierowania i inne.

Rozpatrując ogólnie, tor lotu rakiety można podzielić na trzy etapy: początkowy, środkowy i końcowy. Może być tak, że jeden z wymienionych etapów nie będzie występował. W każdym z etapów może być zastosowany inny system naprowadzania. Np. na etapie początkowym można zastosować system kierowania dowód - ozego, a na końcowym odpowiedni rodzaj samonaprowadzania itp.

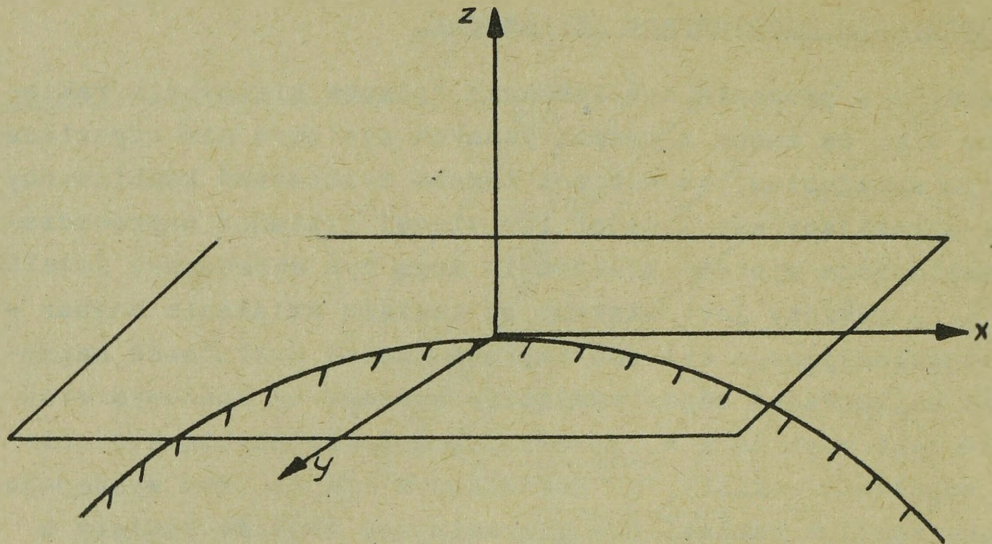
7.6. Układy współrzędnych

W celu określenia położenia rakiety w przestrzeni, wprowadzono następujące układy współrzędnych prostokątnych;

1. Ziemski układ współrzędnych.
2. Związany układ współrzędnych.
3. Prędkościowy układ współrzędnych.

Ziemski układ współrzędnych związany jest z ziemią /rys.30./.

Jeżeli punkt zerowy tego układu umiejscowiony jest w punkcie ustawiania stacji naprowadzania, to wówczas mówimy o względnym układzie współrzędnych. Wówczas oś OXz jest zorientowana na północ, a oś OYz nie odgrywa roli i można jej nie uwzględniać, gdyż położenie dowolnego punktu w przestrzeni względem osi ziemskich można określić współrzędnymi sferycznymi, tj. odległością r , kątem położenia ε i kątem azymutu β . Oś OZz skierowana jest pionowo do góry.

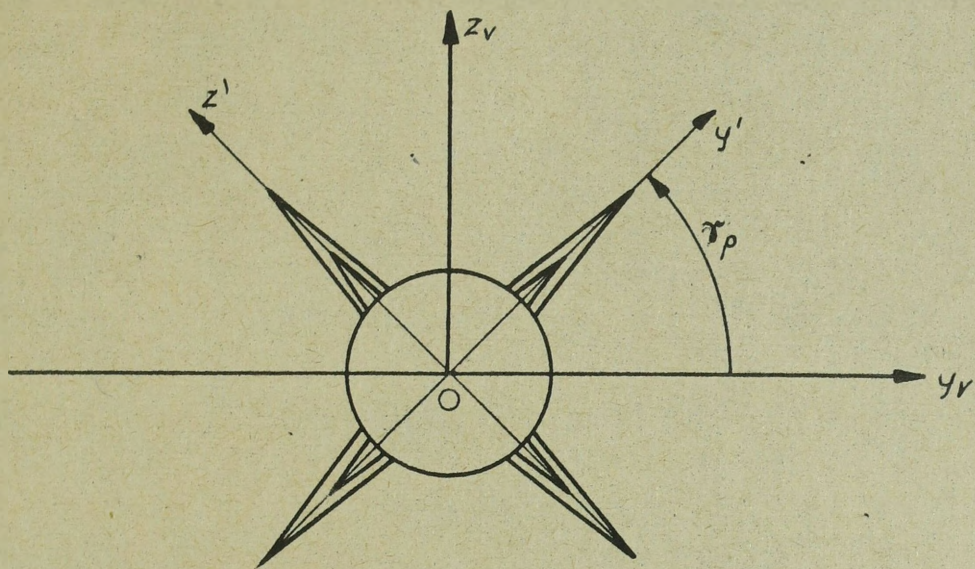


Rys. 30. Ziemski układ współrzędnych,
Związany układ współrzędnych nosi taką nazwę, gdyż jest on związany z rakieta. Środek tego układu zaczepiony jest w środku ciężkości rakiety, oś Ox_r pokrywa się z podłużną osią symetrii rakiety, oś Oz_r skierowana jest pionowo do góry, a oś Oy_r pod kątem prostym w bok tak, aby układ współrzędnych był prawoskrętny.

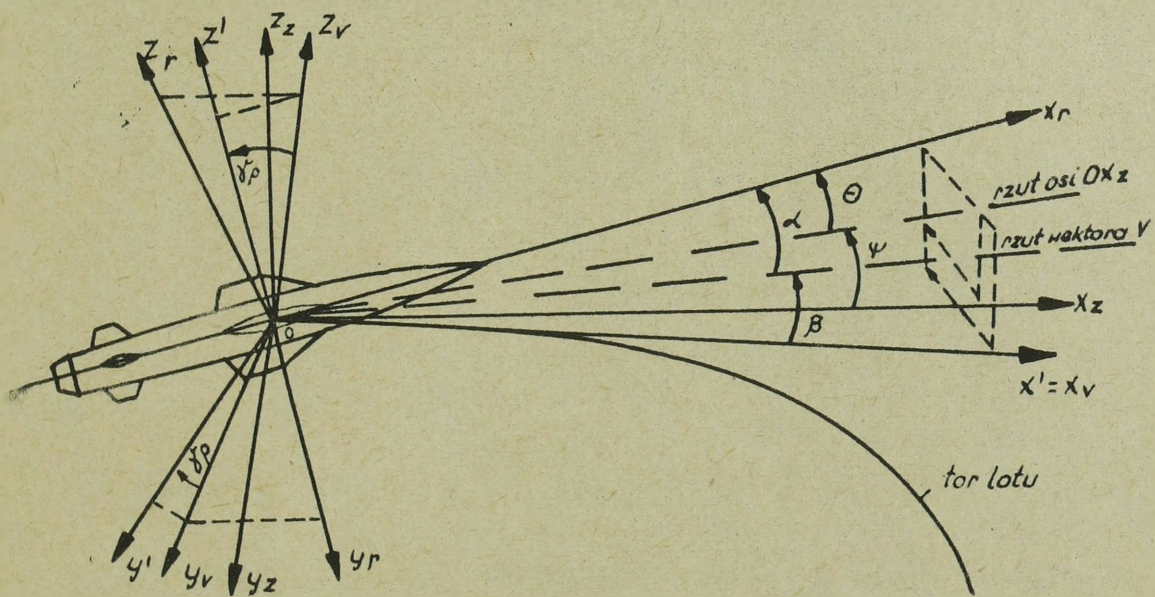
Prędkościowy układ współrzędnych związany jest z rakieta. Środek tego układu zaczepiony jest również w środku ciężkości. Oś Ox' pokrywa się z wektorem prędkości rakiety, natomiast osie Oy' i Oz' leżą w płaszczyznach symetrii sterów rys.31. Gdy Oz_v jest pionowa, a oś Oy_v jest prostopadła do płaszczyzny Oz_vx_v , to taki układ nazywa się półprędkościowy. Przejście z układu półprędkościowego na prędkościowy odbywa się za pomocą kąta przechylenia γ_p .

Przy krzyżowym rozmieszczeniu sterów według planu "X" /rys.31/ kąt przechylenia $\gamma_p = 45^\circ$. Zależności katowe pomiędzy ziemskim, związanym i prędkościowym układem współrzędnych ilustruje rys.32.

Podczas kierowania rakieta o krzyżowym rozmieszczeniu sterów należy uwzględnić fakt, że współrzędne rakiety i celu są określane według ziemskiego /względego/ układu, natomiast sterowanie rakieta odbywa się we współrzędnych obróconych o kąt przechylenia γ_p . Dlatego stacja naprowadzania przed wysłaniem sygnałów kierujących do rakiety musi je przeliczyć o kąt γ_p .



Rys. 31. Zależność między prędkościowym i półprędkościowym układem współrzędnym.



Rys. 32. Zależności kątowe między układami współrzędnymi.

α - kąt natarcia; β - kąt ślizgu; Θ - kąt pochyle-
nia; Ψ - kąt odchylenia.

Z A K O Ń C Z E N I E

Tematyka zawarta w skrypcie pod względem szczegółowości nie wyczerpuje wszystkich zagadnień do końca. Na poruszane tematy istnieje wiele pozycji wydawniczych, w których można znaleźć odpowiedzi na interesujące problemy. Materiał skryptu daje tylko ogólny pogląd na tę dziedzinę techniki raketowej, z którą są zapoznawani słuchacze kursów OPK. Jednocześnie należy zdawać sobie sprawę z tego, że konkretne zestawy rakietowe, a w tym i rakiety - pod względem konstrukcyjnym i zasad działania - są bardziej skomplikowane. Po to, aby po mistrzowsku nimi władać w czasie walki, wymagają dokładnego ich poznania. Należy także śledzić na bieżąco rozwój broni raketowej, bowiem w miarę postępu techniki powstają coraz nowsze typy uzbrojenia raketowego o lepszych parametrach technicznych i większych możliwościach ogniowych. Rozwój współczesnych środków obrony powietrznej zdąży przede wszystkim w dwóch kierunkach, a mianowicie: doskonalenie istniejących systemów i środków obrony powietrznej oraz poszukiwanie nowych środków walki.

Wchodzące w skład uzbrojenia przeciwlotnicze zestawy raketowe oprócz wielu zalet mają też szereg wad, do których zaliczamy: stosunkowo długi czas doprowadzania rakiet do pełnej gotowości bojowej; zbyt mała szybkostrzelność wyrzutni; mała uniwersalność; niewystarczające prawdopodobieństwo rażenia w warunkach zakłóceń; niemożliwość kierowania większą liczbą rakiet jednocześnie; podatność na zakłócenia; mała manewrowość itp.

Wady te można usunąć drogą doskonalenia istniejących przeciwlotniczych zestawów raketowych.

Jednak tylko doskonalenie istniejących systemów nie rozwiązuje w pełni problemu, tym bardziej, że środki napadu powietrznego, a przynajmniej te najgroźniejsze - rakiety balistyczne i globalne - przewyższają środki do ich zwalczania. Zachodzi więc konieczność wynalezienia i opracowania nowych urządzeń i metod walki z tymi środkami napadu. Wielkie nadzieje w tym względzie wiąże się obecnie z rozwojem techniki laserowej.

Zbudowanie systemów obrony powietrznej w oparciu o nowe, rewelacyjne odkrycia naukowe może całkowicie zmienić dotychczasowe poglądy na obronę przed atakiem z powietrza.

Wykonano w 50 egz.

Egz. 1-50 Bibl. Jawna

Wyk. mjr PARADOWSKI

Druk. Z. P.

Nr ks. 1472/2565/WW Kor. M. E.

Druk ASG-OXV-5979 nr zam. 2736. z dn. 6.10.73r.

L I T E R A T U R A

1. W.Dichter, R.Odoliński i inni "Rakiety i pociski kierowane cz.II". Wyd.MON.
2. T.Burakowski, A.Sala "Rakiety broń XX wieku". Wyd. MON.
3. T.Burakowski, A.Sala "Pociski przedwlotnicze i przeciwpociski". Wyd. MON.
4. S.Paszowski "Zasady kierowania zdalnego pociskami rakietowymi". Wyd. MON.
5. K.Lewańska "Ciekłe i stałe paliwa rakietowe". Wyd. WAT.
6. A.Semańczuk "Tajemnice paliw rakietowych". Wyd. MON.
7. Podręcznik "Przedwlotnicze rakiety kierowane" OPK 292/68
Wyd.MON.
8. M.R.Szczurek "Urządzenia radiolokacyjne i ich eksploatacja"
Wyd.Komunikacji i Łączności.
W języku rosyjskim.
9. Lapunow "Rakieta" Wojenizdat. Moskwa 1960.
10. "Iz istorii raketnoj techniki". Izdatielstwo "nauka".
Moskwa 1964 r.
11. W.I. Marisow, I.K. Kuczerow "Uprawlaemyje snariady".
Wojenizdat. Moskwa 1959 r.
12. P.T.Astatienkow "Radioelektronika w uprawleni snariadami".
Wojenizdat. Moskwa 1960 r.
13. A.S. Lakk "Uprawlenie snariadami". Gosistad. Moskwa 1958 r.

