S13997

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OP

AON wewn. 5119/99

ROZWÓJ SYSTEMÓW RAKIET BALISTYCZNYCH BAZOWANIA LĄDOWEGO ROSJI

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Nr ewid. II
Akademii Obrony Narodowej
51487

WARSZAWA 1999

A K A D E M I A O B R O N Y N A R O D O W E J

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ

AON wewn. 5119/99

ROZWÓJ SYSTEMÓW RAKIET BALISTYCZNYCH BAZOWANIA LĄDOWEGO ROSJI

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Nr ewid. 51487
II
Akademii Obrony Narodowej

W A R S Z A W A 1 9 9 9

Zespół autorski:

ppłk mgr inż. Adam WYDERKO
mjr dypl. pil. Jerzy GRUSZCZYŃSKI
kpt. rez. Marian MIKOŁAJCZUK

Wydawca nie ponosi odpowiedzialności za wykonane ilustrac :je

WSTĘP

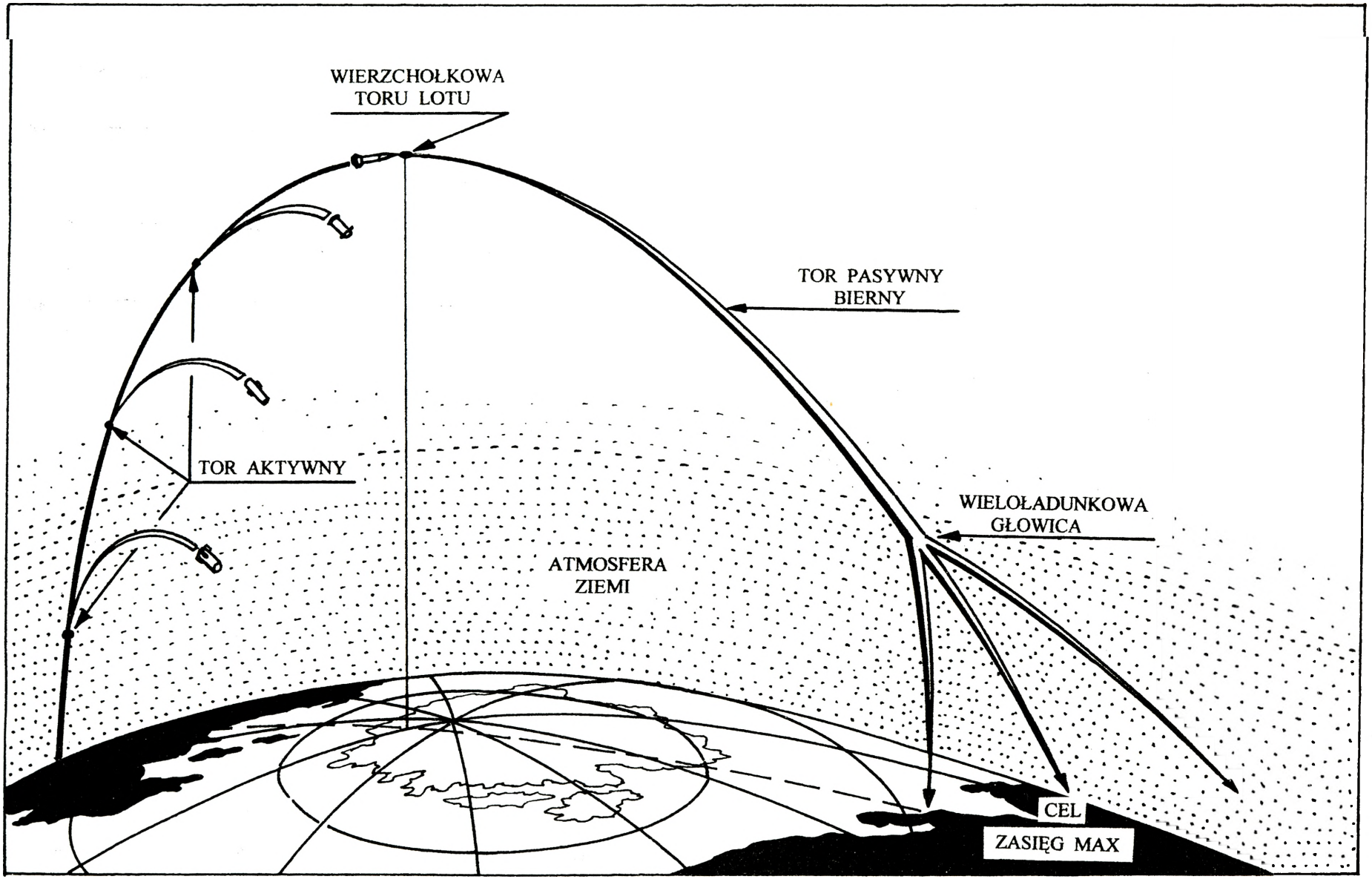
Szybki rozwój nauki i techniki w różnych dziedzinach, jak również długi okres „zimnej wojny", przyczyniły się do burzliwego rozwoju techniki rakietowej i produkowania coraz to nowych środków walki w tym o napędzie rakietowym. Przełom lat 50 i 60 przyniósł dosłowną „rakietyzację" wszystkich rodzajów wojsk. Dobitnym tego przykładem było powstanie w ówczesnym ZSRR – specjalnego rodzaju wojsk – Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia.

Kończący się XX wiek przyniósł ludzkości szereg doniosłych wydarzeń w sferze polityczno – gospodarczej jak i militarnej. Znaczące przemiany ustrojowe w krajach Europy Środkowej, a także rozpad wschodniego imperium – ZSRR, spowodowały iż odmieniły się relacje panujące między dwoma przeciwstawnymi blokami. Zmiany, które zaszły w Rosji, spowodowały, iż kraj tej dotychczas całkowicie odizolowany stworzoną barierę informacyjną – w dużym stopniu odsłonił swoje zasoby. Także w materii militarnej, dzięki licznym traktatom, umowom i paktom udało się chociaż częściowo uzyskać realne informacje o tajemnicy armii. Niezmiernie ciekawym zagadnieniem dla współczesnych specjalistów, analityków było opublikowanie przez władze Rosji części informacji dotyczących stanu aktualnego jej armii. O ile problematyka tradycyjnych rodzajów wojsk (wojsk lądowych, sił powietrznych i marynarki wojennej) chociaż częściowo była w przybliżeniu już znana, tak Wojska Rakietowe Strategicznego Przeznaczenia i jego wyposażenie – było okryte całkowitą tajemnicą. Z tego tez względu Zespół Autorski mają na uwadze istniejącą lukę w tej dziedzinie, postanowił zebrać wszelkie informacje, które aktualnie ukazały się i opracować w formie jednego zwięzłego opracowania. Niektóre z zaprezentowanych materiałów, publikowane są na polskim rynku po raz pierwszy, a zatem czynią to opracowanie dość oryginalnym. Opracowanie to ma na celu podanie czytelnikowi możliwie pełnego zasobu wiadomości dotyczącego problematyki rakiet balistycznych będących na wyposażeniu jednostki WRSP – FR.

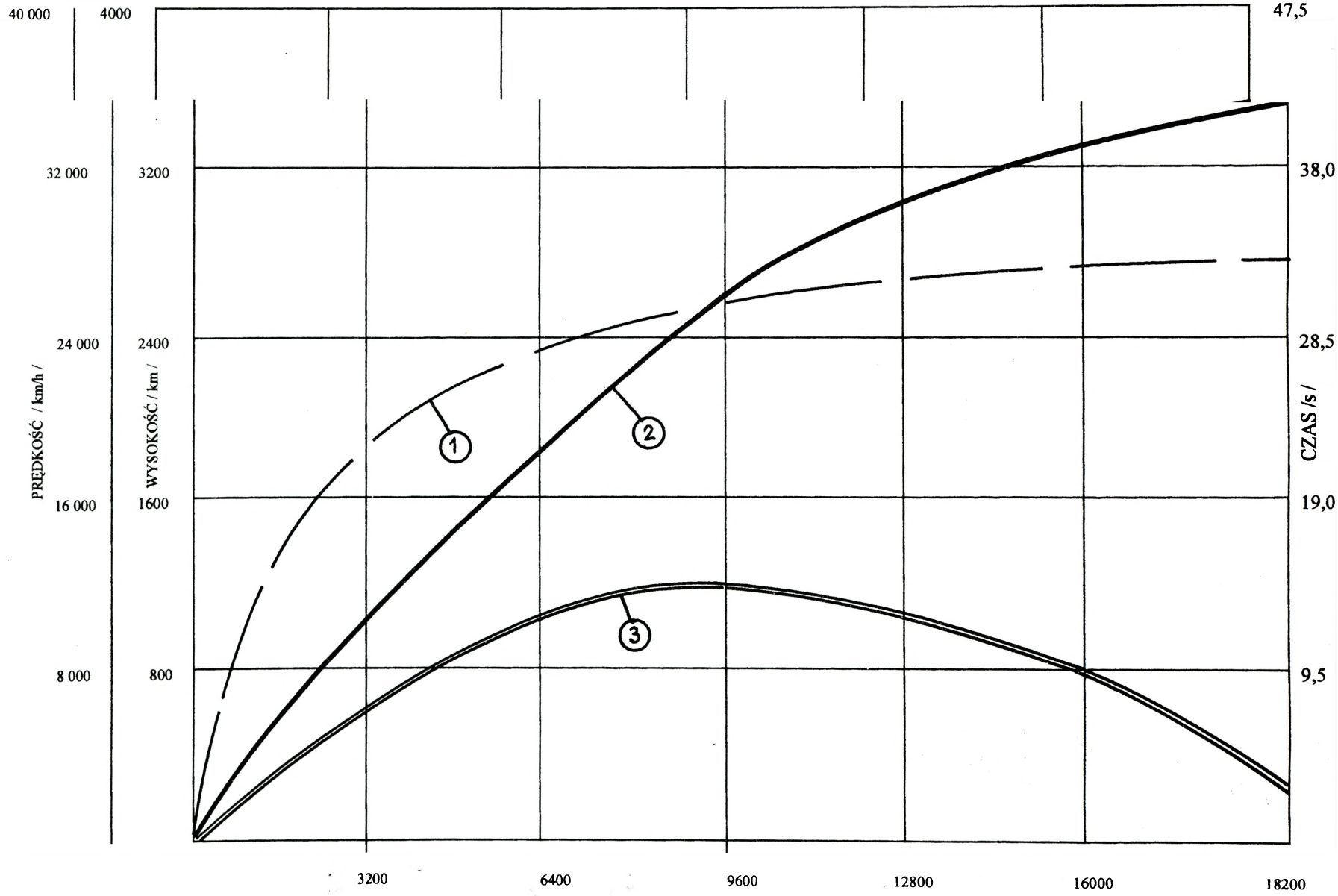
1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA RAKIET BALISTYCZNYCH

Rakiety balistyczne są pociskami rakietowymi, które po wystrzeleniu (odpaleniu) poruszają się torem balistycznym. Ogólnie przez określenie **RAKIETY BALISTYCZNE** rozumie się takie rakiety na które w locie po zakończeniu pracy silnika rakietowego nie działają żadne siły oprócz siły oporu powietrza, przyciągania ziemskiego i siły bezwładności. Istniejące obecnie rakiety balistyczne są przeważnie konstrukcjami wojskowymi i posiadają zasięg od kilku do kilkunastu tysięcy kilometrów. Rakiety balistyczne mogą być wystrzeliwane z wyrzutni lądowych (naziemnych) lub podziemnych, z okrętu nawodnego lub podwodnego oraz z samolotu. Z wyrzutni lądowych wyrzucane są rakiety wszystkich zasięgów, w odróżnieniu od wyrzutni okrętowych i samolotowych, z których mogą startować tylko ściśle określone typy rakiet o zasięgu co najwyżej średnim. rakietowe pociski balistyczne po odpaleniu poruszają się pod pewnym założonym kątem (rakiety niekierowane) lub pionowo (rakiety kierowane). Z chwilą zakończenia pracy silnika rakietowego i osiągnięciu największej prędkości pocisk nachylany jest do poziomu pod kątem zapewniającym największą donośność. Całkowity tor lotu rakiety balistycznej składa się z dwóch charakterystycznych odcinków aktywnego (czynnego) oraz pasywnego (biernego) (rys. 1). Odcinek toru lotu, na którym pracuje silnik napędowy (marszowy) pocisku jest odcinkiem aktywnym. Po zakończeniu pracy silnika (od kilkunastu do kilkuset sekund) następuje przejście do odcinka lotu pasywnego. Dalszy lot odbywa się po tzw. krzywej balistycznej, która jest zbliżona kształtem do paraboli. Na całkowitym torze lotu rakieta lub jej głowica może być kierowana za pomocą specjalnego układu wykonawczego.

Zasięg jak i kształt toru lotu rakiety balistycznej zależy przede wszystkim od jej prędkości początkowej (tj. prędkości po zakończeniu pracy silnika), od kąta nachylenia wektora prędkości do poziomu, oraz od wysokości na jakiej zakończył pracę silnik rakiety. Zależność donośności rakiety balistycznej od w/w czynników ilustruje rysunek 2. Ogół cech charakteryzujących poszczególne grupy rakiet balistycznych uzależniony jest od zasięgu rakiet. Rakiety balistyczne – taktyczne znajdują się na wyposażeniu wojsk lądowych, a także na niektórych okrętach. Wyrzucane są one pod pewnym kątem z prostych wyrzutni montowanych na pojazdach lub pokładach okrętów nawodnych.



Rys . 1 . Charakterystyczne parametry toru lotu rakiety balistycznej

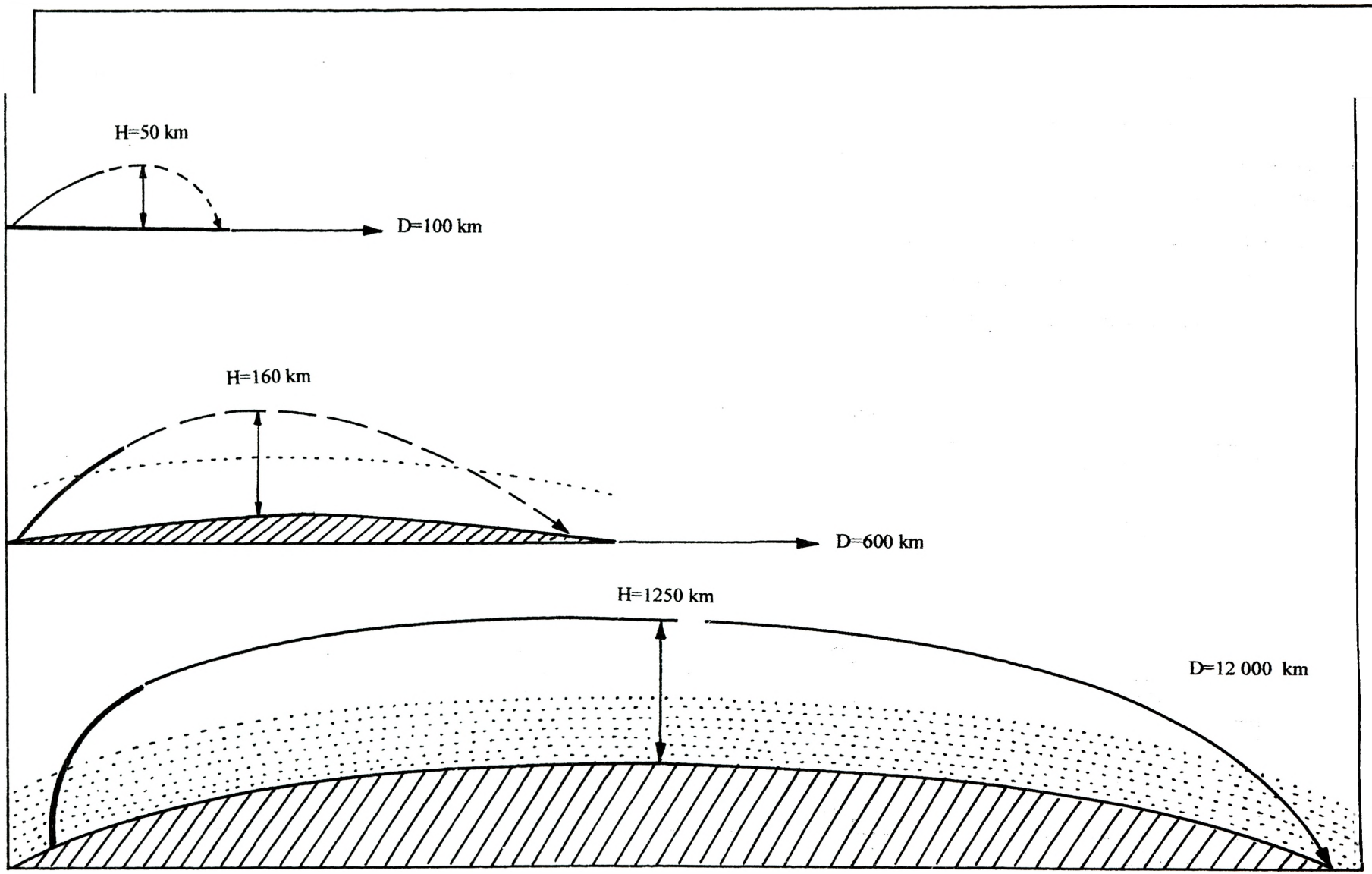


Rys . 2 . Wykres zależności od zasięgu : 1 - prędkości początkowej RB ; 2.- czasu lotu ; oraz 3 - wysokości lotu rakiety balistycznej

Rakiety taktyczno – operacyjne, średniego zasięgu oraz strategiczne startują zazwyczaj pod kątem prostym (ustawienie rakiety – pionowe), po czym przechodzą na tor paraboliczny i po wyłączeniu silnika (poszczególnych stopni) lecą dalej lotem pasywnym (odcinek lotu bierny). Następnie rakieta osiąga wierzchołek toru i zaczyna opadać, nabierając pod wpływem przyciągania ziemskiego coraz większej prędkości. Budowa i konstrukcja rakiet w zależności od zasięgu jest znacznie zróżnicowana. O ile rakiety taktyczne i taktyczno – operacyjne są zazwyczaj jednostopniowe tak już rakiety średniego i dalekiego zasięgu (strategiczne) posiadają zazwyczaj od dwóch do trzech stopni. Układ poszczególnych stopni może być szeregowy lub równoległy. Poszczególne tory lotów różnych rodzajów rakiet balistycznych pokazano na rys. 3.

PARAMETRY LOTU RAKIET BALISTYCZNYCH

DONOŚNOŚĆ (km)	WIERZCHOŁKOWA TORU (km)	PRĘDKOŚĆ POCZĄTKOWA (m/s)	CZAS LOTU (min.)
100	50		2,6
500	160		7,0
1000	300		9,2
1600	386	3700	10,7
3200	692	5000	15,9
4800	950	5850	20,8
6400	1140	6400	25,3
8000	1270	6850	29,0
96000	1320	7200	32,4
11200	1320	7400	32,5
12000	1240	7600	37,4



Rys.3. Charakterystyki torów lotów naziemnych rakiet balistycznych

1.1.SYSTEMY KIEROWANIA RAKIET BALISTYCZNYCH

Praktycznie zasadniczy rozwój techniki rakietowej przypadł na okres II wojny światowej. To działania wojenne były motorem gwałtownego rozwoju wielu nowych dziedzin techniki i technologii. W tym okresie największe osiągnięcia w tej dziedzinie uzyskali konstruktorzy niemieccy. Poczyniono pierwsze udane próby z zastosowaniem praktycznym rakiet kierowanych. Opracowano szereg różnych systemów kierowania lotem samolotów - pocisków jak i rakiet balistycznych. O skuteczności tej nowej jakości mogli się przekonać Anglicy, którzy byli narażeni na ataki samolotów - pocisków V-1 i rakiet balistycznych V-2. Do kierowania pociskami rakietowymi wykorzystywano także żywe organizmy zwierząt i ludzi, lecz ten sposób ze zrozumiałych względów nie znalazł dalej zastosowania. Pierwsze udane automatyczne układy kierowania chociaż były dość proste i prymitywne – to jednak rokowały nadzieję na dalsze udoskonalanie i modernizację. W okresie powojennym nastąpiło znaczne zintensyfikowanie prac nad rozwojem techniki rakietowej. O ile poradzono sobie z technologią budowy rakiet, tak sama dziedzina kierowania pociskami nastręczała licznym zespołem konstruktorów – znaczne trudności. Duże nakłady finansowe oraz zaistniała sytuacja polityczna – znacznie przyśpieszyły prace nad tą dziedziną. Zarówno w USA jak i w ZSRR opracowano różne sposoby kierowania dla różnych klas i typów rakiet. Na przestrzeni lat opracowano i przebadano wiele systemów kierowania, które później stosowano na licznych modelach i konstrukcjach rakiet (rys. 4).

Zagadnienie kierowania pociskiem rakietowym jest aktualnie nadal niemalże najistotniejszym, gdyż układ kierowania jest „sztucznym mózgiem" – tej skomplikowanej maszyny jaką jest niewątpliwie rakieta. To układ kierowania jest też ostatecznie najbardziej odpowiedzialny za dostarczenie ładunku bojowego do wyznaczonego celu.

Do kierowania pociskiem rakietowym przeznaczonych jest wiele specjalistycznych urządzeń i agregatów, tworzących bloki – zespoły, które rejestrują, przetwarzają i generują liczne sygnały, za pomocą których steruje się elementami wykonawczymi takimi jak skrzydła, lotki, stery, silniki, dysze itp. Podstawowy układ kierowania zamontowany jest w kadłubie pocisku rakietowego w postaci specjalnego przedziału. Każdy układ kierowania składa się z zespołu urządzeń, które sprzęgnięte ze sobą wypracowują od-



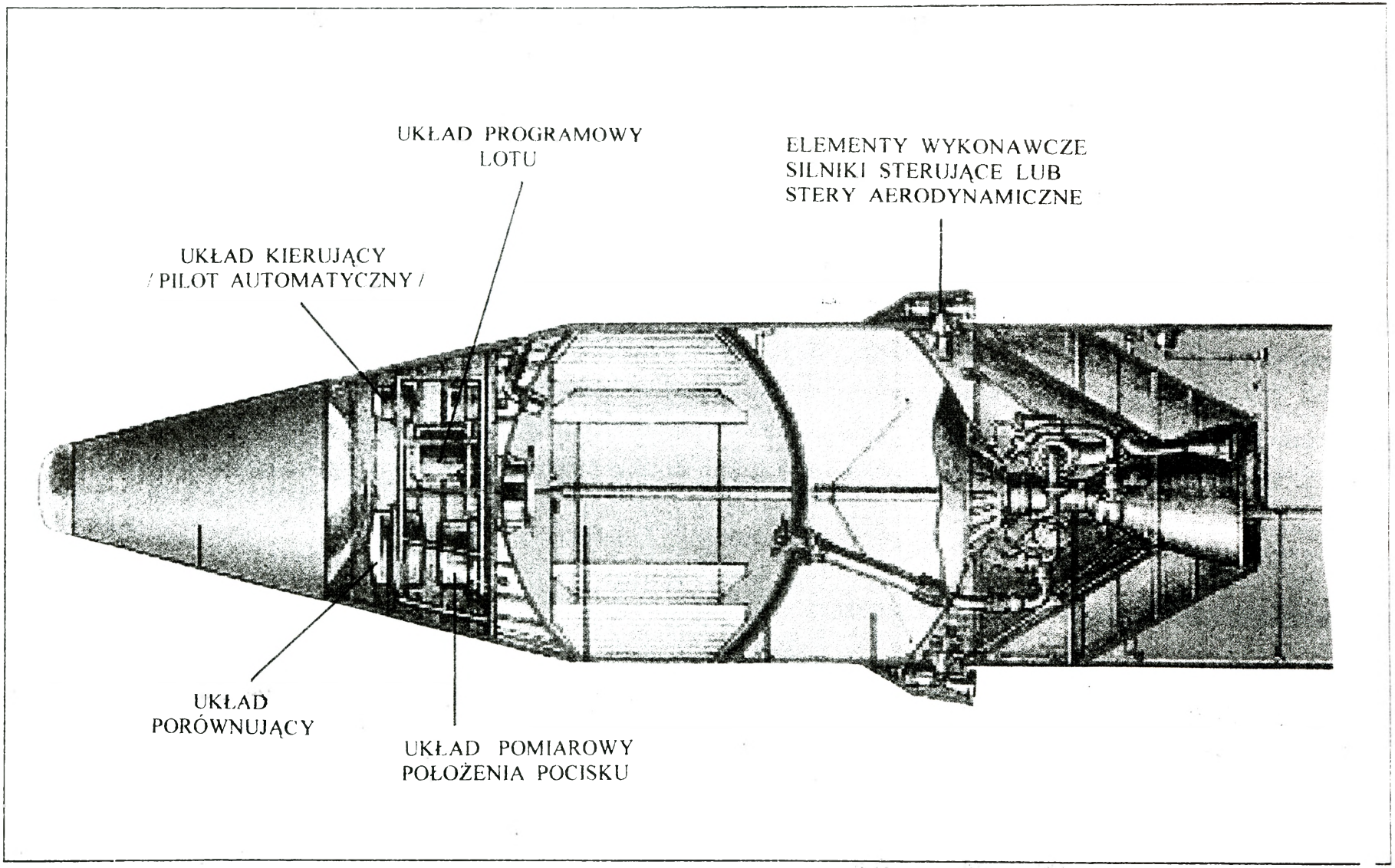
Rys . 4 . Sposoby kierowania pociskami odrzutowymi / rakietami /

powiednie sygnały, które przekazywane do układów wykonawczych powodują kierowanie całej rakiety lub bloku bojowego na zadany cel. Podstawowy układ kierowania składa się z następujących elementów: układu pomiaru położenia pocisku, układu porównującego i przeliczającego; układu formułującego sygnały kierujące; układu uruchamiającego elementy wykonawcze pocisku oraz elementów wykonawczych.

Na kierowanie pociskiem składają się dwa podstawowe procesy wykonawcze: orientacja pocisku rakietowego w przestrzeni oraz kształtowanie zadanego toru lotu. Powstała różnica pomiędzy tymi procesami jest sygnałem wykonawczym, który poprzez odpowiednią przeróbkę powoduje uruchomienie elementów wykonawczych, a tym samym uzyskuje się zadany tor lotu. Wszystkie te czynności są wykonywane w sposób ciągły, od chwili startu do chwili osiągnięcia celu. Dotychczas opracowano trzy podstawowe metody kierowania: SAMONAPROWADZANIE, KIEROWANIE PROGRAMOWE (według zadanego programu lotu) oraz KIEROWANIE ZDALNE. Każda z tych metod składa się z kilku innych, co w sumie daje kilkanaście sposobów kierowania. Praktycznie jednak do kierowania pociskami rakietowymi stosuje się kilka zasadniczych sposobów w zależności od rodzaju i przeznaczenia pocisku rakietowego. Do kierowania rakiet balistycznych przyjęto stosować metody z grupy kierowania programowego.

1.2. SYSTEM KIEROWANIA PROGRAMOWEGO

Każdy układ kierowania posiada zasadnicze zadanie doprowadzenie pocisku rakietowego lub jego ładunku bojowego na zaplanowany (zaprogramowany) cel. System kierowania programowego zastosowano w przypadku rakiet klasy „ZIEMIA – ZIEMIA", o przeznaczeniu taktycznym, taktyczno – operacyjnym, średniego zasięgu i strategicznym. w przypadku tej klasy rakiet cel musi spełnić podstawowy warunek – być nieruchomym. Spełnienie tego warunku wynika z charakteru układu kierowania, gdyż dane (koordynaty) celu w postaci zakodowanej wprowadza się wcześniej do urządzeń kierujących (układu programowego). Tor lotu pocisku rakietowego programuje się zawczasu, uwzględniając liczne czynniki wpływające na zniekształcenie tego toru. Aparatura kierowania



Rys. 5. Ogólny schemat blokowy systemu kierowania programowego

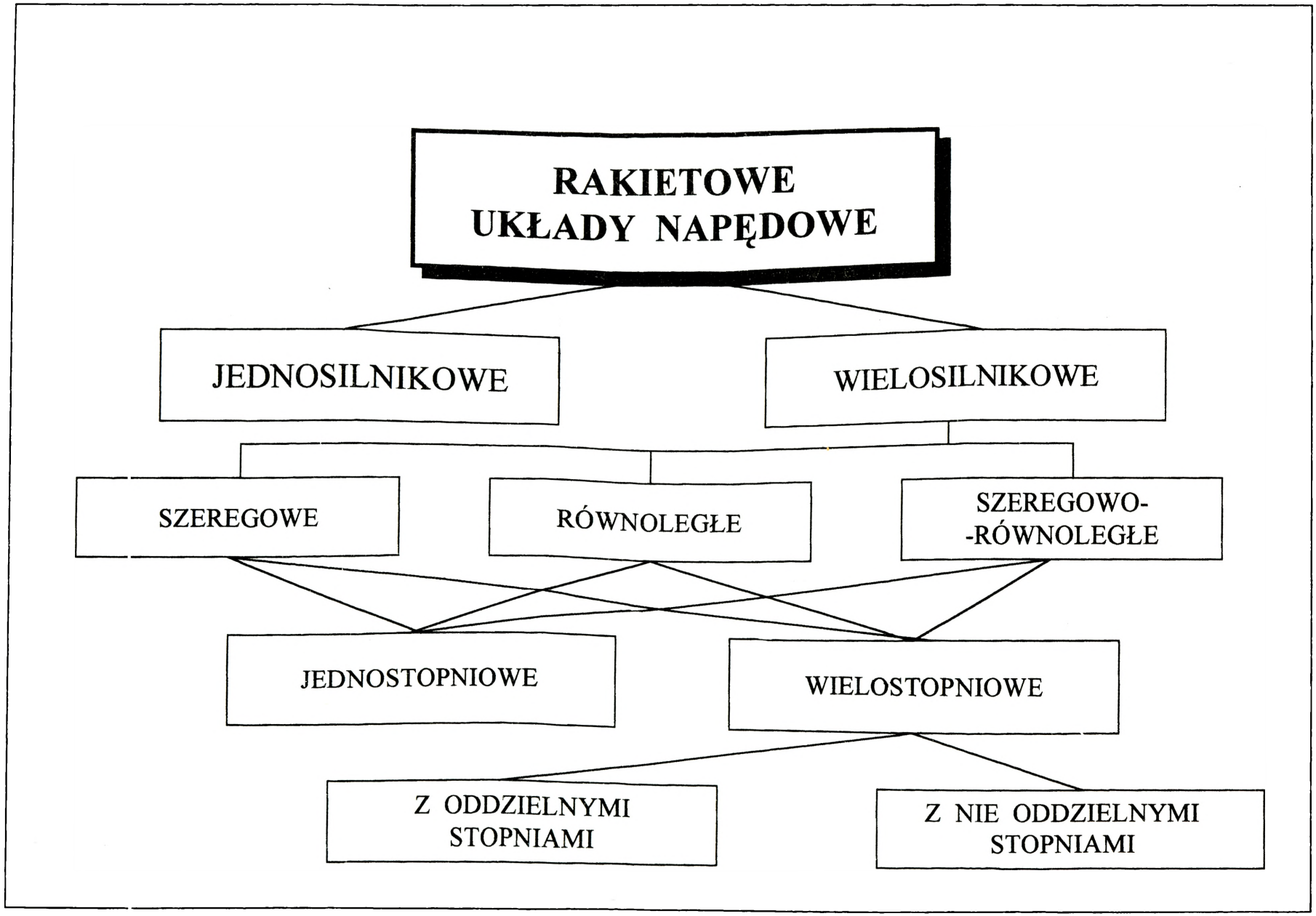
zamontowana jest na pokładzie rakiety w specjalnym hermetycznym przedziale. W skład jej wchodzi kilka zasadniczych elementów (rys. 5): UKŁAD PROGRAMOWY (zawierający w postaci zakodowanej – programu, podstawowe dane o potencjalnym celu); UKŁAD POMIAROWY położenia (orientacji) pocisku (wypracowuje podstawowe parametry lotu rakiety: wysokość, prędkość, współrzędne wobec zadanego punktu orientacyjnego itp.); UKŁAD PORÓWNUJĄCY wypracowuje sygnał różnicowy (błędu), który powoduje korekcję lub poprawkę w stosunku do sygnału wzorcowego: UKŁAD KIERUJĄCY LOTEM ma za zadanie przekształcenie wypracowanych sygnałów na odpowiednie wartości wychyleń układów wykonawczych (sterów, silników sterujących itp.), które powodują zmianę i korekcję toru lotu rakiety. W przypadku wyrzutni stacjonarnych – wszystkie niezbędne dane wprowadzone są dużo wcześniej i rakieta w każdej chwili gotowa jest do odpalenia. Natomiast coraz częściej, gdy stosuje się wyrzutnie ruchome, wówczas informacje dotyczące pozycji wyrzutni muszą być wprowadzone do układu programowego tuż przed odpaleniem rakiety. W celu przyspieszenia tego procesu, na ruchomych wyrzutniach montuje się specjalne zautomatyzowane układy topogeodezyjne, które w sposób automatyczny obliczają z dużą dokładnością aktualne współrzędne położenia wyrzutni. Współczesne systemy programowe oparte na EMC zapewniają szybką i wysoce dokładną metodę wypracowania aktualnych współrzędnych położenia rakiety. Od dokładności wypracowanych parametrów zależy dokładność trafienia celu.

Najczęściej stosowaną metodą określania współrzędnych położenia rakiety na torze lotu jest metoda NAWIGACJI BEZWŁADNOŚCIOWEJ (inercjalnej). Najogólniej mówiąc polega ona na ciągłym pomiarze przyśpieszeń jakim podlega rakieta w czasie lotu. Przyspieszenie mierzy się za pomocą zespołu przyrządów (przyspieszeniomierzy) lub za pomocą pomiaru precyzji osi żyroskopu. Urządzenia pomiarowe zamontowane są w specjalnej platformie stabilizowanej. Platformy te uwzględniają krzywiznę Ziemi oraz jej obrót. Ze względu na całkowitą niezależność tej metody od czynników zewnętrznych – nadaje się ona znakomicie do stosowania w rakietach średniego zasięgu oraz rakiet strategicznych. Połączenie tej metody z metodą radiową, astronawigacją czy też radionawigacją daje zadowalające rezultaty. Wszystkie elementy tego układu muszą być wykonane niezwykle precyzyjnie, a ich praca całkowicie niezawodna. Od dokładności kierowania zależy celność rakiety. Elementami wykonawczymi układu sterowania mogą być: stery aerodynamiczne; stery gazowe, przegubowo zawieszony silnik rakietowy (lub jego dysza) oraz bocznych sterujących silniczków rakietowych (prochowych).

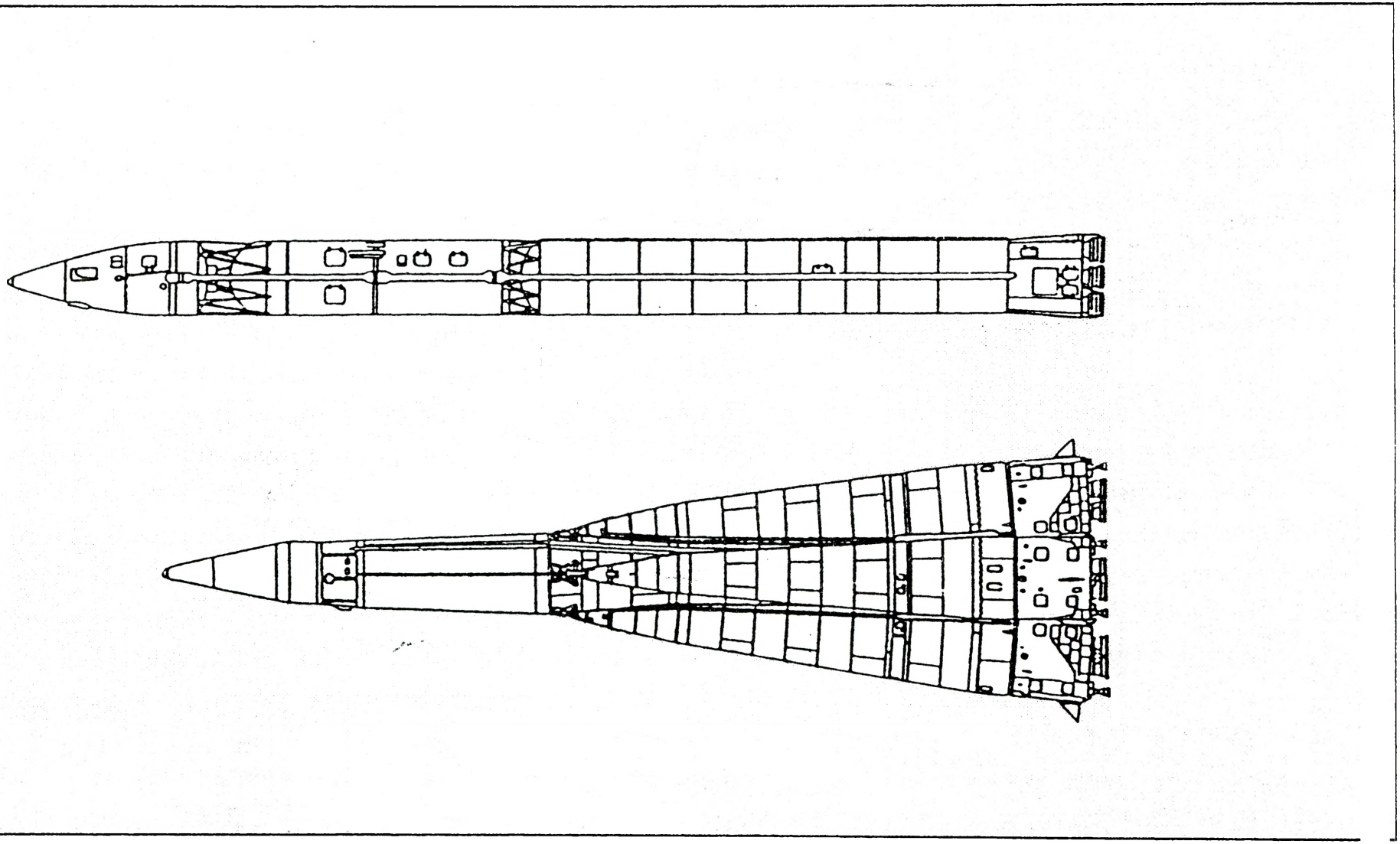
1.3. ZESPOŁY NAPĘDOWE RAKIET BALISTYCZNYCH

Silniki rakietowe mimo, iż są niemal synonimem nowoczesności jednak nie są wynalazkiem współczesnym. Wiadomym jest, że proste silniki rakietowe znano i używano już w czasach starożytnych. O „strzałach ognistych" używanych przez Chińczyków w IX wieku wspominali dawni kronikarze. Lecz faktyczny rozwój techniki rakietowej rozpoczął się dopiero w drugiej połowie XX wieku. Kilkudziesięcioletni okres intensywnych prac doprowadził do tego, iż współczesne silniki rakietowe stanowią bardzo dużą rozbudowaną grupę napędów różnego rodzaju urządzeń zwanych rakietami i pojazdami kosmicznymi. Wszystkie powstałe silniki rakietowe wykazują pewne charakterystyczne wspólne cechy, wyróżniające je od innych silników. Silniki rakietowe stanowią podgrupę silników odrzutowych i tworzą dwie zasadnicze podgrupy: silników na paliwo stałe oraz silników na paliwo płynne.

Silnik rakietowy jest specyficzną maszyną cieplną, w której energia zgromadzona w paliwie ulega przemianie chemicznej w energię kinetyczną. Wskutek egzotermicznych reakcji spalania paliwa umieszczonego wewnątrz takiego silnika, powstają produkty gazowe o wysokiej temperaturze i dużym ciśnieniu. Produkty te przepływając przez dyszę, gwałtownie się rozprężają z jednoczesnym obniżeniem ciśnienia i temperatury. Zjawisko to powoduje, iż zwiększa się ich prędkość wypływu – powstaje energia kinetyczna, która tworzy tzw. ciąg. Wektor ciągu jest skierowany przeciwnie do kierunku wypływu gazów. Silniki rakietowe w odróżnieniu od odrzutowych nie wykorzystują zewnętrznych źródeł masy i energii, nie pobierają powietrza atmosferycznego (utleniacza) z otoczenia. Silniki rakietowe tworzyć mogą układy napędowe o odpowiednich rozwiązaniach konstrukcyjnych. Rozwiązanie odpowiedniego modelu układu napędowego uzależnione jest ściśle od rodzaju i przeznaczenia napędzanej rakiety. W zależności od liczby stosowanych silników rakietowych w napędzie, rozróżnia się: JEDNO i WIELOSILNIKOWE UKŁADY NAPĘDOWE (rys. 6). W układach wielosilnikowych poszczególne silniki mogą być rozmieszczone w szeregu czyli jeden silnik (zespół silników) za drugim (układ tandem), lub równolegle – dookólnie wokół kadłuba (rys. 7). Istnieje także możliwość stosowania układu mieszanego. W zależności od rozmieszczenia i czasu pracy poszczególnych układów napędowych wyróżnia się układy rakiet: JEDNOSTOPNIOWE (gdy wszystkie silniki rakietowe układu napędowego pracują jednocześnie) oraz rakiety WIELOSTOPNIOWE (gdy silniki lub odpo-



Rys. 6 . Klasyfikacja rakietowych układów napędowych



Rys. 7. Schematy rozwiązań konstrukcyjnych układu napędowego rakiet ,
u góry układ szeregowy / GR-1 / , na dole układ równoległy / R-7A /

wiednie grupy są włączone do pracy kolejno. Układ napędowy jest jednym z zasadniczych i podstawowych elementów składowych rakiety (pocisku rakietowego, pojazdu kosmicznego).

Konstrukcja i budowa silnika rakietowego zależy przede wszystkim od stanu fizycznego stosowanego paliwa. To kryterium dzieli silniki rakietowe na: STAŁY MATERIAŁ PĘDNY; CIEKŁY MATERIAŁ PĘDNY oraz STAŁO – CIEKŁY MATERIAŁ PĘDNY. Praktyczne zastosowanie znalazły tylko dwie pierwsze grupy silników. Innym kryterium klasyfikującym silniki rakietowe jest ich przeznaczenie. Według tego kryterium rozróżnia się pięć grup silników: ZASADNICZE, STARTOWE, MARSZOWE, POMOCNICZE i LABORATORYJNE. Każdy z silników rakietowych posiada swoje źródło energii, które jest zasadniczym elementem silnika. Według źródła energii silniki dzielą się na: CHEMICZNE i NIECHEMICZNE. Do podgrupy silników niechemicznych zalicza się silniki: jądrowe, elektrorakietowe (elektrotermiczne, plazmowe, jonowe) i fotonowe. Jednak tylko silniki chemiczne znalazły w praktyce szerokie zastosowanie.

Źródłem energii w silniach chemicznych są substancje (produkty chemiczne) zdolne samorzutnie (lub po pobudzeniu) reagować chemicznie ze zjawiskiem wydzielania ciepła (zjawisko egzotermiczne) oraz w efekcie końcowym rozkładać się na produkty gazowe. Produkty spalania paliwa są mieszaninami różnych gazów uzależnionych od składu chemicznego paliwa oraz warunków, w jakich odbywają się te procesy.

Każdy silnik rakietowy zbudowany jest z kilku podstawowych elementów: KOMORY SPALANIA, DYSZY lub zespołu dysz, PALIWA (ładunek napędowy) oraz różnych dodatkowych elementów i zespołów zabezpieczających prawidłową pracę silnika. Jednym z ważniejszych elementów silnika jest ładunek napędowy (paliwo). Każde paliwo rakietowe składa się z dwóch niezbędnych komponentów tj. składnika palnego i utleniacza. Te dwa składniki ułożone winny być w odpowiednich procentowych proporcjach. Rakietowy ładunek napędowy umieszcza się w całości bezpośrednio w komorze spalania (silnik na stały materiał pędny) lub doprowadza sukcesywnie (łącznie lub oddzielnie) podczas pracy silnika (silnik na ciekły materiał pędny). Głównym zadaniem silnika rakietowego, pracującego w układzie napędowym rakiety, jest nadanie odpowiedniego przyspieszenia i prędkości lotu, w celu jego przemieszczenia w przestrzeni. Podstawowymi parametrami charakterystycznymi silnika rakietowego jest CIĄG i CZAS PRACY. Aktualnie buduje się silniki rakietowe rozwijające wartości ciągu od części N do 10^7N, a nawet większe, w czasie od setnych części

do kilkuset sekund. Istotnym parametrem wiążącym ciąg „P" z czasem pracy „t" – jest impuls ciągu „Ic", gdzie $I_c = \int_o^{t_c} P \cdot d_t$. Nie mniej ważne jest także określenie parametru jednostkowego zużycia paliwa, określone jako stosunek masowego natężenia wyupływu „m" oraz ciągu silnika „P" czyli:

$$m_1 = \frac{m}{P}$$

Jednostkowe zużycie paliwa jest to zatem ilość (masa) paliwa zużywanego przez silnik w jednostce czasu, wymagana do wytworzenia jednostki siły ciągu. Praktyczną jednostką miary „m", jest – kg/(N.h). Średnie wartości zawierają się w przedziałach wartości 1,4 – 1,8 (dla silników na stały materiał pędny) oraz 0,9-1,5 kg/(N.h) dla silników na ciekły materiał pędny. Stosunkowo duże wartości tego parametru wpływają znacznie na czas pracy silnika rakietowego, a tym samym powodują znaczne ograniczenia ze względu na ilość zabieranego paliwa. Ogólnie można stwierdzić, iż silnik rakietowy może wprawdzie rozwijać znacznie większy ciąg niż inne silniki odrzutowe, lecz w znacznie krótszym czasie. Silniki rakietowe są niemal jedynymi układami napędowymi współczesnych rakiet balistycznych. Posiadają one wiele zalet, które predysponują ten rodzaj napędu właśnie do sterowania go do rakiet strategicznych, globalnych a także kosmicznych.

1.4. SILNIKI NA STAŁY MATERIAŁ PĘDNY

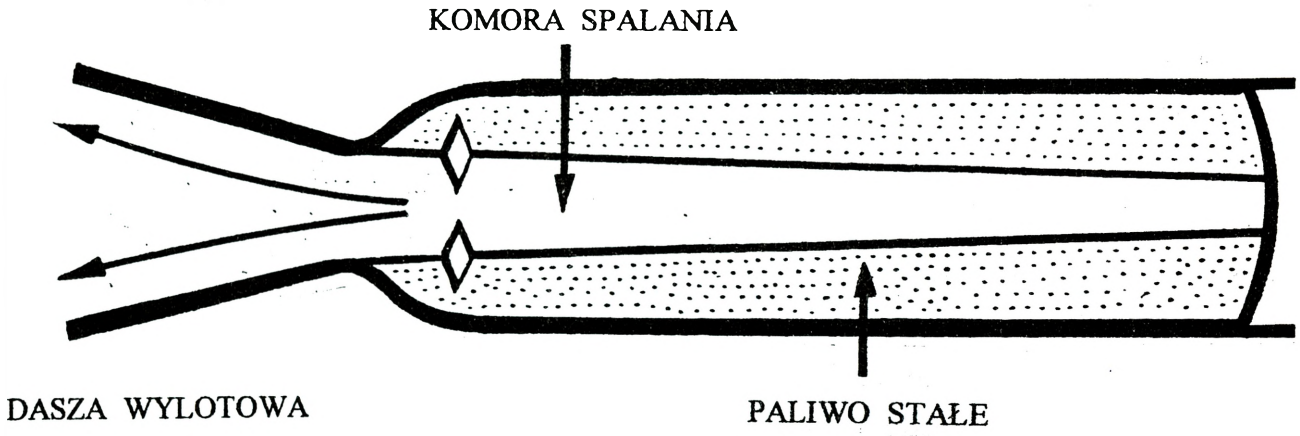
Jest to grupa silników w których materiał pędny, będący chemicznym źródłem energii znajduje się w stanie stałym. Materiał pędny składający się z dwóch komponentów tj. substancji palnej i utleniacza stanowi jedną całość. Może on być jednorodny (typu proch) lub niejednorodny (stanowiąc mechaniczną mieszaninę substancji palnej i utleniacza wraz z innymi dodatkami). Podstawowymi elementami silnika na stały materiał pędny są: komora spalania, dysza, ładunek materiału pędnego i układ zapłonowy. Silnik

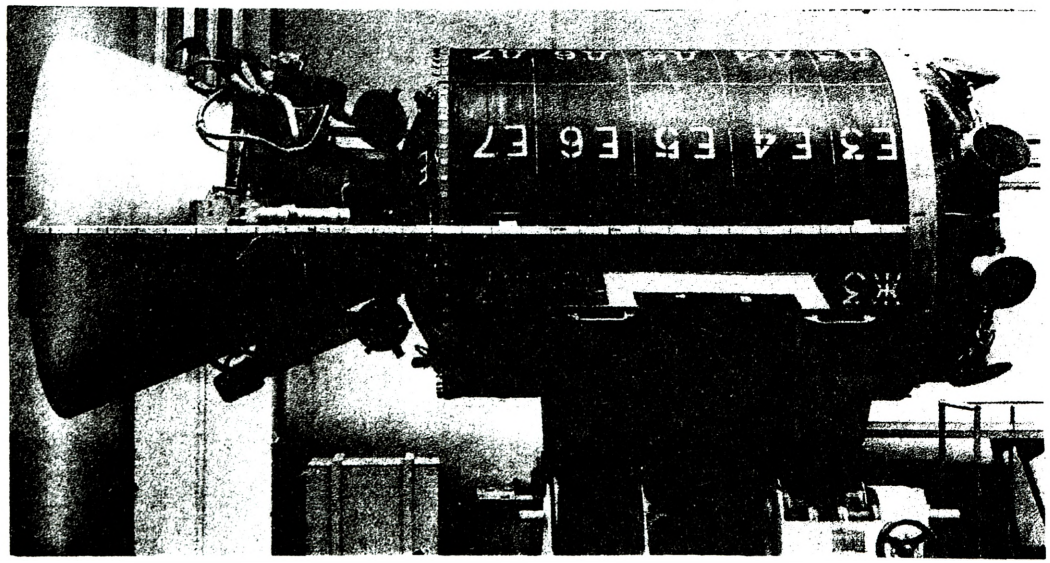
wykonany jest w postaci cylindrycznej rury metalowej. Wewnątrz komory umieszczony jest ładunek napędowy składający się z jednej lub kilku lasek paliwa. Do uruchomienia silnika stosuje się specjalny układ zapłonowy. Składa się on zwykle z zapłonnika elektrycznego i podsypki zapalającej. Tylna część komory spalania płynnie przechodzi w dyszę wylotową gazów. Ładunek napędowy oddzielony jest od dyszy specjalnym rusztem wykonanym w postaci krążka metalowego z otworami.

Silniki na stały materiał pędny stanowią najprostszy rodzaj konstrukcji silników rakietowych. Wysoka niezawodność i prostota eksploatacji czyni te konstrukcje uniwersalnymi i chętnie stosowanymi do napędu różnych rakiet. Ze względu na szereg zalet w porównaniu z innymi silnikami – mają one szerokie zastosowanie w różnych dziedzinach techniki. Silniki rakietowe na stałe materiały pędne znalazły dotychczas zastosowanie jako silniki marszowe, korekcyjne, wspomagające, sterujące, korygujące, laboratoryjne, hamujące itp. Zaletą tych silników jest możność rozwijania dużego ciągu w stosunkowo krótkim czasie, łatwość eksploatacji oraz prostota obsługi. Do wad należy zaliczyć trudność w regulacji pracy podczas działania silnika oraz niemożność zatrzymania pracy silnika po dokonaniu rozruchu. Silniki rakietowe na stały materiał pędny są obecnie używane jako podstawowe lub wspomagające silniki w pociskach i jako wspomagające silniki w samolotach (przyspieszanie startowe). Udoskonalenia w technologii wytwarzania materiałów pędnych (wysokoenergetycznych) pozwoliły rozbudować te silniki do pokaźnych rozmiarów, czego dowodem mogą być poszczególne stopnie rakiety balistycznej kompleksu PIONIER lub TOPOL (rys. 8).

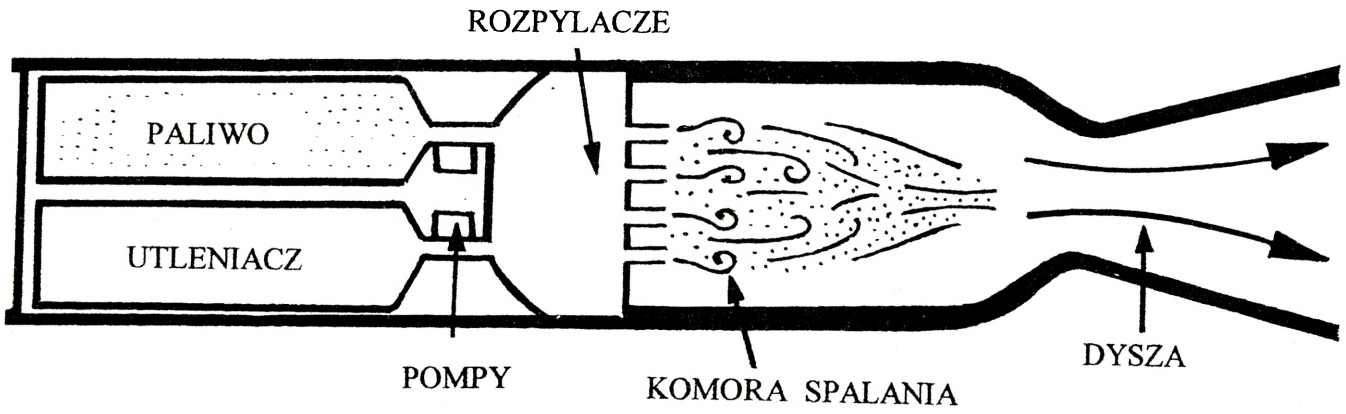
1.5. SILNIKI NA CIEKŁY MATERIAŁ PĘDNY

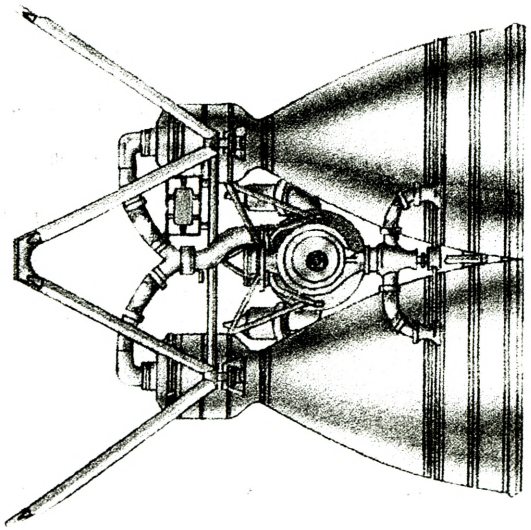
Pomysłodawca idei zbudowania silnika rakietowego na ciekły materiał pędny był rosyjski uczony polskiego pochodzenia Konstanty CIOŁKOWSKI. Rozważał on i opracował teorię takiego silnika na początku XX wieku. Jednak praktycznie myśl tą zrealizował w 1923 roku Amerykanin R.H. GODDARD. Silnik na ciekły materiał pędny posiada znacznie rozbudowaną i złożoną konstrukcję. Zastosowanie praktyczne pierwszych modeli miało miejsce dopiero podczas II wojny światowej.

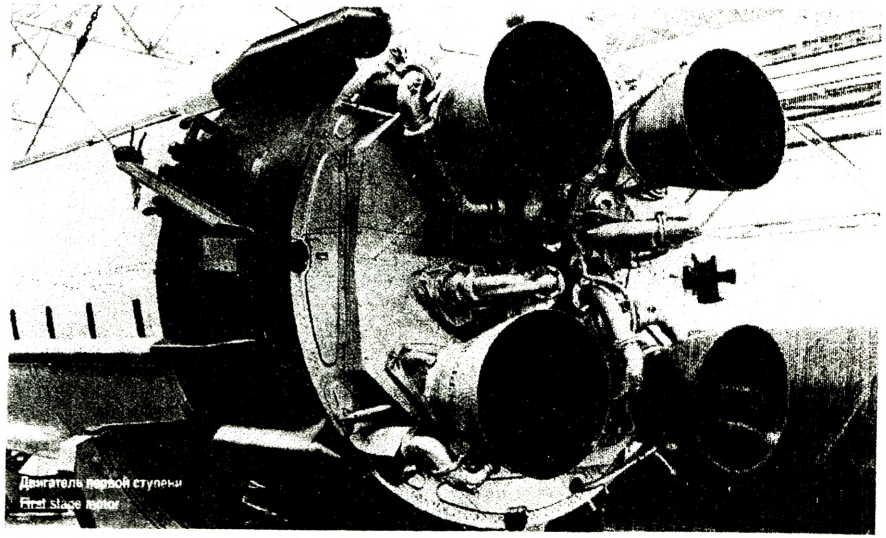




Rys . 8 . Ogólna idea budowy silnika rakietowego na stały materiał pędny , na dole silnik III stopnia rakiety RS-12 M.





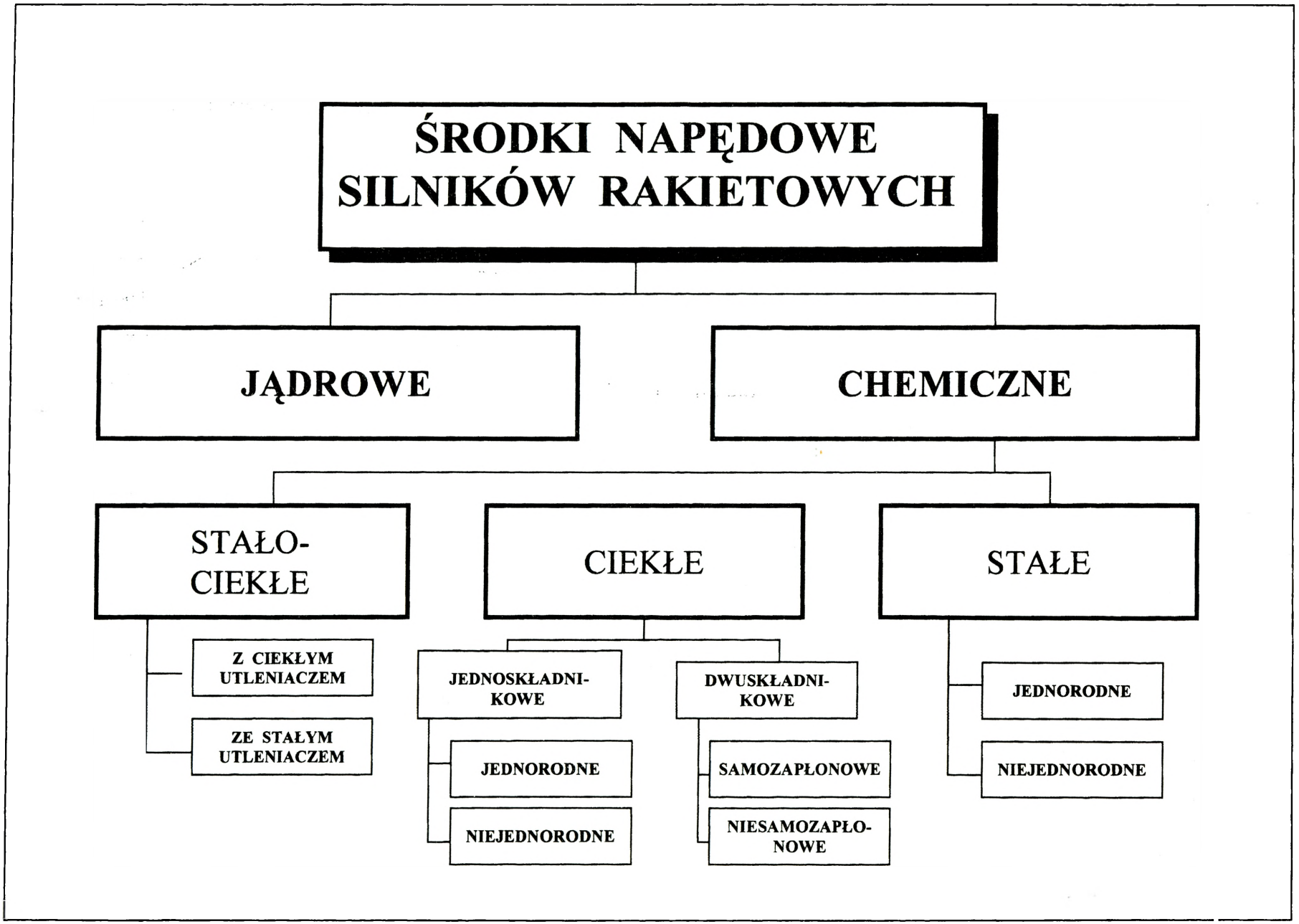


Rys . 9 .Ogólny schemat budowy silnika rakietowego na ciekły materiał pędny , oraz na dole przykłady konstrukcji , od lewej z rakiety R-36 , z prawej czterokomorowy z rakiety UR-100

Rakietowy silnik na ciekły materiał pędny jest silnikiem odrzutowym przeznaczonym do wytwarzania ciągu ze źródła energii jakim jest ciekły materiał pędny. Energia chemicznego materiału pędnego powstała w wyniku spalania przekształca się w energię cieplną, a następnie kinetyczną w postaci ciągu. W silnikach tych materiał pędny w stanie ciekłym znajduje się poza komorą spalania, w oddzielnym zbiorniku komponent palny i w oddzielnym – utleniacz. Oba komponenty materiału pędnego podawane są oddzielnymi przewodami poprzez wtryskiwacz do komory spalania. Materiał pędny rozpylany jest w ściśle określonym stosunku, gdyż od tego procesu zależą ściśle warunki spalania, a w konsekwencji wielkość ciągu silnika. Silniki na ciekły materiał pędny mogą być budowane w układzie jednokomorowym lub wielokomorowym. Stosuje się je w postaci silników zasadniczych – marszowych; hamujących, sterujących, korekcyjnych. Silniki te mogą być stosowane niezależnie od stosowanego środowiska. Mimo znacznego skomplikowania konstrukcji silniki rakietowe na ciekły materiał pędny mają tę podstawową zaletę, że w czasie ich pracy można stosunkowo łatwo regulować ciąg (np. przez wyłączenie poszczególnych silników w układach wielosilnikowych lub przez dławienie przepływu materiału pędnego), a w czasie lotu można silnik wyłączać przez odcięcie dopływu materiału pędnego i włączać przez ponowne dostarczenie go do komory spalania. Silniki rakietowe na ciekły materiał pędny stosuje się jako główne układy napędowe rakiet średniej wielkości oraz jako napęd poszczególnych stopni rakiet dużych, zwłaszcza o zasięgu strategicznym i globalnym. Z porównania silników rakietowych na ciekłe i stałe materiały pędne wynika, że: rakiety z silnikami na ciekłe materiały pędnego są droższe w eksploatacji i mają bardziej złożoną konstrukcję niż rakiety wyposażone w silniki na stałe materiały pędne. Koszt stałych materiałów pędnych dochodzi do 50% kosztu całej rakiety, podczas gdy koszt ciekłych materiałów pędnych jest znacznie niższy.

1.6. MATERIAŁY PĘDNE SILNIKÓW RAKIETOWYCH

ŚRODKI NAPĘDOWE (materiały pędne) do cieplnych silników odrzutowych tworzą dwie podstawowe grupy: CHEMICZNE I JĄDROWE (rys.10). Tylko ta pierwsza grupa jak dotychczas znalazła praktyczne i masowe zastosowanie. Chemiczne materiały pędne tworzą tzw. PALIWA WIELOSKŁADNIKOWE, w których komponent palny i utleniacz stanowią oddzielne składniki rozmieszczone w osobnych zbiornikach (pojemnikach). W środkach ciekłych składniki dostarczane są równocześnie do komory spalania



Rys. 10. Klasyfikacja materiałów pędnych do silników rakietowych według wybranych kryteriów

silnika, gdzie następuje ich wymieszanie i spalenie. W środkach stało – ciekłych jeden składnik – stały, umieszczony jest w komorze spalania, a drugi – ciekły wtryskiwany jest do komory spalania z oddzielnego zbiornika. Środki napędowe stałe są materiałami dwuskładnikowymi w postaci koloidalnego żelu, lub mieszaniny.

Materiały pędne stałe zwane także PROPERGOLAMI STAŁYMI są substancjami chemicznymi w stałym stanie fizycznym, które po pobudzeniu odpowiednim impulsem cieplnym mogą reagować (spalać się). Zawierają one w sobie zarówno komponenty palne jak i utleniające, tworzące razem zwartą całość. Specyficznymi właściwościami wszystkich materiałów pędnych stałych, jest powierzchniowy charakter spalania oraz cieplne uwarunkowanie mechanizmu procesu spalania i zapłonu. Stałe paliwa rakietowe najogólniej można podzielić na paliwa: jednorodne i niejednorodne. Jednorodne nazywa się także paliwami koloidalnymi lub prochami rakietowymi, a niejednorodne – paliwami pirotechnicznymi lub złożonymi (mieszaninami). Jednorodne stałe paliwa rakietowe wywodzą się z prochów artyleryjskich, których głównym składnikiem jest nitroceluloza o zawartości 11,5-13,5% azotu, oraz trudnolotny rozpuszczalnik np.: nitrogliceryna.

Niejednorodne stałe paliwa rakietowe są mechanicznymi mieszaninami utleniaczy i substancji palnych, powiązanych lepiszczem plastycznym. Najczęściej jako utleniaczy używa się sole chlorowe i azotowe. Substancje palne, które najczęściej stosuje się w paliwach niejednorodnych to: asfalty, smoły, żywice oraz kauczuki. Jako dodatki mogą być stosowane sproszkowane niskotopliwe metale np. aluminium, magnez.

Materiały pędne ciekłe (PROPERGOLE CIEKŁE) są środkami pędnymi, w których obydwa składniki: komponent palny i utleniacz w normalnych warunkach znajduje się w stanie ciekłym. Dzielą się one na kilka grup:

- PROPERGOLE JEDNOPŁYNOWE (pojedyncze związki chemiczne – KATERGOLE);
- PROPERGOLE JEDNOPŁYNOWE (mieszaniny związków chemicznych – MONERGOLE);
- PROPERGOLE DWUPŁYNOWE (dwuskładnikowe, normalne – niesamozapłonowe);
- PROPERGOLE DWUPŁYNOWE (dwuskładnikowe – samozapłonowe - HIERGOLE).

Katergole dostarczają dużo ciepła dzięki swemu katalitycznemu rozkładowi. Najczęściej stosowanym katergolem jest NADTLENEK WODORU, który używany jest w stężeniu 80%. Monergole to mieszaniny dwóch (lub kilku) ciekłych składników, z których jedna jest utleniaczem, a druga komponentem palnym. Może także występować tzw. rozpuszczalnik. Do Najbardziej znanych monergoli zalicza się: ciecz DIVERSA, MIROL.

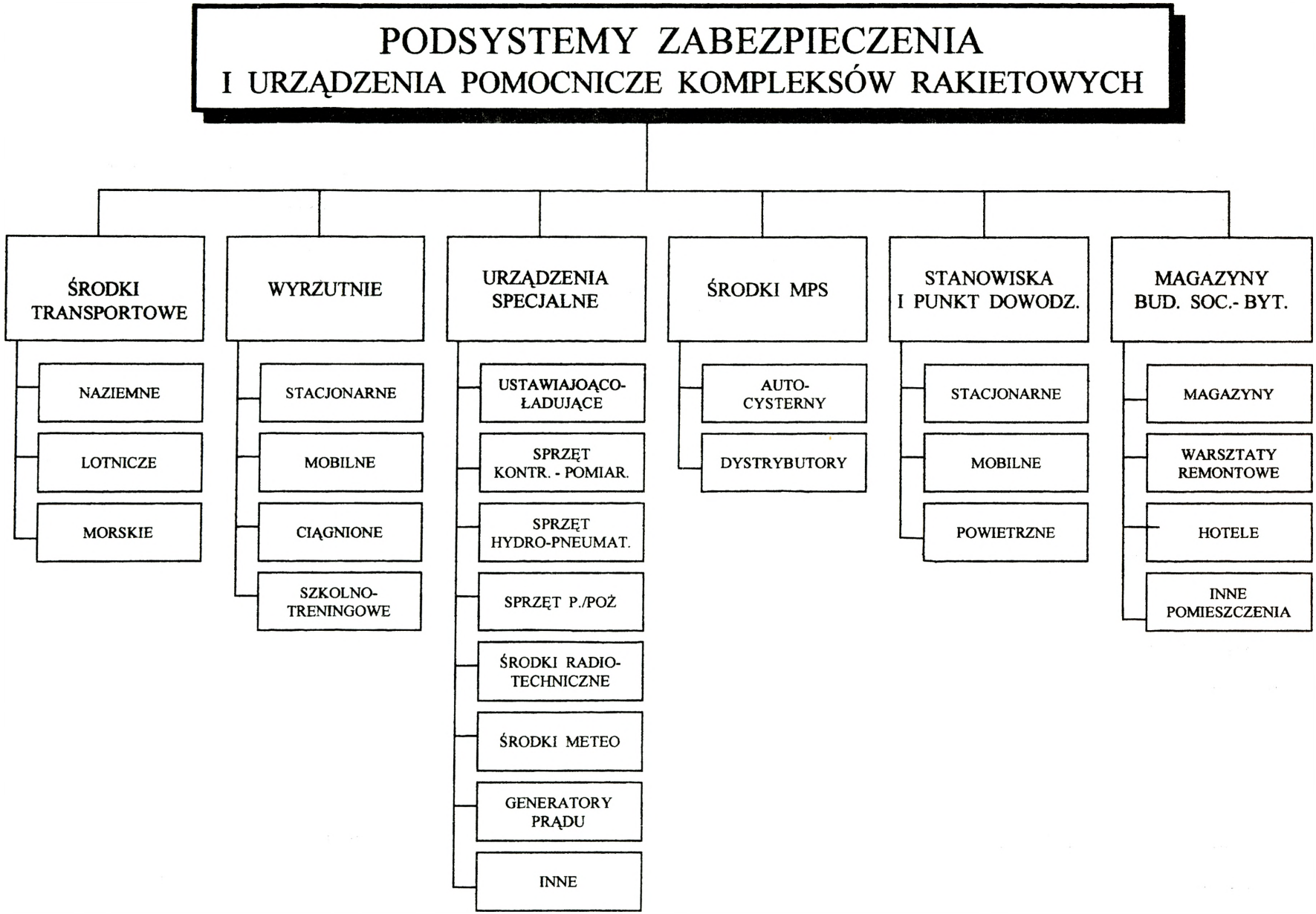
Propergole dwupłynowe – niesamozapłonowe składają się z dwóch cieczy, komponentu palnego i utleniacza, które przy zetknięciu ze sobą nie zapalają się i konieczne jest stosowanie zapłonu. Najczęściej stosowanymi są węglowodory (benzyny, nafty, oleje lekkie itp.), alkohole (metylowy i etylowy), metale i wodór. Natomiast utleniaczami – ciekły tlen i kwas azotowy. W skład hipergoli wchodzą także dwa podstawowe komponenty, które po wzajemnym zetknięciu się powodują samozapłon. Komponentami palnymi są zazwyczaj: hydrazyna i jej alkilopochodne, różne aminy, fenole wielowodorotlenowe, estry winylowe i inne. Natomiast w roli utleniaczy stosuje się: nadtlenek wodoru, kwas azotowy, dwutlenek azotu, ozon, ciekły tlen a także fluor i jego związki.

Materiały pędne stało – ciekłe (LITERGOLE) są kombinacją materiałów stałych i ciekłych. Zajmują pozycję pośrednią między materiałami stałymi a ciekłymi. Jeden z komponentów występujący w stanie stałym, umieszczany jest w komorze spalania zazwyczaj podczas budowy silnika, na długo przed jego uruchomieniem. Natomiast drugi (płynny) komponent doprowadzany jest do komory spalania podczas rozruchu i pracy silnika. Składnikiem stałym może być substancja palna lub utleniacz (i odwrotnie). Badania wykazały, że jednak najczęściej paliwa te komponowane są na stałych substancjach palnych i ciekłych utleniaczach. Takie kompozycje są najbardziej efektywne i zapewniają najkorzystniejsze parametry ciągu silnika. Stałymi substancjami palnymi w paliwach stało ciekłych mogą być np.: polimery uzupełnione wysokowydajnymi energetycznie dodatkami metali przeważnie: aliminium, lit, lub też wodorotlenkami metali. Jako utleniaczy stosuje się nadtlenek wodoru, ciekły tlen, fluor, trójfluorek chloru, dwutlenek azotu i inne.

Oprócz dwuskładnikowych paliw stało – ciekłych (dwufazowych) opracowywane są także paliwa trójskładnikowe. Przykładem może być paliwo trójskładnikowe, którego stałym składnikiem jest beryl (lub wodorek berylu), a ciekłymi składnikami – wodór i tlen. Materiały pędne stało – ciekłe nie znalazły jednak dotychczas szerszego zastosowania praktycznego, trwają intensywne prace doświadczalne lecz zarówno eksploatacja, koszt jak i brak odpowiednich technologii nie stwarzają warunków do ich masowego stosowania.

1.7. PODSYSTEMY ZABEZPIECZENIA ORAZ URZĄDZENIA POMOCNICZE KOMPLEKSÓW RAKIET BALISTYCZNYCH

W celu zabezpieczenia sprawnej i normalnej eksploatacji kompleksów rakiet balistycznych powstało wiele podsystemów logistycznych w postaci licznych urządzeń i obiektów. Do zasadniczych grup podsystemu zabezpieczającego należy zaliczyć: środki transportowe; wyrzutnie, urządzenia specjalne, produkty MPS, magazyny i składy, grupa osłony i ochrony, środki szkolne i treningowe oraz stanowiska dowodzenia i kierowania (rys. 11). Wszystkie w/w elementy i środki zorganizowane są w odpowiednie pododdziały lub oddziały, których pracą kierują punkty i SD poprzez specjalną sieć łączności. Ilość i jakość urządzeń pomocniczych zależy od przeznaczenia i wielkości kompleksu rakietowego. Małe zestawy artyleryjskich rakiet balistycznych posiadają niezbędne minimum urządzeń zabezpieczających. Natomiast kompleksy rakiet strategicznych tworzą duże bazy rakietowe wyposażone w rozbudowaną infrastrukturę (rakiety balistyczne bazowania stacjonarnego). Kompleksy mobilne posiadają uproszczoną niezbędną liczbę pojazdów zabezpieczających takich jak: stacja meteo, ruchome SD, transportery rakiet, pojazdy techniczne. Koszt urządzeń pomocniczych w zależności od klasy i rodzaju rakiet balistycznych wynosi od 20 do 50% ogólnego kosztu całego kompleksu danej broni. Wszystkie urządzenia, przyrządy i obiekty są w wysokim stopniu zautomatyzowane a niektóre dublowane. Typowa baza rakietowa kompleksów mobilnych TOPOL, zabezpiecza bazowanie i funkcjonowanie praktycznie dywizji składającej się z 3-5 pułków w ilości 27-45 mobilnych wyrzutni. Bazy te posiadają specjalne stanowiska startowe stałe, zapasowe i pozorne. Wyrzutnie, pojazdy techniczne i mobilne SD przechowywane są w specjalnych hangarach. Baza taka posiada niezbędne środki zabezpieczenia technicznego (warsztaty stałe i ruchome); środki łączności, zaplecze socjalno – bytowe (mobilne hotele i kasyna), oraz niezbędny park magazynowo – składowy. Natomiast bazy stacjonarne to duże kompleksy o wysokim nasyceniu infrastruktury rozbudowy inżynieryjnej. Głównymi elementami są stanowiska startowe rakiet balistycznych, które mogą być naziemne lub podziemne o całkowitej autonomiczności. Zazwyczaj wszystkie elementy kierowania i dowodzenia także rozmieszczone są w podziemnych betonowych schronach typu ciężkiego. Stanowiska startowe – wyrzutnie są rozśrodkowane w takich odległościach, że przynajmniej część z nich powinna przetrwać ewentualny atak atomowy i nadawać się do użycia. Ważnym ogniwem sprawnego funkcjonowania każdej z baz



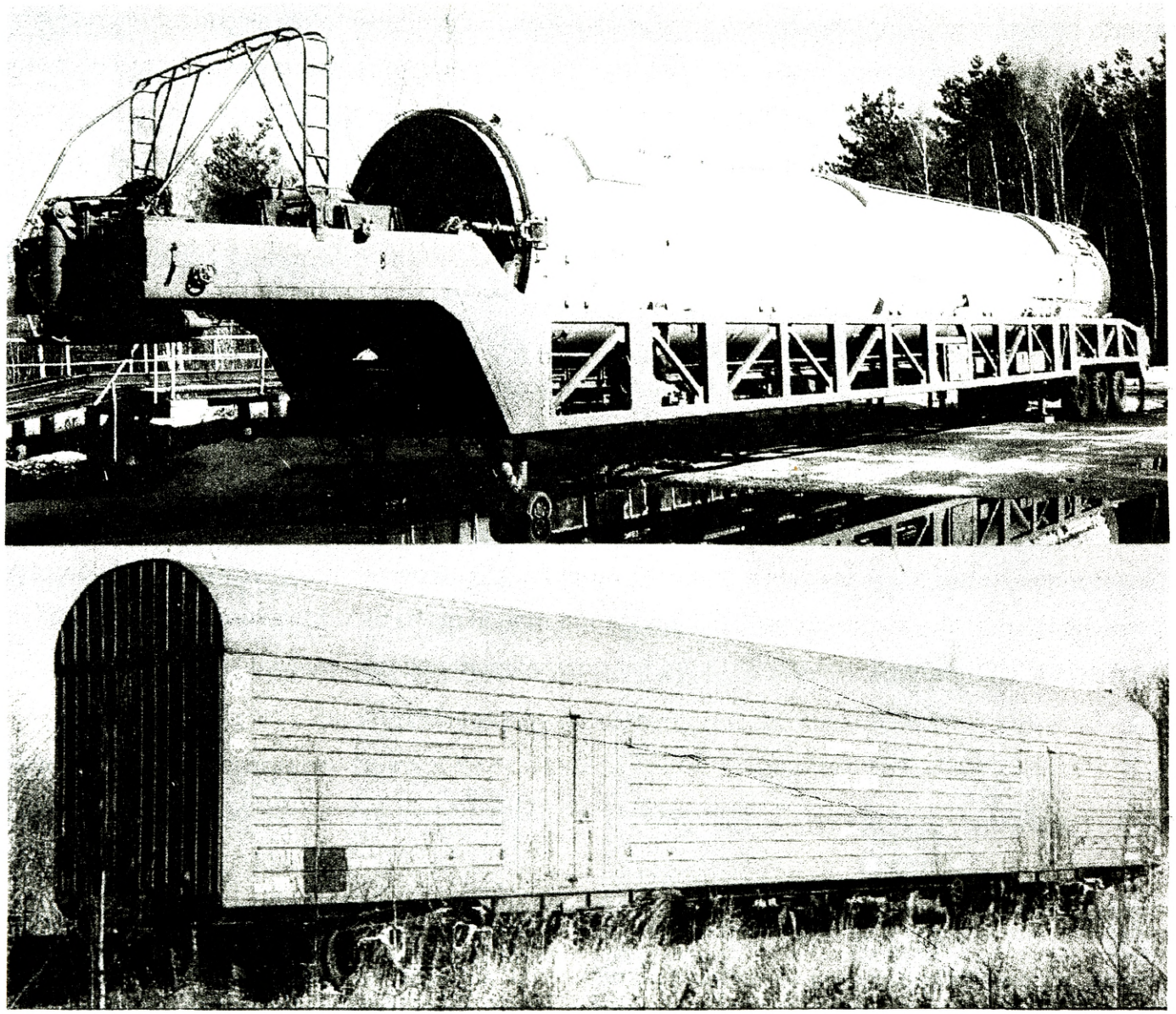
Rys . 11 . Wybrane podsystemy pomocnicze i zabezpieczenia kompleksów rakiet balistycznych .

rakietowych jest podsystem ochrony i obrony. System ten składa się z wielu elementów wzajemnie się uzupełniających i pokrywających.

Do wykonania tego zadania przygotowane są specjalne pododdziały i oddziały wojsk specjalnych. Wokół bazy tworzy się specjalne ogrodzenia i pasy technicznej ochrony. Wyposażone są one w środki elektroniczne i elektrooptyczne, uzupełniają je liczne posterunki wartownicze, patrole zmotoryzowane a nawet w przypadku baz doświadczalnych czy poligonowych specjalne patrole lotu na śmigłowcach. Dużo uwagi poświęca się także maskowaniu operacyjnemu. W tym celu tworzy się i buduje obiekty pozorne o wysokim stopniu wiarygodności (pracujące makiety wyrzutni, rakiet, środków łączności itp.). Szczególnej ochronie i obronie podlegają magazyny i składy amunicji specjalnej (głowic jądrowych). Do tego celu przeznacza się oddziały wojsk specjalnych (KGB, SPECNAZ itp.) Dużo uwagi dowódcy wojsk rakietowych poświęcają zabezpieczeniu funkcjonowania łączności, w tym celu stosuje się ciągłą obserwację sieci łączności pod względem zakłócenia, nasłuchu, podsłuchu i ewentualnemu uszkodzeniu.

1.8. ŚRODKI TRANSPORTOWE DLA RAKIET BALISTYCZNYCH

Transport odgrywa jedno z zasadniczych zadań zabezpieczających funkcjonowanie wojsk rakietowych. Może się on odbywać trzema podstawowymi rodzajami środków: naziemnymi, lotniczymi i morskimi. Najczęściej stosowanym rodzajem transportu jest transport za pomocą naziemnych środków transportowych (samochody ciężarowe, ciągniki z naczepami specjalnymi, wagony kolejowe, specjalne pojazdy transportowe i inne). Lotniczy transport może odbywać się za pomocą samolotów lub śmigłowców transportowych. Drogą morską można transportować rakiety na pokładach okrętów i statków transportowych, a także tratw i pontonów. Specyficznymi środkami transportu są także samobieżne wyrzutnie, które mogą występować w postaci pojazdów samochodowych (przykładem może być kompleks rakietowy TOPOL) oraz gąsienicowych (zestaw R-170, R-30). Niekiedy wyrzutnia może być umiejscowiona na naczepie, przyczepie lub wózku holowanym przez samochód ciężarowy lub terenowy. Najczęściej stosowa-



Rys . 12 . Przykładowe środki transportowe rakiet balistycznych , na górze pojazd z naczepą, na dole wagon kolejowy

nym środkiem transportu naziemnego, który zabezpiecza przewóz rakiety od producenta do składu lub magazynu – są specjalne wagony kolejowe, oraz na odcinku magazyn – stanowisko startowe (wyrzutnia) przeważnie specjalistyczne naczepy lub przyczepy holowane przez ciągniki gąsienicowe lub kołowe. Rakiety także rozmieszczone są przeważnie w specjalnych pojemnikach transportowo – startowych, które z kolei umieszczone są na uniwersalnych transportowo – przeładowujących naczepach TPK (rys. 12). Aktualnie w Federacji Rosyjskiej eksploatuje się kilka rodzaj takich naczep. Do transportu rakiet typu UR-100N używa się zestawu transportowego składającego się z ciągnika kołowego – czteroosiowego typu MAZ-537E oraz 41 metrowej trzyosiowej naczepy. Innym zestawem jest 5-osiowa naczepa z ciągnikiem MAZ-537E. Nietypowym rozwiązaniem do transportu rakiet jest czteroelementowy pojazd składający się z naczepy i dwóch ciągników typu MAZ-537E, jednego ciągnącego i drugiego pchającego. Wszystkie w/w pojazdy transportowe mogą przeładować TPK z wagonu na pojazd i z pojazdu na inny pojazd specjalny bez stosowania dźwigu. Drogą kolejową można przewozić rakiety balistyczne za pomocą wagonu izotermicznego wyposażonego w specjalne wewnętrzne oprzyrządowanie. Długość wagonu wynosi 24,5 m, masa 53,9 t.

Transport lotniczy nie znalazł szerszego zastosowania w przewozie RB. Wynika to z olbrzymiego kosztu oraz niezbędnej infrastruktury (lotnisk, dźwigów, specjalnie dostosowanych statków powietrznych). Jedynym argumentem jest chyba czynnik czasu, który w tym przypadku nie ma decydującego znaczenia. Także transport morski może być stosowany tylko w sporadycznych przypadkach (przykładem takim może być operacja „ANADYR", którą przeprowadzono podczas kryzysu kubańskiego).

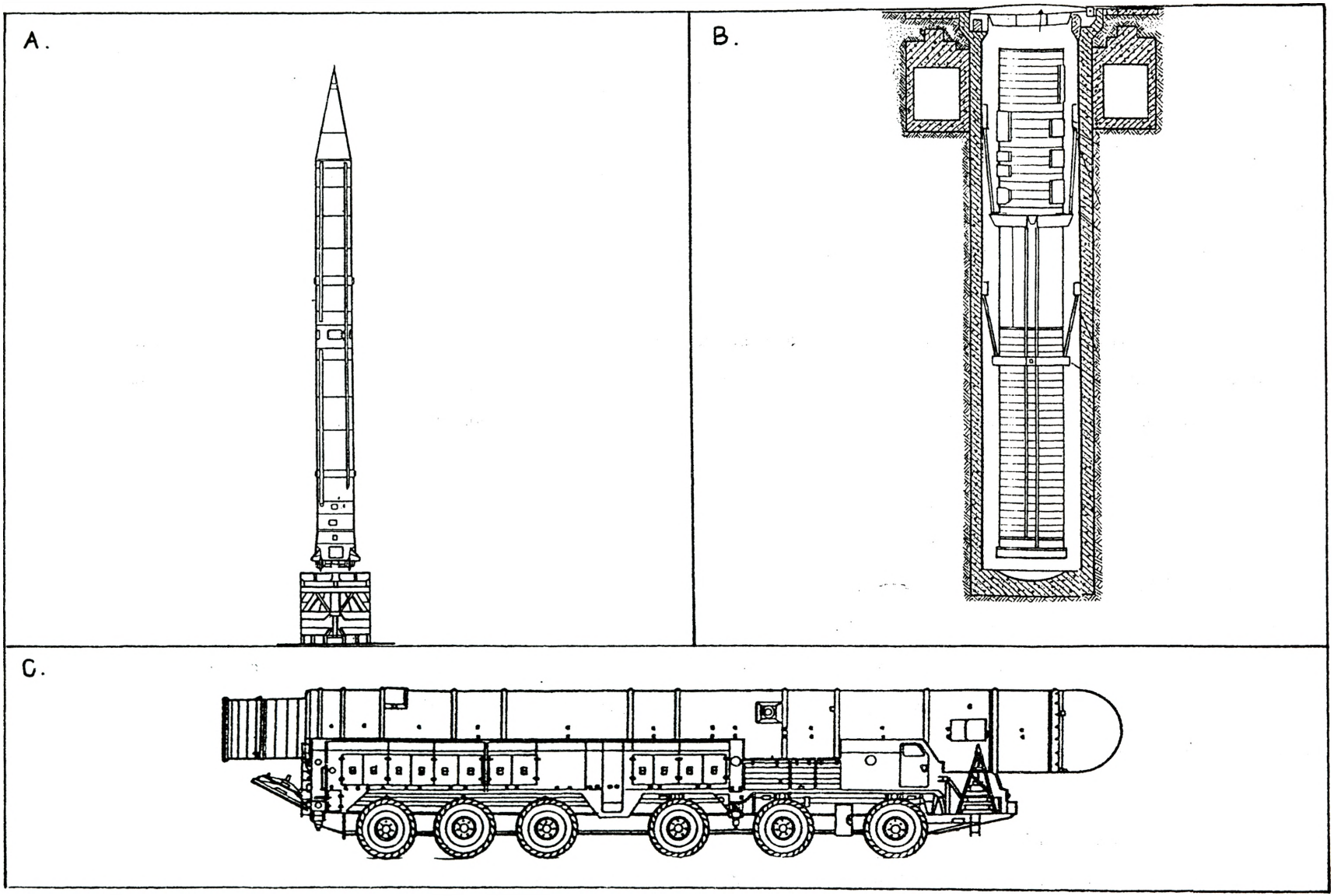
1.9. RODZAJE WYRZUTNI RAKIET BALISTYCZNYCH

Wyrzutnia rakietowa jest złożonym urządzeniem technicznym z którego odbywa się start rakiety lub pocisku rakietowego. Służy ona do utrzymania odpowiedniej pozycji oraz nadania kierunku startu. Każda wyrzutnia rakietowa niezależnie od konstrukcji i przeznaczenia składa się z następujących elementów i zespołów: prowadnic lub płyt oporowych na których spoczywa kadłub ra-

kiety; podstawy; urządzeń zapłonowych. W zależności od konstrukcji wyrzutni, podzespoły te mogą mieć różną budowę, mogą być one uzupełnione dodatkowymi urządzeniami. Najogólniej wyrzutnie dzielą się na prowadnicowe i zerowe. Wyrzutnie prowadnicowe wyposażone są w specjalnie skonstruowany element nośny (belka), na którym spoczywa bądź podwieszona jest rakieta. Belka ta może być zamontowana na stałe lub przemieszczać się w jednej lub dwóch płaszczyznach. Wyrzutnie prowadnicowe stosowane są dla niekierowanych oraz dla niektórych kierowanych pocisków rakietowych np. lotniczych klasy P-P; P-Z; P-W, lub też zestawach przeciwlotniczych. Wyrzutnie prowadnicowe (zwane też szynowymi) znalazły zastosowanie do odpalania rakiet balistycznych artyleryjskich (taktyczne zestawy 3R1 FILIN; 3R2 MARS, R-30, R-70 itp.).

Drugi rodzaj wyrzutni typu zerowego stosowany jest do odpalania rakiet balistycznych kierowanych. Mogą one być budowane jako naziemne w postaci stołów startowych (kompleksy R-5, R-12, R-14, R-16) lub jako konstrukcje stelażowe (kompleksy R-7). Inną bardziej skomplikowaną konstrukcją wyrzutni zerowej, jest wyrzutnia podziemna wykonana jako pionowy silos. Z silosu start może odbywać się sposobem „zimnym" lub „gorącym". Start zimny polega na wyrzuceniu rakiety ze specjalnego pojemnika transportowo – startowego (TPK) za pomocą ciśnienia gazów prochowych wytworzonych za pomocą gazogeneratora (akumulatora gazowego). Pocisk wyrzucany jest za pomocą tych gazów na wysokość rzędu kilkunastu metrów ponad poziom ziemi i wówczas włączone są silniki marszowe rakiety balistycznej. Innym kryterium podziału wyrzutni jest mobilność. Według tego kryterium wyrzutnie dzieli się na: wyrzutnie stacjonarne i mobilne. Do stacjonarnych zaliczają się wyrzutnie kompleksów: UR-100, R-36, UR-MR-100, R-16. Wyrzutnie mobilne to urządzenia startowe zamontowane na różnego rodzaju pojazdach typu: kołowego, gąsienicowego lub kolejowego. Typowymi wyrzutniami kołowymi są kompleksy: R-70 ŁUNA-M; R-300 ELBRUS; RSD-10 PIONIER, RS-12M TOPOL; w wyrzutnie gąsienicowe wyposażono kompleksy: R-170, 9K98. Natomiast na wagonach kolejowych zamontowano rakiety kompleksu RS-22 (rys. 13).

Rozważa się także możliwości startu rakiet balistycznych z samolotów transportowych lub bombowych oraz z pokładów okrętów i statków. Najnowszą i najszerzej stosowaną wyrzutnię rakiet balistycznych w WRSP – są obecnie wyrzutnie pojemnikowe w połączeniu z rozmieszczeniem w silosach. Istnieje wiele różnych kryteriów podziału wyrzutni, lecz ze względu na obszerność materiału – autorzy tylko i wyłącznie zasygnalizowali to zagadnienie.

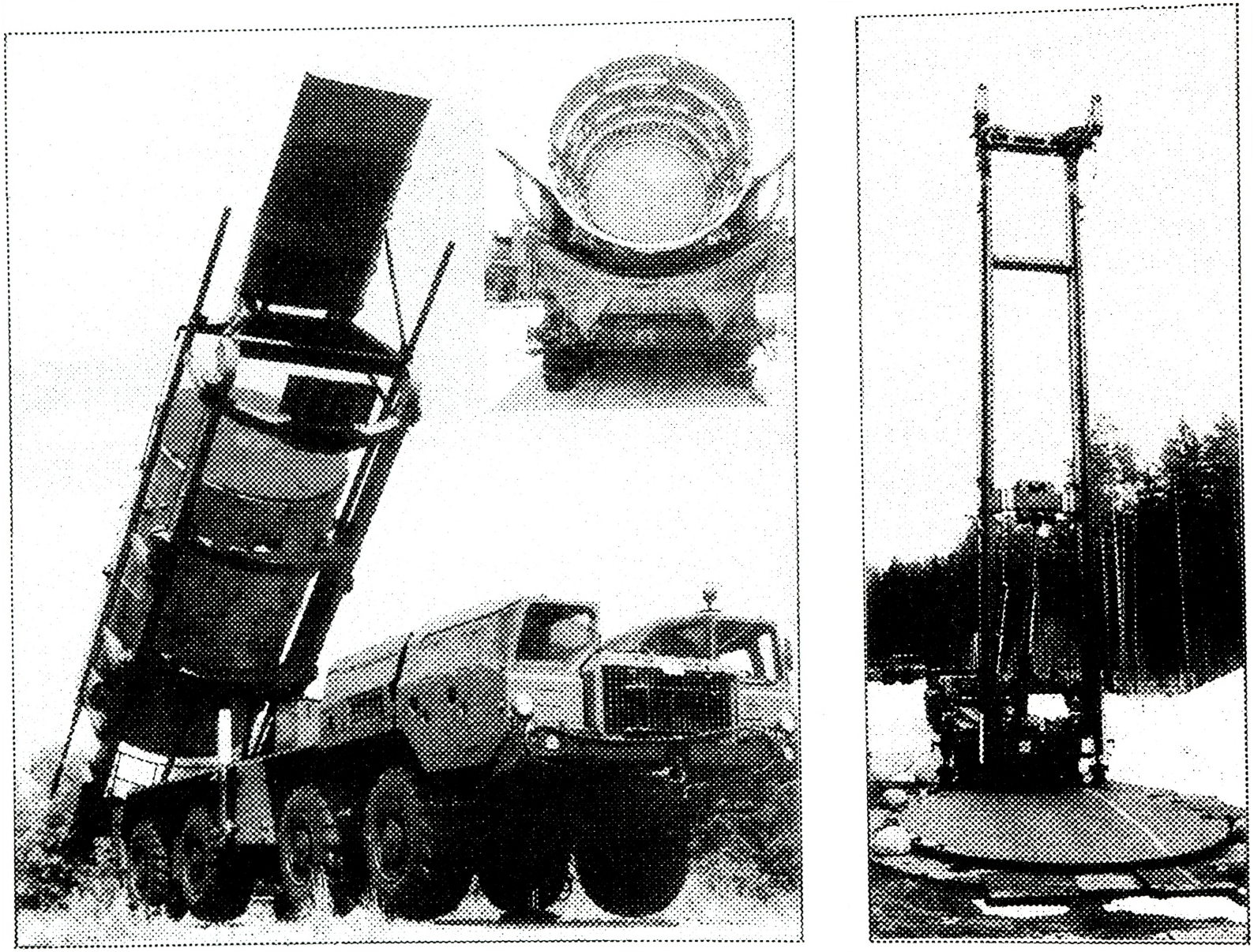


Rys .13 . Różne rodzaje wyrzutni rakiet balistycznych : A. Stół startowy rakiety R-12 , B. silos podziemny rakiety MR-UR-100 , C. mobilna kompleksu TOPOL

1.10. URZĄDZENIA SPECJALNE

Wraz z rozwojem i automatyzacją kompleksów rakietowych, wzrastała także ilość urządzeń specjalistycznych, zwiększana jest także niezawodność i bezpieczeństwo eksploatacji. Ilość, jakość i wielkość urządzeń specjalnych i pomocniczych uzależniona jest od klasy, przeznaczenia i wielkości danego zestawu lub kompleksu rakiet balistycznych. Urządzenia specjalne i pomocnicze dla zestawów rakiet balistycznych o przeznaczeniu taktycznym montowane są przeważnie na samochodach lub ciągnikach, a oddziały tych rakiet dysponują niewielką liczbą pojazdów niezbędnych do zabezpieczenia procesu przygotowania i zabezpieczenia startu rakiet. Są one zdolne w stosunkowo krótkim okresie czasu do przemieszczenia w inny rejon działania. Zestawy rakiet taktycznych i taktyczno – operacyjnych są przeważnie wyposażone w pociski rakietowe napędzane silnikami na stały materiał pędny, a więc nie występują problemy z przewożeniem i magazynowaniem materiałów paliwowych (MPS). Do urządzeń specjalnych zabezpieczających oddziały tych rakiet zalicza się tylko: urządzenia przeładowujące lub załadowujące pociski na wyrzutnie, środki transportu głowic rakiet, pojazdy z aparaturą kontrolno – pomiarową; generatory prądu, sprzęt hydro – pneumatyczny; stacja meteorologii; wozy przeciwpożarowe, oraz środki łączności. Natomiast sprzęt i urządzenia specjalne wchodzące w skład kompleksów rakiet balistycznych średniego zasięgu w zależności od sposobu bazowania; półmobilne (np. kompleksy R-5, R-12, R-14) lub stacjonarne – przybierają znacznie większe liczby. Ponadto w zależności od rodzaju rakiet i ich systemów napędowych – liczba środków wzrasta znacznie o całą dziedzinę paliw i komponentów gazów technicznych.

Rakiety strategiczne ze względu na swoje wymiary znaczenie instaluje się w typowo stacjonarnych bazach. Bazy te zajmują znaczne powierzchnie gdyż składają się od kilku do kilkunastu płaszczyzn startowych. Każda płaszczyzna startowa posiada od kilku do kilkunastu podziemnych wyrzutni – silosów odpowiednio rozśrodkowanych. Aby zabezpieczyć sprawne funkcjonowanie takiej bazy rakietowej wydziela się całe zestawy środków specjalnych. W skład tych środków wchodzi szereg urządzeń i pojazdów, które zapewniają przechowywanie, transport, przeładowanie, sprawdzenie, tankowanie i uzbrojenie rakiet (rys. 14). Do podstawowych urządzeń należy zaliczyć: specjalne pojazdy transportowo – ustawiające, które ustawiają rakiety na pozycji startowej (dołączenie do

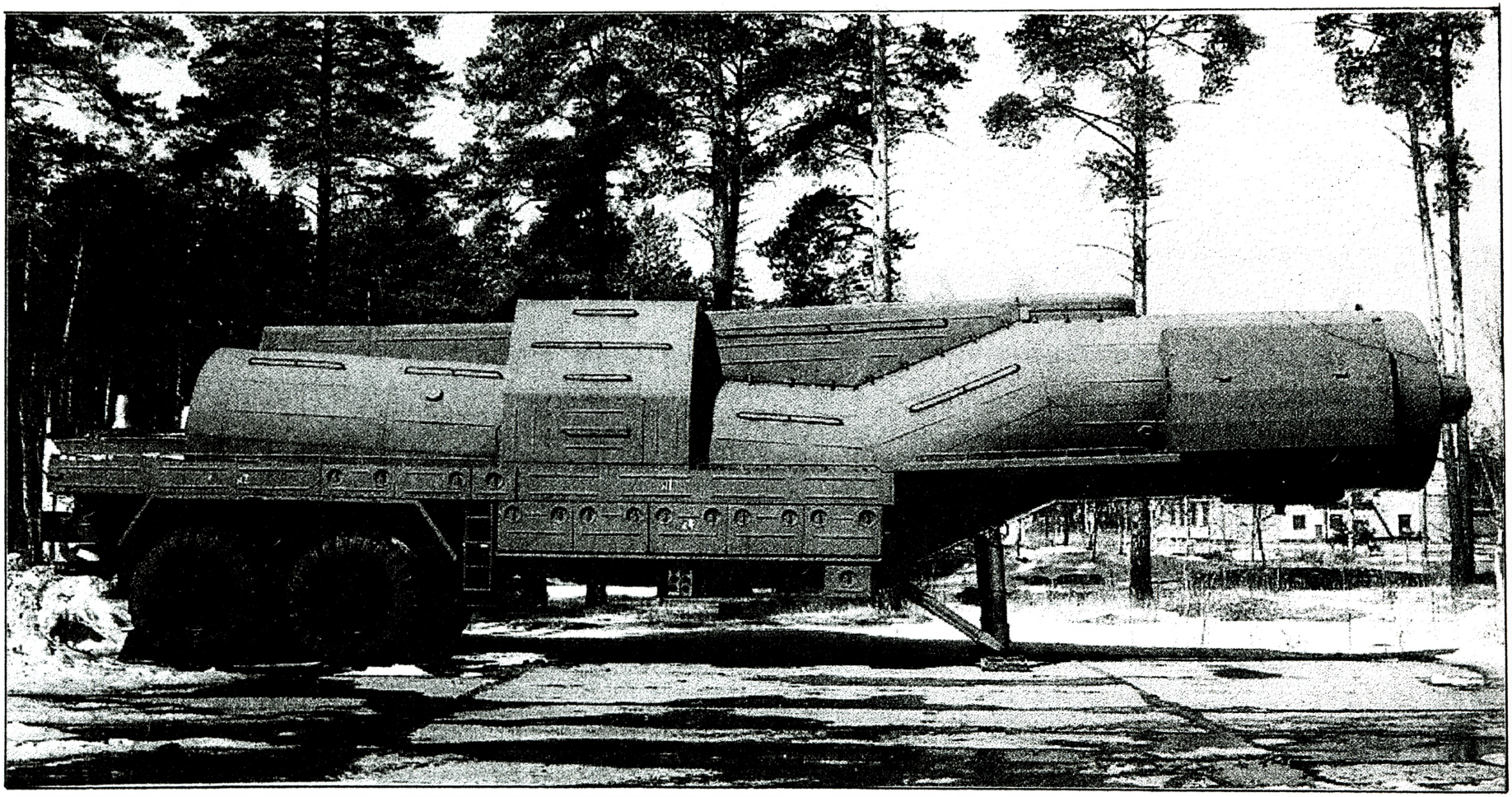


Rys . 14 . Przykładowe pojazdy specjalne wybranych kompleksów rakiet balistycznych , z lewej pojazd transportowo-załadowczy TUAP-2 , z prawej UTPK-1

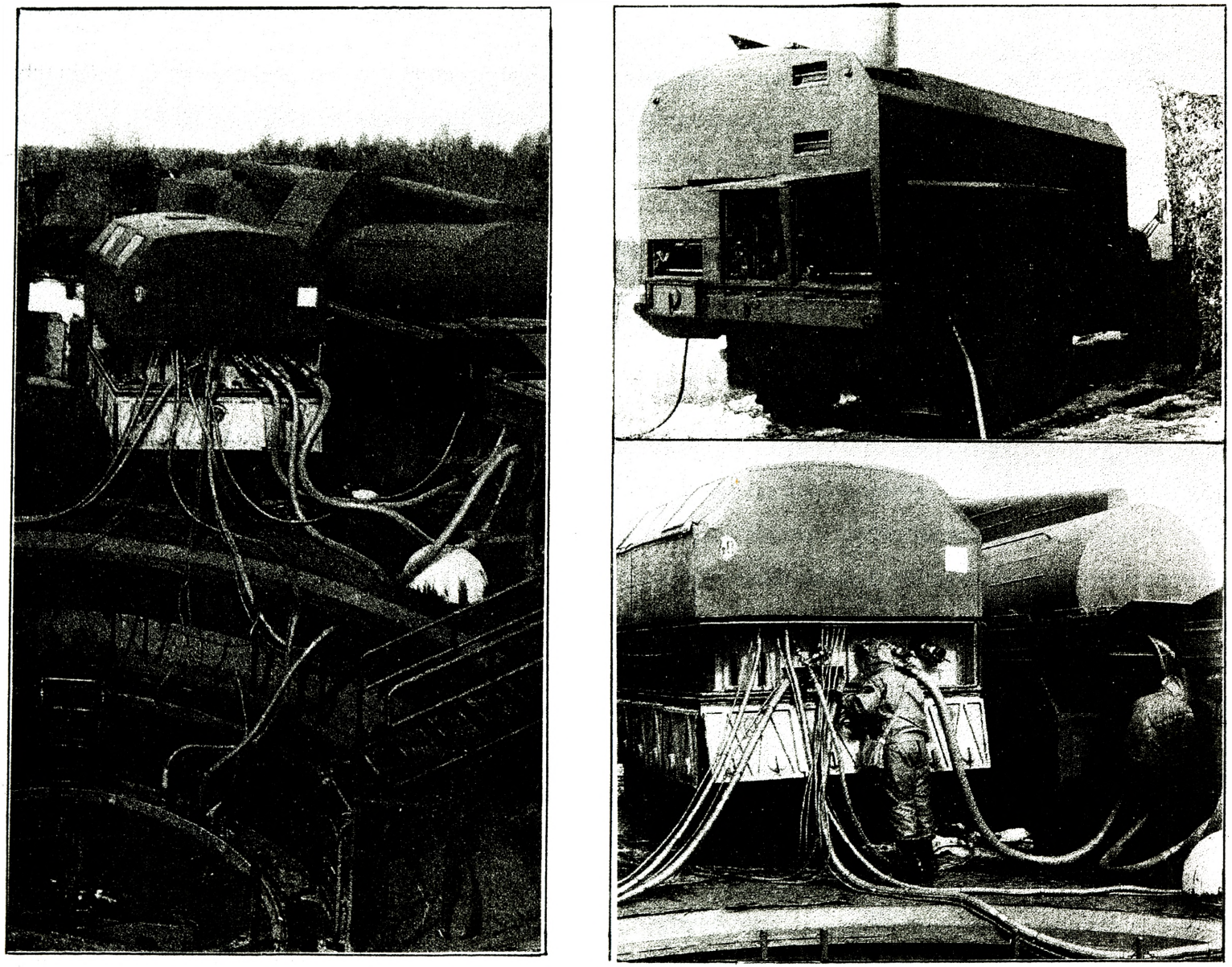
wyrzutni), lub załadowujące wyrzutnie podziemne. Druga grupa urządzeń – to wszelka aparatura kontrolno – pomiarowa oraz diagnostyczna, która sygnalizuje i sprawdza aktualny stan podsystemów rakiety i wyrzutni. Duże znaczenie ma także grupa pojazdów – generatorów prądu elektrycznego. Istnieją jeszcze inne urządzenia – pojazdy: do zabezpieczenia meteo., p/pożarowe, topogeodezyjne, gazów technicznych, hydro – pneumatyki itp. Wszystkie te środki sprzęgnięte są sprawnym systemem łączności radiowej i telefonicznej.

1.11. ŚRODKI MPS KOMPLEKSÓW RAKIET BALISTYCZNYCH

Wraz ze skonstruowaniem w połowie XX wieku silnika rakietowego na ciekły materiał pędny, zaistniał problem stosowania odpowiednich ciekłych środków napędowych. Dotychczas wyprodukowano dwie grupy ciekłych środków napędowych: jednoskładnikowe i dwuskładnikowe. Wszystkie środki napędowe są produktami (związkami) chemicznymi jednorodnymi lub niejednorodnymi. Większość tych związków chemicznych jest bardzo szkodliwa dla człowieka. Poszczególne komponenty środka napędowego (substancja palna i utleniacz) muszą być zatem produkowane i przechowywane z zachowaniem najwyższych środków ostrożności. Do magazynowania i przewożenia tych komponentów używa się specjalnych urządzeń w postaci zbiorników, cystern i autocystern. Także wysoce niebezpiecznym procesem jest samo tankowanie zbiorników rakiety balistycznej w/w komponentami. Wydzielające się opary i gazy powodują wysokie zagrożenie pożarowe, a także istnieje groźba skażenia ekologicznego. Dlatego też służba MPS wyposażona jest w odpowiednie środki w postaci specjalnych urządzeń do produkcji (wytwornice utleniaczy lub komponentów palnych środka napędowego), przechowywania (składy), transportu (autocysterny), oraz tankowania (dystrybutory). Ponadto podczas procesu tankowania, stosuje się odpowiednie specjalne instalacje i urządzenia, które powodują spalanie oparów i neutralizują resztki niebezpiecznych dla środowiska komponentów paliw rakietowych. Niezbędnym urządzeniem zabezpieczającym proces tankowania są urządzenia sterowania tankowaniem oraz stacje kompresorowe. Aktualnie kompleksy rakiet balistycznych zabezpie-



Rys . 15 . Autocysterna typu ZAC komponentów paliwowych

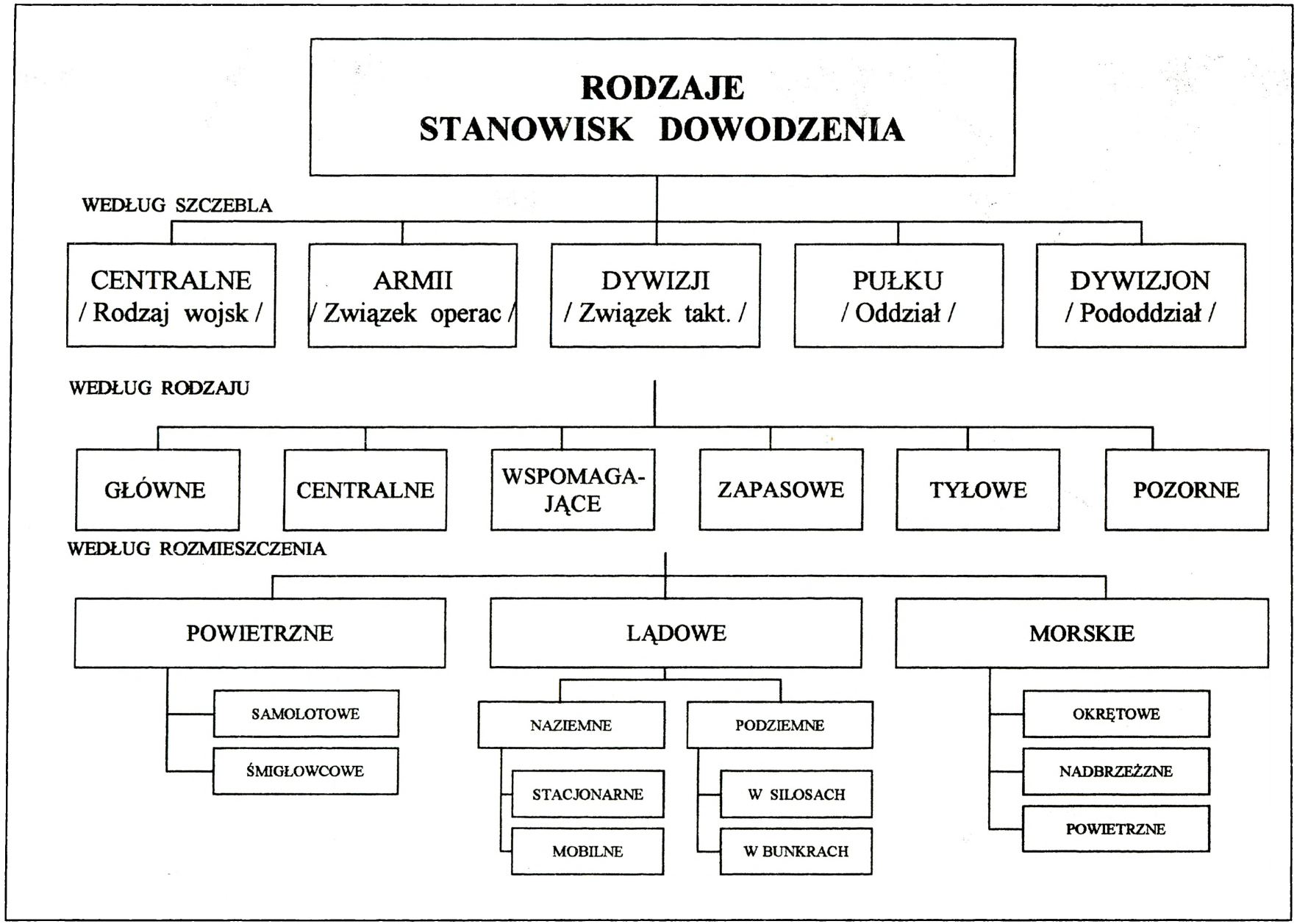


Rys .16 . Urządzenia specjalistyczne zabezpieczające proces tankowania rakiet , z prawej od góry instalacja spalania odpadów par paliwa , niżej pojazd z aparaturą sterującą

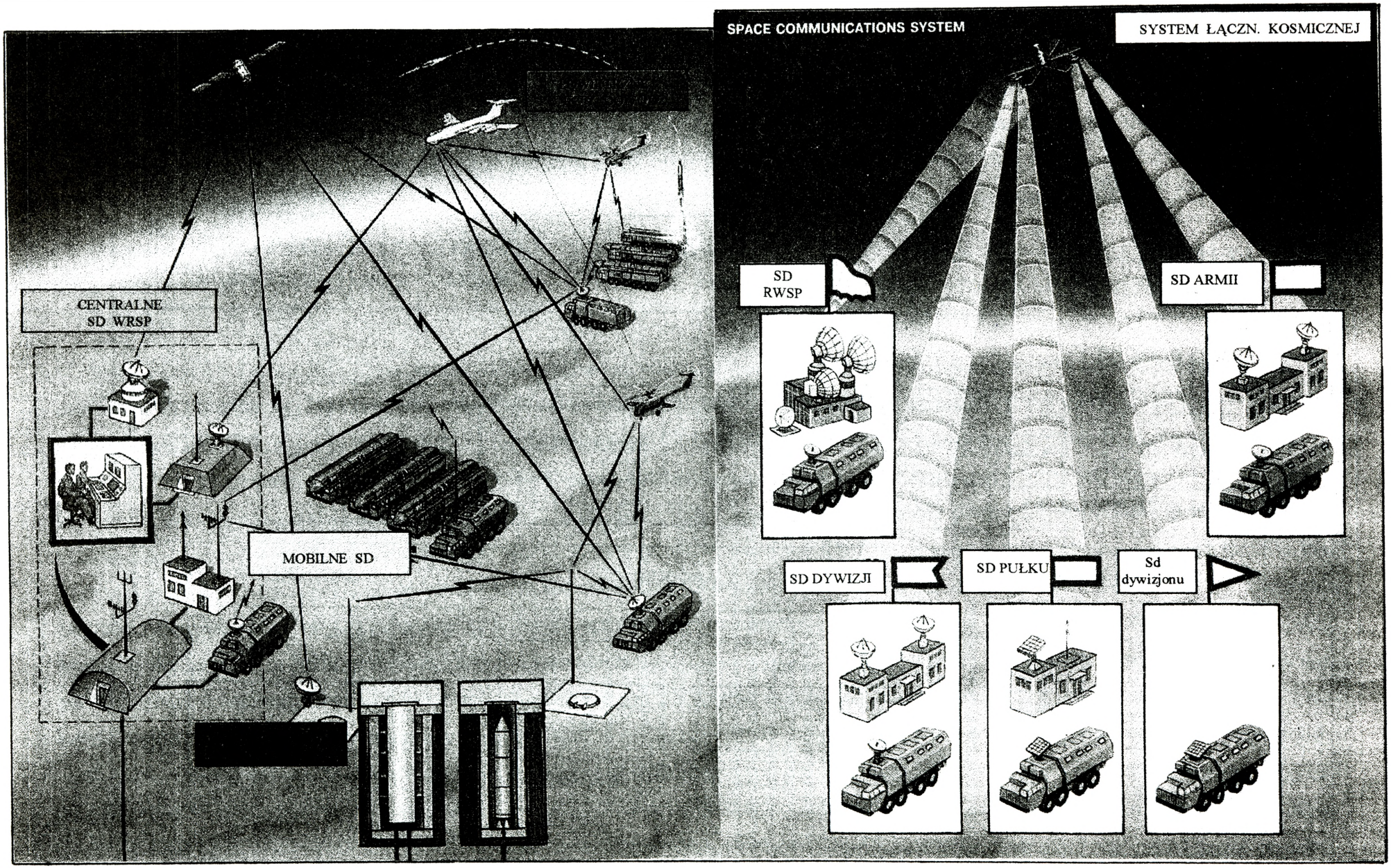
czane są następującymi urządzeniami i środkami: do transportu komponentów paliw przeznaczone autocysterny typu ZAC-1 i ZAC-2 (rys. 14). Do przeprowadzenia procesu tankowania służą mobilne stacje tankowania typu: PZS-1, PZS-2, natomiast do kierowania tankowaniem stosuje się specjalny pojazd z aparaturą MUZ (rys.15). Wszystkie w/w pojazdy specjalne zbudowane są na bazie podwozia samochodu ZIŁ-131. Instalacje spalania par z agregatami typu MDP-1 i MDP-2 montowane są także na bazie podwozia ZIŁ-131. Proces tankowania wraz z podłączeniem wszystkich instalacji zabezpieczających pokazano na (rys. 16).

1.12. STANOWISKA DOWODZENIA

Stanowisko Dowodzenia jest specyficzną wojskową odmianą stanowiska kierowania, z którego załoga dowodzi (kieruje) działalnością podległego obiektu (grupy obiektów) na podstawie wytycznych i rozkazów wyższych przełożonych lub też podejmując decyzje samodzielnie na podstawie oceny sytuacji i obserwacji bieżącej. Stanowisko dowodzenia wyposażone jest w urządzenia do bezpośredniego lub pośredniego kierowania działalnością podległego obiektu. Do zabezpieczenia prawidłowego funkcjonowania SD winno posiadać niezawodny system łączności (dublowany innym rodzajem łączności), oraz aparaturę i sprzęt do obserwacji technicznej. Całość aparatury i urządzeń do automatycznego przetwarzania danych. Niezbędnym warunkiem każdego SD jest możliwie jak najwyższa odporność na przetrwania we współczesnych warunkach pola walki. Dlatego tez w zależności od ważności SD (szczebla), wyposaża się te obiekty w specjalne wyposażenie i aparaturę zapewniającą funkcjonowanie SD w warunkach ekstermalnych. Stanowiska dowodzenia wyższego szczebla buduje się jako obiekty stacjonarne w formie podziemnych ufortyfikowanych konstrukcji ciężkiego typu. Obiekt musi posiadać własne niezależne źródła zasilania w energię elektryczną, urządzenia filtro – wentylacyjne powietrza, odpowiednie zapasy prowiantu oraz niezbędne warunki socjalno – bytowe dla załogi. Niektóre z podziemnych SD wyposaża się w specjalne instalacje amortyzacyjne zabezpieczające przed skutkami trzęsień ziemi lub wstrząsów wywołanych wybuchami jądrowymi. W miarę rozwoju techniki militarnej powstało wiele rodzajów i typów SD i SK. Najogólniej SD można podzielić według spełnianej roli lub rodzajów wykonywanych zadań. Wyróżnia się SD: główne, centralne, wspomagające, zapasowe, tyłowe i pozorne (rys. 17). Drugim nie mniej ważnym kryterium jest miejsce rozmieszczenia. W tej klasyfikacji wyróżnia się SD;



Rys . 17 . Ogólna klasyfikacja stanowisk dowodzenia według wybranych kryterów



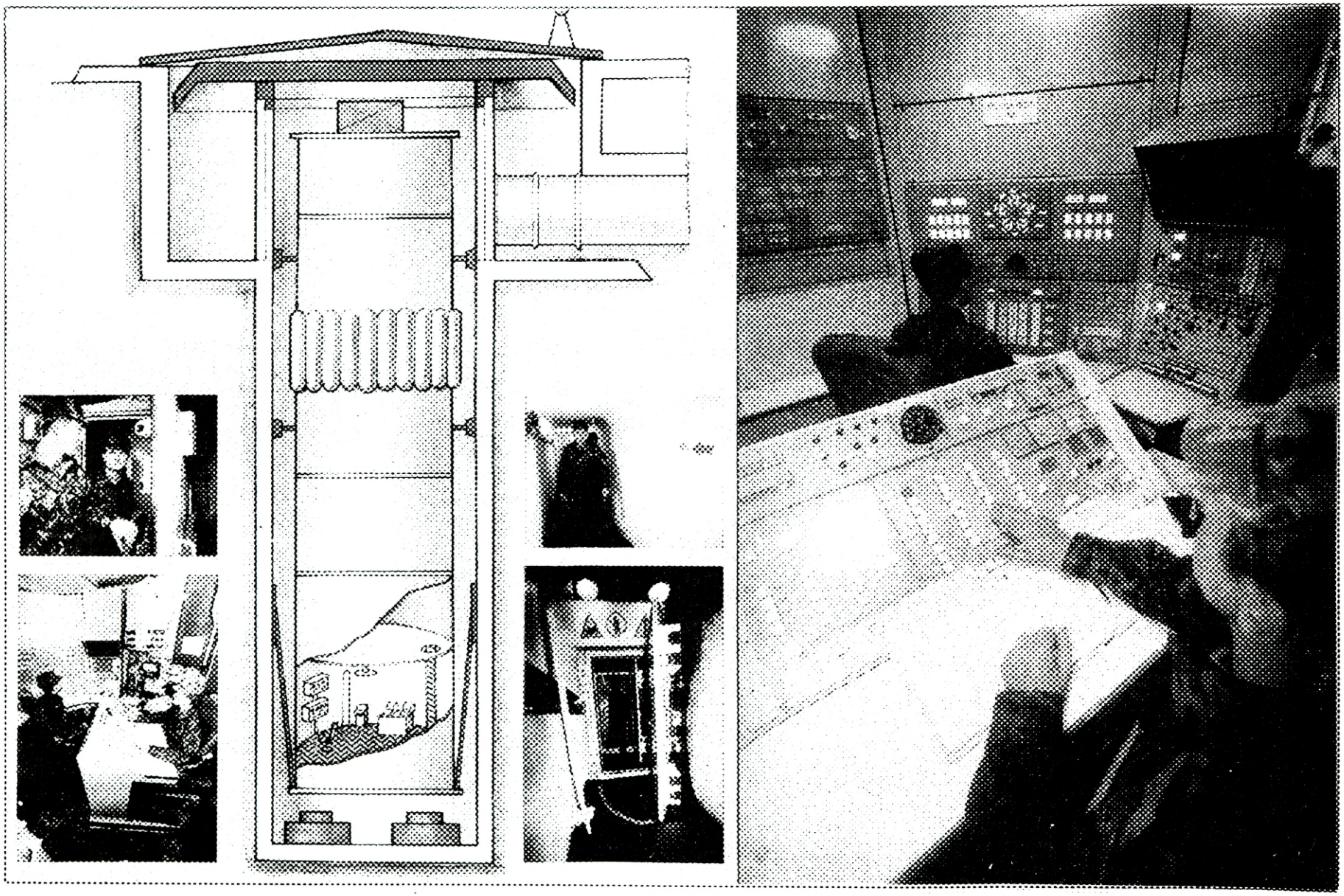
Rys .18 . Ogólny schemat dowodzenia WRSP – FR

powietrzne rozmieszczone na samolotach i śmigłowcach (IŁ-82, Mi-22, Mi-9); lądowe – podziemne (w bunkrach i w silosach) oraz lądowe naziemne (stacjonarne i mobilne). SD – mobilne dzielą się z kolei na samochodowe (kompleks TOPOL) i kolejowe (kompleks RT-23). Innym kryterium podziału jest także podział według hierarchii: ten podział wyróżnia SD, rodzaju wojsk, SD – związku operacyjnego (armii); SD – ZT (dywizji i SD – oddziału (pułku) oraz SD – pododdziału (dywizjonu).

Strategiczne Wojska Rakietowe FR posiadają na swoim wyposażeniu niemal wszystkie rodzaje w/w SD. Na szczeblu najwyższym istnieje Centralne SD rozmieszczone w m. WŁASICHA pod Moskwą. Kolejna sieć SCD szczebla armii znajduje się przy dowództwach tych związków operacyjnych. Dywizyjne SD zabezpieczają funkcjonowanie i kierowanie podległymi pułkami rakiet. Natomiast pułkowe SD analogicznie dowodzą i kierują podległymi dywizjonami (rys. 18).

Przykładowe SD typu ciężkiego (obiekt podziemny ufortyfikowany) wyposażone jest w następujące podsystemy i środki:

- żelbetowa konstrukcja o dużej kubaturze i kilkudziesięciu pomieszczeniach (rys. 19 i 20);
- pomieszczenia pracy bojowej wyposażone w specjalistyczną aparaturę rozmieszczoną na amortyzowanych platformach;
- zautomatyzowana aparatura systemu kierowania i dowodzenia;
- kompleks łączności (radiowa, kablowa);
- system zasilania elektrycznego;
- system regeneracji i wentylacji powietrza;
- system regulacji temperatury i wilgotności;
- inne podsystemy techniczne.



Rys .19 . Przekrój SD rozmieszczonego w silosie , oraz widok sali operacyjnej



Rys .2o . Ogólny widok SD typu podziemnego ufortyfikowanego

1.13. ELEMENTY ZABEZPIECZENIA LOGISTYCZNEGO KOMPLEKSÓW RAKEIT BALISTYCZNYCH

Zabezpieczenie logistyczne w Strategicznych Wojskach Rakietowych Federacji Rosyjskiej jest jednym z ważniejszych elementów funkcjonowania tych wojsk. W wojskach tych służy obecnie około 133 tysięcy żołnierzy, z czego prawdopodobnie połowa w jednostkach logistycznych i zabezpieczających. Na cały proces zabezpieczenia logistycznego składa się całokształt działań związanych z produkcją, transportem, przechowywaniem, diagnostyką, eksploatacją, naprawami, remontem techniki rakietowej a także zagadnieniami socjalno – bytowymi personelu i załóg. Niektóre z w/w zagadnień zostały omówione w poprzednich podrozdziałach, natomiast problematykę: magazynowania, składowania, napraw, remontów oraz zagadnienia socjalno – bytowe zostaną zasygnalizowane w tym podrozdziale. O ile produkcję techniki rakietowej (rakiet, wyrzutni i wyposażenia pomocniczego zajmują się wyspecjalizowane zakłady produkcyjne gospodarki narodowej lub podległe MON, tak zagadnieniami składu, magazynowania, produkcji niektórych komponentów paliw, remontami i naprawami a także diagnostyką zajmują się specjalistyczne grupy zabezpieczenia. Oddzielną problematyką jest przechowywanie amunicji specjalnej w postaci głowic jądrowych do rakiet balistycznych. O ile poprzednimi przedsięwzięciami zajmują się wyspecjalizowane grupy wchodzące w skład oddziałów i ZT rakiet balistycznych, tak zarządzaniem i przechowywaniem amunicji jądrowej zajmują się jednostki specjalne KGB podległe innym dowódcom i szczeblom. O uzbrojeniu rakiet decydują najwyższe czynniki państwowe, stąd jednostki te posiadają szczególne znaczenie. Wszelkie komponenty paliw rakietowych jak i inne produkty niezbędne w eksploatacji rakiet (gazy techniczne) przechowywane są w specjalnie przygotowywanych magazynach i składach typu naziemnego lub podziemnego, a także w mobilnych środkach – autocysternach i dystrybutorach.

Problematyką napraw i remontu sprzętu rakietowego zajmują się wyspecjalizowane pododdziały i oddziały, które mogą wchodzić w skład oddziałów lub ZT jednostek rakietowych. Na szczeblach niższych znajdują się mobilne punkty i warsztaty naprawcze, natomiast ZT dysponują stacjonarnymi jednostkami remontowymi rakiet i sprzętu zabezpieczającego. Na szczeblach najniższych baterii, wyrzutni występują mobilne ukompletowane zespoły części zapasowych i podstawowych narzędzi eksploatacyjnych tzw. ZIP (rys. 21). Problematykę socjalno – bytową rozwiązano w dwojaki sposób, stacjonarne kompleksy rakiet balistycznych



Ry s. 21. Sprawdzanie stanu technicznego elektronicznego systemu zabezpieczenia bazy rakietowej

wyposażono w cały zespół zaplecza socjalno – bytowego w postaci naziemnych lub podziemnych obiektów hotelowych, kasynowych i kulturalno – oświatowych (kina, kluby itp.). Natomiast kompleksy mobilne typu TOPOL lub RT-23 (kolejkowe) wyposażone są w mobilne elementy w zależności od środka transportu. Kompleksy TOPOL posiadają mobilne hotele zbudowane na bazie ciągników MAZ-543 przeznaczone dla pomieszczenia 24 osób. Także na takim samym podwoziu zbudowano ruchome kasyno na 16 miejsc (rys. 22). Natomiast kompleksy kolejowe typu RT-23 posiadają w swoim zestawie jeden wagon socjalno – bytowy, który w pełni zabezpiecza tę problematykę.



Rys. 22 . Mobilny hotel kompleksu TOPOL , oraz fragmenty jego wnętrz

2. KLASYFIKACJA RAKIET BALISTYCZNYCH

Pociski rakietowe (rakiety) wbrew pozorom nie są wynalazkiem nowym – współczesnym. Ich historia rozwoju sięga kilku tysiącleci wstecz. Często przyjmuje się, iż rakieta jest najstarszą maszyną cieplną wykorzystującą energię chemiczną (spalanie prochu) do wykonania pracy mechanicznej. W tym wypadku praktyka znacznie wyprzedziła teorię.

Prawidłowość rozwoju technika rakietowa osiągnęła dopiero w czasach nowożytnych, a zwłaszcza w drugiej połowie XX wieku, gdy praktyka została wsparta nowoczesną teorią, a technologia umożliwiła realizację różnych śmiałych pomysłów i projektów.

Podstawową dziedziną zastosowań rakiet stały się techniki militarne i kosmiczne. Równocześnie rakiety używane są do wynoszenia w górne warstwy atmosfery i poza nią różnorodnej aparatury do badań meteorologicznych i geofizycznych oraz dla potrzeb telekomunikacji. Zastosowanie napędu rakietowego umożliwiło zwiększenie pułapu i zasięgu poza granice dostępne poprzednio dla klasycznego lotnictwa i artylerii, a jego upowszechnienie rozszerzyło znacznie pojęcie klasy obiektów latających i możliwości ich wykorzystania.

Gwałtowny rozwój techniki rakietowej spowodował, iż powstało tysiące różnych konstrukcji o różnorodnym zastosowaniu. II wojna światowa – to kolejny wielki impuls w rozwoju tej dziedziny. Jednak dopiero w drugiej połowie XX wieku nastąpiła „rakietyzacja" niemal wszelkich dziedzin techniki. Rozpoczęto eksplorację przestrzeni wokółziemskiej i badanie układu międzyplanetarnego. Jednak największe zastosowanie rakiety znalazły w technice militarnej. Wówczas to rakiety znalazły swoje zastosowanie we wszystkich rodzajach wojsk takich jak: lotnictwo, wojska lądowe i marynarka wojenna. Wkrótce powstał jako pierwszy nowy rodzaj wojsk: strategiczne wojska rakietowe. Podstawowe trzy przestrzenie, w których wykorzystywano broń rakietową takie jak: POWIETRZE, ZIEMIA i MORZE, został rozszerzony o kolejną przestrzeń: KOSMOS. Różnorodność powstałych konstrukcji rakiet, jak i ich rozmieszczenie spowodowało, iż zaistniała konieczność przyjęcia wstępnej klasyfikacji.

Podstawowym podziałem, z którego wywodzą się pociski rakietowe jest kryterium podziału pocisków (rys. 24). Ogólnie pociski dzielą się na trzy podstawowe grupy: pociski strzeleckie, artyleryjskie i rakietowe. Właśnie ta trzecia grupa obejmuje całą liczną rodzinę pocisków rakietowych, które napędzane są silnikiem rakietowym i przeznaczone są do niszczenia celu za pomocą przenoszonego ładunku bojowego. Współczesny pocisk rakietowy składa się z kadłuba, usterzenia, ładunku bojowego oraz napędu rakietowego. Pociski rakietowe mogą posiadać jeszcze inne części składowe w zależności od przeznaczenia. Innym znaczącym kryterium podziału jest napęd pocisków. Wszystkie pociski z napędem odrzutowym ze względu na rodzaj napędu dzielą się na trzy podstawowe grupy: pociski z napędem przelotowym, mieszanym i rakietowym (rys. 25). Z kolei te trzy grupy mogą tworzyć pociski kierowane lub grupę pocisków niekierowanych.

Podstawą podziału pocisków z napędem odrzutowym jest kryterium miejsca odpalania (startu) i miejsce położenia atakowanego celu. Aktualnie wyodrębniono pięć podstawowych ośrodków z których możliwy jest start pocisku: KOSMOS, POWIETRZE, ZIEMIA, WODA, GĘBINA WODNA. Jeżeli przyjmie się także tych pięć ośrodków położenia potencjalnego celu to powstaje automatycznie 25 podstawowych klas, którymi można ująć wszystkie pociski odrzutowe (rys. 26).

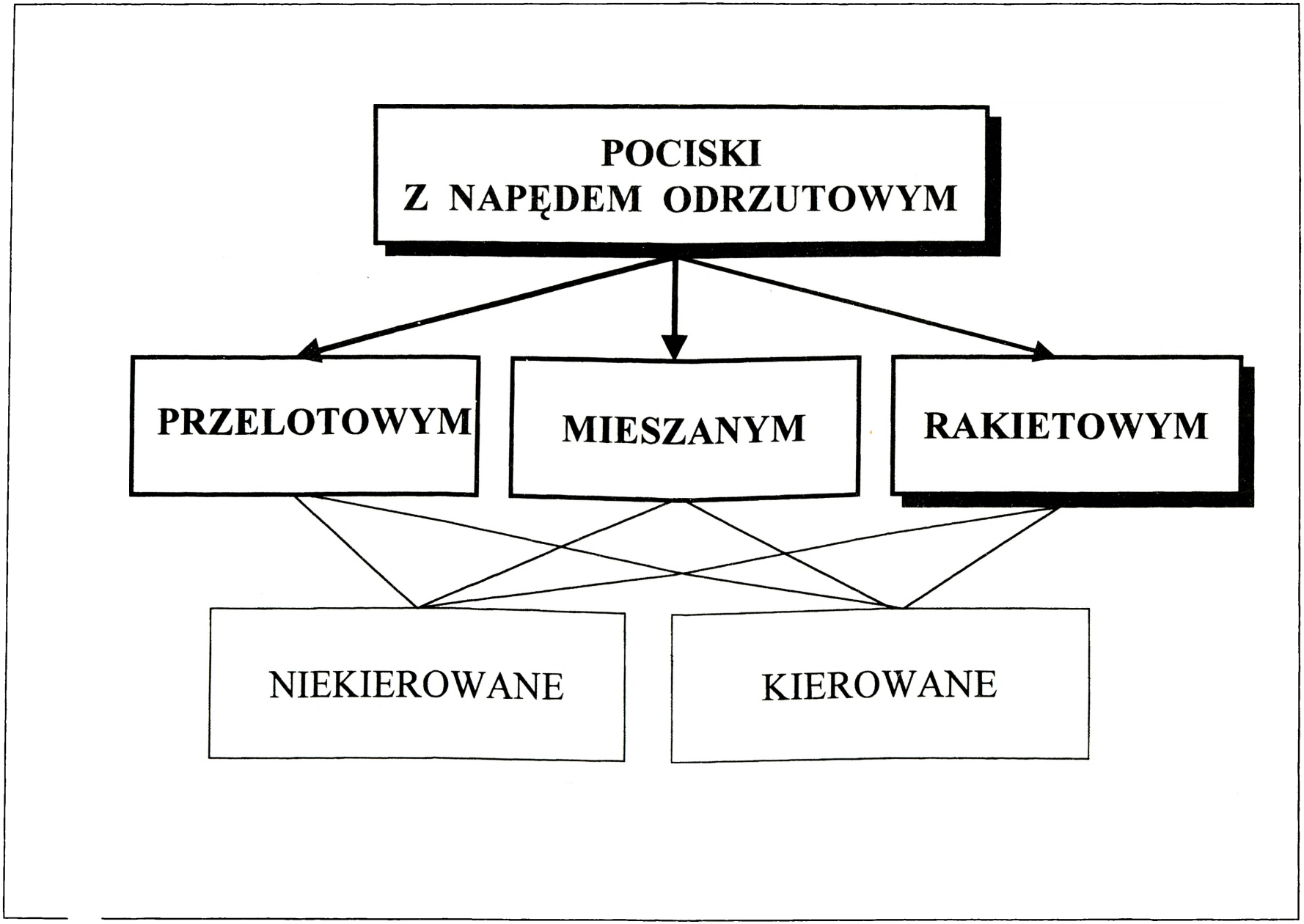
Jak widać z rysunku 3 ten system klasyfikacji tworzy całą sieć obejmującą jeszcze nawet nieistniejące rakiety przykładem może tutaj być klasa: KOSMOS – GŁĘBINA WODNA. Wraz z rozwojem nowych typów i systemów rakiet bardziej przejrzystą klasyfikacją rakiet jest zastosowanie kryterium ich przeznaczenia. Według przeznaczenia pociski odrzutowe można podzielić na cztery podstawowe grupy KOSMICZNE, LOTNICZE, NAZIEMNE i MORSKIE. Każda z tych grup ze względu na rodzaj zwalczanego celu, budowy i charakteru dzieli się na kilka podgrup rys.27.

Innym kryterium – typowo technicznym jest tor lotu rakiety. Aktualnie według tego kryterium wyróżnia się trzy podstawowe grupy: pociski globalne (orbitalne), pociski balistyczne oraz pociski manewrujące (rys.28).

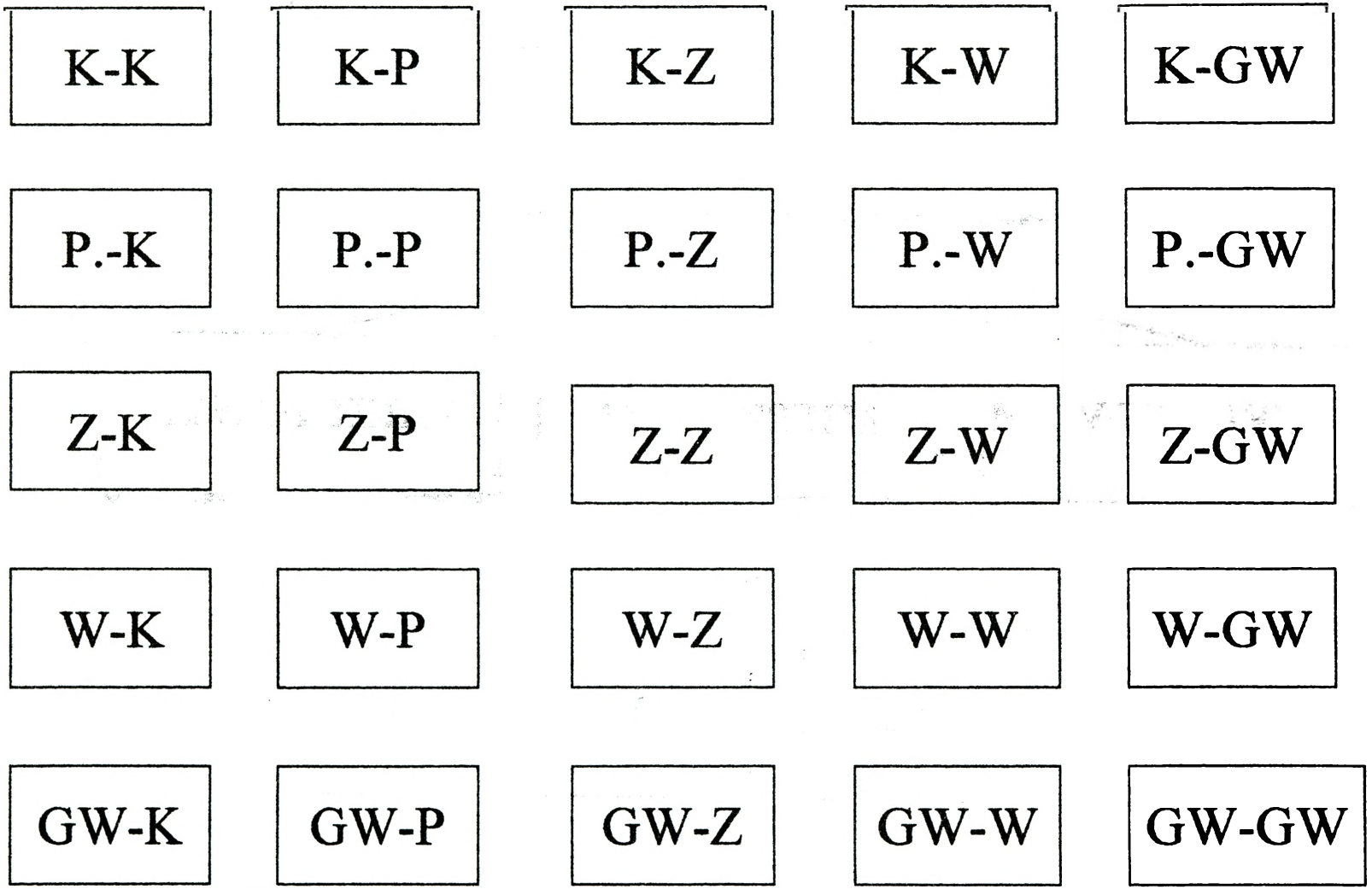
Typowo wojskowym kryterium podziału pocisków odrzutowych jest natomiast ZASIĘG (rys. 29). Biorąc pod uwagę zasięg, właściwości, charakterystyki i możliwości bojowe można je podzielić na cztery podstawowe grupy: pociski TAKTYCZNE, TAKTYCZNO – OPERACYJNE , OPERACYJNE I STRATEGICZNE.



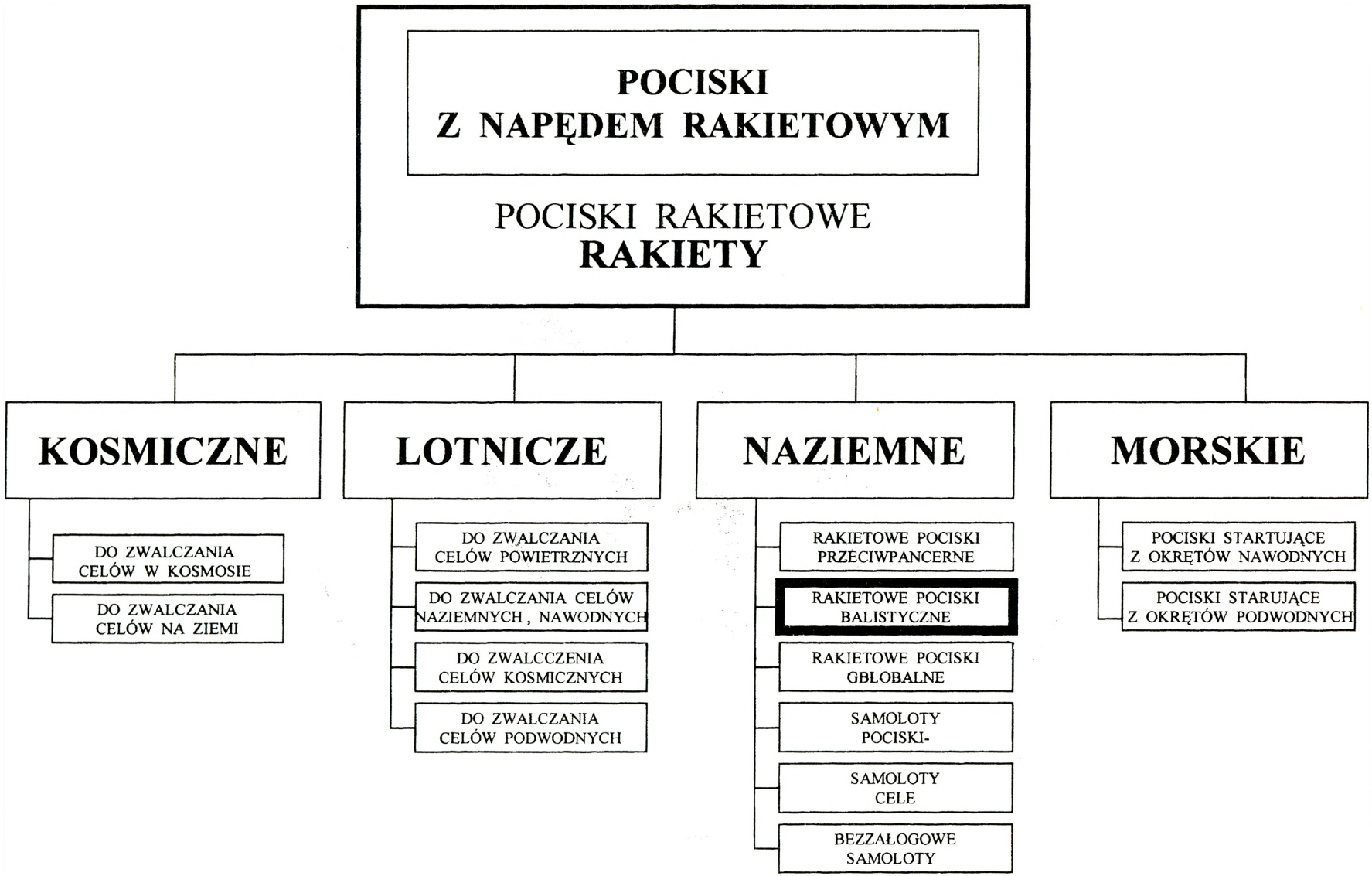
Rys . 24 . Ogólna klasyfikacja pocisków / Encyklopedia Wojskowa /



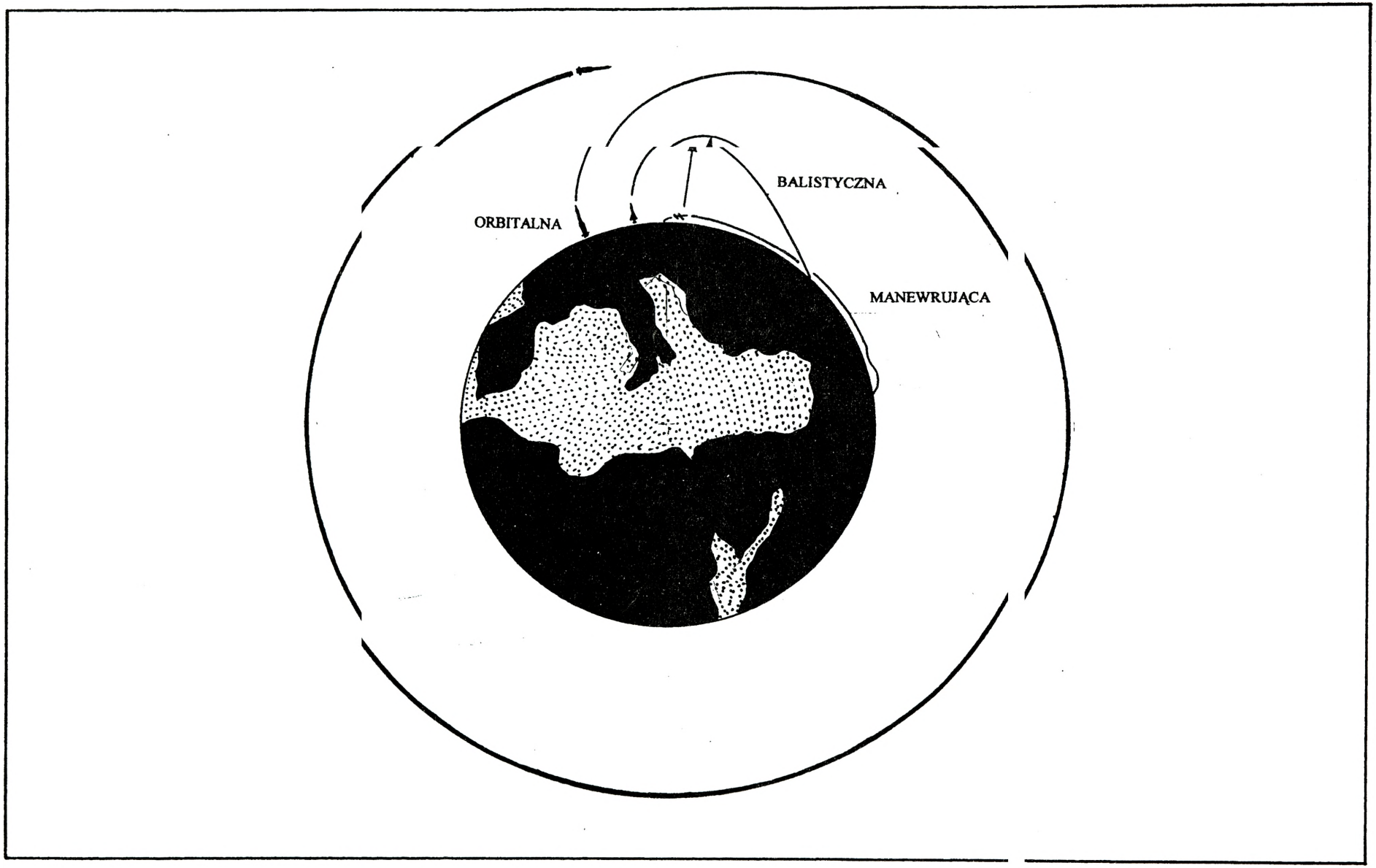
Rys . 25 . Ogólny podział pocisków z napędem odrzutowym



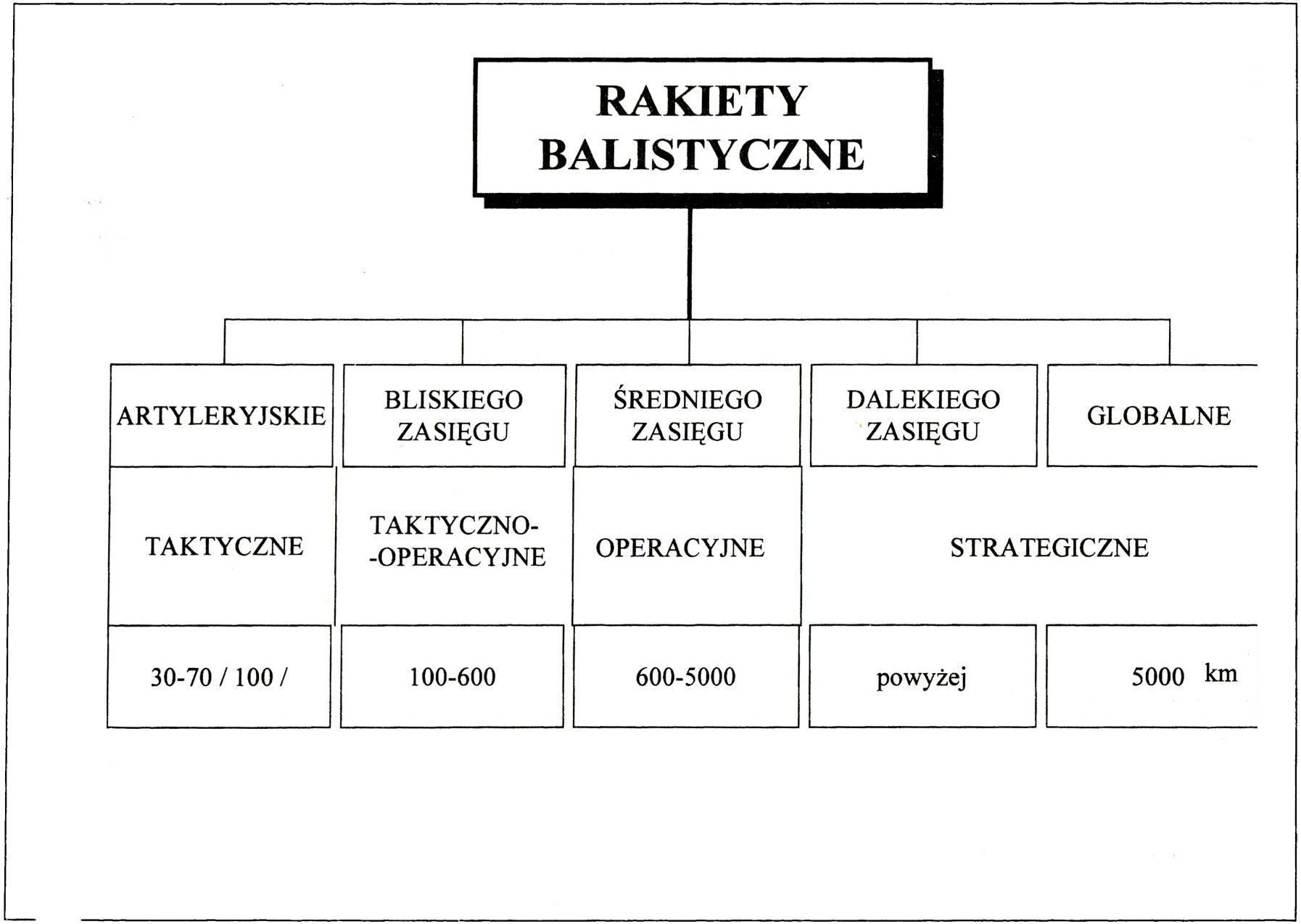
Rys. 26. Klasyfikacja pocisków rakietowych według kryterium położenia miejsca startu i położenia celu



Rys . 27 . Klasyfikacja pocisków rakietowych ze względu na miejsce rozmieszczenia nosiciela w przestrzeni



Rs . 28 . Rodzaje torów lotu poszczególnych klas rakiet



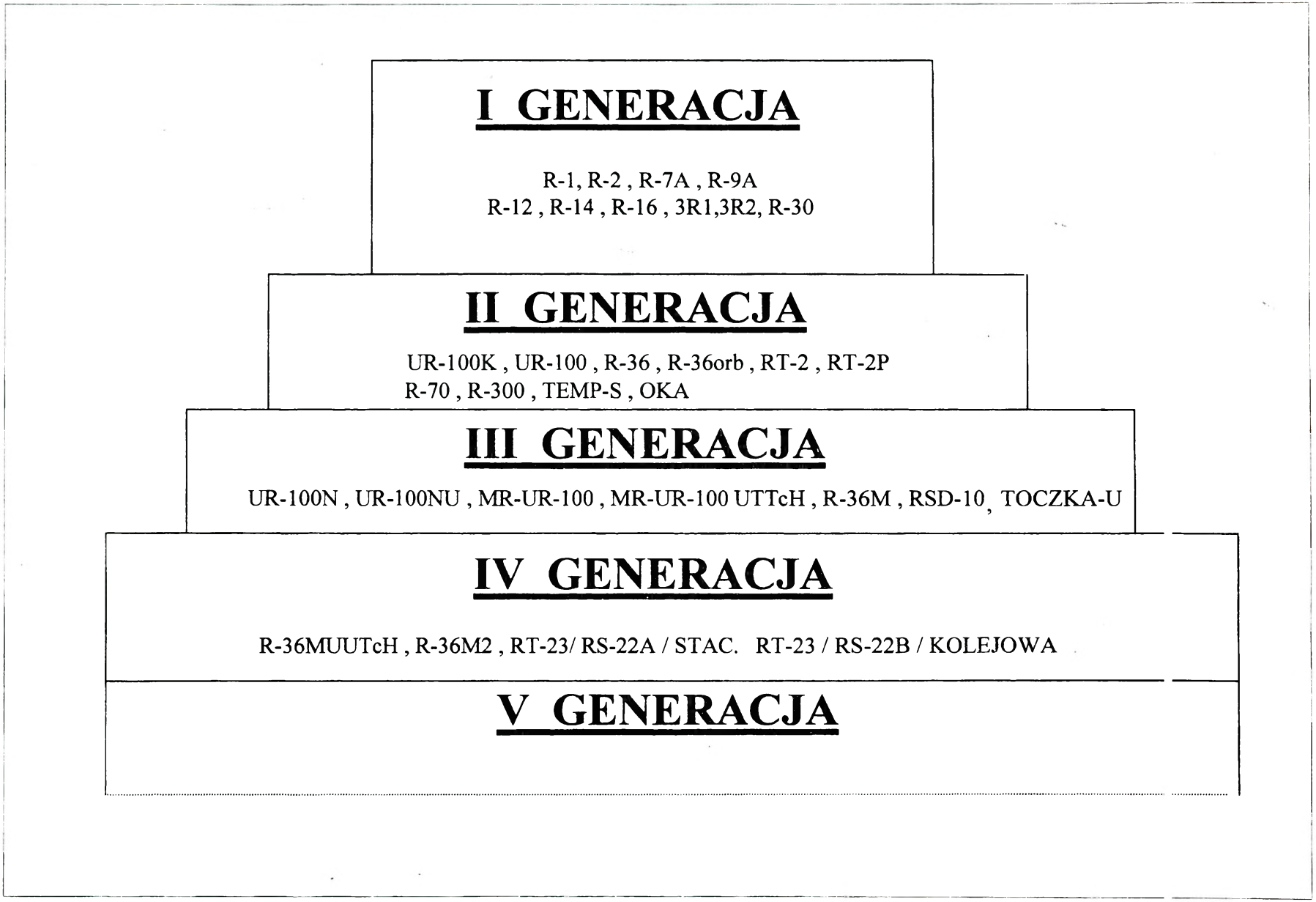
Rys . 29. Podział rakiet balistycznych pod względem zasiegu

- POCISKI TAKTYCZNE inaczej zwane też pociskami bliskiego zasięgu czy też artyleryjskimi są zwykle pociskami jednostopniowymi – niekierowanymi. Odznaczają się prostotą konstrukcji i obsługi. Przeznaczone do bezpośredniego wsparcia walczących wojsk do głębokości rzędu 30-70 km. Grupę tę tworzą dwie podgrupy, pierwsza rakiety taktyczne – małe o zasięgu do 10-20 km i druga podgrupa – duże o zasięgu 30-70 km.
- POCISKI TAKTYCZNO – OPERACYJNE zwane także pociskami bliskiego zasięgu zbudowane w układzie jedno lub dwustopniowym. Mogą być wyposażone w układ kierowania bezwładnościowy oraz głowice jądrowe. Przeważnie wyrzutnie montowane są na pojazdach kołowych lub gąsienicowych. Zasięg pocisków taktyczno – operacyjnych wynosi w granicach 70-600 km. Rakiety tej grupy uzupełniają zadania lotnictwa frontowego operacyjnego.
- POCISKI OPERACYJNE lub średniego zasięgu posiadają konstrukcję jedno lub dwustopniową. Wyposażone w układ kierowania oraz głowice bojowe: jądrowe lub termojądrowe. Wyrzutnie stacjonarne lub samobieżne. Przeznaczone do niszczenia ważniejszych obiektów rozmieszczonych w strefie operacyjnej. Zasięg ich waha się od kilkuset do kilku tysięcy kilometrów[1].
- POCISKI STRATEGICZNE to inaczej zwane rakiety dalekiego zasięgu lub globalne. Przeznaczone są do niszczenia celów strategicznych na rubieżach powyżej 5000 km. Grupę tę tworzą rakiety balistyczne o zasięgu do kilkunastu tysięcy kilometrów oraz rakiety globalne o zasięgu nieograniczonym. Rakiety strategiczne – to najcięższe pociski wyposażone w rozbudowany układ kierowania wspomagany oprogramowaniem komputerowym. Ich głowice bojowe wyposażone są w kilka lub kilkanaście ładunków jądrowych lub termojądrowych naprowadzanych indywidualnie.

Wraz z bujnym rozwojem broni rakietowej powstawały coraz to nowsze i bardziej doskonałe konstrukcje rakiet. O ile okres II wojny światowej był symbolicznym początkiem powstania rakiet I generacji, tak okres powojenny można podzielić na kilka charakterystycznych etapów rozwoju broni rakietowej. Każdy etap charakteryzował się powstaniem kolejnego pokolenia – generacji rakiet, które charakteryzowały się odpowiednim poziomem technicznego i technologicznego rozwiązania. Pierwszą generację rakiet tworzyły w ZSRR rakiety balistyczne skonstruowane i eksploatowane w latach 1946-65. Wówczas to powstały takie kompleksy rakie-

[1] Dotychczas nie przyjęto jednoznacznej granicy zasięgu tych rakiet. Liczne źródła podają różne zakresy odległości. Najogólniej przyjmuje się wartości od 500 do 5000 km.

rzyły w ZSRR rakiety balistyczne skonstruowane i eksploatowane w latach 1946-65. Wówczas to powstały takie kompleksy rakietowe jak: R-1, R-2, R-5, R-7, R-9, R-12, R-14 i R-16. Natomiast w grupach rakiet: taktycznych i taktyczno – operacyjnych odpowiednio kompleksy: FILIN 3R1, MARS 3R2, ŁUNA. Drugim okresem gdzie powstały udoskonalone konstrukcje rakiet były lata 1965 – 1973. Powstały wówczas znane kompleksy rakiet strategicznych R-36 i UR-100, oraz rakiety taktyczne i taktyczno – operacyjne ŁUNA-M R-70; ELBRUS R-300. Lata 1973-1985 to okres budowy rakiet III – generacji. Wprowadzono do eksploatacji kompleksy rakietowe z głowicami typu MIRV. Powstały wówczas kompleksy rakietowe: RS-16, RS-20 (R-36M) oraz samobieżne RSD-10 PIONIER. W czwartym okresie zamykającym się w latach 1985-1991 powstała czwarta generacja kompleksów rakietowych. Typowymi przedstawicielami tej grupy są kompleksy RS-22 w wersji bazowania stacjonarnego i kolejowego, zmodernizowany RS-20W oraz samobieżny kompleks RS-12M2 (rys. 30).



Rys . 30. Podział rosyjskich rakiet balistycznych według kolejnych generacji

3. ROZWÓJ RAKIET BALISTYCZNYCH BAZOWANIA LĄDOWEGO W ZSRR I FR

Pierwsze, ukierunkowane i usystematyzowane prace nad rakietami w ZSRR rozpoczęto już na przełomie lat 20 i 30 naszego wieku. W 1929 r. prof. Rymin utworzył przy Uniwersytecie Leningradzkim pierwszy, pionierski ośrodek badania rakiet. Wydaje on również kilkutomową pracę o rakietach, w której została zebrana prawie cała ówczesna wiedza w tej dziedzinie. Jak grzyby po deszczu powstają kolejne tego typu ośrodki i placówki, proporcjonalnie do tego rosną nakłady finansowe, ZSRR przeprowadził wówczas szereg prób z rakietami na ciekły materiał pędny. Jednakże do wybuchu II wojny światowej żadna z opracowywanych konstrukcji nie została jeszcze w pełni ukończona.

Sytuacja zmieniła się radykalnie dopiero w 1945 r. Po upadku Niemiec wielkie mocarstwa zrozumiały, że w przyszłości rakiety będą miały bardzo szerokie i różnorodne zastosowanie. Rozpoczęły się pośpieszne prace zakrojone na olbrzymia skalę, zatrudniono setki tysięcy specjalistów, zbudowano fabryki, ośrodki badawcze i poligony, a wydatki na te cele przekroczyły miliardy dolarów.

3.1. Pierwszy etap (lata 1946-1959)

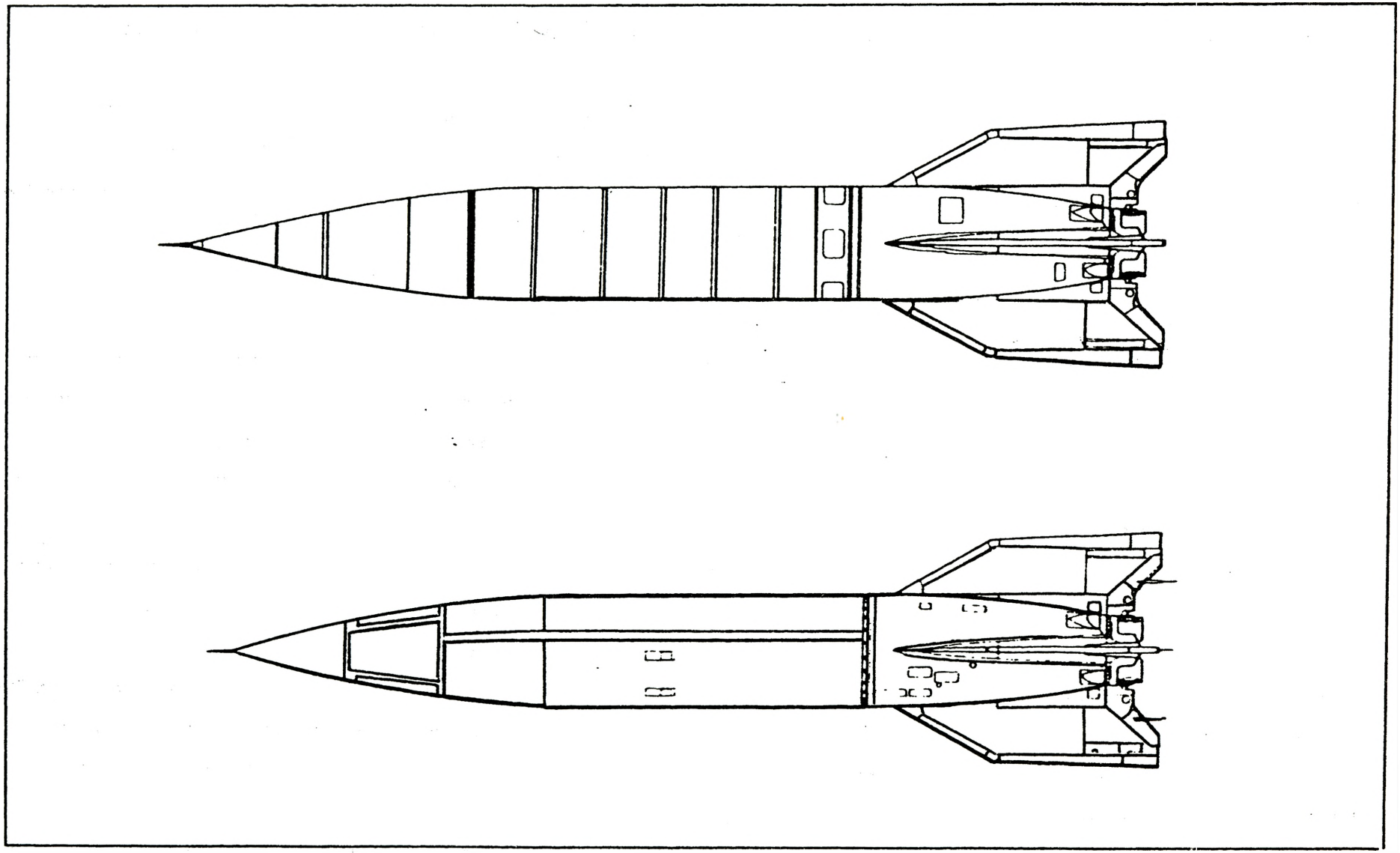
W latach II wojny światowej krajem przodującym w wykorzystaniu techniki rakietowej do celów militarnych były Niemcy. Dlatego ZSRR w latach 1945-1947 systematycznie wysyłał na okupowane terytoria zespoły fachowców nastawione na poszukiwanie i konfiskowanie wszelkiej dokumentacji technicznej i urządzeń do produkcji rakiet. Odnalezionych niemieckich specjalistów rakietowych deportowano wraz z rodzinami do ZSRR, gdzie mieli kontynuować prace, z którymi byli związani w przeszłości. Stało się tak ponieważ tuż po zakończeniu wojny, mimo ogromnych strat i zniszczeń, ZSRR rozpoczął bezprecedensowy program zbrojeniowy,

związany z maksymalnym wzmocnieniem i utechnicznieniem armii (jego szczegółową wykładnię zawierał pierwszy powojenny plan 5-letni). Jako priorytetowe zadanie określono zbudowanie broni jądrowej i środków jej przenoszenia. Zakładano, że będą nimi odpowiednio przystosowane samoloty (tymczasowo) oraz rakietowe pociski balistyczne ziemia – ziemia (docelowo). W tym momencie żaden kraj na świecie nie miał tak kompleksowo i perspektywicznie zarysowanego programu strategicznych zbrojeń jądrowych.

13 maja 1946 r. najwyższe czynniki partyjno –państwowe przyjęły specjalne postanowienie o utworzeniu całej sieci różnorodnych instytutów naukowych i biur konstruktorskich, nastawionych na opracowanie i uruchomienie produkcji uzbrojenia rakietowego dalekiego zasięgu (jak wówczas mówiono). Zgodnie z postanowieniem już 9 sierpnia 1946 r. w podmoskiewskich Podlipkach utworzono wiodący (w stosunku do pozostałych) instytut NII-99 (z ros. Nauczno –Issledowatielskij Institut). Zgromadzono w nim deportowanych Niemców i głównym konstruktorem pierwszych radzieckich rakiet balistycznych dalekiego zasięgu wyznaczono S.P. Korolowa (dyrektorem NII-88 został gen. Lew Gonor). Wzorem do powstania pod jego kierunkiem pierwszej radzieckiej rakiety balistycznej, którą według dzisiejszej klasyfikacji nazwalibyśmy operacyjno – taktyczną, była osławiona niemiecka rakieta V-2 (A-4).

Z pomocą niemieckich konstruktorów i dostarczonych z Niemiec części złożono kilkanaście rakiet V-2, oznaczonych wewnętrznie w biurze Korolowa jako produkt „T". W okresie październik – listopad 1947 r. dokonano z ich udziałem 10 startów, z których niestety aż 6 było nieudanych. Pierwszego historycznego odpalenia dokonano 18 października 1947 r. z 4 Państwowego Poligonu Rakietowego Kapustin Jar (Astrachań). Rakieta przeleciała odległość 206,7 km, z odchyleniem od punktu celowania 30 km (w lewo). Stało się jasne, że choć idea jest słuszna, to jednak przed konstruktorem jest jeszcze daleka droga. Odpaleń rakiet dokonała specjalnie w tym celu sformowana (z dniem 15 sierpnia 1946 r.) brygada specjalnego przeznaczenia pod dowództwem gen. Aleksandra Twereckiego (bezpośrednio podlegała ona głównodowodzącemu artylerii Armii Radzieckiej). Była to zarazem pierwsza w pełni „rakietowa" formacja sił zbrojnych ZSRR.

W drugim cyklu kolejnych 10 startów, osiągnięto już odległość 274 km, choć nadal połowa odpaleń była nieudana. Były to zarazem zmodyfikowane rakiety, znane pod wewnętrznym oznaczeniem biura jako produkt „N", zbudowana przez Rosjan jeszcze na podstawie niemieckiej dokumentacji, ale już z poprawkami wynikłymi z pierwszych, przeprowadzonych wcześniej prób. Zakończywszy badania produktów „T" i „N" Korolow niezwłocznie przystąpił do stworzenia pierwszej, w pełni rodzimej rakiety balistycznej



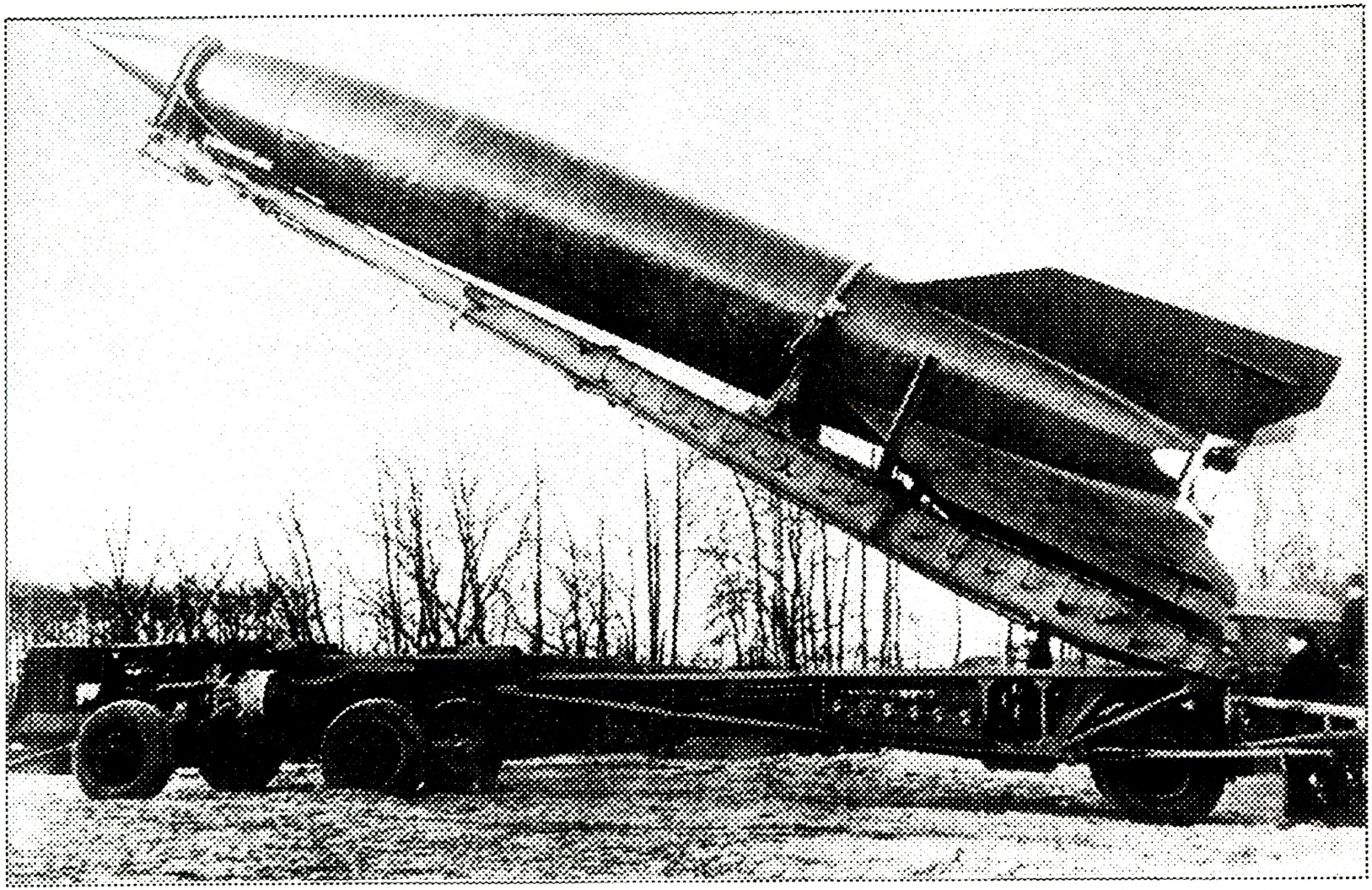
Rys. 32 . Dwa warianty rakiet R - 1 / u góry produkt N , na dole produkt T /

ziemia – ziemia. Formalna decyzja rządowa o tych pracach zapadła 14 kwietnia 1948 r, a pierwszy start rakiety oznaczonej do tego czasu R-1 (SS-1 Scunner), wykonano 19 października 1948 r. z poligonu Kapustin Jar.

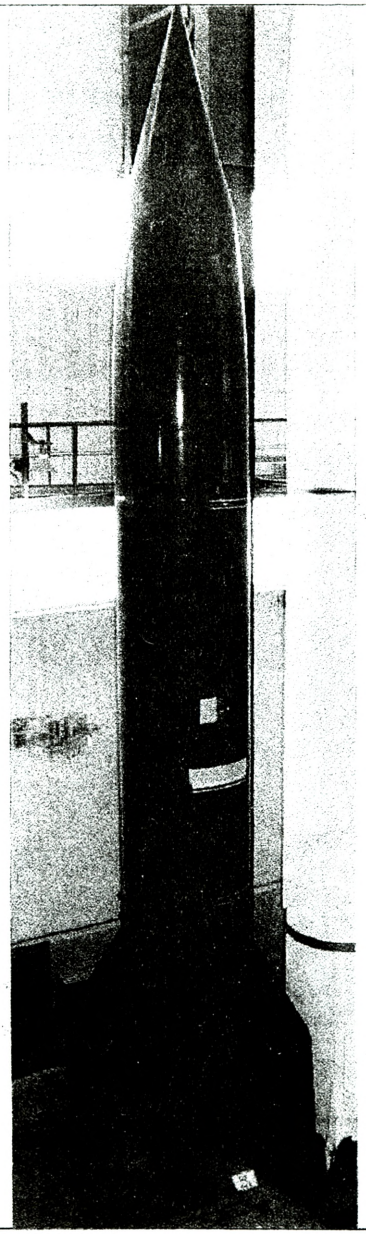
Badania R-1, w trakcie których dokonano 20 odpaleń, trwały okrągły rok. Następnie dokonano w niej kolejnych niezbędnych zmian (wynikłych z przeprowadzonych badań), po których to 28 listopada 1950 r. pierwsza rakieta balistyczna została formalnie przyjęta do uzbrojenia. Weszła ona następnie na uzbrojenie 22 Brygady Specjalnego Przeznaczenia odwodu Naczelnego Dowództwa, rozmieszczonej bezpośrednio na poligonie Kapustin Jar. W grudniu 1950 r., w tym samym miejscu, stworzono kolejną taką brygadę – 23 Brygadę Specjalnego Przeznaczenia. W 1951 r. ta brygada uzyskała gotowość bojową, jako pierwsza tego typu formacja w radzieckich siłach zbrojnych (została rozlokowana w rejonie Wołgogrodu (rys.).

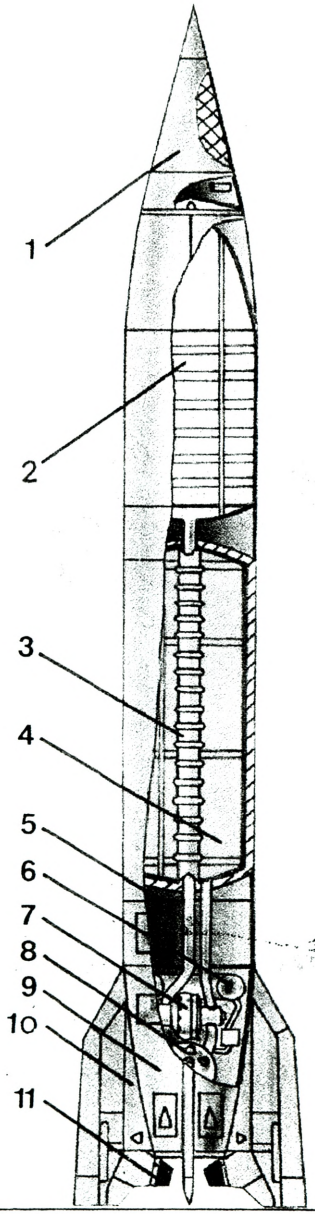
Seryjną produkcję rakiety R-1 uruchomiono w Dniepropietrowsku. R-1 przy masie 13,4 T osiągała zasięg gwarantowany – 270 km (techniczny – 300 km), miała błąd trafienia w granicach 1500 m. Konwencjonalny, burzący ładunek bojowy miał masę w granicach 785 kg. Przy tym pełne przygotowanie rakiety do startu zajmowało 8 godzin. W tych warunkach, przy tym ładunku i parametrach było jasne, że eksploatacja rakiet R-1 może mieć tylko szkolny charakter i służyć co najwyżej przygotowaniu kadr do obsługi rakiet, w pełni spełniających pierwotne założenia.

Nim prace nad R-1 dobiegły końca Korolow otrzymał zadanie by na jej bazie stworzyć kolejną, bojowa rakietę balistyczną, o już podwojonym zasięgu. Prace nad R-2 (SS-2 Sibling), bo takie oznaczenie otrzymała nowa rakieta, ruszyły w 1948 r. Otrzymała ona po raz pierwszy oddzielający się na torze lotu ładunek bojowy, radiokorekcję toru lotu (w kierunku) oraz mocniejszy silnik rakietowy. Pierwszego odpalenia R-2 dokonano 21 października 1950 r. Rakieta, z ładunkiem bojowym 1500 kg osiągnęła zasięg 554 km (zasięg techniczny – 600 km) i miała błąd kołowego trafienia około 1250 m. Nadal nie mogła więc być uznana za produkt chociaż w minimalnym stopniu spełniający wymagania wojska. Mimo to z dniem 27 listopada 1951 r. R-2 przyjęto do uzbrojenia (produkcję uruchomił zakład w Dniepropietrowsku) i w ciągu pierwszych miesięcy następnego roku wprowadzono do wyposażenia nowo sformowanych 54 i 56 Brygady Specjalnego Przeznaczenia. W 1953 r. kolejno sformowano jeszcze 77 i 80 Brygadę Specjalnego Przeznaczenia. Wszystkie te brygady sformowano na poligonie Kapustin Jar, a następnie przebazowano w rejon Żytomierza (Przykarpacki Okręg Wojskowy). Równolegle przemianowano je na brygady inżynieryjne odwodu naczelnego dowództwa.



Rys. 33 . Wyrzutnia kompleksu rakietowego R-1 w trakcie przygotowania do startu





1. GŁOWICA BOJOWA
2. ZBIORNIK PALIWA
3. TURBOPRZEWÓD
4. ZBIORNIK UTLENIACZA
5. PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
6. ZBIORNIK KULISTY
7. TURBOAGREGAT
8. KOMORA SPALANIA
9. TYLNY PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
10. STABILIZATOR AERODYNAMICZNY
11. STERY GAZODYNAMICZNE

Rys.34. Ogólny widok oraz konstrukcja rakiety R-2

Od 1952 r. z użyciem R-2 rozpoczęto systematyczne strzelania poligonowe. Rok później typowy ładunek burzący uzupełniła głowica bojowa Gerań wypełniona cieczą radioaktywną, która miała być rozpryskiwana z dużej wysokości nad terenem przeciwnika. Równolegle opracowano głowicę „Generator", w której ciecz umieszczono w wielu małych zbiornikach rozrzucanych na znacznym obszarze. Kompleks rakietowy R-2 został wyeksportowany do ChRL, gdzie stał się podstawą własnych prac nad tym tematem.

Rok 1948 był nie tylko początkiem prac nad rakietą R-2, ale i rakietą R-3, o dziesięciokrotnie większym zasięgu, w stosunku do modelu wyjściowego – R-1 (3000 km). Do końca 1949 r. projekt techniczny był gotów, ale ciągłe problemy z opracowaniem odpowiedniego układu kierowania i napędu systematycznie odwlekały budowę prototypu. Ostatecznie w 1953 r. rozwój R-3 odwołano, a decyzje te przyśpieszyła potrzeba sprawnego dopracowania pierwszej radzieckiej rakiety balistycznej z jądrowym ładunkiem bojowym.

Prace nad rakietą R-5 (SS-3 Shyster) ruszyły w 1949 r. (zasięg techniczny – 1200 km). W ciągu dwóch lat jej projekt techniczny był gotów, a po kolejnych dwóch dokonano jej pierwszego odpalenia (2 kwiecień 1953 r.). Od 1955 r. R-5 znalazła się w eksploatacji, nadal jednak dysponowała tylko konwencjonalnym ładunkiem bojowym. Wprowadzono ją do uzbrojenia 72, 73, 85, 90 i 223 brygady inżynieryjnej.

Tymczasem 17 października 1951 r. na Semipałatyńskim poligonie dokonano udanej próby pierwszej radzieckiej lotniczej bomby atomowej. Bomba miała masę 1500 kg i rozmiary pozwalające już na jej praktyczne umieszczenie w głowicy bojowej rakietowego pocisku balistycznego (R-3). Następnie 12 sierpnia 1953 r. dokonano udanej próby poprawionego ładunku jądrowego o znacznie zmniejszonej masie i wymiarach. Ładunek ten postanowiono zastosować na seryjnych rakietach R-5, tak doszło do powstania jej ulepszonego modelu – R-5M. Stosowne postanowienie podjęto 10 kwietnia 1954 r. Pierwszego odpalenia R-5M, jeszcze z ładunkiem konwencjonalnym, dokonano 20 stycznia 1955 r., natomiast pierwszy prototyp z ładunkiem jądrowym wystartował 2 lutego 1956 t. W tym drugim wypadku, po odpaleniu z poligonu Kapustin Jar, R-5M przeleciała odległość 1200 km i osiągnęła założony rejon (błąd kołowego trafienia 6000 m). Początkowo moc ładunku jądrowego wynosiła 300 kt, następnie po zastosowaniu ładunku termojądrowego doszła 1 MT. Produkcję R-5M (podobnie jak i R-5) uruchomił zakład w Dniepropietrowsku. Ogółem w latach 1956-1957 wyprodukowano 48 kompleksów R-5M. Weszły one na uzbrojenie 72, 73, 77, 80, 85 i 90 Brygady Inżynieryjnej (pozo-

stałe brygady nadal eksploatowały starszy sprzęt). Do 1958 r. wszystkie dywizjony bezproblemowo opanowały starty tej rakiety (odpalone rakiety miały zamiast ładunku jądrowego zakładane tylko ich betonowe ekwiwalenty masowe).

Z chwilą rozmieszczenia w Europie Zachodniej amerykańskich rakiet balistycznych Thor i Jupiter (Wielka Brytania, Włochy, Turcja) kierownictwo partyjno – rządowe ZSRR w ramach przeciwwagi zdecydowało przegrupować brygady rakiet R-5M tak by ich pozycje startowe były w zasięgu ognia radzieckich rakiet. Większość sił pozostała przy tym na radzieckim terytorium (Krym, Iwano – Frankowsk, Kaliningrad), tylko 72 Brygada Inżynieryjna trafiła do radzieckich jednostek dyslokowanych na obszarze NRD. Stan ten trwał w latach 1958 – 1959, następnie rakiety R-5M z NRD wycofano na radzieckie terytorium. Było to możliwe ponieważ do uzbrojenia został przyjęty nowy zestaw rakietowy (R-12) pozwalający bezpośrednio z terytorium ZSRR razić wymienione wyżej obiekty.

Niekwestionowane osiągnięcia w rozwoju rakiet balistycznych dalekiego zasięgu spowodowały, że na przełomie lat 1953-1955 biuro konstruktorskie Korolowa podzielone zostało na trzy samodzielne zespoły. Biuro Korolowa (OKB-1) swoje prace skoncentrowało na budowie międzykontynentalnej rakiety balistycznej R-7. Kolejne biuro KB Južnoje pod kierunkiem M. Jangiela powstało na bazie dniepropietrowskiego zakładu produkcji rakiet i miało specjalizować się w produkcji rakiet balistycznych o zasięgu kontynentalnym (euroazjatyckim). Natomiast trzecie biuro KBM pod kierunkiem WP Makiejewa przeznaczone zostało do prac nad rakietami operacyjno – taktycznymi dla wojsk lądowych (w przyszłości ukierunkowane zostało na rozwój rakiet balistycznych bazowania morskiego).

OKB-1 Korolowa pierwsze studia nad międzykontynentalnymi rakietami balistycznymi podjęło na przełomie lat 1950-1951. Ich podstawą było wspólne postanowienie Rządu i Rady Ministrów ZSRR z dnia 4 grudnia 1950 r. Rozważano kilka wariantów rakiet o zasięgu 5000-10000 km z ładunkiem bojowym 1000-10000 kg. Postanowieniem z dnia 13 lutego 1953 r. do dalszego rozwoju wybrano dwustopniowy model o zasięgu 7000-8000 km. 20 listopada 1954 r. projekt rakiety, która do tego momentu otrzymała oznaczenie R-7 (SS-6 Sopwood), został obroniony i zatwierdzony do praktycznej realizacji. Pierwszy prototyp rakiety był gotowy w końcu 1956 r. i skierowany na próby poligonowe.

Specjalnie, w celu przeprowadzenia kompleksowych prób R-7 zbudowano 5 Państwowy Poligon Naukowo – Badawczy Tjuratam. Później, po pierwszych kosmicznych startach komercyjnej wersji R-7 świat poznał go jako kosmodrom Bajkonur. Dla prze-

prowadzenia prób R-7 zbudowano dwie specjalne płaszczyzny startowe. Pierwszego odpalenia R-7 próbowano dokonać 15 maja 1957 r., ale okazał się on nieudany. Podobnie zakończyły się starty nr 2 i nr 3. Dopiero start nr 4 (21 sierpnia 1957 r.) okazał się udany. Rakieta przeleciała wówczas odległość 5000 km, a oddzielający się ładunek upadł w żądanym rejonie kamczackiego poligonu, 27 sierpnia 1957 r. agencja TASS oficjalnie podała, że ZSRR dysponuje własną międzykontynentalną rakietą balistyczną. Nie była to jeszcze pełna prawda bowiem podczas wchodzenia w atmosferę poważnemu uszkodzeniu uległo pokrycie głowicy bojowej. W kolejnym odpaleniu 7 września 1957 r. R-7 pokonała już zakładaną odległość 8000 km, ale i tym razem uszkodzeniu uległa głowica bojowa. Pierwszego w pełni udanego odpalenia dokonano dopiero 29 marca 1958 r. Kompleksowe próby zdawczo – odbiorcze R-7 przeszła w latach 1958-1959. Oficjalnie przyjęto ja do uzbrojenia 20 stycznia 1960 r. Produkcję R-7 uruchomiono w zakładach w Kujbyszewie.

Tymczasem na przełomie lat 1959-1960 przeprowadzono badania poprawionego modelu rakiety R-7A w którym zmodyfikowano kształt części głowicowej oraz zrezygnowano z radiowej korekcji kierunku lotu (na torze wznoszącym). Z dniem 12 września 1960 r. model ten został oficjalnie przyjęty do uzbrojenia.

Stworzenie w ZSRR pierwszej formacji (dywizji) międzykontynentalnych rakiet balistycznych R-7 zostało uruchomione specjalnym pismem N.S. Chruszczowa, ze stycznia 1957 r. (a więc nim pierwsza rakieta wzbiła się w powietrze). Cztery pozycje startowe pierwszych rakiet bojowych R-7 postanowiono zbudować na północy kraju w rejonie miejscowości Plesieck. Cały kompleks budowli otrzymał przy tym kryptonim „Angara". Całość prac zakończono przy nim do końca 1958 r. Co ciekawe, w odróżnieniu od brygad rakiet R-1, R-2 i R-5 (R-5M) dywizję R-7 podporządkowano strategicznemu lotnictwu bombowemu. System dyżurów bojowych dywizja rozpoczęła z dniem 1 stycznia 1960 r. Natomiast pierwsze dwa szkolno – bojowe starty rakiet R-7 wykonano 16 lipca 1960 r.

Z chwilą zorganizowania KB Južnoje M.K. Jangiel wychodząc z rakiety R-5M (R-5) samodzielnie przystąpił do prac nad kolejnym pociskiem tej klasy charakteryzującym się niemal podwojonym zasięgiem (1955 r.). Pierwszego doświadczalnego startu rakiety, oznaczonej R-12 (SS-4 Sandal), z poligonu Kapustin Jar dokonano 22 czerwca 1957 r. Następnie badania rakiety trwały półtora roku, po których to 4 marca 1959 r. kompleks R-12 został oficjalnie przyjęty do uzbrojenia. Jego produkcję uruchomiono od

razu w dwóch zakładach w Dniepropietrowsku i Omsku. R-12 była więc pierwszą radziecką rakietą balistyczną z jądrowym ładunkiem bojowym, produkowaną w dużych ilościach. Przy odpaleniu na maksymalny zasięg 2000 km błąd kołowego trafienia wynosił tylko 2300 m. Przy tym w pocisku tym całkowicie zrezygnowano z radiokorekcji toru lotu, polegając na w pełni autonomicznym żyroskopowym układzie bezwładnościowym.

Tak więc po piętnastu latach systematycznych i uporczywych prac ZSRR mógł skierować do produkcji i uzbrojenia w pełni dopracowane rakiety balistyczne o zasięgu międzykontynentalnym (R-7) i kontynentalnym (R-12). Powoli nowa, groźna broń stała się oczkiem w głowie N.S. Chruszczowa. Z jej możliwościami związano bardzo duże nadzieje licząc, że już sam fakt jej posiadania zmieni układ sił na arenie międzynarodowej i wyraźnie wzmocni na tym polu ZSRR. Kolejne sukcesy w rozwoju tych rakiet spowodowały, że w drugiej połowie lat 50 strategicznej broni rakietowej postanowiono nadać nową wyższą jakość. Z dniem 17 grudnia 1959 r. postanowiono powołać strategiczne wojska rakietowe jako kolejny samodzielny rodzaj sił zbrojnych, obok wojsk lądowych, wojsk lotniczych, wojsk obrony powietrznej kraju i marynarki wojennej. Do ich składu zdecydowano przekazać wszystkie brygady inżynieryjne podległe do tej pory dowództwu wojsk rakietowych i artylerii (do 1958 r. dowództwu artylerii) oraz dywizje rakiet międzykontynentalnych ze składu wojsk lotniczych. Zostały one przy tym przemianowane na brygady (dywizje) rakiet przeznaczenia strategicznego. Równolegle zdecydowano dokonać dalszej intensyfikacji badań, produkcji i formowania nowych jednostek.

Jeszcze nie rozwinął się na dobre proces formowania strategicznych wojsk rakietowych, gdy 14 stycznia 1960 r. N.S. Chruszczow ogłosił nową rakietowo – jądrową doktrynę wojenna ZSRR. Wojska rakietowe zajęły w niej najważniejsze miejsce. Przy tym by uzyskać maksimum funduszy na budowę kolejnych rakiet ogłoszono drastyczne plany cięć w lotnictwie i marynarce wojennej. Lotnictwo uznano za zanikający rodzaj wojsk, który już wkrótce w pełni zastąpią rakiety. Marynarkę wojenną również uznano za zbędny rodzaj wojsk. Praktycznie ustało budownictwo dużych okrętów nawodnych, a rozwój atomowych okrętów podwodnych spowolniono. Dość powiedzieć, że w stosunku do Stanów Zjednoczonych opóźnienie w budowie dużych atomowych okrętów podwodnych z rakietami balistycznymi na pokładzie sięgnęło następnie niemal 10 lat (chociaż początkowo to ZSRR był pierwszym krajem na świecie, który dokonał udanych odpaleń rakiet z okrętów podwodnych). Zgodnie z założeniami nowej doktryny przyszła wojna miała być konfliktem globalnym, który wygra ten kto pierwszy zdoła wykonać „uprzedzające" zmasowane uderzenie jądrowej.

O ile strategiczne wojska rakietowe zaczęto rozwijać kosztem lotnictwa i marynarki wojennej to rakietyzacja walki w wojskach lądowych w stosunkowo krótkim czasie doprowadziła do ich silnego upancernienia i zmechanizowania (przerodzenie się „odkrytych: transporterów opancerzonych w „zakryte" bojowe wozy piechoty). Uznano bowiem że czołg \(wóz bojowy) jest najlepszym środkiem do wykorzystania skutków zmasowanych uderzeń jądrowych wojsk rakietowych i artylerii, ponieważ daje skuteczną osłonę dla załogi przed zgubnymi skutkami użycia broni jądrowej (promieniotwórcze skażenie terenu, promieniowanie przenikliwe) jak i umożliwia sprawne pokonywanie terenu zrujnowanego pozostałymi czynnikami wybuchu jądrowego (promieniowanie cieplne i fala uderzeniowa). W wyniku „pośpiesznej" rakietyzacji wojsk lądowych, w krótkim czasie ich wojska rakietowe i artyleria otrzymały szereg unikalnych i oryginalnych wzorów rakiet o przeznaczeniu operacyjno – taktycznym i taktycznym. Przy tym, w wyniku kolejnych zmian i modernizacji wszystkie je stopniowo wyposażono w ładunki jądrowe.

Początkowo prace nad rakietami operacyjno – taktycznymi prowadzone były w OKB-1 Korolewa (1951 r.). Ich bazą były wspomniane już produkty „T" i „N" oraz rakieta R-1. Jednak nowa rakieta oznaczona następnie R-11 (SS-1b Scud) przy zbliżonym zasięgu miała dysponować zwiększoną całością, trzykrotnie mniejszą masę startową oraz szeregiem udogodnień eksploatacyjnych. Pierwsza rakieta R-11 wystartowała z poligonu Kapustin Jar 28 kwietnia 1953 r. pokonując z ładunkiem konwencjonalnym o masie 535 kg odległość 270 km. W trakcie prób R-11 otrzymała jednak taktyczny ładunek jądrowy (30 kt). Ważący jednak tonę ładunek wymusił zmiany, w wyniku których zasięg rakiety spadł do 150 km. Aby zachować odpowiednią celność na etapie wznoszącym rakieta otrzymała radiokorekcję w kierunku lotu (błąd kołowego trafienia do 3000 m). W tej postaci rakieta przeszła próby państwowe w końcu 1955 r. i była rekomendowana do produkcji seryjnej.

Bardzo szybko na bazie R-11 stworzono jej ulepszony wariant R-11M. Dla tej odmiany rakiety, w miejsce przewoźnego stołu startowego, wprowadzono (po raz pierwszy) samobieżną wyrzutnię gąsienicową. Dzięki wprowadzonym zmianom (mocniejszy silnik) uzyskano wzrost zasięgu rakiety do 170 km (zasięg techniczny – 200 km), zrezygnowano przy tym z radiokorekcji. Równolegle rozszerzono asortyment przenoszonych ładunków jądrowych (10 .., 40 kt) oraz stworzono ładunek chemiczny (z gazem V/X) i konwencjonalny burzący. Wyprodukowane zestawy rakietowe (po dziewięć) zaczęto formować w brygady rakiet operacyjno – taktycznych i przydzielać armiom pancernym.

W myśl założeń doktrynalnych, rakiety te, z ładunkami jądrowymi przeznaczone zostały do wykonywania pojedynczych, kolejnych i zmasowanych uderzeń w każdych warunkach pogodowych dniem i nocą na stanowiska rakiet przeciwnika, lotniska, stanowiska dowodzenia, zgrupowania wojsk, składy i inne ważne obiekty na całą głębokość ugrupowania operacyjno – taktycznego. Jednocześnie zakładano całkowitą niewrażliwość rakiet na dotychczasowe środki obrony przeciwlotniczej, co było oczywiste i małą wrażliwość na środki obrony przeciwrakietowej, które były dopiero w stadium koncepcyjnym.

Od 1958 r. dalszy rozwój R-11 (R-11M) przeszedł w ręce KBM W.P. Makliejewa. Wkrótce głównym kierunkiem modernizacji stało się zwiększenie zasięgu. Tak doszło do powstania przyjętego do uzbrojenia w 1962 r. kompleksu rakietowego R-17 (SS-1c Scud) z pociskiem R-14 (przy tym po raz pierwszy oznaczenia te się już nie pokrywały) i zmodernizowaną samobieżną wyrzutnią gąsienicową. W 1963 r. powstała jej kolejna poprawiona wersja z dźwigiem do samodzielnego ładowania rakiet, jednak w dwa lata później do uzbrojenia przyjęto inna wyrzutnię, tym razem kołową.

Przy niezmienionej średnicy kadłuba R-14 (żargonowo nazywana jednak R-17, dla ujednolicenia z nazwą całego kompleksu) nieznacznie wzrosła jej długość i masa startowa. Zastosowane nowe bardziej wydajne paliwo pozwoliło zwiększyć zasięg do 270 km (zasięg techniczny – 300 km). Jednocześnie, dzięki udoskonaleniu żyroskopowego, bezwładnościowego układu kierowania błąd trafienia rakiety nie tylko nie uległ zwiększeniu, ale został nawet nieco zmniejszony. Przy odpaleniu na maksymalny zasięg, błąd w odległości nie przekraczał bowiem 600 m.

W roku 1962 rozpoczęto prace nad rakietą R-14W (R-17W), która miała być przenoszona przez ciężki śmigłowiec, na specjalnej, lekkiej wyrzutni, w dogodne do wystrzelenia rejony, niedostępne dla wyrzutni naziemnych. Zbudowano prototyp nowej wyrzutni, ale wkrótce prace nad nią przerwano. W kolejnych lotach operacyjno – taktyczny zestaw rakietowy R-17 stał się najpopularniejszym zestawem tego typu na świecie. Został on bowiem do kilkunastu państw, przy tym kilka z nich podjęło próbę ich bezlicencyjnego skopiowania i uruchomienia produkcji na własne potrzeby i w dalszej kolejności na eksport.

Drugim ważnym komponentem rakietyzacji wojsk lądowych stało się wyposażenie ich w samobieżne wyrzutnie rakiet taktycznych. Wprowadzenie rakiet taktycznych znacznie wzmocniło siłę ognia związków taktycznych wojsk lądowych. Stało się to szczególnie wyraźne z chwilą wyposażenia ich w ładunki bojowe masowego rażenia (przede wszystkim jądrowe, obok chemicz-

nych). Pierwszą seryjną konstrukcją na tym polu był samobieżny, gąsienicowy zestaw 3 R1 FILIN (1955 r.). Zestaw został przeznaczony do rażenia celów na polu walki, położonych poza zasięgiem klasycznej artylerii (zasięg ognia do 26 km). Konwencjonalna głowica bojowa posiadała ładunek o charakterze burzącym. W ciągu kilku lat produkcji wykonano kilkaset wyrzutni zestawu 3R1 FILIN (FROG-1), organizując je w dywizyjne dywizjony rakiet taktycznych, każdy w składzie trzech wyrzutni.

Wyjawione w trakcie eksploatacji wady zestawu 3R1 FILIN spowodowały, że prace nad tą kategorią broni nie ustały. Wkrótce pojawił się więc kolejny zestaw – 3R2 MARS (1955 r.). Otrzymał on już nowe lżejsze podwozie gąsienicowe, jak też uzyskał przy tym zdolność pokonywania przeszkód wodnych w pław (FROG-2). Pocisk rakietowy jednak nadal posiadał tylko konwencjonalny ładunek bojowy, a na dodatek jego zasięg uległ nawet pewnemu ograniczeniu (do około 20 km). Jednak w stosunku do zestawu 3R1 FILIN zestaw 3R2 MARS posiadał szereg korzystniejszych walorów eksploatacyjnych. Zatem do dalszego intensywnego rozwoju trafił ten ostatni, a uwaga konstruktorów skoncentrowana została przede wszystkim na zwiększeniu zasięgu pocisku i wyposażeniu go w taktyczny ładunek jądrowy (10 ... 20 kT). Nowy zestaw pod oznaczeniem ŁUNA oficjalnie przyjęto do uzbrojenia w 1961r. (FROG-3), był to pierwszy taktyczny pocisk rakietowy produkowany masowo i szeroko eksportowany.

Koniec lat 50 był pewnym momentem podsumowującym, kiedy to wszystkie trzy komponenty broni rakietowej (rakiety: strategiczne, operacyjno – taktyczne i taktyczne) zostały dopracowane i skierowane do masowej produkcji oraz powszechnej eksploatacji. Równolegle sfinalizowane zostało wypracowanie nowej doktryny wojennej, w maksymalnym stopniu bazującej na osiągniętych wynikach i przyznającej broni rakietowej decydującą role niezależnie od szczebla zastosowania. Całość zaowocowała jak już wspomniano powołaniem strategicznych wojsk rakietowych, jako samodzielnego rodzaju sił zbrojnych, a w walce na lądowych teatrach działań wojennych broń rakietowa stała się podstawowym środkiem rażenia przeciwnika, którego skutki użycia tworzą korzystne warunki do działań pozostałych rodzajów wojsk.

Stosownie do tego ZSRR rozwinął masową produkcję rakietowych środków rażenia, a jej wysokie tempo osiągnięto w znacznej mierze osiągnięto drastycznie zmniejszając nakłady na pozostałe rodzaje sił zbrojnych (wojska lotnicze, marynarka wojenna). Pewnym wyjątkiem były tu wojska obrony powietrznej kraju, traktowane jako gwarant załamania zmasowanego uderzenia

jądrowego przeciwnika. Stało się tak ponieważ w latach tych w państwach zachodnich strategiczny potencjał jądrowy w głównej mierze był przenoszony przez klasyczne lotnictwo bombowe dalekiego zasięgu.

3.2. Drugi etap (lata 1960-1965)

Powołanie do życia strategicznych wojsk rakietowych oraz ogłoszenie nowej doktryny wojennej było dopiero skromnym początkiem. W tym momencie w linii były bowiem tylko 4 rakiety międzykontynentalne R-7 oraz 56 rakiet kontynentalnych (48 R-5M i 8R-12). Trzon sił strategicznych nadal więc tworzyło przede wszystkim lotnictwo bombowe w składzie 100 maszyn międzykontynentalnych (Tu-95, M-4) i 800 – kontynentalnych (Tu-16). Potencjał uderzeniowy marynarki wojennej wynosił natomiast 30 wyrzutni „lądowych" rakiet operacyjno – taktycznych R-11M (R-11FM), rozmieszczonych na konwencjonalnych okrętach podwodnych. Ponieważ jednak sama procedura odpalania rakiet odbywała się w położeniu nawodnym (po długotrwałym i niebezpiecznym przygotowaniu przedstartowym), a ze względu na napęd zasięg tych okrętów był ograniczony, trudno ten trzeci element triady jądrowej (okręty podwodne) uznać w tym momencie za pełnowartościowy środek bojowy o znaczeniu strategicznym.

Kierownictwo radzieckie było oczywiście świadome tego faktu, dlatego jak tylko zakończono podstawowy zakres prac nad pierwszymi, seryjnymi, strategicznymi rakietami balistycznymi, nakazało konstruktorom opracowanie ich nowych i jakościowo lepszych następców. OKB-1 Korolowa, od 1959 r. rozpoczęło prace nad nową rakiet międzykontynentalną, oznaczoną następnie R-9 (SS-8 Sasin). Natomiast KB Južnoje Jangiela przystąpiło do prac nad rakietą R-14 (SS-5 Skean), o dwukrotnie zwiększonym zasięgu, w stosunku do R-12 (specjalne postanowienie partyjno – rządowe z dnia 2 lipca 1958 r.).

W rakiecie R-9 konstruktorom Korolowa udało się zasięg doprowadzić do 12500 km, co pozwalało w praktyce po raz pierwszy razić dowolny obiekt na terenie Stanów Zjednoczonych (dotychczas południowe obszary tego państwa nie mogły być zaatakowane). Jednocześnie rezygnują z radiowej korekty toru lotu na korzyść precyzyjnego, niewrażliwego na przeciwdziałanie radioelek-

troniczne, układu bezwładnościowego istotnie zwiększyła prawdopodobieństwo skutecznego wykonania uderzenia. Całości zmian dopełniło zastosowanie w R-9 jakościowo nowego i „przyjemniejszego" paliwa, które na dodatek, umożliwiło teraz długotrwałe otrzymywanie zatankowanej nim rakiety w gotowości do szybkiego startu (była to koronna wada R-7, ta ostatnia przed startem musiała bowiem przejść 12-godzinną procedurę przedstartową). Ogrom niezbędnych prac i napotkanych problemów spowodowały, że pierwsze seryjne rakiety R-9 w linii pojawiły się w 1963 r. (pierwszy start 9 kwietnia 1961 r.) Ogółem w latach 1963-1964 rozmieszczono ich 53 wyrzutnie, przy czym w latach 1964-1965 produkowano już zmodyfikowany wariant R-9A (z poprawionymi charakterystykami eksploatacyjnymi).

Prace M.K. Jangiela, nad nową R-14 – nie napotkały tymczasem większych problemów. Stało się tak ponieważ R-14 w znacznym zakresie bazowała na ideach zawartych w rakietach R-12. Pierwszy start R-14 został wykonany 6 czerwca 1960 r. W trakcie kolejnych odpaleń doszło do pewnych problemów z kawitacją paliwa, ale zostały one sprawnie pokonane. 24 kwietnia 1961 r. kompleks R-14 został oficjalnie przyjęty do uzbrojenia. Przy zasięgu 3600 km (zasięg techniczny – 4000 km) jej błąd trafienia nie przekraczał 1900 m. Jego rozmieszczenie przeprowadzono w latach 1962-1965, budując ogółem 97 wyrzutni. Co ciekawe, nie wyparł on z produkcji poprzedniego modelu, ale go tylko uzupełnił. Zestaw R-12, w latach 1960-1965 został bowiem rozmieszczony w liczbie 608 wyrzutni. Tak więc w 1965 r. ZSRR miał rozmieszczonych 733 wyrzutni strategicznych rakiet balistycznych średniego zasięgu (w tym 28 wyrzutni rakiet R-5M, ich proces wycofywania ruszył w 1964 r.). Ich uzupełnieniem nadal było 800 bombowców Tu-16, ale od 1963 r. około 350 z nich przebudowane zostało na wersje rozpoznawcze (do oceny skutków uderzeń rakietowych), walki radioelektronicznej (dla zwiększenia prawdopodobieństwa dotarcia do celu bombowców) oraz powietrzne – tankowce (dla zwiększenia zasięgu lotu innych maszyn).

Przełom lat 50 i 60 był bardzo owocny dla KB Južnoje M.K. Jangiela. Okazało się bowiem, że specjalna uchwała partyjno – rządowa , z dnia 13 maja 1959 r., nakazała mu zbudować także rakiety międzykontynentalną, konkurencyjną w stosunku do prac Korolowa. Otrzymała ona oznaczenie R-16 (SS-7 Saddler). Jej pierwszy start, w dniu 23 października 1960 r. (rakietę zbudowano więc w ciągu roku!) zakończył się jednak wielka tragedią. W wyniku nieoczekiwanej eksplozji R-16 na pozycji startowej śmierć poniosło wielu ludzi w tym marsz. M.U. Niedzielin, pierwszy dowódca strategicznych wojsk rakietowych. Próby jednak kontynuowano

mimo że i kolejny start rakiety (2 luty 1961 r.) był nieudany. Ostatecznie jeszcze w tym samy roku (!) pierwszy pułk R-16 (6 wyrzutni) osiągnął gotowość operacyjną. R-16 stała się następnie pierwszą masową, międzykontynentalną rakietą balistyczną w linii w ZSRR (zasięg 10000-14000 km, w zależności od mocy ładunku bojowego). Ogółem w latach 1961-1965 rozmieszczono 186 wyrzutni.

Ten ostatni sukces przyczynił się do definitywnego zakończenia produkcji międzykontynentalnych bombowców strategicznych (1963-1965 r.). W linii pozostawiono 60 maszyn 3M (stanowiących ścisły rozwój modelu M-4, te ostatnie przebudowano natomiast na samoloty – tankowce), zdolnych jednorazowo przenieść 120 bomb jądrowych (dwie sztuki na samolot). Kolejne 15 bombowców Tu-95 mogło przenieść 30 takich bomb, a całości dopełniało posiadanie 50 nosicieli – rakiet Tu-95R (każdy z jednym, strategicznym pociskiem skrzydlatym). Łącznie więc strategiczne lotnictwo bombowe mogło w jednym wylocie do uderzenia na Stany Zjednoczone wykonać 200 uderzeń jądrowych.

Był to moment zwrotny w historii strategicznej triady jądrowej ZSRR. Równoległe bowiem dotychczasowe okręty podwodne – nosiciele rakiet ich liczba uległa podwojeniu przezbrojono w nowe rakiety, o czterokrotnie zwiększonym zasięgu i silniejszym, termojądrowym ładunku. Dodatkowo do linii wprowadzono pierwsze takie jednostki z napędem atomowym i kolejnymi nowymi rakietami o jeszcze raz podwojonym zasięgu. Ogółem w 1962 r. z ich pokładów jednocześnie można było odpalić 69 rakiet. Całość wymienionych środków dała więc w razie potrzeby możliwość niemal jednoczesnego wykonania 300 (200+69+30) uderzeń jądrowych na kontynent północnoamerykański. Według ocen strategów radzieckich taki potencjał pozwalał realnie myśleć o sparaliżowaniu (wyeliminowaniu) Stanów Zjednoczonych. Co ciekawe na taką samą liczbę ładunków jądrowych oceniali swoje potrzeby Amerykanie, kalkulując potencjał do obezwładnienia struktury polityczno – militarnej ZSRR. W tym momencie super mocarstwa po raz pierwszy osiągnęły strategiczny potencjał jądrowy pozwalający na wzajemne „gwarantowane" zniszczenie (choć w przypadku USA ich liczba kilkakrotnie przekraczała ten stan).

W 1962 r. przywódcy radzieccy z inspiracji N. Chruszczowa podjęli jednak próbę zmiany globalnego układu sił poprzez instalację na Kubie rakiet balistycznych średniego zasięgu typu R-12 i R-14.

Plan operacji pod kryptonimem „Anadyr" zakładał rozmieszczenie na wyspie m.in. trzech pułków rakiet R-12 (24 wyrzutnie) oraz dwóch pułków rakiet R-14 (16 wyrzutni) naziemnego bazowania, mieszanej dywizji lotniczej (42 myśliwce MiG-21 i 42 samoloty bombowe Ił-28), dwie dywizje obrony przeciwlotniczej (łącznie 144 wyrzutnie rakiet S-125 Newa), 4 samodzielnych dywizjonów rakiet taktycznych R-70 Łuna, pułków zmotoryzowanych, sił morskich i obrony wybrzeża (406 wyrzutni rakiet 4K87 SSC-2B Samlet). Łącznie około 44 tys. żołnierzy. W drugiej i trzeciej dekadzie września na wyspę przybyły 3 pułki rakiet R-12. Rozmieszczono je na przygotowanych uprzednio stanowiskach w rejonie miasta San Cristobal. 14 października amerykański samolot rozpoznawczy U-2 sfotografował stanowiska startowe rakiet R-12. Według publikacji radzieckich wykrycie wyrzutni było następstwem błędów popełnionych w zakresie maskowania. W momencie ujawnienia obecności radzieckich sił rakiety nie osiągnęły jeszcze gotowości bojowej. Chcąc zapobiec dalszemu dostarczaniu radzieckiej techniki bojowej na Kubę 22 października prezydent J. F. Kennedy ogłosił rozpoczęcie blokady wyspy. W Moskwie podjęto wówczas decyzję o zawróceniu do portów radzieckich statków transportujących ostatnie 6 rakiet R-12 i wszystkie 32 rakiety R-14. Do chwili rozwiązania kryzysu do dnia 28 października 1962 r. w gotowości do użycia znajdowało się 20 wyrzutni rakiet R-12. Rozpoznanie lotnicze USA wykryło 33 rakiety R-12 z 42 dostarczonych na wyspę. Dwanaście pierwszych wyrzutni rakiet R-14 miało osiągnąć gotowość bojowa w terminie do 15 grudnia. Przywódcy mocarstw J. F. Kennedy i N. S. Chruszczow porozumieli się. Groźba światowego konfliktu została zażegnana. Wojska radzieckie wycofano z Kuby. Amerykanie wywieźli z Turcji, Włoch i Wielkiej Brytanii swoje Thory i Jupitery odpowiedniki R-5M i R-12, wprowadzone w latach 1957-1959.

Wszystkie dotychczas zbudowane wyrzutnie strategicznych rakiet balistycznych były typu stół startowy i znajdowały się w specjalnych obwałowaniach, rzadziej specjalnych, żelbetonowych schronach. Całość stanowiła więc obiekt stosunkowo łatwy do zniszczenia, szczególnie w przypadku uderzenia jądrowego. Problem ten został dostrzeżony już stosunkowo wcześnie, 30 maja 1960 r. ukazało się bowiem Postanowienie Rady Ministrów ZSRR o opracowaniu podziemnych wyrzutni – silosów oznaczonych kryptonimami" „Dwina" (dla R-12 – R-12U), „Czusowaja" (R-14 – R-14U), „Szieksna" (R-16 – R-16U) i „Diesna" (R-9A). Po przeprowadzeniu kompleksowych prób, w latach 1963-1965, wszystkie one sukcesywnie trafiły do linii. Ze względu na szybkie opracowanie kolejnych rakiet (o czym dalej) proces ten nie został nigdy zrealizowany do końca.

Rok 1965 kończy drugi etap rozwoju radzieckiej strategicznej broni rakietowej. Wprowadzone w obu etapach wzory uzbrojenia w literaturze zwykło się nazywać ich pierwszą generacją. W roku tym w linii były następujące liczby wyrzutni rakiet międzykontynentalnych: 4 R-7, 186 R-16, 23 R-9 (razem 213 wyrzutni). Dopełnieniem tego stanu było 75 wyrzutni rakiet balistycznych na okrętach podwodnych i 50 samolotów – nosicieli – rakiet skrzydlatych Tu-95R. Rakietowo – lotniczy potencjał uderzeniowy pozwolił więc już dla ZSRR całkowicie zrezygnować z klasycznych bombowców – nosicieli swobodnie spadających jądrowych bomb lotniczych – w uderzeniu strategicznym na Stany Zjednoczone.

W broni średniego zasięgu (na europejskim teatrze wojny) rakiety R-12 i R-14 ugruntowały swą pozycje, stosunkowo szybko szedł tez proces „chowania" ich pod ziemię. Z R-5M postanowiono już zrezygnować (ich proces wycofywania zasadniczo zakończono w 1966 r., jedynie 8 wyrzutni „przetrzymano" do 1968 r., nie jest wykluczone, że w tym momencie przekazane one już były do frontowych brygad rakiet operacyjnych wojsk lądowych. Od 1964 r. ruszył co prawda proces wymiany klasycznych bombowców Tu-16 na naddźwiękowe samoloty —nosiciele – rakiet – Tu-22K, ale po zbudowaniu niewielu egzemplarzy (75 sztuk) proces ten wstrzymano, a ich produkcje zakończono.

Podobna „stabilizacja" trwała tez w rakietach operacyjno – taktycznych. Przemysł nadal utrzymywał ich produkcje (R-17), choć teraz produkowano je już tylko na podwoziu kołowym. Przy tym obok brygad armijnych (armii pancernych) pojawiły się tez takie brygady i na szczeblu frontowym (1-2 FBROT). Rozszerzono asortyment przenoszonych ładunków jądrowych (moc maksymalna 100 kT) oraz udoskonalono ładunki chemiczne, sama rakieta pozostała natomiast niezmieniona.

Nieco inaczej natomiast zarysował się rozwój rakiet taktycznych. Ponieważ nowo wprowadzony zestaw 3R2MARS okazał się konstrukcja perspektywiczną zdecydowano się na nim właśnie oprzeć tworzenie kolejnych modeli rozwojowych. Po pierwsze postanowiono wreszcie zastosować na nich ładunki jądrowe, po drugie – wydłużyć zasięg skutecznego ognia przy dalszym wzroście celności. Nowy model, pod oznaczeniem ŁUNA (FROG-3), do eksploatacji wprowadzono w 1961 r. Z jądrowym ładunkiem bojowym o mocy 20 kT uzyskał on zasięg w granicach 30 km. W trzy lata później pojawił się kolejny model – 3R9 ŁUNA-1 (FROG-4) z zasięgiem zwiększonym o około 10 km. Nie był on chyba jednak zbyt udany, gdyż jeszcze w tym samy roku uruchomiono produkcję kolejnego modelu – 3R-10 ŁUNA-2 (FROG-5). W kolejnych latach stał się on najbardziej masowym zestawem tej klasy, sukcesywnie

wypierającym z linii wcześniejsze modele. Głowicę jądrową o mocy 20 kT uzupełniły ładunki 10 kT i 3 kT, a według niektórych danych i 1 kT. Tradycyjnie też obok głowic chemicznych tworzono klasyczne ładunki bojowe o zróżnicowanym przeznaczeniu (w tym kasetowe). W ich cieniu pozostał zestaw 3R7 KORSZUN (w NATO nie sklasyfikowany), który obejmował trzyosiową wyrzutnię kołową i pocisk napędzony silnikiem rakietowo – strumieniowym kłopoty z napędem pocisku spowodowały jednak, że zestaw ten pozostał tylko w stadium prototypowym (strzelania poligonowe realizowano na odległość około 50 km).

3.3. Etap trzeci (lata 1966-1973)

Spośród sześciu typów strategicznych, balistycznych pocisków rakietowych opracowanych w tym okresie tylko trzy były produkowane seryjnie i wszystkie one dysponowały zasięgiem międzykontynentalnym (rozwój pozostałych został wstrzymany). Jako pierwszy do eksploatacji został wprowadzony pocisk R-36 (SS-9 Scarap) z KB Južnoje M.K. Jangiela. Formalne rozporządzenie w tej sprawie wydano już 12 maja 1962 r. Miała to być ciężka rakieta z bardzo silnym, wielomegatonowym termojądrowym ładunkiem bojowym, zdolna niszczyć podziemne silosy amerykańskich rakiet balistycznych i w drodze do celu pokonać ich obronę rakietową. Był to radykalny zwrot w radzieckim podejściu. Do tej pory rakiety międzykontynentalne były bowiem tylko typowymi „mordercami miast", a ich silne ładunki miały tylko rekompensować spodziewany bardzo duży błąd kołowego trafienia (np. błąd kołowego trafienia R—7 wynosił około 10 km).

Pierwszego odpalenia R-36, z poligonów Tjuratam, dokonano 28 września 1963 r., było ono jednak nieudane. Prac jednak nie wstrzymano i 21 lipca 1967 r. zestaw oficjalnie przyjęto do uzbrojenia. Jak duże znaczenie przypisywano jego wprowadzeniu do linii niech świadczy fakt, że jeszcze nim próby dobiegły końca rozpoczęto dla nich budowę kilkudziesięciu silosów startowych w 1966 r. było ich już 30, a w 1967 – 108!). Pierwotnie planowano budowę 300 wyrzutni, ostatecznie skończyło się tylko na 288

(zbudowane w latach 1966 – 1972). Pocisk R-9 początkowo był budowany w dwóch wariantach różniących się mocą przenoszonego ładunku —18 lub 25 MT (błąd kołowego trafienia do 1900 m).

Rakiety poprzedniej generacji nie mogły być długo zatankowane będąc w położeniu bojowym na stanowiskach startowych. Dlatego z reguły tylko składowano je nie napełnione paliwem w ich pobliżu, przeprowadzając tę procedurę tylko w wyraźnych stanach wyższej kolejności. Poza tym sama ich żywotność była dość ograniczona. Dopiero rakieta R-36 była przełomem na tym polu. Można ją było bowiem długotrwale przechowywać w silosie, w nieustannej gotowości do startu, a sama obsługa stała się w znacznej mierze zautomatyzowana i sterowana odległościowo. Dodatkowo o ile dotychczas silosy z rakietami w bazie były rozmieszczone bardzo blisko siebie (100 m), to w bazach R-36 nastąpiło ich znaczne rozśrodkowanie i równoległe wzmocnienie nakierowane na zneutralizowanie silnych, podziemnych wybuchów jądrowych, powstałych na wskutek „zaskakującego" uderzenia przeciwnika.

Szczególnie interesująca była orbitalna odmiana tej rakiety – R-36 orb., zdolna wynieść zmniejszony ładunek bojowy na orbitę okołoziemską. Po wyniesieniu w przestrzeń kosmiczną ładunek bojowy krążył po zadanej orbicie, w oczekiwaniu na sygnał do ataku. Po jego otrzymaniu ładunek bojowy przechodził w fazę hamowania i atakował nakazany obiekt, schodząc z orbity i zmierzając w jego kierunku. Rakieta orbitalna pozwalała atakować jeden i ten sam obiekt z kilku kierunków, wydajnie utrudniając jego obronę przeciwrakietową. Nie bez znaczenia jest tu fakt, że w tym momencie Stany Zjednoczone na swoich południowych granicach nie miały rozwiniętego systemu uprzedzającego o ataku rakietowym, ani tym bardziej tego typu aktywnych środków walki.

Praktyczne próby R-36 orb. przeprowadzono w latach 1965-1968 na poligonie Tjuratam. W 1969 r. pierwszy taki kompleks osiągnął tam gotowość bojową. Jednak nie rozmieszczono ich zbyt wiele, bowiem przy znacznym spadku możliwej masy ładunku (o 30-35%) i pogorszonej celności niemożliwe stało się efektywne zwalczanie podziemnych silosów z rakietami balistycznymi, a ostatecznie było to główne zadanie R-36.

Również OKB-1 Korolowa pracowało nad podobnym orbitalnym pociskiem rakietowym. Otrzymał on oznaczenie GR-1 (SS-X-10 Scrag). Jednak tym razem prace nie wyszły poza obliczenia teoretyczne i pełnowymiarową makietę zademonstrowaną już 9 maja 1965 r. na tradycyjnej paradzie na Placu Czerwonym w Moskwie (nie bez znaczenia była tu też nagła śmierć S.P. Korolowa).

Ostatecznie kres pracom nad rakietami orbitalnymi położyło radziecko – amerykańskie porozumienie o nie rozmieszczaniu broni jądrowej w kosmosie (1968 r.).

Ostatnim kierunkiem prac nad R-36 było opracowanie dla niej wielogłowicowego ładunku bojowego (Model 4). Stało się tak ponieważ podpisany pomiędzy ZSRR, a Stanami Zjednoczonymi układ SALT-1 po raz pierwszy ściśle ograniczył liczbę możliwych do posiadania przez obie strony strategicznych nosicieli broni jądrowej (1972 r.) Zarazem jednak układ nie precyzował maksymalnej liczby ładunków jądrowych na nosicieli, stąd obie strony zaczęły intensywnie rozwijać ten właśnie kierunek. Z drugiej strony taki ładunek (ale jeszcze bez indywidualnego naprowadzania) stwarzał lepsze warunki przeniknięcia obrony przeciwrakietowej przeciwnika oraz wyeliminowania bazy z silosami mieszczącymi rakiety balistyczne, a rozmieszczonymi według nowych zasad (zwiększone odległości, wzmocniona konstrukcja). Pierwsze takie pociski R-36R (R-36 Mod.4) pojawiły się w linii w 1971 r. W latach 1971 - 1973 100 silosów z takimi pociskami uzupełniło 188 silosów mieszczących poprzednie wersje pocisku (głównie R-36 Mod. 1 i R-36 Mod. 2).

W cieniu prac zespołów S.P. Korolowa i M.K. Jangiela przez długie lata pozostawało OKB-52 W.N. Czełomieja (od lat 50 zajmowało się pociskami skrzydlatymi, głównie na potrzeby marynarki wojennej). Jego karta odwróciła się gdy w 1960 r. do pracy w nim przyszedł syn N.S. Chruszczowa. Od tej chwili prace biura Czełomieja znalazły się w centrum uwagi najwyższych czynników partyjno – państwowych. Jeszcze w tym samy 1960 r. OKB-52 wchłonęło dwa potężne biura lotnicze: OK.-23 W.M. Mjasiszczewa (twórcę serii międzykontynentalnych odrzutowych bombowców strategicznych M-4 i 3M) i OKB-301 S.A. Ławoczkina (twórcę całej plejady samolotów myśliwskich i pierwszych kierowanych rakiet przeciwlotniczych). Na efekty nie trzeba było długo czekać. Oficjalne prace nad pierwszą, międzykontynentalną rakieta balistyczną OKB-52 Czełomieja podjęło 30 marca 1963 r. Otrzymała ona oznaczenie UR-100 (SS-11 Sego) i jak pokazała praktyka stała się kamieniem milowym w rozwoju radzieckich, strategicznych zbrojeń jądrowych.

Pierwszego startu UR-100 (z wyrzutni typu stół startowy) dokonano 19 kwietnia 1965 r. Natomiast pierwszego odpalenia w docelowej konfiguracji (start z podziemnego silosa) dokonano niemal równo w trzy miesiące potem (17 lipiec 1965 r.). Mimo pewnej nowosci tematu dla biura prace nad UR-100 poszły nadzwyczaj sprawnie i już 24 listopada 1966 r. została ona oficjalnie przy-

jęta do uzbrojenia. UR-100 była olbrzymim krokiem do przodu. W stosunku do poprzednich typów rakiet jej wymiary i masa uległy znacznemu zmniejszeniu (R-36 długość przeszło 32 m, UR-100 – tylko blisko 17 m; R-36 masa startowa – 183 tt, UR-100 – trzy razy mniej). Jednak co najważniejsze, UR-100 po raz pierwszy była przewożona i eksploatowana w specjalnym kontenerze transportowo – startowym. Tak więc jej całkowite scalenie było wykonywane już bezpośrednio w zakładzie produkcyjnym. Przy tym rakieta była od razu napełniona wysokoenergetycznym paliwem ciekłym, o długim okresie składowania i przechowywania. W rezultacie UR-100, będąc umieszczona w podziemnym silosie – wyrzutni, była nieustannie w dyżurze bojowym w gotowości do natychmiastowego startu (mógł się on odbyć już w minutę od otrzymania sygnału).

Z użyciem UR-100 (UR-100 Mod.1) po raz pierwszy możliwy stał się odwetowy atak rakietowy, w warunkach gdy rakiety przeciwnika były już w powietrzu i nieuchronnie zmierzały do wyznaczonych celu (ich czas dolotu do obiektów ataku wynosił średnio 20-30 minut). W tych warunkach kluczowego znaczenia nabierał jednak efektywny system uprzedzający o ataku rakietowym przeciwnika i taki też system razem z rakietą UR-100 został stworzony. Ze względu na wymienione zalety jej produkcja otrzymała praktycznie niczym nieograniczony priorytet. Dość powiedzieć, że jeszcze w 1966 r. rozmieszczono pierwszych 90 wyrzutni – silosów, a w roku kolejnym było ich już 380! Ogółem w latach 1966-1972 rozmieszczono ich 990 (dwa razy więcej niż wszystkich rakiet międzykontynentalnych razem wziętych). Jednak prace nad rozwojem UR-100 bynajmniej nie ustały.

W 1970 r. z taśm produkcyjnych zaczął schodzić więc model ulepszony – UR-100 UTTCh, o zwiększonym z 1000 do 1200 km zasięgu i poprawionej do 900 m celności (dotychczas około 1400 m). Dodatkowo został on wyposażony (po raz pierwszy w ZSRR) w specjalne środki pozwalające zwiększyć prawdopodobieństwo pokonania obrony przeciwrakietowej. W kolejnym roku do produkcji wprowadzono kolejny model – UR-100R (do uzbrojenia oficjalnie przyjęty w październiku 1971 r.), w którym główną uwagę skupiono na resursie i walorach eksploatacyjnych rakiety (m.in. trzykrotnie skrócono czas przeprowadzania obsług technicznych. Na zachodzie obie wersje zostały potraktowane jako jeden model – UR-100 Mod. 2.

Zwieńczeniem tych prac był kolejny, czwarty model – UR-100U, którego pierwszego odpalenia z poligonu Tjuratam dokonano 16 czerwca 1971 r. Nowa rakieta, przy zredukowanym do 10500 km zasięgu, otrzymała jednak po raz pierwszy trzyelementowy ładunek bojowy. Równolegle ponownie rozbudowano środki przełamania obrony przeciwrakietowej. W 1973 r. rakietę UR-100U

(UR-100 Mod. 3) oficjalnie przyjęto do uzbrojenia. Potrzeba przebudowy i wzmocnienia silosów dla rakiet UR-100R spowodowała, że oba modele tj. UR-100R i UR-100U rozpoczęto rozmieszczać w tym samym 1973 r. Do końca 1973 zbudowano (i przebudowano) dla nich 75 silosów – wyrzutni (odpowiednio 35 + 40).

Ostatnią międzykontynentalną rakietą balistyczną, wprowadzona w tym okresie do eksploatacji był pocisk RT-2 (SS-13 Savage) OKB-1 Korolowa. Po raz pierwszy w tej grupie rakiet otrzymała ona napęd na stały materiał pędny. Prace nad tym paliwem rozpoczął Korolow już w 1959 r. Następnie dla jego oceny zdecydowano zbudować eksperymentalną rakietę RT-1. Był to pocisk trzystopniowy, jego pierwszego odpalenia z poligonu Kapustin Jar dokonano 28 kwietnia 1962 r. RT-1 w trakcie prób (z ładunkiem o masie 500 kg) osiągnęła zasięg w granicach 2000 km (techniczny – 2500 km). W 1963 r. w podsumowaniu wyników prób zdecydowano zbudować podobną rakietę, ale już o zasięgu międzykontynentalnym.

Pierwszego odpalenia RT-2 dokonano 4 listopada 1966 r. i po raz pierwszy zostało ono zrealizowane z bazy pocisków R-7 (R-7A) w Plesiecku. W dwa lat później (18 grudnia 1968 r.) pocisk RT-2 został oficjalnie przyjęty do uzbrojenia. Następnie w latach 1969-1970 rozmieszczono dla nich 60 silosów – wyrzutni. Tymczasem tuż po przyjęciu do uzbrojenia RT-2, ruszyły prace nad jej kolejna wersja o poprawionej celności, z dodanymi środkami przenikania obrony przeciwrakietowej. Nowa rakieta otrzymała oznaczenie RT-2P, a jej odpalenia z Plesiecka po raz pierwszy dokonano (6 stycznia 1970 r.). Intensywne badania zajęły kolejne dwa lata, po czym, w latach 1972-1974, do nowego standardu przebudowano wszystkie rakiety RT-2 wcześniej zbudowane. Tak więc liczba 60 silosów – wyrzutni nie uległa zwiększeniu. Niewątpliwy wpływ na ten stan rzeczy miał fakt, że w stosunku do rakiet rodziny UR-100 pocisków RT-2 (RT-2P) nie można było wyposażyć w wieloelementowe ładunku bojowe, jak tez i to że w praktyce zasięg ich nie przekraczał 9500 km. Tym niemniej zebrane doświadczenie było bezcenne i silnie zaprocentowało w przyszłości.

Reasumując, w 1973 r. stan radzieckich, międzykontynentalnych rakiet balistycznych obejmował: 186 R-16 (R-16U), 23 R-9 (R-9A), 188 R-36 (Mod. 1 i Mod. 2), 100 R-36R (Mod. 4), 955 UR-100 (Mod. 1) i 75 UR-100 (Mod. 2 i 3) oraz 60 RT-2 (RT-2P). W sumie było to 1587 wyrzutni (układ SPLT-1 pozwalał na 1618 wyrzutni), największy stan jaki kiedykolwiek został osiągnięty w historii strategicznych wojsk rakietowych ZSRR (w jednorazowej salwie mogło być przeniesione 1862 ładunków bojowych). Co prawda większość rakiet posiadała tylko pojedyncze ładunki bojowe, ale dla modeli najbardziej perspektywicznych opracowano już

ładunki wieloelementowe, choć jeszcze bez indywidualnego naprowadzania na cel. Na wskutek podpisanych porozumień rozbrojeniowych zrezygnowano z rozwoju rakiet orbitalnych (R-36 orb., GR-1), ale modele produkowane seryjnie rozpoczęto coraz powszechniej wyposażać w integralne środki obrony przeciwrakietowej.

W tym okresie (1968 r.) z eksploatacji wycofano pierwsze rakiety międzykontynentalne R-7 (R-7A), a ich bazę w Plesiecku zamieniono w kolejny kosmodrom (jeszcze w połowie lat 60 rozpoczęto tu pierwsze próby rakiet RT-2, a następnie i jej ulepszonej odmiany – RT-2P).

Drugim elementem strategicznej triady jądrowej stały się w tym momencie duże atomowe okręty podwodne z rakietami balistycznymi na pokładzie. Ich tempo produkcji było wprost niebywałe. W latach 1967-1973 wcielono bowiem 30 takich okrętów z 480 rakietami na pokładzie. Na pozostałych mniejszych okrętach podwodnych (27 szt.) było ich już tylko 81. W sumie na okrętach podwodnych było 561 wyrzutni rakiet balistycznych, przy tym wszystkie rakiety miały pojedyncze ładunki bojowe, bez środków przełamania obrony przeciwrakietowej (całość reprezentowała więc niższy poziom niż osiągnięty w strategicznych wojskach rakietowych). Natomiast w ogóle nie rozwijano w tych latach strategicznego lotnictwa bombowego. Zadowolono się tylko utrzymaniem poprzedniego stanu posiadania (60 bombowców 3M i 50 nosicieli rakiet – Tu-95K).

O ile w latach 1966-1973 międzykontynentalny potencjał uderzeniowy rozwijał się w szybkim tempie, to siły kontynentalne (średniego zasięgu) zachowały głównie swój stan posiadania. W 1973 r. było to więc 568 wyrzutni R-12 (R012U) oraz 90 R-14 (R-14), razem 658 wyrzutni rakiet zdolnych w jednorazowej salwie przenieść taką samą liczbę jądrowych ładunków bojowych. Analogiczny stan był te i w lotnictwie bombowym. Nadal więc było to 390 maszyn Tu-16 i 60 Tu-22R. Nie można jednak wykluczyć, że w tych latach najstarsze okręty podwodne z rakietami balistycznymi na pokładzie (27 szt.) przeznaczono dla wzmocnienia jądrowego potencjału uderzeniowego na europejskim teatrze wojny.

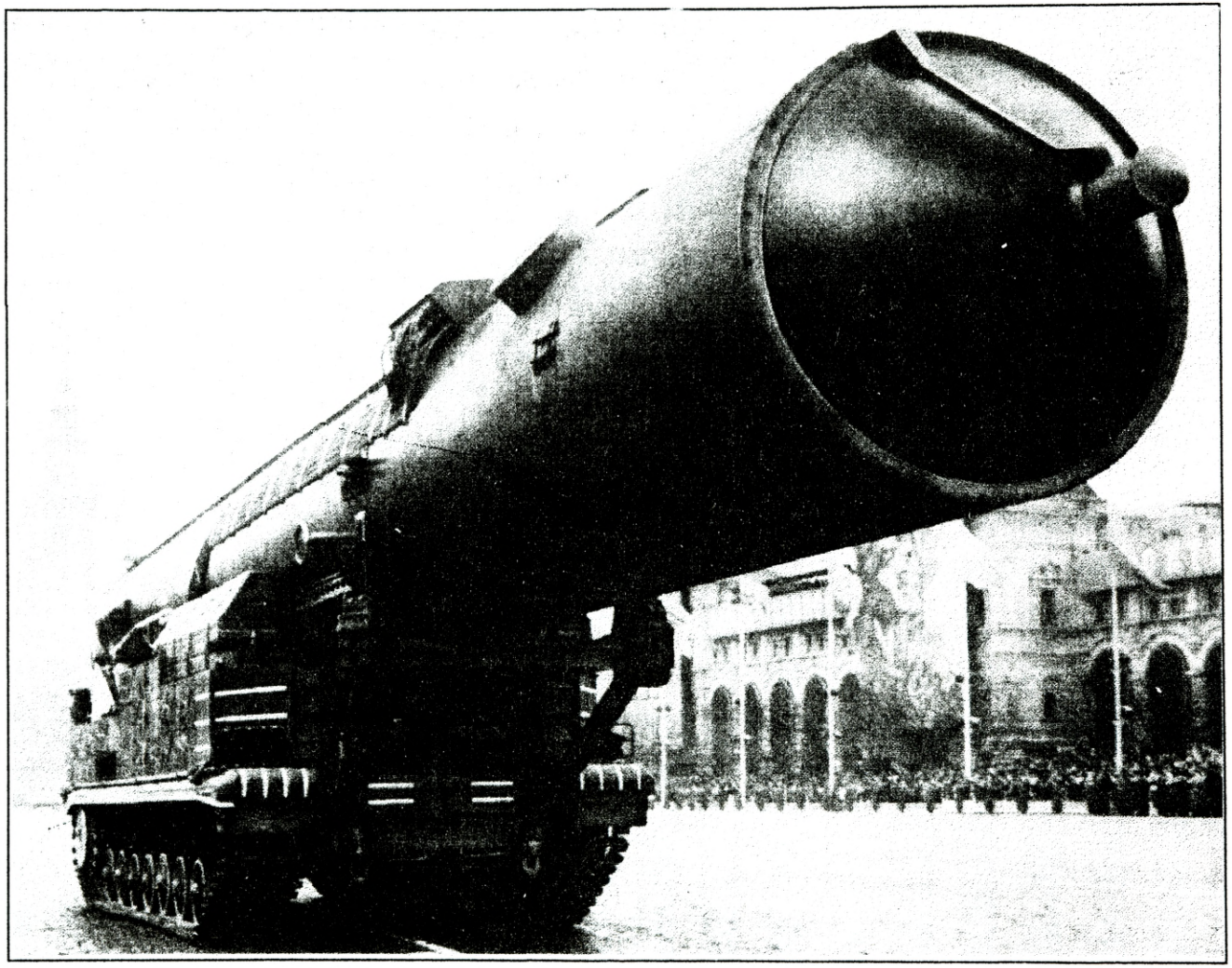
Nie znaczy to jednak, że w latach tych nie prowadzono żadnych prac badawczo – rozwojowych na tym polu. Intensywnie bowiem rozwijano lądowe wyrzutnie rakiet balistycznych chcąc je uczynić w pełni samobieżnymi. Wzorem były tu głównie wyrzutnie rakiet operacyjno – taktycznych wojsk lądowych. Pierwsze takie próby (studia) podjęto już co prawda w 1959 r., kiedy to planowano zrobić ruchomy zestaw kolejowy w oparciu o sprawdzony pocisk R-12, prac tych jednak wówczas nie sfinalizowano. W wyniku jed-

nak intensywnie prowadzonych prób, w latach 1965 – 1967 na próby ostatecznie skierowano dwa konkurencyjne, gąsienicowe zestawy samobieżne. 8R96 z pociskiem RT-15 (SS-X-15) Scapegsat pochodzący z OKB 1 Korolowa (współpraca BK Arsenał) i 8R99 z pociskiem RT-20 (SS-X-15 Scroge) – KB Južnoje Jangiela. Chociaż zestaw 8K99 (z RT-20) gwarantował zasięg w granicach 6000 km, to jednak do dalszego rozwoju wybrano konkurenta. Były tego dwa powody: po pierwsze – rakieta RT-15 była pochodną międzykontynentalnego pocisku RT-2 (była oparta na jego drugim i trzecim stopniu) skierowanym do produkcji, po drugie – była całkowicie napędzana paliwem stałym, w odróżnieniu od RT-20 – której drugi stopień miał napęd na kłopotliwe w eksploatacji paliwo ciekłe (potrzeba tankowania przed startem). Można tylko dodać, że pocisk RT-20 powstał na bazie rakiety międzykontynentalnej biura Jangiel (dokładne oznaczenie nie jest do dziś znane), która była konkurencyjna do korolowskiej rakiety RT-2 (zdecydował mieszany zespół napędowy oparty o różne rodzaje paliwa). Ostatecznie rozwój zestawu 8R99 (z RT-20) zamknięto w 1968 r. po ośmiu eksperymentalnych odpaleniach rakiety.

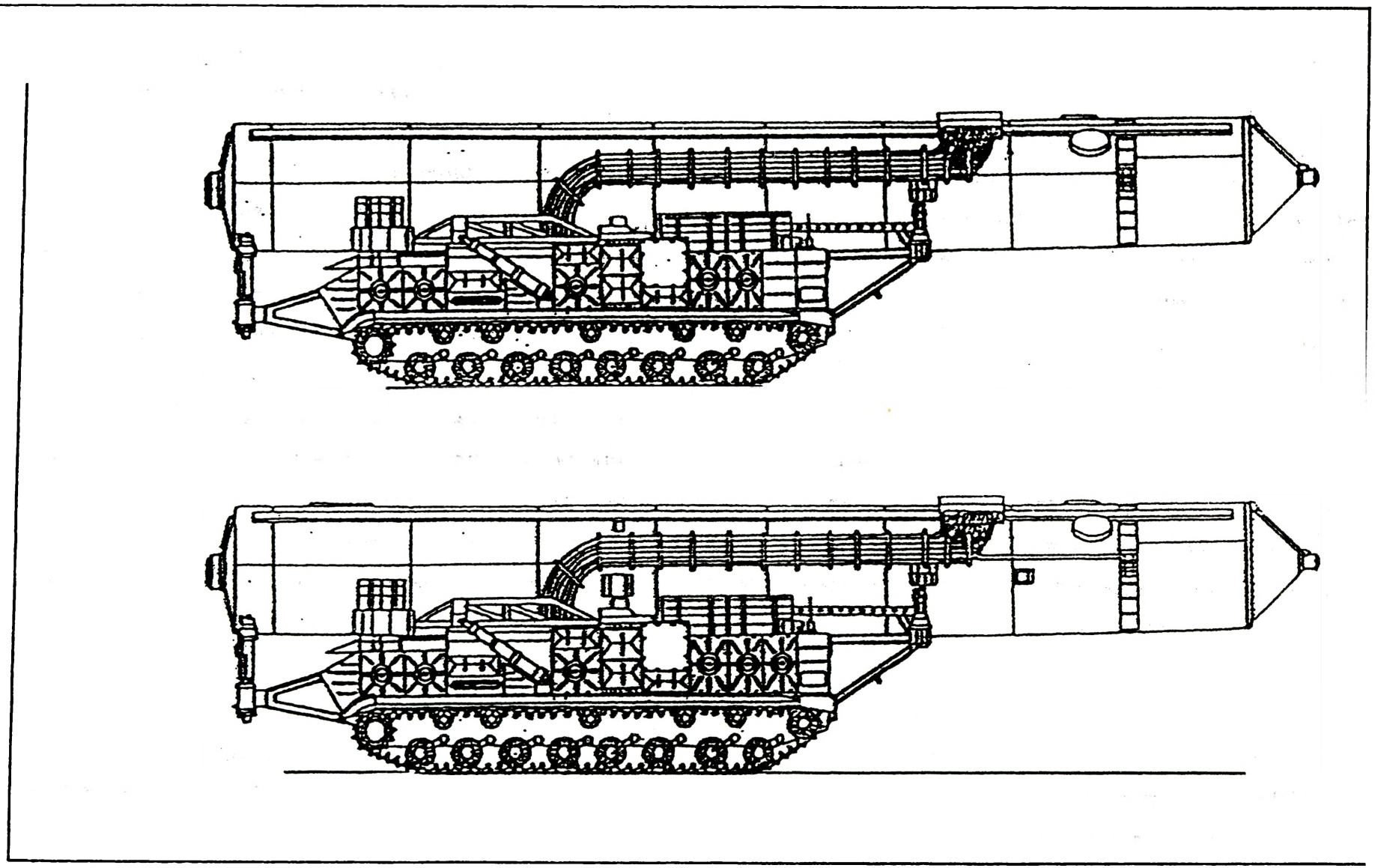
Tymczasem kompleks 8K96 (z RT-15) pozytywnie oceniano na próbach (zasięg 4000-4500 km) i skierowano do eksperymentalnej eksploatacji, prawdopodobnie na Dalekim Wschodzie (1968 r.). Jednak po ogółem 19 odpaleniach i jego rozwój został wstrzymany. Całość okazała się jeszcze zbyt nowoczesna i skomplikowana, a głównym problemem okazały się mimo wszystko ograniczone zdolności w poruszaniu się po bezdrożach oraz trudnym i nieprzyjaznym klimacie.

W grupie zestawów rakietowych wojsk lądowych prace prowadzone były z nie mniejszym natężeniem. Konsekwentnie dążono do zwiększenia ich mobilności (powszechne przejście na podwozia kołowe charakteryzujące się większą prędkością przemieszczania przy zadowalających charakterystykach manewrowych w terenie) oraz zwiększenia celności i skuteczności samych rakiet. W tym okresie głównym problemem było stworzenie efektywnego zestawu rakietowego szczebla frontowego.

Pierwsze prace w tym kierunku przeprowadzono już w latach 1957-1963 jednak nie zakończyły się one sukcesem (zestaw 9K71 Temp). Po pierwsze szwankowała sama rakieta (była całkowicie napędzana stałym materiałem pędnym, co wówczas było kompletną nowością i niespotykanym rozwiązaniem), po drugie – na początku lat 60 holowana wyrzutnia typu stół startowy została uznana za anachronizm dla sprzętu tej klasy. Całość prac realizował moskiewski MIT pod kierunkiem młodego i utalentowanego inżyniera A.D. Nadiradze.



Rys. 35. Wyrzutnia rakiety RT-20 podczas parady na Placu Czerwonym w Moskwie

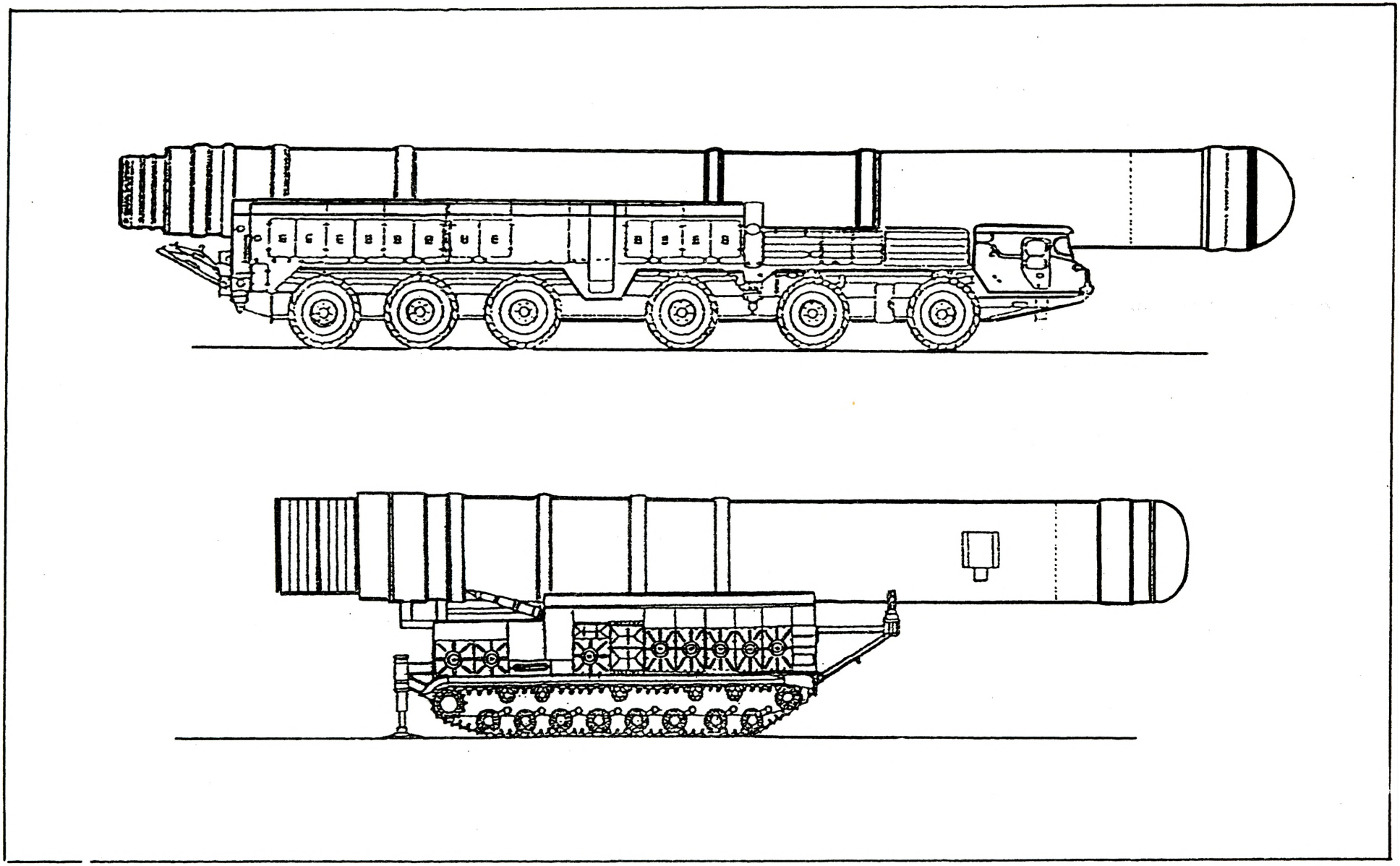


Rys. 36. Dwa warianty wyrzutni rakiet RT-20

Po zmianie priorytetów (zestaw samobieżny) prace w tym kierunku postanowiono nadal kontynuować, ponownie do ich prowadzenia wyznaczając biuro Nadiradze, tym razem wsparte jednak kilku znaczącymi placówkami naukowo - badawczymi. Tym razem prace poszły szybko, pierwszego odpalenia rakiety 9M76 dokonano 14 marca 1964 r. osiągając zasięg bliski 600 km. W kolejnym poprawionym modelu rakiety – 9M76B zasięg techniczny został doprowadzony do niemal 900 km. Ostatecznie w 1968 r. zestaw pod oznaczeniem 9K76 Temp-S (SS-12 Scaleboard) został oficjalnie przyjęty do uzbrojenia. Jednak mimo prognoz nie wyparł on całkowicie z linii wprowadzanych już wcześniej do frontowych brygad rakiet operacyjno – taktycznych zestawów R-17 (9K72 Elbrus), a tylko je uzupełnił (ważna role odegrały tu jego wysokie koszty). Wprowadzenie do eksploatacji zestawów 9K76 Temp-S definitywnie zakończyła eksploatacje rakiet R-5M (w latach 1966-1968 r. wojska lądowe prowadziły ich eksperymentalna eksploatacje).

Kolejną grupą rakiet wojsk lądowych, którą poddano większym zmianom były pociski taktyczne. W 1965 r. wprowadzono bowiem do uzbrojenia pierwsze zestawy kołowe 9K21 LUNA-M. Ich powstanie poprzedziły eksperymentalne próby z dwustopniowym pociskiem (bliższe oznaczenie nie jest znane) zwiększonego zasięgu (1964-1965 r.), jednak niedostateczna celność anulowała jego rozwój (FROG-6). Nowy pocisk 9M21 FORG-7A był już natomiast jednostopniowy i pozbawiony większości wad poprzednika. Przy tym jego zasięg został doprowadzony do około 65 km. Dalsze intensywne prace nad jego rozwojem doprowadziły do powstania zestawu 9K52 ŁUNA-M2 (z zestawu tego można też było strzelać poprzednimi pociskami). Poprawiony pocisk 9M52 (FROG-7B) miał już zwiększoną celność, przy zasięgu doprowadzonym do 70-75 km (w zależności od ładunku bojowego). W taki sposób dopracowane zestawy 9K52 ŁUNA-M2 w linii pojawiły się po raz pierwszy w 1967 r.

Rosnąca produkcja zestawów rakietowych wojsk lądowych spowodowała, że w końcu lat 60, ich wprowadzenie rozszerzono z formacji pancernych także i na zmechanizowane oraz zmotoryzowane. Dodatkowo od początku lat 70 wzrosła liczba wyrzutni rakiet w dywizjonach, i tak dywizjon rakiet taktycznych związku taktycznego otrzymał cztery wyrzutnie (poprzednio trzy). Podobny proces objął tez i dywizjony ogniowe armijnych i frontowych brygad rakiet operacyjno – taktycznych. Przy tym jednak brygady te zostały dość znacznie zróżnicowane, bowiem w zależności od dyslokacji postawionych zadań liczyły się one od 2 do 4 dywizjonów, czyli od 8 do 16 wyrzutni. W tym momencie rakietyzacja wojsk rakietowych i artylerii sił lądowych armii radzieckiej osiągnęła swoje



Rys. 37. Dwa warianty rozwiązań konstrukcyjnych kompleksu TEMP-2S

apogeum. Można wic powiedzieć, że rok 1973 jest kulminacyjnym momentem ilościowego rozrostu lądowej broni rakietowej w ZSRR (od szczebla strategicznego do taktycznego) i kończy zarazem rozwój II generacji rakiet bojowych w tym państwie.

3.4. Etap czwarty (lata 1974-1981)

Kolejny etap rozwoju radzieckich, strategicznych (lądowych) rakiet balistycznych charakteryzuje się przede wszystkim ich szerokim dopracowaniem i unowocześnieniem. Spośród trzech typów wdrożonych w tym okresie do produkcji aż dwa stanowiły ścisły rozwój modeli poprzedniej generacji (chociaż wzrost ich możliwości był skokowy i stworzył zupełnie nową jakość w strategicznych wojskach rakietowych). Co ciekawe wszystkie trzy zestawy oficjalnie przyjęto do uzbrojenia jednego dnia, tj. 30 grudnia 1975 r. Stworzono również pierwszy mobilny zestaw tej klasy, ale podpisane porozumienia rozbrojeniowe uniemożliwiły jego wprowadzenie do eksploatacji.

W grupie rakiet ciężkich stworzono tylko jedne nowy typ i były to pociski z rodziny R-36M (SS-18 Satan) ściśle bazujące na wcześniejszych modelach R-36 (główny konstruktor W.G. Utkin, który zastąpił na tym stanowisku w KB Južnoje właśnie zmarłego Jangiela). Pierwszy pocisk R-36M odpalono już co prawda 21 lutego 1973 r. z poligonu Tjuratam, jednak rozliczne problemy jakie się następnie pojawiły spowodowały, że kompleks badań mógł zostać zamknięty dopiero po przeszło 30 miesiącach. R-36M otrzymał już tzw. zimny start, pozwalający po odpaleniu wcześniej załadowanego pocisku na sprawne przeładowanie wyrzutni i jej ponowne użycie. Pocisk otrzymał alternatywny ładunek bojowy, pojedynczy bardzo dużej mocy (20 MT) – Mod.1 i wielogłowicowy z indywidualnym naprowadzaniem (po raz pierwszy w ZSRR) – Mod. 1 (8x500 kt). Przy tym ten drugi ładunek w linii pojawił się do-

Dalsze intensywne prace zaowocowały modelem R-36 MUTTCh (pierwsze odpalenie październik 1977 r.) o radykalnie poprawionych charakterystykach. Dość powiedzieć, że nowa wersja z pojedynczym ładunkiem bojowym uzyskała wzrost zasięgu z 10500 do 16000 km (MIRV z 9250 do 11000 km przy zwiększonej z 8 do 10 liczbie przenoszonych głowic i podniesionej z 500 do 750kt mocy). Nowe warianty oznaczono odpowiednio Mod.3 i Mod. 4. R-36MUTTCh oficjalnie została przyjęta do uzbrojenia w grudniu 1980 r. wywołując bardzo duże zaniepokojenie na Zachodzie. Wyposażenie tej rakiety w najnowsze środki przełamywania obrony przeciwrakietowej i bardzo duża celność (błąd kołowego trafienia 200 m) czyniły z niej bowiem strategiczny środek ataku przed którym nic nie może być schowane (bez obawy o zniszczenie).

Ich tempo wprowadzania na dodatek było bardzo duże. O ile w 1975 r. pierwsze 10 R-36M (Mod.1) osiągnęło gotowość operacyjną to w 1980 r. w linii było jej już 308 sztuk (Mod. 1 ... 4),przy tym trzon stanowiło 162 R-36M (Mod.2). Wprowadzenie do eksploatacji rodziny rakiet R-36M pozwoliło wycofać wszystkie starsze modele: R-9 (1977-1978 r.), R-16 (1977-1978) i pierwsze R-36 (1979-1980). Dalszemu wprowadzaniu rakiet R-36M przeszkodziło dopiero kolejne porozumienie rozbrojeniowe SAL-II (19 czerwca 1979 r.), które było kontynuacją poprzedniego (SALT-1), a dokładniej załącznik do niego w którym ZSRR dobrowolnie rozmieszczania dalszych rakiet tego typu.

W grupie rakiet lekkich kontynuatorem pocisków poprzedniej generacji był model UR-100N (SS-19 Stiletto) pochodzący z OKB-52 WN Ciełomieja, wyszedł on bowiem z wcześniejszych konstrukcji rodziny UR-100. W pierwszej kolejności miał on zresztą właśnie zastąpić najstarsze pociski UR-100 (Mod.1). Pierwszy pocisk prototypowy odpalono 9 kwietnia 1973 r. z poligonu Tjuratam. W nowym UR-100 N na pierwszy plan wysunięto dalszy wzrost celności i dopracowanie ładunku bojowego. Tradycyjnie opracowano go już w dwóch warunkach tj. wielogłowicowym z indywidualnym naprowadzaniem na cel (Mod. 1, 6 OOW) i pojedynczym bardzo dużej mocy (Mod. 2, 1x5MT). Pocisk UR-100N (Mod. 1) był pierwszą rakietą klasy MIRV wprowadzoną do powszechnej eksploatacji (na tym polu o dwa lata wyprzedził on inny pocisk R-36M Mod.2). Niestety pośpiech przy jej opracowywaniu spowodował, że jego napęd był niedopracowany, a cała eksploatacja kłopotliwa, awaryjna (ogółem w latach 1975-1979 zbudowano (przebudowano) 240 wyrzutni pocisków dla UR-100N Mod.1 i Mod.2).

Dążąc do ratowania sytuacji w obliczu niesłychanego skandalu jaki musiał wybuchnąć na tym tle, OKB-52 Czełomieja opracowało poprawiony pocisk UR-100NU (Mod.3), którego pierwszy start przeprowadzono 26 października 1977 r., a przyjęcie do eksploatacji odbyło się niemal równo w dwa lata od tego faktu. Oprócz oczywiście dopracowania napędu UR-100NU otrzymał mocniejszy ładunek bojowy (6x500 kt) i poprawioną celność. W kolejnych latach (1981-1982) pociski UR-100N stopniowo przebudowywano do standardu UR-100 NU. W 1981 r. w eksploatacji było 220 (180+40) pocisków UR-100N i 80 UR-100NU.

Konkurentem tego pocisku był natomiast (podobny tylko z nazwy) pocisk MR-UR-100 z KB Južnoje. Podobnie jak i UR-100N był on przeznaczony do zamiany najstarszych serii UR-100. Jednak o ile biuro Czełomieja wybrało u siebie ostrożną drogę ewolucji, w stosunku do pierwotnego modelu, to KB Južnoje zdecydowało się na skokowy wzrost możliwości swojego produktu. Po pierwsze, wzorem R-36M założono dla niej zimny start, liczne udogodnienia eksploatacyjne a ponadto zmniejszone wymiary i masę (tak by mogła startować z nie przebudowywanych silosów UR-100 Mod.1) oraz wielogłowicowy (4x500kt – Mod.1) ładunek bojowy z indywidualnym naprowadzaniem na cel (niezależnie od pojedynczego dużej mocy – Mod.2). Pierwszy pocisk MR—UR-100 odpalono 26 grudnia 1972 r. (a więc mimo złożoności problemów – przed konkurentem i po trzech lotach przyjęto go do uzbrojenia.

MR-UR-100 w porównaniu z konkurentem (UR-100N) miał jednak zmniejszona liczbę przenoszonych ładunków bojowych (MIRV) oraz gorszą celność i zapewne jego produkcja uległaby szybkiemu zakończeniu gdyby nie skandal UR-100N, a związany z jej niedopracowanym napędem. Dlatego rakieta MR—UR-100 została potraktowana jako dubler UR-100NU (na wypadek nieprzezwyciężenia wynikłych problemów) i jej rozwój był kontynuowany. Zaowocowało to poprawionym modelem MR-UR-100U (Mod.3) o zwiększonej do 750 kt mocy przenoszonych ładunków MIRV i poprawionej celności. Pierwsze odpalenie miało miejsce 25 października 1977 r., ale pierwsze rakiety w linii pojawiły się dopiero w końcu 1981 r., co może sugerować duże problemy napotkane w trakcie jej rozwoju. W tym momencie eksploatowano tylko 130 MR-UR-100 (Mod.1) i 20 MR-UR-100 (Mod.2(, co było dokładnie połowa stanu posiadanych równolegle rakiet UR-100N i UR-100 NU.

Nie ulega wątpliwości, że równoległy rozwój, w zasadzie bardzo podobnych do siebie rakiet, był dużym marnotrawstwem pieniędzy. „Niezdrowa" konkurencja doprowadziła bowiem do przedwczesnego wprowadzenia do linii rakiet UR-100N i związanych z tym licznych i niepotrzebnych problemów. Ich usunięcie wymusiło z kolei dalsze duże nakłady na pogłębione badania i rozwój.

Z drugiej strony okazało się, ze tak czy owak silosy rakietowe były przebudowywane, było to wymuszone wzrostem skuteczności amerykańskich, strategicznych rakiet balistycznych bazowania lądowego w zwalczaniu obiektów tego typu. Jednak co ważniejsze KB Južnoje zostało niepotrzebnie odciągnięte od swoich zasadniczych prac jakimi był rozwój ciężkich rakiet R-36 (R-36M).

Tak wiec w 1980 r. strategiczny potencjał wojsk rakietowych obejmował: 580 wyrzutni UR-100, 60 RT-2P, 150 MR-UR-100, 30 UR-100N i 308 R-36M. Razem było to 1398 wyrzutni, zdolnych odpalić jednorazowo salwę rakietową złożoną z 5302-5722 różnorodnych ładunków jądrowych. Przy tym zdecydowana większość rakiet była wyposażona w różnorodne środki przełamania obrony powietrznej, a 818 silosów było gruntownie zmodernizowanych i w znacznej mierze uodpornionych o amerykański atak rakietowy. Tym nie mniej należy wyraźnie zaznaczyć, ze w obliczu opisanych wyżej problemów plan modernizacji lekkich rakiet nie został w wymaganym terminie zrealizowany, a część tego co zrealizowano uczyniono pod presja faktów, nie zawsze osiągając pierwotnie przewidywane standardy.

W latach tych stworzono tez pierwszy samobieżny zestaw tej klasy. Otrzymał on oznaczenie Temp-2S i został stworzony w MIT pod kierunkiem A.D. Nadiradze (nazwa w pewien sposób nawiązuje do frontowego zestawu rakietowego Temp-S, ale sam zestaw niema z nim nie wspólnego). Pierwsze studia nad nim podjęto w latach 1966-1968. Następnie w latach 1972-197... z jego udziałem na plesieckim poligonie przeprowadzono serię kompleksowych prób, po których to zestaw rekomendowano do produkcji seryjnej (trzystopniowy pocisk rakietowy, oznaczony w rozmowach międzynarodowych RS-14 – SS-X-16 Sinner, miał zasięg 9000 km i napęd na stały materiał pędny.

Lata 1974-1981 były też okresem dynamicznego rozwoju rakietowego komponentu morskiego. W 1981 r. w linii było bowiem aż 87 okrętów podwodnych – nosicieli rakiet (największy stan jakim kiedykolwiek dysponowano). Po raz pierwszy okręty te otrzymały najnowocześniejsze rakiety z wielogłowicowymi ładunkami bojowymi, o indywidualnym naprowadzaniu. Ogółem w 1981 r. miały one zabudowane na swoich pokładach 1038 wyrzutni, zdolnych odpalić salwę rakiet złożoną z 2426-2744 jądrowych ładunków bojowych. Nadal natomiast nie modernizowano strategicznego, międzykontynentalnego lotnictwa bombowego, a jego wysiłek na dodatek zasadniczo został przecelowany na zwalczanie morskich zgrupowań przeciwnika. Był to najtrudniejszy moment w jego rozwoju.

Pocisk RS-14 posłużył dalej do stworzenia kołowego zestawu średniego (kontynentalnego) zasięgu. Otrzymał on oznaczenie RSD-10 Pionier (SS-20 Saber). Próby przeprowadzone w latach 1974-1977 (Plesieck) poszły bardzo sprawnie (pierwsza próba 21 września 1974 r.) i niema w tym nic dziwnego, wszak nowy zestaw bazował na tym samy podwoziu i wykorzystywał drugi i trzeci stopień sprawdzonej rakiety RS-14. Oficjalna decyzja o przyjęciu go do uzbrojenia zapadła 11 marca 1976 r. Pocisk zestawu przenosił ładunek MIRV (3x150 kt) na odległość 4500-5000 km z dokładnością do 550 m (Mod.1). Przebadano również wariant z jedna lekka głowicą (Mode.2) przy którym zasięg wzrósł do 5000-5500 km, ale nie został on skierowany do produkcji.

Kolejne prace nad zestawem doprowadziły do powstania modelu zwanego umownie RSD-10UTTCh, w którym głównym zmianom poddano rakietę. Po pierwsze – nowe oprogramowanie układu kierowania dało wzrost celności ładunku do 450 m, po drugie – zwiększono obszar na który mogły być indywidualnie naprowadzane ładunki uwolnione z pojedynczej rakiety. Pierwszy taki pocisk odpalono 10 sierpnia 1979 r., a oficjalne przyjęcie zestawu RSD-10UTTCh do linii nastąpiło 17 grudnia 1980 r.

Wprowadzane od linii zestawów RSD-10 ruszyło na przełomie lat 197601977 i według ocen zachodnich w 1981 r. w linii było ich już blisko 200 sztuk. Przy tym pojedynczy zestaw RSD-10 zastępował 1-2 zestawy R-12 i R-14. Dlatego mimo, że ich liczba malała, to jednak jednoczesna ich salwa uległa wzmocnieniu. W 1981 r. w linii było bowiem 364 wyrzutnie R-12, 35 R-14 i 200 RSD-10, które mogły odpalić salwę złożona z 999 różnorodnych ładunków jądrowych (w 1976 r. gdy było 568 R-12 i 90 R-14 salwa obejmowała 658 ładunków jądrowych). Przezbrajanie to (ze względu na bardzo dobre charakterystyki RSD-10) wywołało na Zachodzie bardzo duże zaniepokojenie. W efekcie, w ramach przeciwwagi Stany Zjednoczone rozmieściły w Europie rakiety Pershing-2 i pociski Cruise.

W odróżnieniu od środków międzykontynentalnych, na europejskim teatrze wojny, dużej modernizacji w tych latach poddano i strategiczne lotnictwo bombowe. Od przełomu lat – 1974 rozpoczęło one bowiem sukcesywnie wdrażać do eksploatacji ultranowoczesne bombowce – nosiciele rakiet – Tu-22M (nie miały nic wspólnego z poprzednimi Tu-22K). Podobnie jak zestawy rakietowe R-36 M i RSD-10 także i te samoloty nie umknęły uwagi Zachodu. W efekcie, w momencie podpisania porozumienia SALT-II, w dodatkowym protokole ZSRR dobrowolnie zobowiązał się ograniczyć ich produkcje do 30maszyn rocznie i nie montować na nich

R-36 M i RSD-10 także i te samoloty nie umknęły uwagi Zachodu. W efekcie, w momencie podpisania porozumienia SALT-II, w dodatkowym protokole ZSRR dobrowolnie zobowiązał się ograniczyć ich produkcje do 30maszyn rocznie i nie montować na nich instalacji tankowania w locie (na maszynach wcześniej wyprodukowanych podlegała ona zdemontowaniu. Ostatecznie, w 1981 r. strategiczne lotnictwo bombowe, o zasięgu kontynentalnym liczyło 120 maszyn Tu-22M, 60 Tu-22K oraz 270 Tu-16.

Rozmach strategicznych zbrojeń jądrowych spowodował, że rozwój rakiet wojsk lądowych odbywał się stosunkowo wolno i bez gwałtownych przyśpieszeń. Nadal kontynuowano produkcję rakiet dla operacyjno – taktycznych zestawów 9R72 Elbrus i 9K76 Temp-S (produkcję wyrzutni zakończono bowiem jeszcze na początku lat 70). Co prawda dla zestawu Elbrus planowano wprowadzać konwencjonalne ładunki bojowe o różnym przeznaczeniu i elektrooptyczny układ samonaprowadzający, ale całość tych prac nie zakończyła się sukcesem.

Pewne ożywienie wystąpiło natomiast w taktycznych zestawach rakietowych. Uzyskany dalszy wzrost celności badanych rakiet (pomimo, ze rakiety te nadal pozostały niekierowane) umożliwił bowiem zastosowanie na nich konwencjonalnych, kasetowych ładunków bojowych. Oddzielnym kierunkiem prac było wyposażenie obu klas rakiet w pasywne samonaprowadzające głowice, przeznaczone do zwalczania źródeł emisji energii elektromagnetycznej (stacje radiolokacyjne kierowania ogniem przeciwlotniczych zestawów rakietowych, węzły łączności stanowisk dowodzenia itd.). Tak doszło do powstania zestawu 9K79 TOCZKA (FROG-9 SS-21 Scarab), wprowadzonego do eksploatacji w drugiej połowie lat 70. Sukcesywnie zaczęły one wypierać najstarsze zestawy FROG-2 i FROG-5.

3.5. Etap piąty (lata 1982-1985)

Mimo bardzo krótkiej cenzury czasowej okres ten był niezwykle bogaty w fakty i wydarzenia związane z rozwojem i wprowadzeniem do linii kolejnych systemów i zestawów rakietowych. Był to bowiem szczyt Zimnej wojny, gdzie militarno – ekonomiczna rywalizacja super mocarstw sięgnęła zenitu.

W grupie ciężkich, międzykontynentalnych pocisków balistycznych nie wprowadzono żadnego nowego typu rakiety. Gruntownej modernizacji poddano natomiast to co już posiadano. W latach 1981-1983 wszystkie posiadane rakiety rodziny R-36M doprowadzono do najpotężniejszego standardu tj. R-36MUTTCh (Mod.4), który umożliwiał jednoczesne przeniesienie 10 ładunków MIRV (500 kt) na odległość rzędu 11000 km. ZSRR świadom, że w najbardziej krytycznym momencie na nich spocznie wiarygodność nuklearnego odstraszania równolegle z mode4rnizacją rakiet przeprowadził kolejny raz wzmocnienie ich silosów – wyrzutni.

Lekkie, międzykontynentalne rakiety balistyczne objął już natomiast o wiele bardziej skomplikowany proces zmian. W zasadzie, jedynie rakiety RT-2P pozostały w stanie niezmienionym (60 silosów – wyrzutni). Zintensyfikowano natomiast proces wycofywania najstarszych UR-100. W latach 1982-1985 ich stan uległ zmniejszeniu ze 130 wyrzutni do 55 (proces wycofywania ostatecznie zakończono w 1987 r.). Natomiast bez zmian w tym okresie utrzymano stan wyrzutni rakiet UR-100R i UR-100U – było ich 420 sztuk. Pewne zmiany natomiast wystąpiły w wariantach rozwojowych modelu UR-100N. Po pierwsze w latach 1982-1983 dokonano gruntownej modernizacji rakiet UR-100N (Mod.1 i Mod.2) do standardu UR-100NU. W ten sposób w końcu 1983 r. w linii było 330 wyrzutni rakiet UR-100NU. Następnie, w 1984 r. 30 wyrzutni po starszych pociskach UR-100 dostosowano do odpalania pocisków UR-100NU. Ogółem, na przełomie lat 1984-1985 w eksploatacji osiągnięto stan 360 wyrzutni UR-100NU, najlepszego pocisku z tej rodziny, z ładunkami MIRV i podwyższoną celnością. Przy tym wiele rakiet pochodziło wprost z przeróbek wcześniejszych modeli.

Podobną procedurę zastosowano i w stosunku do konkurencyjnej MR-UR-100. W latach 1981-1983 pociski MR-UR-100 (Mod. 1 i Mod.2) doprowadzono bowiem do standardu MR-UR-100U (Mod.3) z czterogłowicowym ładunkiem MIRV i precyzyjniejszym naprowadzaniem. Jednak liczba wyrzutni nie była dalej zwiększana i pozostała na niezmienionym poziomie – tj. 150 sztuk.

Ogółem w 1985 r. w linii było 1353 wyrzutnie międzykontynentalnych rakiet balistycznych, zdolnych w jednej salwie przenieść 6375-6795 różnorodnych ładunków jądrowych (największa ilość jaka do tej pory była rozmieszczona). Po raz pierwszy osiągnięto też znaczne ujednolicenie posiadanego sprzętu, co w wymierny sposób obniżyło koszty eksploatacji.

W marynarce wojennej w latach 1982-1985 liczba okrętów podwodnych z rakietami balistycznymi na pokładzie uległa pewnemu zmniejszeniu (do 78 sztuk), w ślad za tym zmalała tez i liczba wyrzutni (do 980 sztuk). Jednak ponieważ nowo wcielane jed-

nostki powszechnie już przenosiły pociski z wielogłowicowymi ładunkami to sumaryczna salwa z nich odpalana wzrosła do 2872-3160 ładunków przenoszonych w jednoczesnym uderzeniu (podobnie jak i w przypadku rakiet lądowych była to liczba rekordowa.

Po długim okresie stagnacji ruszył też proces wprowadzenia nowych, międzykontynentalnych bombowców strategicznych. W latach 1982-1985 wyprodukowano pierwszych 30 sztuk nosicieli pocisków manewrujących Tu-95MS (równolegle wycofano 300 maszyn Tu-95). Dodatkowo 30 Tu-95K przebudowano pod nowe pociski skrzydlate (w zamian wycofano 30 maszyn 3M). Nowe samoloty Tu-95MS i Tu-95KM mogły teraz jednorazowo przenieść 240 pocisków jądrowych (poprzednio siły te mogły przenieść ... bomb i rakiet jądrowych). Ten manewr samolotami był wymuszony zobowiązaniami układu SALT-II, gdzie ZSRR zaakceptował dla siebie limit tylko 160 maszyn tej klasy.

Nie mniej intensywnie proces ten przebiegał i w kontynentalnych, strategicznych zbrojeniach jądrowych. W szybkim tempie wprowadzano kolejne ulepszone zestawy RSD-10 UTTCh. W 1985 r. było ich już w linii około 400 sztuk (salwa 1200 ładunków). Dopełnienie ciągle stanowiło 112 zestawów R-12 (112 ładunków). Tak więc ich sumaryczna salwa jądrowa obejmowała w tym momencie 1312 ładunków bojowych (był to kolejny rekordowy wynik na tym polu).

Równolegle zapoczątkowana modernizacja parku lotniczego była kontynuowana. Wprowadzono bowiem kolejnych 60 maszyn Tu-22M (zarazem wycofano 60 bombowców Tu-16). Była to poprawiona odmiana Tu-22M3, zdolna w jednym wylocie przenieść trzy strategiczne pociski skrzydlate (dotychczas jeden). Spowolnione tempo zmian wynikało z aneksu do porozumienia SALT-II (30 maszyn rocznie, ale część z nich była jeszcze dostarczana morskiemu lotnictwu rakietowemu). Tak więc podobnie jak i w jądrowych siłach międzykontynentalnych, siły przeznaczone dla europejskiego teatru wojny doznały znacznego unowocześnienia i wzmocnienia, choć proces ten nie został tak radykalnie zakończony.

Całości zbrojeń rakietowych dokończyły zmiany w wojskach ladowych. Po pierwsze unowocześniono układy kierowania rakiet 9M76B, frontowych zestawów 9K76 Temp-S, wydajnie podnosząc ich celność. Początkowo NATO nadało im nawet nowe oznaczenie – SS-22 Scaleboard B, ostatecznie zmieniono je jednak na SS-12 Mod.1 Scaleboard B.

W odróżnieniu od zestawu 9K76 Temp-S – zestaw 9K72 Elbrus wyczerpał już swoje możliwości modernizacji. Dlatego dla jego zmiany przygotowano jakościowo nowy zestaw – 9K714 Oka. W nowym zestawie udało się osiągnąć bardzo dobre parametry celności, co w efekcie pozwoliło rozszerzyć dotychczasowy asortyment przenoszonych ładunków masowego rażenia o klasyczne ładunki kasetowe. Jego rozmieszczanie ruszyło co prawda już w 1980 r., dla dopiero dwa lata później osiągnięto wymagane tempo produkcji, i wówczas dopiero w linii pojawiły się go zwiększone ilości.

Stosunkowo niewielkich zmian doznały natomiast taktyczne zestawy rakietowe. Na tym polu nie opracowano bowiem żadnej nowej konstrukcji. Zintensyfikowano tylko produkcję sprowadzonych już zestawów 9K79 Toczka przy okazji nieco je modyfikując (m.in. zestaw otrzymał precyzyjny układ dowiązania topogeodezyjnego).

W roku 1985 proces rakietyzacji radzieckich sił zbrojnych był u szczytu swej potęgi. Wszystkie klasy balistycznej broni rakietowej bazowania lądowego były zmodernizowane lub procesy te były w znacznym stopniu zaawansowane. Wszystko to powodowało jednak, że w latach tych dokonano tez znacznego przesunięcia nakładów finansowych na pozostałe elementy strategicznej triady jądrowej. Spośród nich nieco szybciej rozwijał się komponent morski ponieważ konstruktorzy rakiet balistycznych przeznaczonych na okręty podwodne mogli w znacznym zakresie wykorzystać dorobek twórców rakiet odpalanych z różnego rodzaju wyrzutni lądowych. Zarazem jednak położone zostały silne podwaliny pod rozwój strategicznych samolotów bombowych, nosicieli nowej klasy uzbrojenia – pocisków manewrujących.

Całość balistycznej broni rakietowej stworzonej w trzecim i czwartym okresie rozwoju nosi nazwę broni rakietowej III generacji.

3.6. Etap szósty (od 1986 do chwili obecnej)

Etap ten może być podzielony na dwa okresy, wyraźnie rozdzielone momentem rozpadu ZSRR, na szereg nowych niepodległych państw (1991 r.). Na okres pierwszy decydujący wpływ wywarła osoba ostatniego sekretarza generalnego KPZR – M. Gor-

baczowa i konsekwentnie realizowana przez niego polityka odprężenia, zmieniająca zimnowojenną rywalizację w pokojowe współistnienie i redukcje nagromadzonych arsenałów uzbrojenia. Tym nie mniej, w latach 1986-1998, rozpoczęte jeszcze w końcu lat 70, liczne programy rakietowe były nadal realizowane, choć ich tempo spadło już w dość odczuwalny sposób.

W międzykontynentalnych, strategicznych zestawach rakietowych na plan pierwszy wysunęło się zwiększenie ich mobilności, choć nie zapomniano i o modernizacji części – tradycyjnych silosów – wyrzutni wraz z odpalanymi z nich pociskami. To ostatnie podejście zastosowano jednak tylko w stosunku do najcięższych rakiet R-36 MUTTCh (Mod. 4, 10 MIRV). Kolejny raz zmodernizowana rakieta otrzymała oznaczenie R-36M2. Pierwsze dwa odpalenia, z kwietnia i sierpnia 1986 r. były nieudane. Dopiero kolejne odpalenie z grudnia tego samego roku było udane. W trakcie prób przetestowano pojedynczy ładunek jądrowy dużej mocy oraz wieloelementowa głowicę z indywidualnym naprowadzaniem. Zasadniczym celem tych prac była jednak poprawa skuteczności pokładowych środków przełamania obrony przeciwrakietowej. Była to swoista odpowiedź ZSRR na reaganowski program „Gwiezdnych Wojen", którego celem było uzyskanie możliwości załamania radzieckiego uderzenia rakietowego (w efekcie mogło to doprowadzić do poważnego zachwiania strategicznej równowagi militarnej w świecie, z trudnymi do przecenienia skutkami).

Cykl kompleksowych testów został zakończony w 1988 r. i w tym samym momencie ruszyło też i praktyczne rozmieszczanie nowej R-36M2 (rozmieszczane rakiety wyposażono tylko w ładunki MIRV). Początkowo Zachód R-36M2 oznaczył w swoim kodzie SS-X-26 Mod.1 i Mod.2, ostatecznie jednak powrócono do wcześniejszego SS-18, z tym że w zależności od ładunku dodano suffiksy Mod.5 (ładunek jednogłowicowy) i Mod. 6 (MIRV). Ogółem do chwili rozpadu ZSRR (1988-1991 r.) rozmieszczono z nimi 82 silosy – wyrzutnie, w tym 58 na obszarze Rosji i 24-Kazachstanu. Dalej proces ten nie mógł być kontynuowany, ponieważ po rozpadzie ZSRR KB Južnoje i liczne zakłady produkcyjne pozostały na obszarze Ukrainy.

Modernizacja R-36 MUTTCh było jednak posunięciem doraźnym. Równolegle bowiem KB Južnoje stworzyło jakościowo nowy zestaw kolejnej generacji, dodatkowo oparty o unikalne w swym rozwiązaniu, ruchome wyrzutnie kolejowe (jeden kompleks kolejowy miał w swoim składzie trzy wyrzutnie). Specjalnie opracowane dla nich pociski RT-23 przenosiły ładunek MIRV (10x5—kt) z błędem kołowego trafienia nie przekraczającym 20 m. Były to więc takie same parametry, jak i dla R-36 MUTTCh, ale osiągnięte przy dwukrotnie mniejszej masie startowej rakiety (pocisk RT-23 miał napęd na stały materiał pędny.

Start pierwszego prototypu pocisku RT-23 miał miejsce 26 października 1982 r. i zrealizowano go z poligonu Plesieck. Cykl badań trwał jednak pełne pięć lat, po których to poprawiony pocisk RT-23, już z oznaczeniem RT-23 UTTCh, został skierowany do eksperymentalnej eksploatacji (przełom lat 1986-1987). Oficjalne jego przyjęcie do uzbrojenia nastąpiło w 1989 r. Do chwili rozpadu ZSRR wyprodukowano 12 kompleksów kolejowych (36 wyrzutni). Moment rozpadu ZSRR zbiegł się tu jednak z nieco wcześniejszą decyzją o przerwaniu produkcji tego zestawu. Nie był to bynajmniej wynik problemów z jego eksploatacją, ale wymierny rezultat polityki odprężenia.

Jednak niezależnie od zestawu kolejowego, pocisk RT-23 UTTCh zdecydowano się też używać i z silosów – wyrzutni. Sukcesywnie wprowadzane RT-23 UTTCh zaczęły z linii wypierać starsze pociski MR-UR-100U i UR-100NU (oficjalnie RT-23UTTCh w tym wariancie przyjęto do uzbrojenia w 1990 r.). Do końca 1991 r. rozmieszczono je w 56 silosach wyrzutniach. Na Zachodzie pocisk jest obecnie oznaczany SS-24 Scalpel. Początkowo jednak pocisk RT-23 był oznaczony SS-24, a dla RT-23 UTTCh zarezerwowano kryptonim SS-X-27. Potem to ostatnie zmieniono na SS-24 Mod.2 (RT-23 – SS-24 Mod.1). Ostatecznie jednak, gdy w trakcie rozmów rozbrojeniowych okazało się, że w linii jest tylko pocisk RT-23 UTTCh powrócono do pierwotnego oznaczenia SS-24 bez dodatkowych sufiksów. Ponieważ i ten zestaw stworzyło ukraińskie KB Južnoje, po rozpadzie ZSRR jego produkcja została zakończona. Oznaczało to, że w tym momencie Federacja Rosyjska, powstała na gruzach ZSRR pozostała bez zaplecza naukowo – produkcyjnego niezbędnego dla dalszego rozwijania i produkcji ciężkich, międzykontynentalnych rakiet balistycznych.

Ostatnim kompleksem rakietowym tej klasy, o skierowanym do produkcji seryjnej przed rozpadem ZSRR był kołowy zestaw RS-12M z lekką, jednogłowicową rakietą RT-2PM (SS-25 Sickle), wywodzącą się z napędzonej stałym materiałem pędnym rakiety RT-2P (odpalanej jednak z silosów – wyrzutni). Jej głównym konstruktorem był B. Łagutin, który zastąpił zmarłego A.D. Nadiradze (MIT). Został on przeznaczony do zamiany szybko starzejących się zestawów UR-100. Pierwszego odpalenia RT-2PM dokonano 8 lutego 1983 r. Rozmieszczanie zestawów RS-12M ruszyło na przełomie lat 1985-1986. W 1988 r. zostały one natomiast oficjalnie przyjęte do uzbrojenia. Ich tempo wdrażania było stosunkowo duże. W połowie 1988 r. było ich bowiem w linii już 126, trzy lata później stan ten doszedł do 288 samobieżnych wyrzutni. Dodatkowo, po rozpadzie ZSRR okazało się, że zestaw RS-12M jest jedynym międzykontynentalnym zestawem rakietowym, który Rosja nadal może produkować.

Ogółem w chwili rozpadu ZSRR (1991 r.) strategiczne wojska rakietowe posiadały na stanie 326 wyrzutni UR-100U, 40 RT-2P, 47 MR-UR-100U, 300 UR-100NU, 288 RT-2PM, 308 R-36 MUTTCh i 92 RT-23 UTTCh – razem 1411 (w tym 324 mobilne). Ich sumaryczna salwa jądrową wynosiła przy tym 7294 różnorodnych ładunków bojowych. Stan ten dopełniało 50 atomowych okrętów podwodnych z 796 rakietami balistycznymi na pokładzie, zdolnymi przenieść jednorazową salwę złożoną z 1620 ładunków jądrowych. Widać tu wyraźnie, że znaczną grupę rakiet morskich stanowiły nadal pociski jednogłowicowe.

W latach tych intensywnie modernizowano tez międzykontynentalne, strategiczne lotnictwo bombowe. Dokonano w nim bowiem niemal całkowitej wymiany sprzętu. Podstawę siły uderzeniowej stanowiło 90 samolotów – nosicieli rakiet Tu-95MS, zdolnych jednorazowo przenieść 1100 pocisków manewrujących. Kolejne 20 najnowszych bombowców Tu-160 dodatkowo przenosiła 240 analogicznych pocisków. Uzupełnieniem tego potencjału było 50 maszyn Tu-95R-22 zdolnych jednorazowo przenieść 100 strategicznych pocisków skrzydlatych. Tak więc 160 samolotów było w stanie jednocześnie odpalić 1440 jądrowych pocisków strategicznych. W stosunku do zastoju lat minionych była to zmiana niemal rewolucyjna.

Jednak prawdziwe rewolucyjne zmiany wystąpiły dopiero w grupie broni strategicznej o zasięgu kontynentalnym. Stało się tak na wskutek radziecko – amerykańskiego porozumienia o wzajemnej likwidacji wszystkich strategicznych rakiet średniego zasięgu rozmieszczonych na subkontynencie euroazjatyckim (w tamtych latach środki masowego przekazu skupiły się tylko na wymiarze europejskim tych decyzji. Ogółem w latach 1988-1991 całkowitej likwidacji uległy zestawy R-12 i RSD-10. Równolegle nie wprowadzono już do uzbrojenia kolejnej zmodernizowanej wersji zestawu RSD-10, która dysponowała pojedynczym ładunkiem bojowym i zasięgiem zwiększonym do 7400 km (SS-X-28, potem SS-20 Mod.3). Tak więc w praktyce zestaw RSD-10 stał się w tym momencie zestawem międzykontynentalnym (minimalna odległość pomiędzy ZSRR, a Stanami Zjednoczonymi wynosiła 5500 km). Ten sam los spotkał lądowy zestaw kołowy mogący odpalać strategiczne pociski manewrujące, tego samego typu który był już wprowadzony na pokłady międzykontynentalnych samolotów bombowych.

Dodatkowe ustalenia do tego układu (INF) procesem likwidacji objęły też zestawy rakietowe wojsk lądowych: frontowy - 9R76 Temp-S (zmodernizowany) i armijny – 9R714 Oka. Również i one zostały zlikwidowane do 1991 r. W ten sposób w linii nadal zachowany został „nieśmiertelny" zestaw 9R72 Elbrus. W taktycznych zestawach rakietowych większych zmian nie dokonano. Konty-

nuowana nieprzerwanie produkcja zestawów 9K79 Toczka pozwoliła już niemal całkowicie wycofać z linii starsze modele tej klasy broni (na Europejskim Teatrze Wojny).

W tej sytuacji nowego znaczenia nabrało strategiczne lotnictwo bombowe średniego zasięgu, w którym zapoczątkowany w poprzednich latach proces wymiany sprzętu był systematycznie kontynuowany. W 1991 r. liczyło ono 210 samolotów Tu-22M, 60 Tu-22K i 90 Tu-16 (dane szacunkowe). Zmniejszenie ogólnego stanu parku lotniczego z 450 do 360 maszyn stał się możliwy ponieważ blisko połowę samolotów Tu-22M eksploatowano w odmianie Tu-22M3, umożliwiającej odpalenie w jednym locie do 10 strategicznych, rakietowych pocisków aerobalistycznych. Tak więc 120 samolotów Tu-22M3 mogło w wylocie jednoczesnym odpalić salwę 1200 jądrowych pocisków aerobalistycznych. Podczas gdy pozostałe samoloty razem wzięte mogły w jednym locie odpalić (zrzucić) zaledwie 240 jądrowych środków rażenia. Jednak z chwila rozpadu ZSRR produkcje samolotów Tu-22M3 zakończono (tym razem zdecydował czynnik ekonomiczny.

Rozpad ZSRR spowodował, że strategiczna bron jądrowa znalazła się ostatecznie na obszarze Rosji, Białorusi, Ukrainy i Kazachstanu. Rosja uznała siebie za sukcesora upadłego imperium i była zdecydowana na cała broń jądrową (ładunki + środki jej przenoszenia) ściągnąć na swoje terytorium. Jednak o ile z jądrowymi ładunkami bojowymi nie było problemu, to większość nosicieli pozostała w swoich pierwotnych miejscach dyslokacji. Przy tym największe problemy napotkano w rozmowach z Ukrainą. Dla ZSRR szczególnie dotkliwa była tu utrata licznych najnowszych samolotów bombowych (19 Tu-160, 25 Tu-95MS, 50 Tu-22M).

Z broni rakietowej Ukraina przejęła natomiast 176 silosów – wyrzutni (46 RT-23 UTTCh, 130 UR-100NU), które zgodnie z najnowszymi porozumieniami ukraińsko – amerykańskimi będą zniszczone (silosy – wyrzutnie + rakiety, stronę finansową tego przedsięwzięcia w całości pokrywa właśnie strona amerykańska). Również przejęte samoloty będą w większości pocięte, pewien wyjątek stanowi tu tylko dalsza eksploatacja maszyn Tu-22M.

Na Białorusi początkowo pozostały natomiast 54 zestawy kołowe RS-12M (RT-2PM) oraz liczne samoloty bombowe Tu-22M, Tu-22R i Tu-16. W wyniku rozmów dwustronnych ustalono, że wszystkie te siły ulegną redyslokacji na obszary Rosji. Jako pierwsze przebazowano samoloty, przy czym maszyny Tu-16 i TU-22K od razu wycofano z eksploatacji z przeznaczeniem na złomowanie (Tu-22M2 na konserwację), a tylko najnowsze Tu-22M3 pozostawiono do dalszej eksploatacji. Ostatecznie dzięki temu ostatniemu

posunięciu w siłach powietrznych Rosji jest obecnie 135 samolotów Tu-22M3 (w tym 10 traktowanych jako szkolne). Następnie w latach 1994-1995 do Rosji powróciły zestawy rakietowe RS-12M (RT-2PM), które rozmieszczono za Uralem, w zmodernizowanych bazach po wycofanych na mocy układu INF zestawach RSD-10.

Podobnie Rosja nie napotkała problemów w dwustronnych rozmowach z Kazachstanem. Do końca 1993 r. wycofano z stamtąd komponent lotniczy w postaci 40 bombowców – nosicieli rakiet – Tu-95MS. W ten sposób na obszarze Rosji znalazło się 65 takich maszyn, z których do dziś zachowano 60 (5 dalszych uziemniono i przeznaczono na rezerwuary części zamiennych). Likwidacji na miejscu poddawane są natomiast 104 silosy – wyrzutnie ciężkich rakiet R-36 M2 i R-36MUTTCh.

W wyniku przeprowadzonego procesu w końcu 1994 r. Rosja na swoim obszarze posiadała 20 wyrzutni UR-100U, 170 UR-100NU, 20 RT-2P, 11 MR-UR-100U, 188 R-36M2 i R-36 MUTTCh, 10 RT-23UTTCh (silos), 36 RT-23UTTCh (kolej) i 318 RS-12M (RT-2PM) – razem – 773. Z ich pomocą możliwe było odpalenie jednoczesnej salwy rakietowej liczącej 3762 różnorodne jądrowe ładunki bojowe. Potencjał ten uzupełniało 48 atomowych okrętów podwodnych z 728 wyrzutniami rakiet balistycznych, zdolnymi przenieść 2560 jądrowych ładunków bojowych, oraz 66 samolotów bombowych (60 Tu-95MS+6 Tu-160) z 432 pociskami manewrującymi (zgodnie z podpisanymi porozumieniami rozbrojeniowymi na samolotach Tu-95MS sztucznie ograniczono zapis przenoszonych pocisków do 6 sztuk).

W związku z wycofaniem lądowych zestawów rakietowych 9K76 Temp-S oraz 9K714 Oka (do 1998 r.) dużym zmianom zdecydowano poddać sprzęt pozostawiony w dyspozycji wojsk lądowych. Po pierwsze, wykorzystując układ kierowania pocisku 9M714 zestawu Oka zdecydowano się zmodernizować część nadal zachowanych zestawów 9K72Elbrus. Tak dopracowany zestaw oznaczono na Zachodzie SS-1 Scud-B Mod.2. Nie jest do końca jasne ile zestawów Elbrus doprowadzono do takiego stadium, ponieważ niemal równoległe postanowiono wznowić produkcję zmodernizowanych zestawów 9K714 Oka. Rosjanie motywują to faktem, że Amerykanie obecnie przygotowują specjalny pocisk zwiększonego zasięgu (z 160 do 320 km) dla korpuśnego zestawu rakietowego MGM-140 ATACMS (9M714 w zależności od rodzaju głowicy 400-500 km). Te prace na Zachodzie są obecnie oznaczone kryptonimem SS-X-26 (oznaczenie użyte ponownie). Według niepełnych danych próbne strzelania wykonano na przełomie lat 1996-1997. Aktualny status programu pozostaje nieznany.

Dużym zmianom poddano też i zestaw taktyczny 9K79 Toczka-U. Na pierwszy ogień poszło w nim zwiększenie zasięgu ognia, z 70 do 120 km, przy dalszym zachowaniu wysokiej celności. Dość powiedzieć, że podczas targów uzbrojenia w Zjednoczonych Emiratach Arabskich średni kołowy błąd trafienia na maksymalnej odległości prowadzenia ognia nie przekraczał 15-20 m. Aktualnie zestaw ten znajduje się w produkcji niezależnie od modelu podstawowego.

Całość prac nakierowana została tu na maksymalne odtworzenie dużego stopnia nasycenia wojsk lądowych bronią rakietową, tak dobrze znanego z lat 80. Zestawy rakietowe SS-1 Scud-B Mod.2 (docelowa SS-X-26) mają posłużyć do odtworzenia frontowych brygad rakiet operacyjnych. Brygada ma obejmować trzy dywizjony rakietowe, każdy w składzie 4 wyrzutni (razem 12 wyrzutni). Na szczeblu armii (korpusu armijnego) ma występować pułk zmodernizowanych zestawów 9K79 Toczka-U (120 km), o strukturze i liczbie wyrzutni analogicznych do podanych wyżej. Równolegle w dywizjach maja powstać pojedyncze dywizjony zestawów 9K79 Toczka (70 km). Skala wprowadzenia tych rozwiązań jest jednak silnie zależna od kondycji finansowej Rosji, tym samym brak jest podstaw do poważnego prognozowania zmian na tym polu.

Obecnie podstawą kolejnych zmian w strukturze strategicznych zbrojeń jądrowych Rosji są ostatnio podpisane ze Stanami Zjednoczonymi porozumienia rozbrojeniowe START-1 oraz START-II, przy czym to ostatnie jest logicznym pogłębieniem tego pierwszego (tempo rozbrojenia jądrowego okazało się bowiem szybsze nim się tego pierwotnie spodziewano). Układ START-I (1991 r.) przewidywał zmniejszenie potencjału jądrowego obu stron do poziomu 6000 ładunków (z około 10500). Z nich 1100 było limitem dla rakiet na lądowych wyrzutniach ruchomych. W pozostałym limicie 4900 ładunków (dla rakiet w silosach i na okrętach podwodnych oraz lotnictwa) dodatkowo ich liczbę ograniczono do 1540 ładunków na lądowych rakietach ciężkich (jest to wyraźny ukłon w stronę 154 rakiet R-36MUTTCh z 10-MIRV każda) oraz liczbę bombowców strategicznych do 210 dla ZSRR i 150 dla Stanów Zjednoczonych (każdy bombowiec był liczony jako jedna „głowica", dlatego dodatkowy aneks do układu mówił że samoloty te nie mogą przenosić więcej niż 1600 „dodatkowych" ładunków jądrowych – nie objętych jednak ograniczeniami wyżej przedstawionymi). Ogólna liczba środków przenoszenia broni jądrowej nie mogła przy tym wszystkim przekraczać 1600 sztuk.

Układ START-II (1993 r.) zmniejszył natomiast ogólną liczbę ładunków bojowych do 3000-3500 sztuk, przy tym 800 ma być rozmieszczonych na rakietach lądowych, 500-1000 samolotach i 1700 na atomowych okrętach podwodnych. Jednocześnie do

2003r. mają być zniszczone (lub zamienione w jednogłowicowe) wszystkie pociski z ładunkami MIRV. Dalsze szczegółowe zapisy dotyczyły ograniczeń w zakresie modernizacji posiadanego sprzętu jak i budowy następnych wzorów uzbrojenia tej klasy.

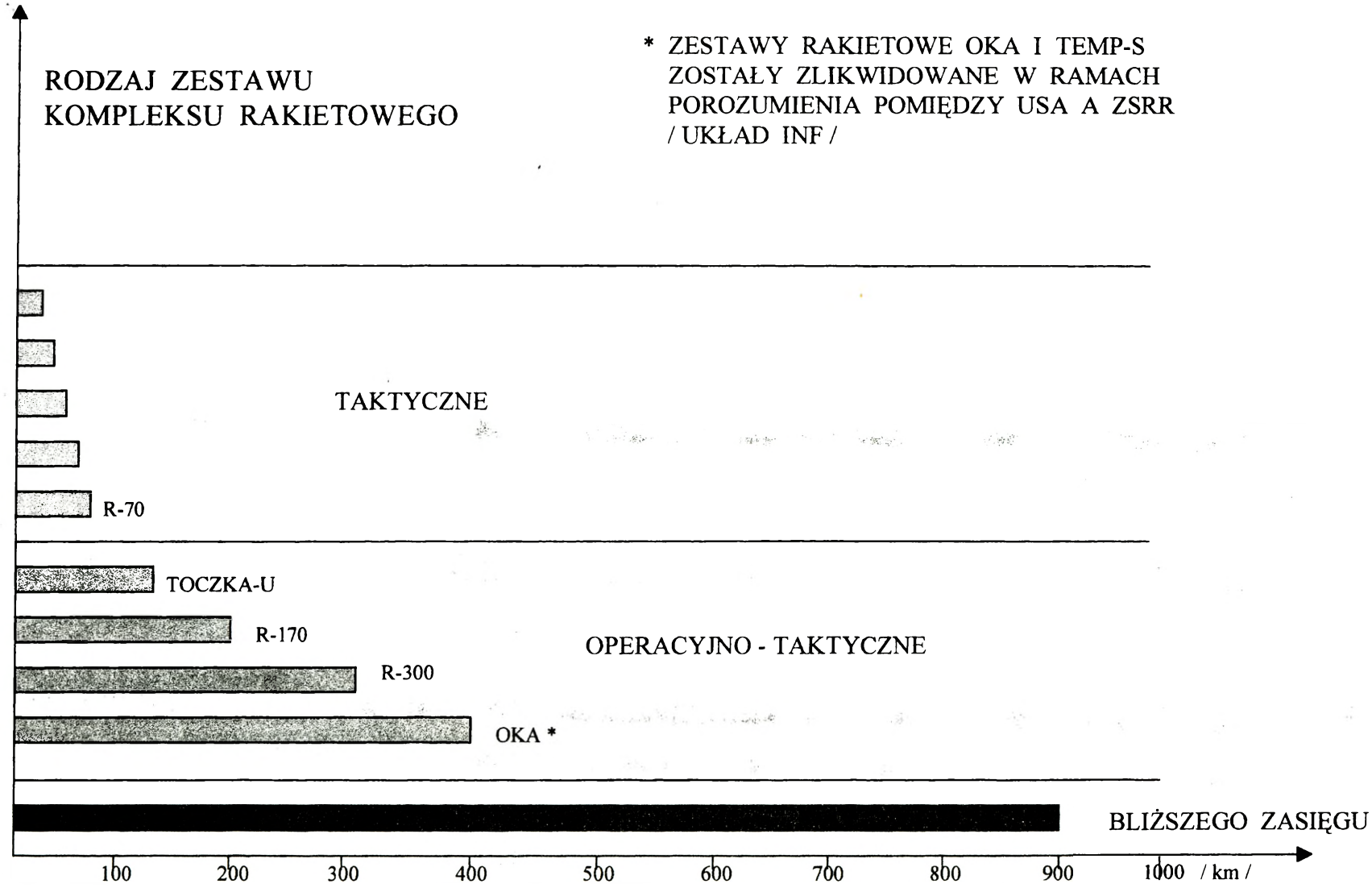
W 1998 r. Rosja posiadała w uzbrojeniu następujące międzykontynentalne rakiety balistyczne: 162 R-36M2 i R-36MUTTCh, 10 RT-23UTTCh (silos), 36 RT-23 UTTCh (kolej), 42 UR-100NU i 351 RS-12M (RT-2PM) – razem 608 wyrzutni. Zgodnie z podpisanymi zobowiązaniami w ciągu najbliższych pięciu lat likwidacji podlegają zestawy R-36M2, R-36MUTTCh i RT-23 (obu odmian). W tym momencie (2003 r.) w linii pozostanie tylko 42 UR-100NU (z uwzględnieniem przedłużenia resursu) i 351 RS-12M – razem 393 wyrzutnie (poniżej 50% przyznanego limitu). Rosja chce tę sytuacje ratować produkcja kolejnych zestawów RS-12M (RT-2PM). Równolegle przygotowywany jest wariant rakiety RT-2PM dostosowany do odpalenia z silosów (zestaw RS-12M, SS-27) – pierwsze odpalenie w Plesiecku zrealizowano w grudniu 1994 r. Nowy pocisk RT-2PM2(?) ma być rozmieszczony w silosach po pociskach UR-100NU i R-36M2 (R-36 MUTTCh). Według optymistycznych prognoz do końca 2003 r. strategiczne wojska rakietowe Rosji mogą dysponować 700 wyrzutniami RS-12M i RS-12M2 lub w wariancie pesymistycznym (bardziej prawdopodobnym) – 550. Producentem obu typów zestawów rodziny RS-12M (RS-12M2) są w całości zakłady rosyjskie. W tym momencie brak jest danych o pracach KB Saljut (ex. OKB-52), twórcy rodziny rakiet UR-100, którego baza również w całości znajduje się na obszarze Rosji.

Marynarka wojenna ma obecnie 34 atomowe okręty podwodne z 640 wyrzutniami na pokładzie. Według zachodnich prognoz w końcu 2003 r. może to już być tylko 10 takich okrętów ze 160 wyrzutniami (na rakietach 592 jądrowe ładunki bojowe). Jest to zaledwie 1/3 przyznanego limitu! Strategiczne lotnictwo bombowe ma natomiast zachować swój stan posiadania tj. na 66 samolotach bojowych posiadać 432 strategiczne pociski manewrujące.

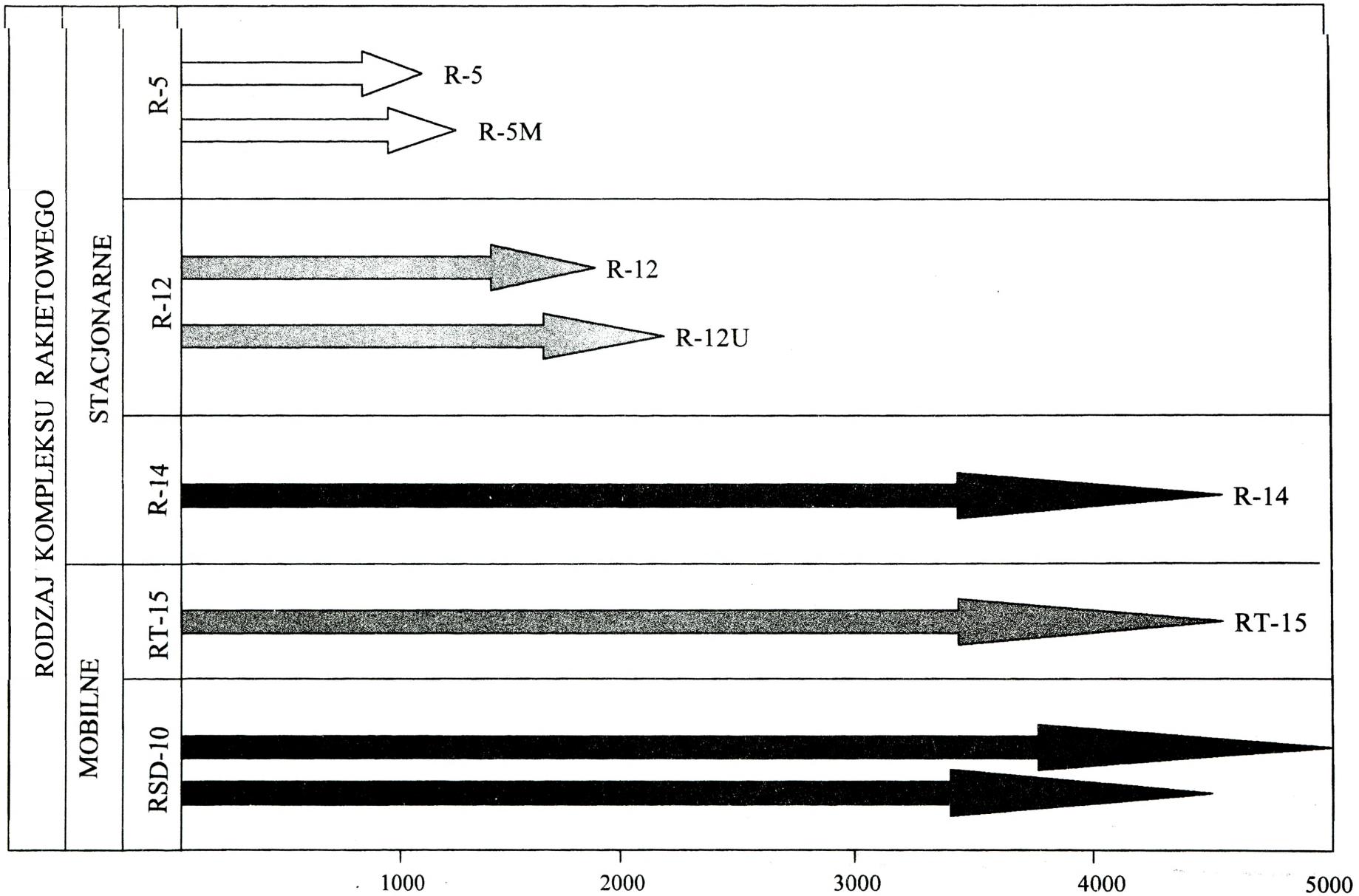
Z całokształtu problemu widać więc, że w 2003 r. strategiczna triada jądrowa nie osiągnie limitów zakładanych w porozumieniu START-II. Stosunkowo najlepsza sytuacja panuje w strategicznych wojskach rakietowych, w przypadku forsowania produkcji zestawów rodziny RS-12M (RS012M) ogólny ich stan może nawet zbliżyć się do zakładanego standardu, choć bardziej prawdopodobne jest osiągnięcie 2/3 poziomu tego stanu. Dla poprawy sytuacji marynarka wojenna może wprowadzić jeden nowy atomowy okręt podwodny z rakietami balistycznymi na pokładzie, ale w stosunku do potrzeb jest to tylko krok wręcz symboliczny. Również w lotnictwie bombowym nie będzie praktycznie żadnej poprawy. żaden bowiem z eksploatowanych typów samolotów nie jest już

w produkcji, a na dodatek przed rokiem 2010 dowództwo sił powietrznych nie widzi możliwości uruchomienia produkcji ich następcy (zwiększenie na pokładach już istniejących maszyn liczby zabieranych środków bojowych nie jest możliwe ze względu na ograniczenia traktatowe). Jedynie strategiczne lotnictwo bombowe o zasięgu kontynentalnym będzie modernizowane (125 Tu-22M3), zmiany będą jednak dotyczyć przede wszystkim jego układu celowniczo – nawigacyjnego, pokładowego kompleksu samoobrony, unowocześnienia instalacji płatowcowych itd.

Należy jednak wyraźnie w tym miejscu powiedzieć, że Stany Zjednoczone dobrowolnie zdecydowały się w końcu 2003 r. dysponować strategicznym potencjałem jądrowym na poziomie 500 wyrzutni międzykontynentalnych rakietowych pocisków balistycznych, 14 atomowych okrętów podwodnych z 336 wyrzutniami, oraz 86 samolotami z pociskami manewrującymi na pokładzie. Przy tym Stany Zjednoczone nie posiadają odpowiednika rosyjskiego bombowca Tu-22M3, jednak według ocen Zachodu ich potencjał uderzeniowy w dostatecznym stopniu jest rekompensowany przez brytyjskie i francuskie atomowe okręty podwodne z rakietami balistycznymi na pokładzie.



Rys. 38. Porównanie zasięgów zestawów rakietowych wojsk lądowych



Rys.39. Zasięgi rażenia kompleksów rakietowych średniego zasięgu

4. PRZEGLĄD KOMPLEKSÓW RAKIETOWYCH BAZOWANIA LĄDOWEGO FEDERACJI ROSJI

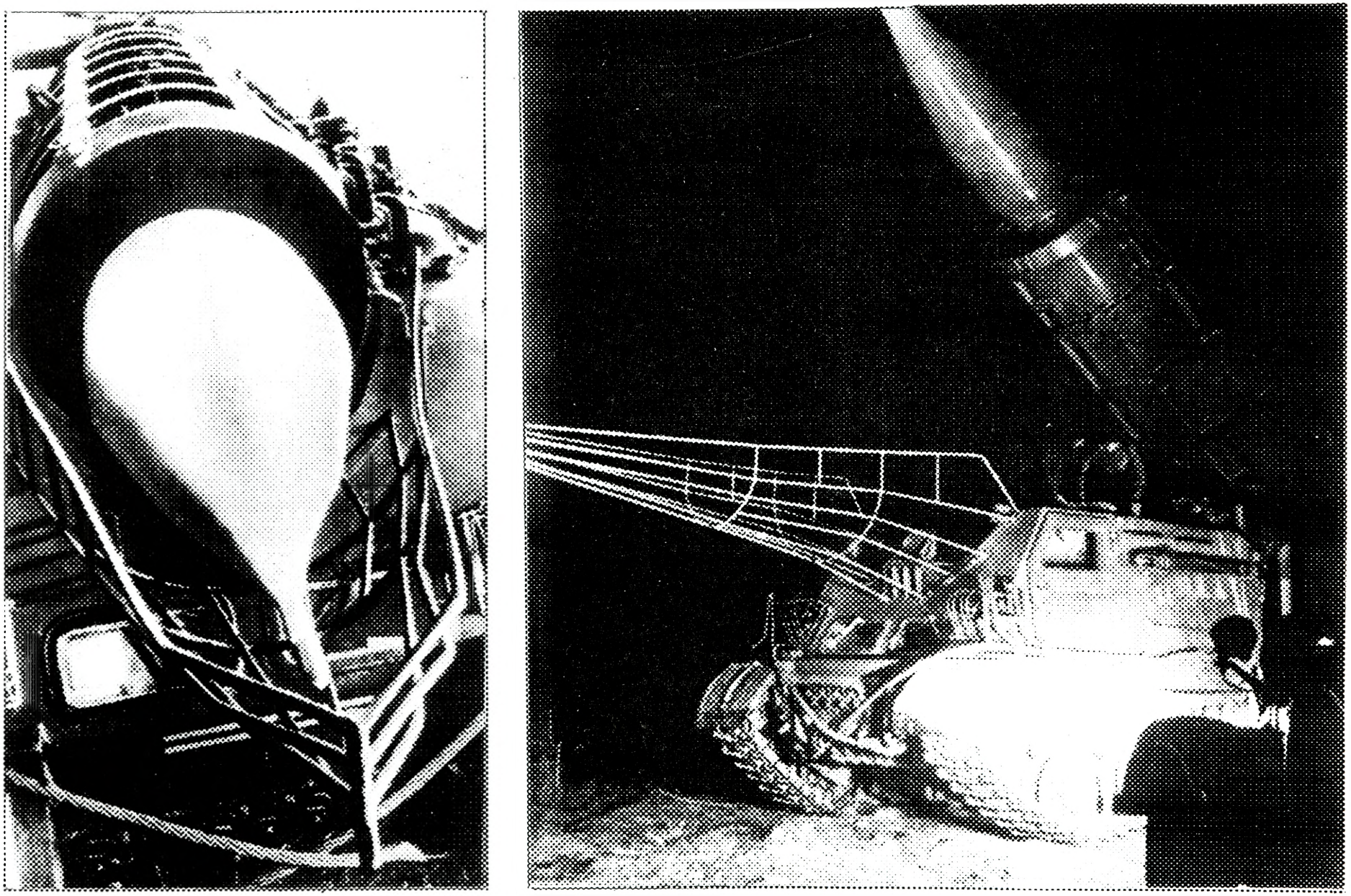
ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „FILIN" 3R1 (FROG-1)

Artyleryjskie zestawy rakietowe znalazły powszechne zastosowanie podczas II wojny światowej. Stosowały je obie przeciwstawne strony prześcigając się w różnorodności pomysłów. O ile podczas działań wojennych szczególnie rozwinięto konstrukcje małych rakiet artyleryjskich, które wykorzystywano do prowadzenia ognia salwowego, tak okres powojenny charakteryzował się rozwojem dużych pojedynczych pocisków rakietowych. Ze względu na swoją większą konstrukcję i masę - posiadały one znacznie większy zasięg rzędu 30-40 km, także ich głowice bojowe zostały przystosowane do przenoszenia ładunków jądrowych. Na początku lat 50 w USA powstały tak znane konstrukcje takich rakiet jak: LITTLE JOHN, HONEST JOHN, LACROSSE. Wschód nie pozostawał w tyle, tym bardziej, iż na uzbrojeniu wojsk lądowych znajdowały się kierowane rakiety balistyczne typu R-1, R-2, które występowały na szczeblu centralnego podporządkowania (Brygady Specjalnego Przeznaczenia). Rozwój artylerii klasycznej doszedł niemal już do kresu efektywności, dalszym rozwinięciem i zwiększeniem możliwości było więc zastosowanie rakiet taktycznego przeznaczenia. Charakteryzują się one stosunkowo dużą dokładnością trafienia, krótkim czasem niezbędnym do przygotowania startu oraz dużą manewrowością. Manewrowość zapewnia się przez użycie samobieżnych wyrzutni, zdolnych do poruszania się w każdym terenie. Zapewnia to zestawowi rakietowemu długie marsze bez względu na porę roku i warunki atmosferyczne. Zasięg rakiet taktycznych uwarunkowany jest od wymogów pola walki i wynosi kilkadziesiąt kilometrów (60-70 km). Wprowadzenie rakiet taktycznych znacznie wzmocniło siłę ognia związków taktycznych i operacyjno - taktycznych wojsk lądowych. W ZSRR prace nad zestawami rakiet taktycznych rozpoczęto jeszcze na początku lat 50. Pierwszą konstrukcją był zestaw 3R1 FILIN, który wprowadzono do uzbrojenia wojsk w 1955 roku. Ideę zestawu oparto na ruchomej-samobieżnej wyrzutni, rakiety, oraz elementów zabezpieczających (stacja meteo, samochody transportowe itp.).

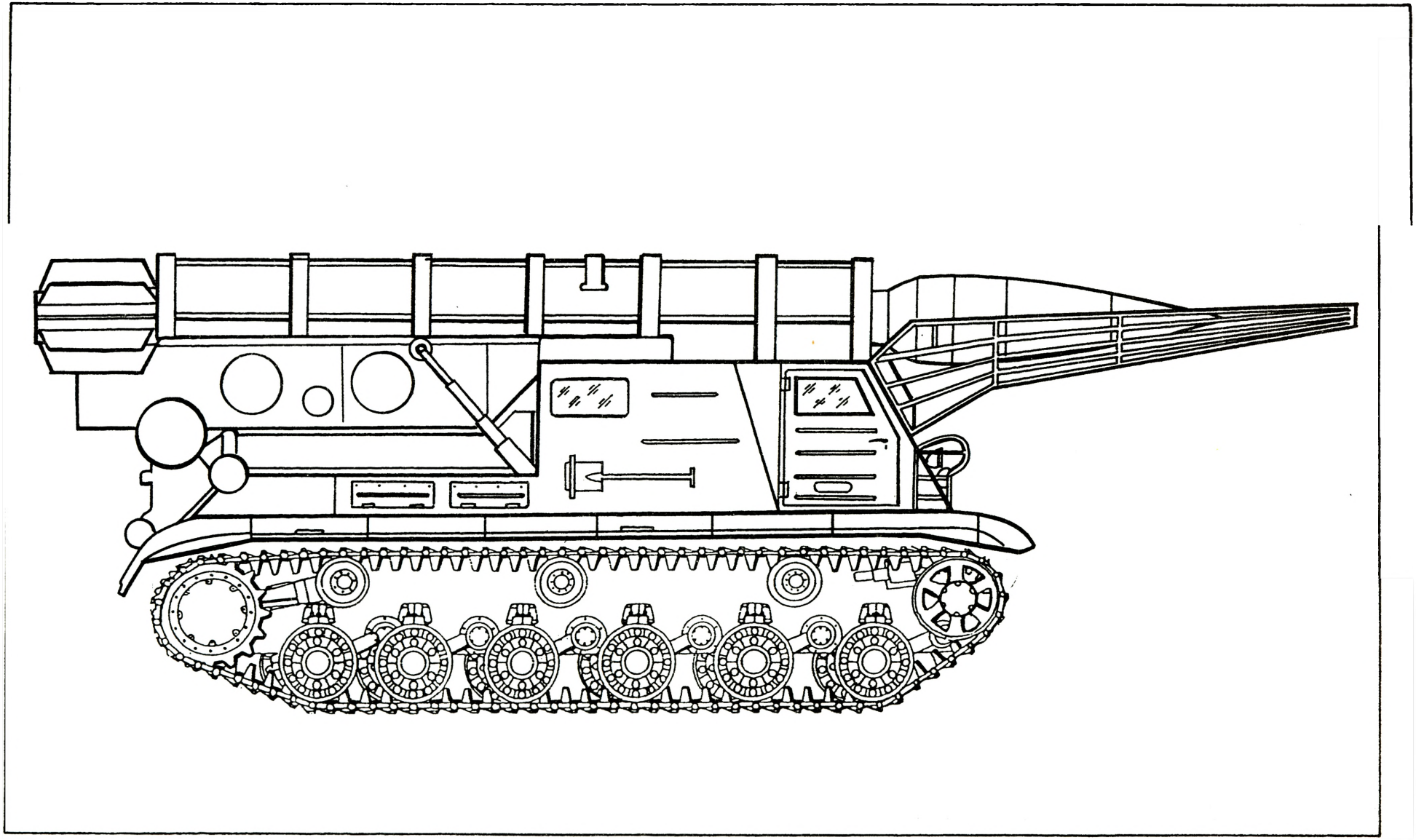
Zestaw FILIN przeznaczony był do rażenia celów położonych w głębi ugrupowania przeciwnika poza zasięgiem klasycznej artylerii. Głowice rakiet mogły razić siłę żywą, artylerię i zgrupowania wojsk (techniką bojową) znajdujące się w strefie taktycznej. Zestawy te mogły być także wykorzystywane do niszczenia rejonów umocnionych, stanowisk dowodzenia, węzłów łączności itp.

Głównym elementem zestawu była samobieżna wyrzutnia z rakietą. Wyrzutnię zbudowano na podwoziu gąsienicowym zaadaptowanym z ciężkiego czołgu typu IS-2. Składała się ona z podwozia i nadwozia. O ile podwozie zachowało swoją pierwotną konstrukcję tak nadwozie zbudowano od podstaw. Głównym elementem nadwozia była konstrukcja kabiny z umieszczoną na niej mechanizmem wyrzutni. Wyrzutnia w kształcie szynowej prowadnicy i umieszczoną na niej rakietą, mogła być obracana w azymucie w zakresie kątów 0°-360°, natomiast kąt elewacji mógł być ustawiany poprzez specjalny mechanizm hydrauliczny. Kąt podniesienia uzależniony był od zasięgu strzelania. Rakieta była przewożona na wyrzutni w położeniu opuszczonym. Przed niekorzystnymi wpływami atmosferycznymi (deszcz, śnieg, niska temperatura, wilgotność) rakieta była zabezpieczona specjalnym płaszczem ochronnym. Dzięki takiej termicznej ochronie uzyskuje się właściwą temperaturę spalania materiału pędnego, co wpływa na dokładność trafienia. Rakietę wykonano w klasycznym układzie konstrukcyjnym - jednostopniowym. Napęd rakiety stanowi jeden dwukomorowy silnik na stały materiał pędny. Korpus rakiety zbudowany jest z głowicy bojowej, części zasadniczej i części tylnej. Masa całkowita rakiety wynosiła ok. 4900 kg, w tym głowica bojowa ok. 1200 kg. Długość rakiety ok. 10 m, a średnica na zgrubieniach środkujących - 612 mm. Głowica bojowa - nadkalibrowa wykonana z blachy stalowej, w przedniej części znajduje się zapalnik kontaktowy. Głowica konwencjonalna posiadała charakter burzący. Silnik rakietowy znajdował się w części środkowej i tylnej korpusu rakiety. Komory spalania silnika rakietowego wykonane w postaci rury stalowej zachowujące dobre własności wytrzymałościowe w warunkach wysokich temperatur. Na przedniej komorze spalania znajdowały się trzy, a na tylnej dwa zgrubienia środkujące (wzmacniające). Zapewniały one stabilny ruch rakiety w czasie zejścia z prowadnicy wyrzutni i zapobiegały ugięciu korpusu rakiety pod wpływem własnej masy podczas składowania. Każda komora spalania silnika składała się z ładunku prochowego czterolaskowego z kanałem osiowym. Czołowe powierzchnie lasek pokryte masą niepalną (innibitorem). Zapewnia to dobrą stabilizację lasek podczas ich spalania. W tylnej części przedniej komory spalania znajdował się centralny otwór łączący tylną część silnika, oraz 12 dysz rozmieszczonych symetrycznie na obwodzie korpusu. Osie dysz są nachylone pod kątem 15° do podłużnej osi rakiety, co zapobiegało uderzeniu gazów wylotowych w tylna komorę silnika i powodowało obrót rakiety dookoła osi, zwiększając celność rakiety. W tylnej komorze silnika znajdował się blok siedmiu dysz, równoległych do osi podłużnej. Laski prochowe są utrzymywane przez dwa stalowe ruszty: przedni i tylny, przy czym do każdego przedniego mocowany jest ładunek zapłonowy z gruboziarnistego czar-

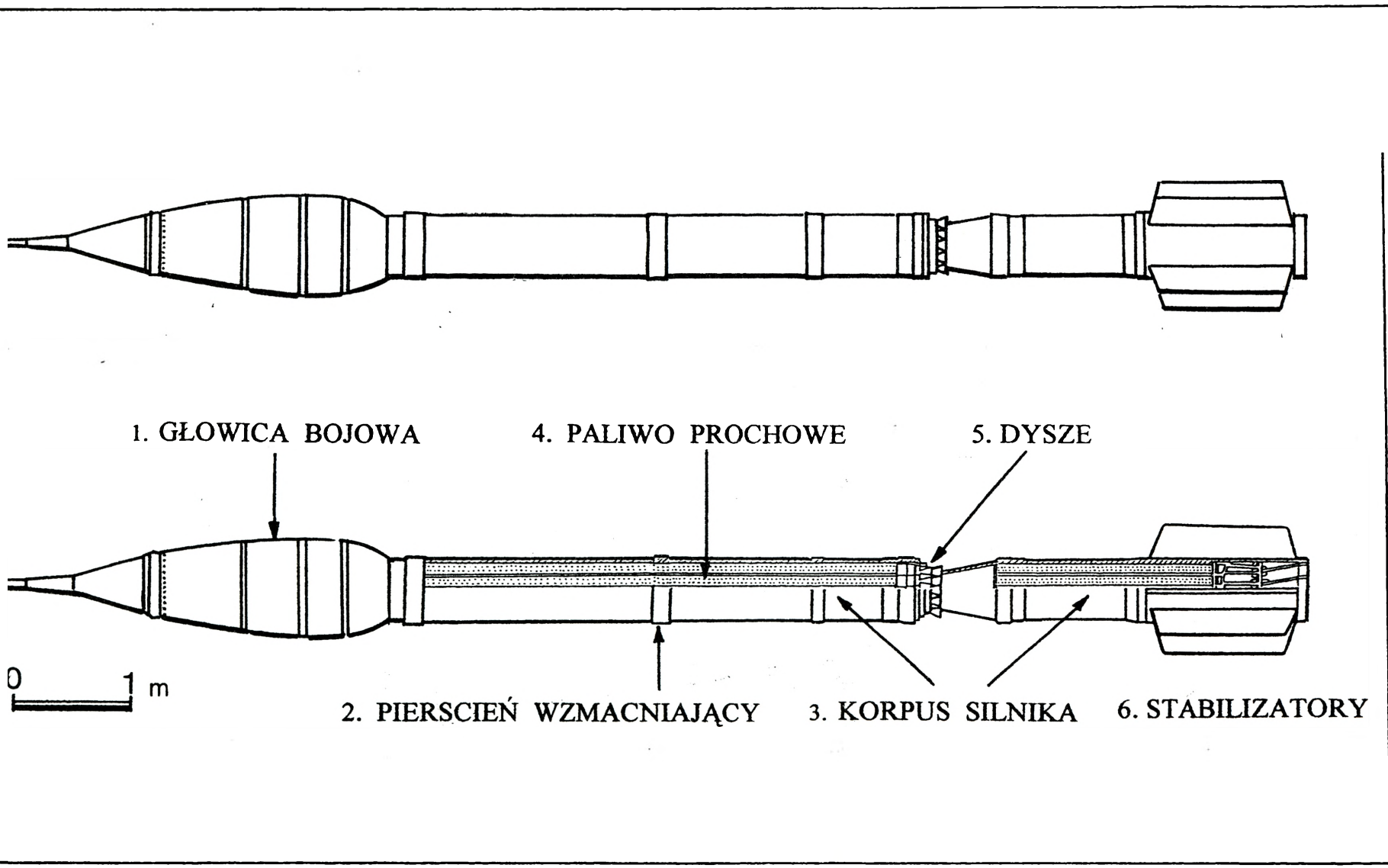
nego prochu umieszczonego w pojemniku z blachy aluminiowej. W przedniej części komory silnika znajdował się zapłonnik z dwoma spłonkami (pironabojami). Stabilizację aerodynamiczną rakiety zapewniało sześć stabilizatorów rozmieszczonych w tylnej - końcowej części rakiety. Proces odpalenia rakiety można było przeprowadzić z kabiny lub wynośnego pulpitu. Załogę zestawu stanowiło 5 żołnierzy. Po raz pierwszy zestaw FILIN zaprezentowano podczas moskiewskiej parady wojskowej w 1957 roku. Mimo, iż było to znaczne osiągnięcie w dziedzinie efektywności broni artyleryjsko - rakietowej, zestaw posiadał szereg wad, które w trakcie eksploatacji systematycznie usuwano i eliminowano. Ogółem wyprodukowano kilkaset egzemplarzy na użytek wojsk lądowych, zestaw nie był eksportowany poza granice ZSRR. Analitycy zachodni po rozpoznaniu tego zestawu nadal mu oznaczenie FROG-1 (Free - Rocket - Over - Ground).



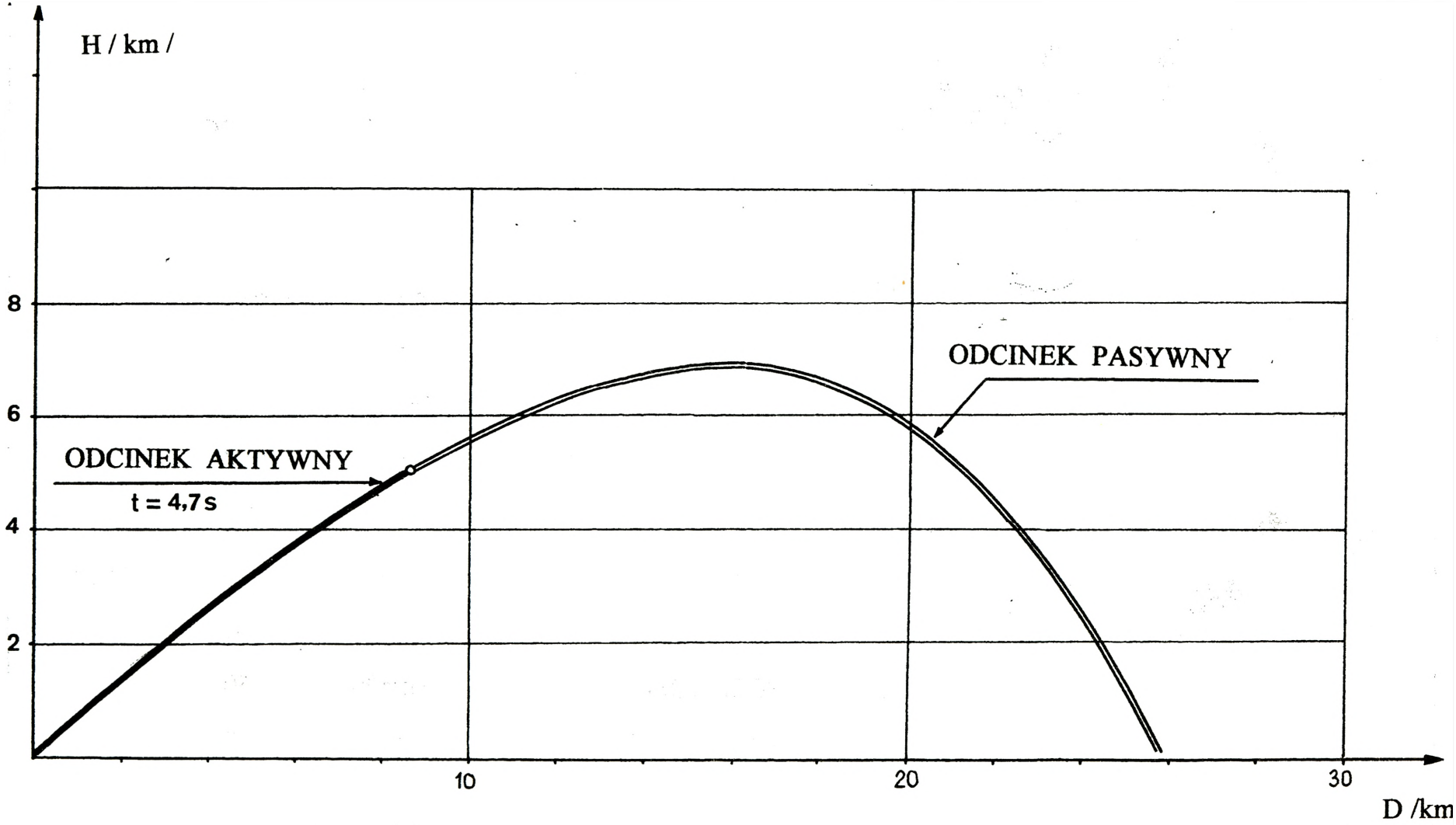
Rys. 40 .Ogólny widok zestawu rakietowego 3R1 FILIN



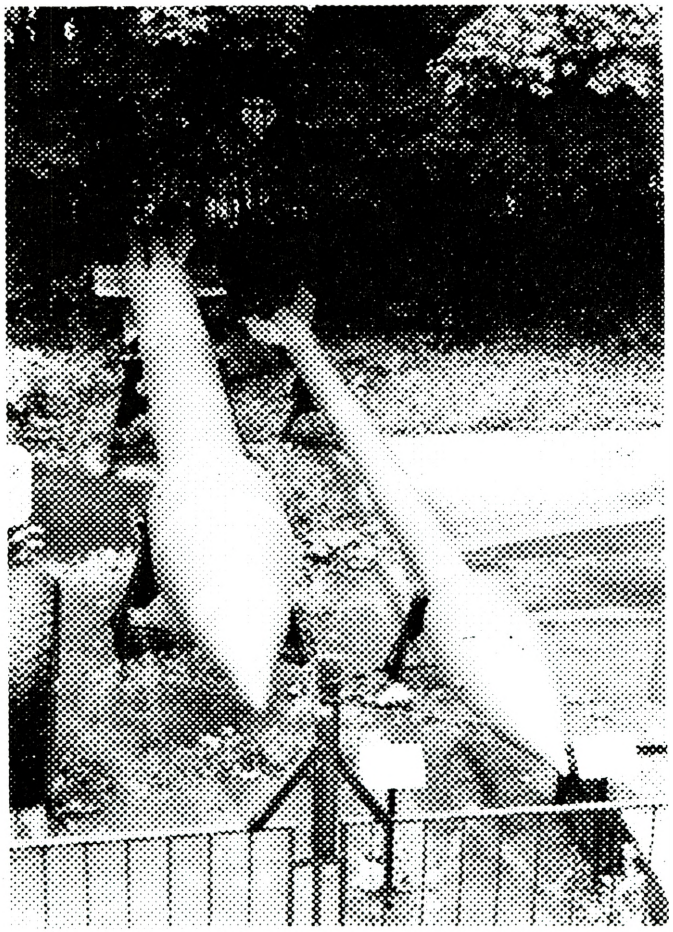
Rys. 41 . Rzut boczny wyrzutni zestawu rakietowego 3R1 FILIN



Rys. 42 . Budowa rakiety zestawu 3R1 FILIN / przekrój /



Rys. 43 . Przybliżony tor lotu oraz zasięg zestawu 3R1 FILIN



PODSTAWOWE

DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE 3R1

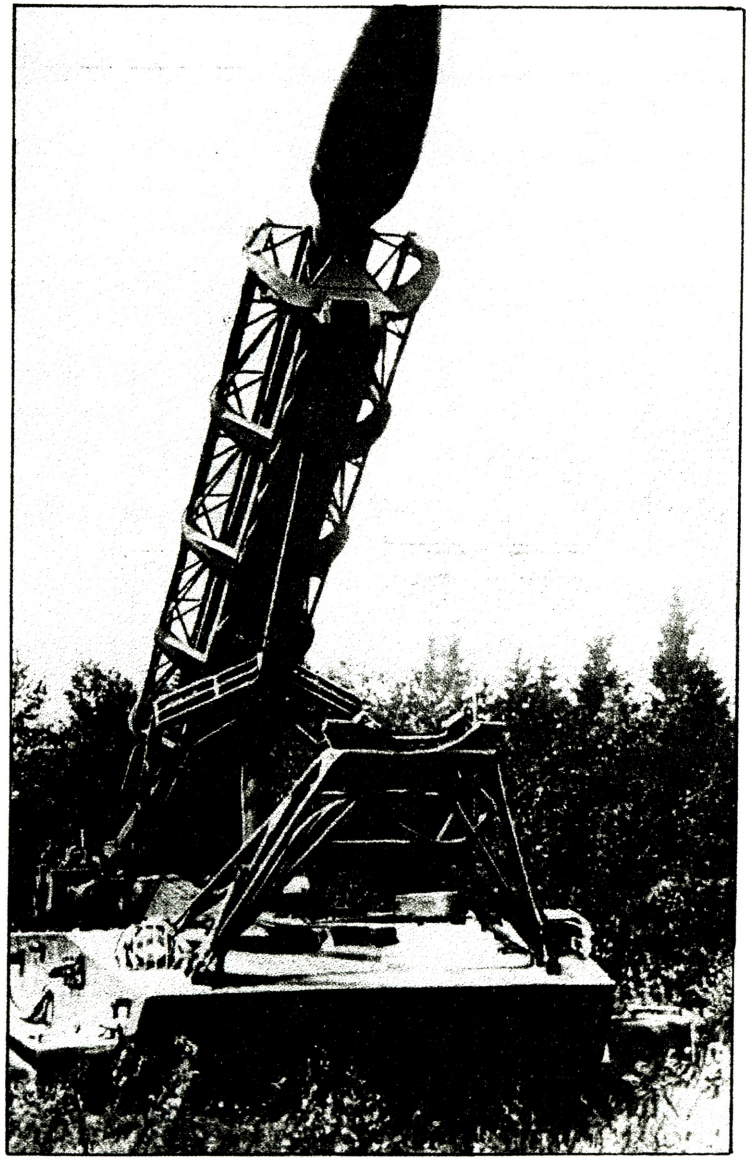
OZNACZENIE ROSYJSKIE		- 3R1 „FILIN”
OZNACZENIE USA		- FROG-1
OZNACZENIE NATO		-
DŁUGOŚĆ RAKIETY	(m)	- 10,0
ŚREDNICA RAKIETY	(mm)	- 612
ZASIĘG MAX	(km)	- 26
ILOŚĆ STOPNI	(szt.)	- 1
MASA STARTOWA	(kg)	- 4930
PODWOZIE	(typ)	- 1S-2 czołg
NAPĘD RAKIETY	(rodzaj)	- stały materiał pędr ıy
CZAS PRACY SILNIKA	(s)	- 4,7
PRĘDKOŚĆ JAZDY	(km/h)	- 50
ZASIĘG JAZDY	(km)	- 500

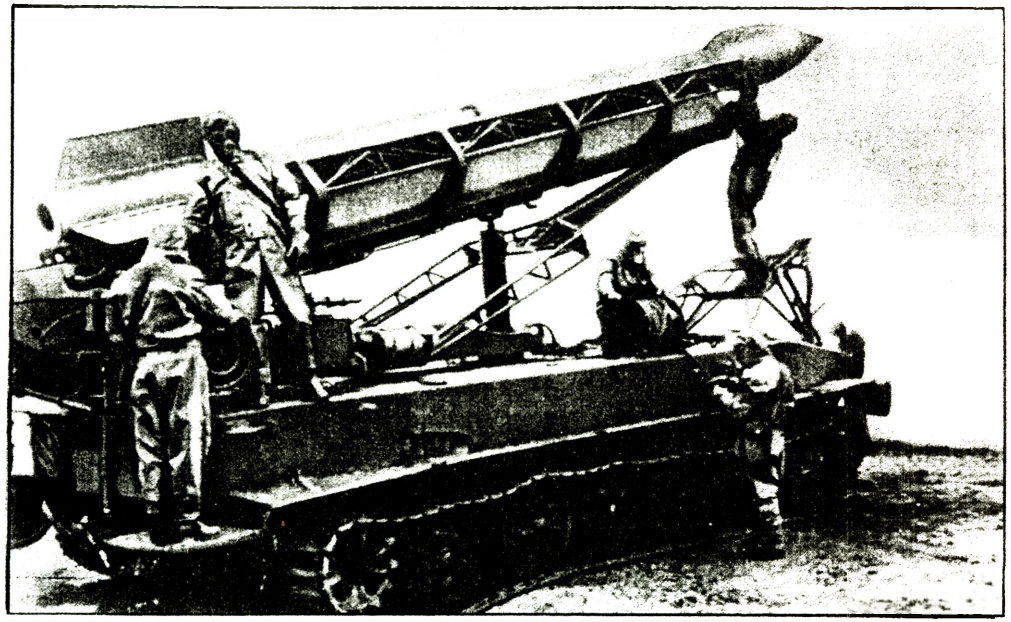
Rys . 44 . Podstawowe dane taktyczno- techniczne , oraz z lewej wygląd rakiety 3R1

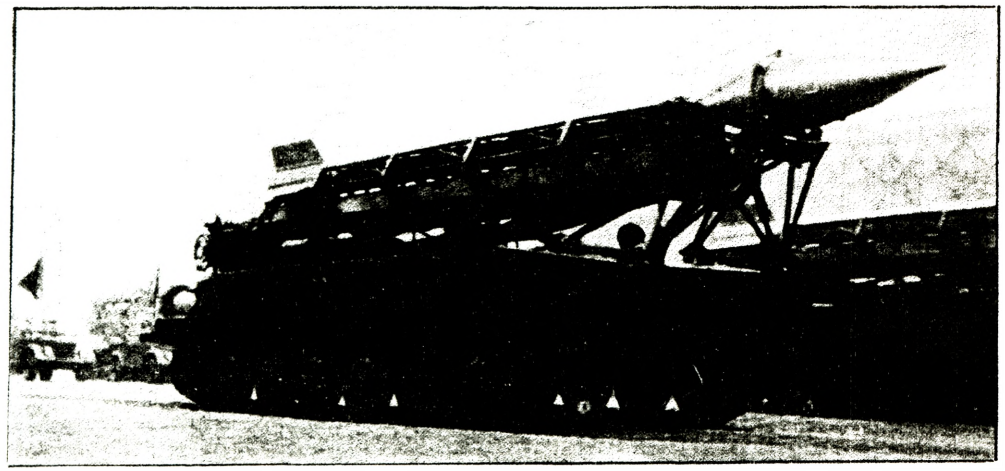
ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „MARS" 3R2 (FROG-2)

Połowa lat 50 w ZSRR - to niemal lawinowy rozwój broni rakietowej. Zgodnie z wytycznymi samego N.S. CHRUSZCZOWA następuje „rakietyzacja" wszystkich rodzajów sił zbrojnych. Największy postęp w tej dziedzinie uwidacznia się w wojskach lądowych. Na początku lat 50 wprowadzono do uzbrojenia rakiety balistyczne I generacji. Posiadały one zasięg kilkuset kilometrów (R-1 - 270, R-2 - 600 km), stanowiły one grupę rakiet operacyjno - taktycznych oraz występowały na szczeblu centralnego podporządkowania (frontu). W 1955 roku wprowadzono do uzbrojenia wojsk taktyczne rakiety artyleryjskie typu „FILIN" 3R1. Były to zestawy wysoce mobilne (samobieżne), ich niewielki zasięg (26 km) klasyfikował je do bliskiego wsparcia wojsk. Zestawy FILIN już w trakcie eksploatacji wykazały się wieloma niedoskonałościami. Przede wszystkim środek transportu - podwozie zaadaptowane z ciężkiego czołgu - okazało się nieodpowiednie. Do warunków terenowych było za ciężkie o dużej bezwładności i awaryjności. Konstruktorzy biorąc pod uwagę wnioski z próbnych eksploatacji zestawu FILIN, postanowili zbudować nowy rakietowy zestaw artyleryjski. Po niedługim czasie zbudowano prototyp oznaczony 3R2 „MARS". Zestaw przedstawiał sobą taką samą ideę, lecz inną konstrukcję. Zmieniono zarówno podwozie wyrzutni jak i samą rakietę. Zastosowano układ jezdny nowego czołgu lekkiego - pływającego typu PT-76. Było ono znacznie lżejsze i zwrotniejsze, posiadało przy tym możliwość pływania. Konstruktorzy w tym przypadku zrezygnowali z dużej i obszernej kabiny załogi, wykorzystując tylko i wyłącznie etatowe miejsca kierowcy - mechanika. Obsługę wyrzutni ustalono na 5 osób. Mechanizm wyrzutni skonstruowano z myślą o lżejszej i prostszej rakiecie. Składała się ona z belki na której spoczywała rakieta oraz mechanizmu hydraulicznego zapewniającego odpowiedni kąt podniesienia - elewacji. Rezygnacja z obszernej i rozbudowanej kabiny załogi, jak i rozbudowanego urządzenia hydraulicznego podnoszenia wyrzutni - zapewniała znaczną oszczędność masy zestawu. Tym samym zestaw stał się bardziej zwrotny i mobilny. Zmniejszono także znacznie masę samej rakiety z 4900 do 1700 kg. Utrzymano co prawda układ konstrukcyjny rakiety lecz zbudowano ją w układzie dwustopniowym. Głowica bojowa nadkalibrowa wyposażono w ładunek konwencjonalny - burzący. Mogła ona razić ważniejsze cele rozmieszczone w strefie taktycznej do 20 km. Oba stopnie rakiety wyposażono w silniki rakietowe na stały - prochowy materiał pędny. Stabilizację lotu za-

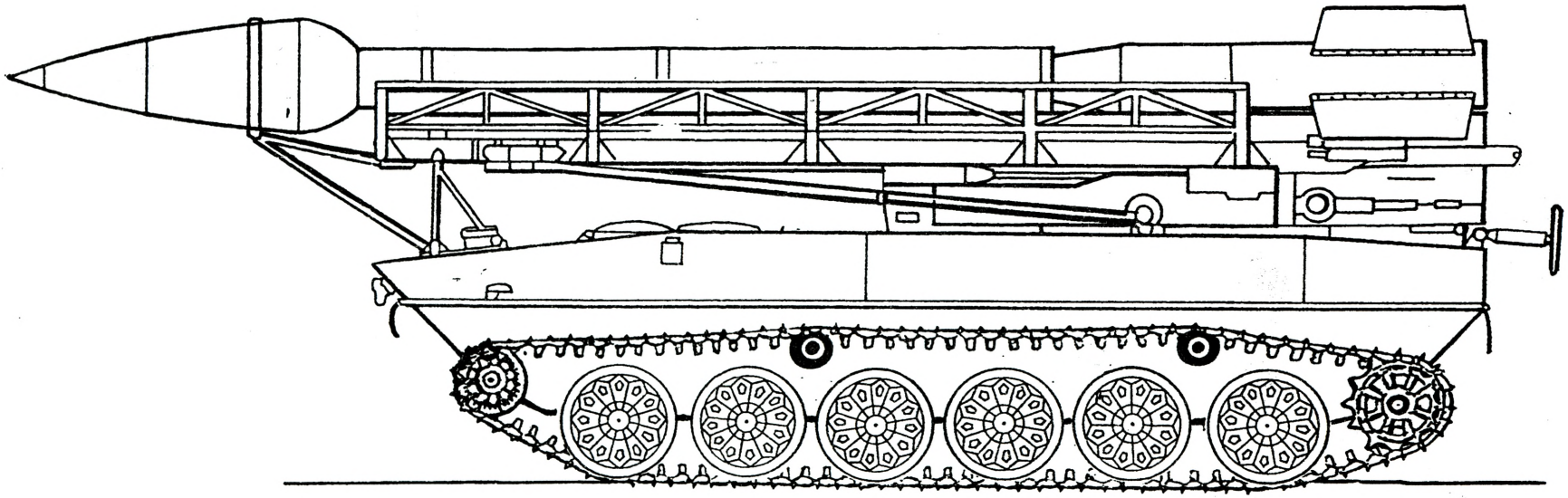
pewniono poprzez zdwojony układ rakietowo - aerodynamiczny. Pierwszemu stopniowi stabilizowany lot zapewnia układ czterech płaszczyzn stabilizatorów rozmieszczonych symetrycznie w tylnej części. Drugi stopień stabilizowano poprzez kilkanaście silników rakietowych, których dysze rozmieszczone pod odpowiednim kątem do osi podłużnej rakiety. Zastosowanie nowego podwozia i lżejszej konstrukcji wyrzutni zobligowało dowódców wojskowych do transportu zestawu drogą powietrzną, co znacznie zwiększyło jego możliwości manewrowe. Nowy zestaw otrzymał oznaczenie 3R2 „MARS" i został wprowadzony do uzbrojenia wojsk w 1955 roku, jednak jego prezentacja publiczna odbyła się w dwa lata później - podczas parady wojskowej w Moskwie. Mimo, iż zestaw ten przedstawiał sobą nową jakość - to produkcja seryjna ograniczyła się jedynie do kilkuset egzemplarzy z racji kolejnych modeli, które w dość szybkim tempie powstawały w biurach konstrukcyjnych.







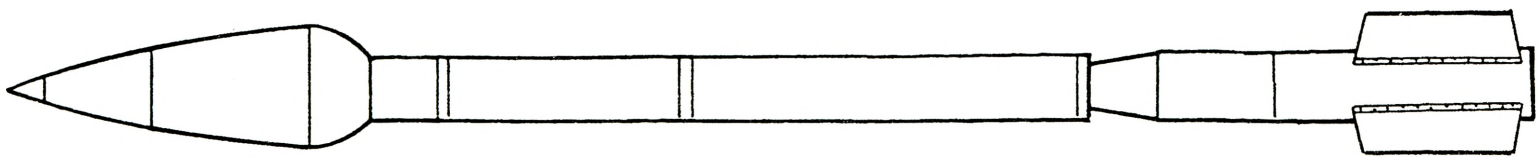
Rys.45. Wyrzutnie zestawu rakietowego 3R2 MARS



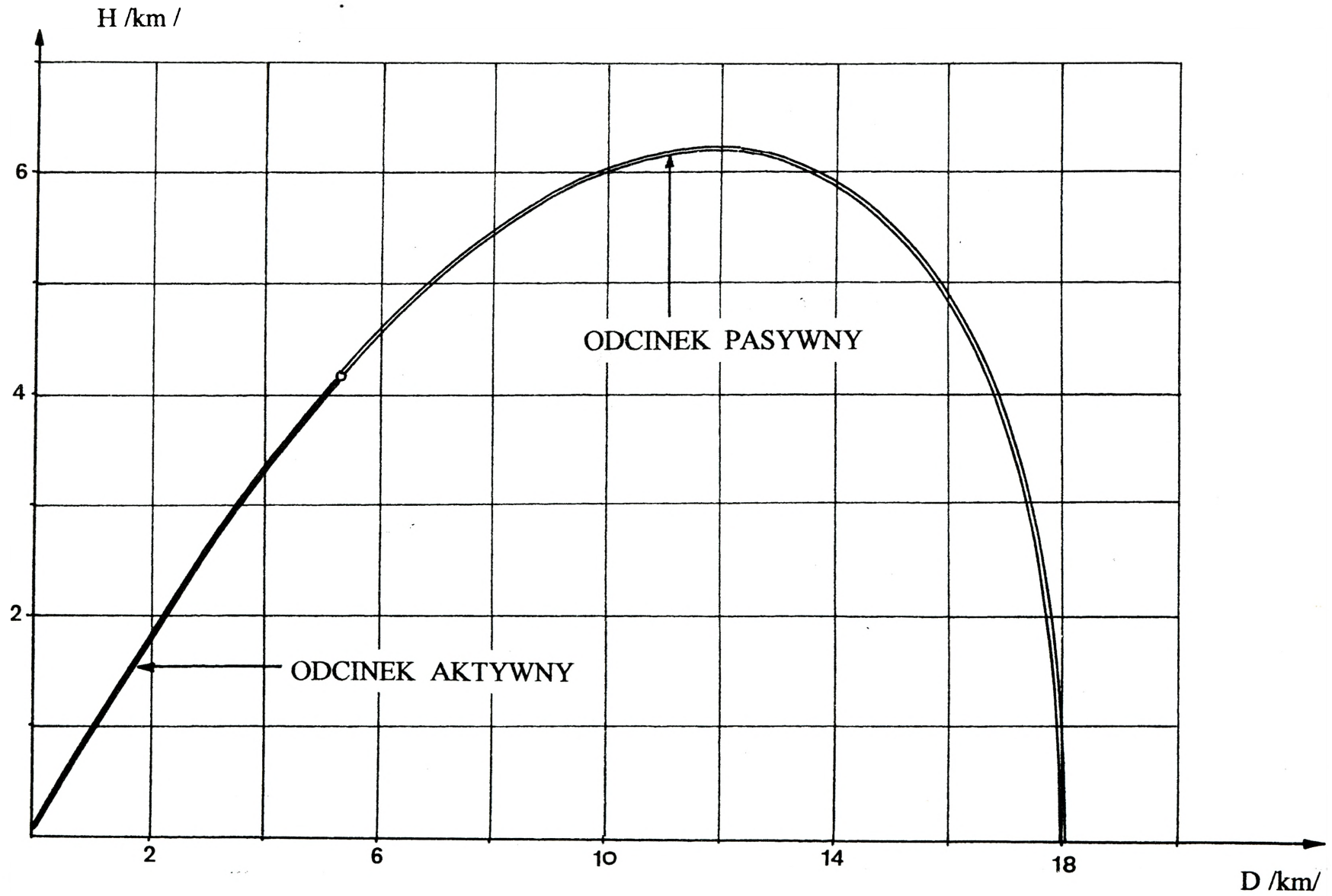
Rys.46 . Rzut boczny wyrzutni 3R2 MARS

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE 3R2 „MARS"

ZASIĘG STRZELANIA MAKS	(km)	- 18
DŁUGOŚĆ RAKIETY	(m)	- 9,0
ŚREDNICA RAKIETY	(m)	- 0,4
MASA STARTOWA RAKIETY	(kg)	- 1745
MASA GŁOWICY BOJOWEJ	(kg)	- 500
ILOŚĆ STOPNI RAKIETY	(szt.)	- 2
CHARAKTER GŁOWICY BOJOWEJ	(szt.)	- KONWENCJONALNA
SYSTEM KIEROWANIA	( )	- NIEKIEROWANA
TYP PODWOZIA	( )	- GĄSIENICOWE (na bazie czołgu pływającego PT-76)
ROK WPROWADZENIA DO UZBROJENIA	( )	- 1955



Rakieta zestawu 3R2 MARS

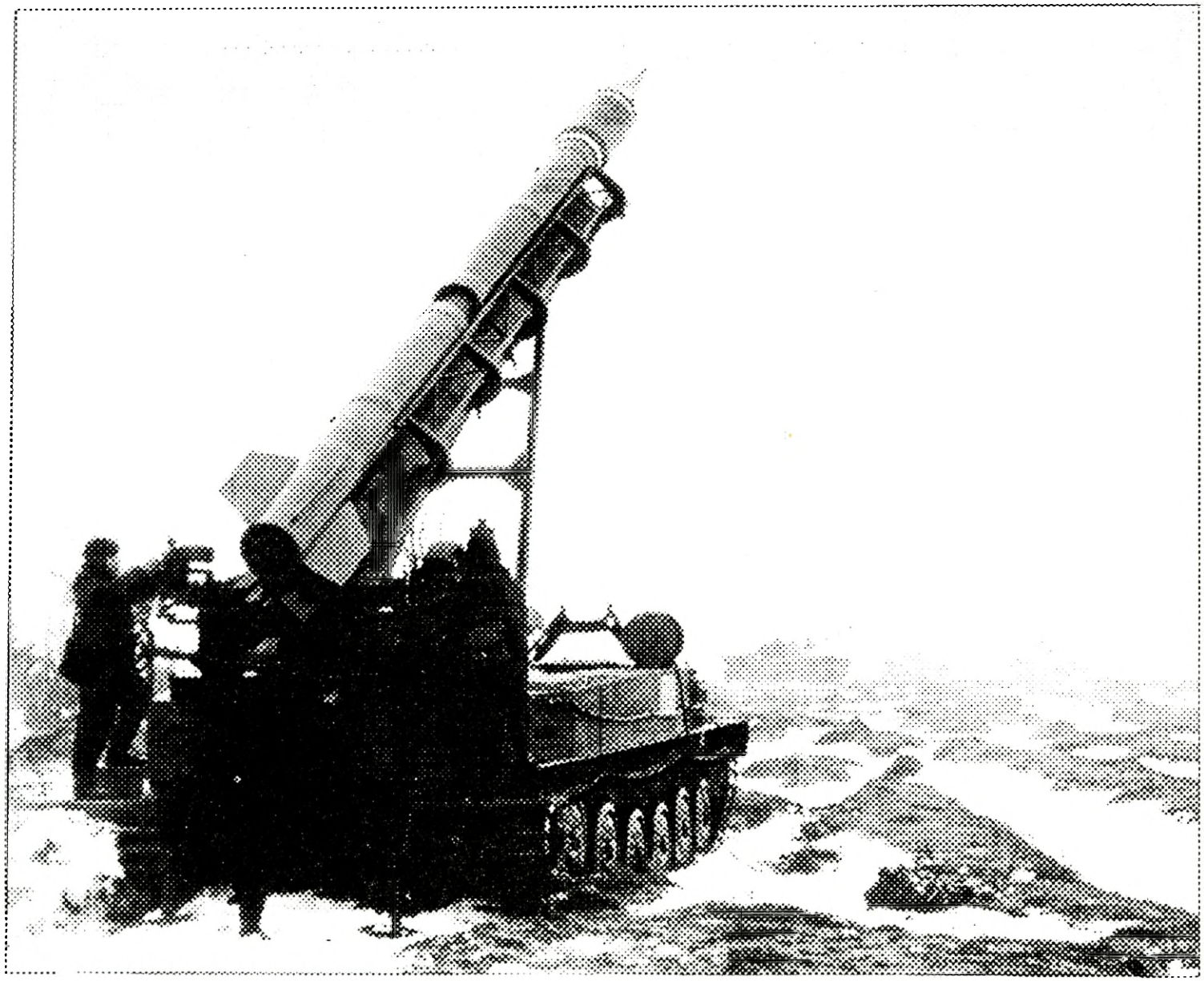


Rys. 47. Przybliżony tor lotu oraz maksymalny zasięg zestawu 3R2 MARS

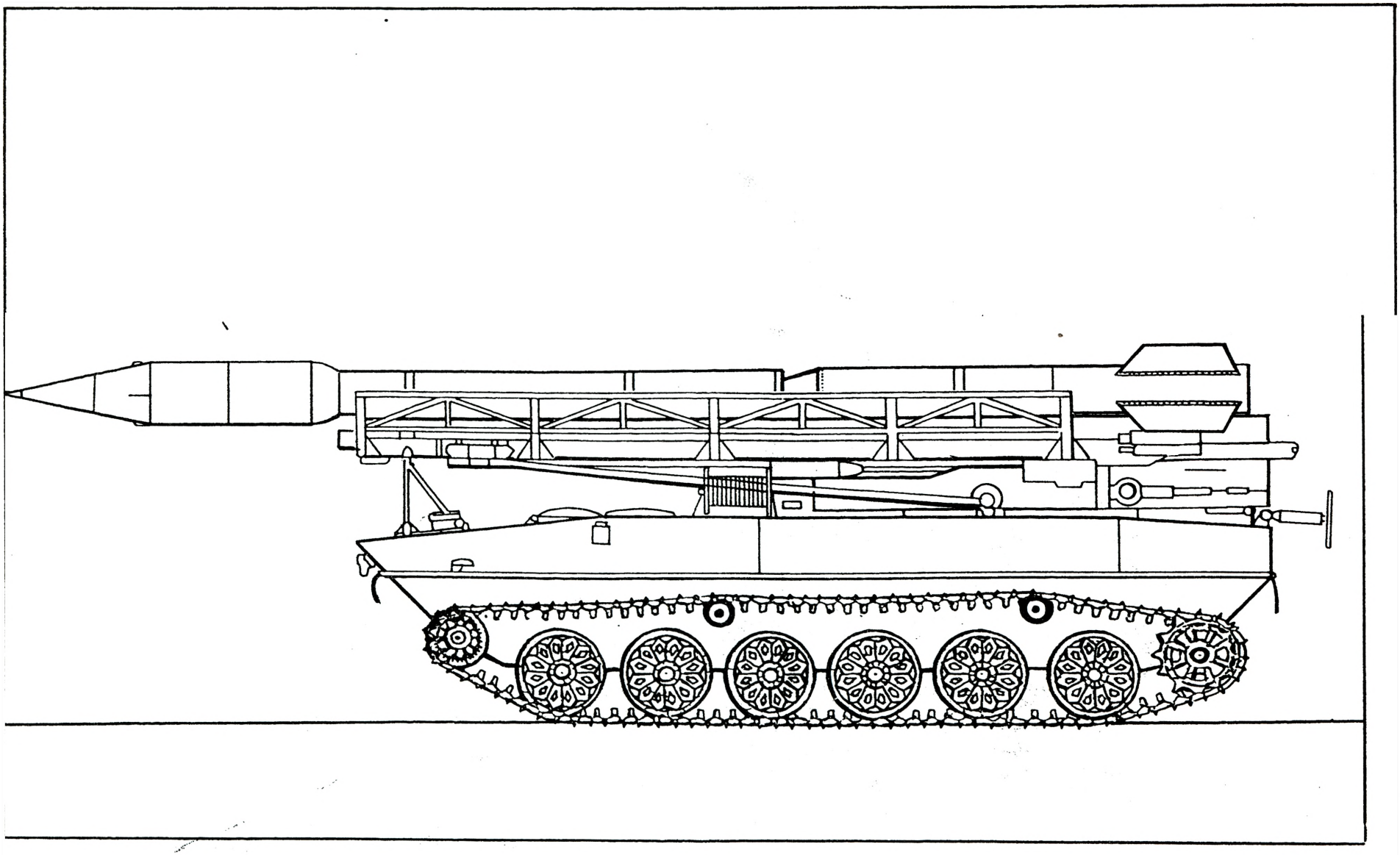
ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „ŁUNA" (FROG-3, 4, 5)

Rozpoczęcie w 1955 roku produkcji seryjnej zestawu 3R2 „MARS" dało początek rozwojowi całej serii taktycznych artyleryjskich zestawów rakietowych szczebla taktycznego. Mimo, iż ówczesne ładunki jądrowe przedstawiały sobą znacznych rozmiarów urządzenia, to jednak naukowcy usilnie pracowali nad ich zmniejszeniem. Konstruktorzy rakiet już w swoich planach projektowali wyposażyć przyszłe rakiety w małe ładunki jądrowe, przez co zwiększyliby znacznie siłę ognia związków taktycznych. Ówczesna doktryna wojenna ZSRR znaczną uwagę przykładała do działań ofensywnych. W krótkim czasie eksploatacji zestawów MARS okazało się, że jest to broń skuteczna i dająca perspektywy na rozwój. Jeszcze w trakcie projektowania zestawu 3R2 MARS zakładano możliwość jej modernizacji. Mimo, iż rozpoczęto produkcję seryjną niemal równolegle opracowano kolejny model rozwojowy. Eksploatacja wyprodukowanych egzemplarzy 3R2 potwierdziła całkowicie słuszność zastosowania układu jezdnego. Zatem główną uwagę w ramach modernizacji, konstruktorzy poświęcili pociskowi rakietowemu. Zamierzano przede wszystkim zwiększyć zasięg, niezawodność oraz zastosować bardziej efektywne głowice bojowe. Planowano po raz pierwszy zastosować głowicę wyposażoną w ładunek jądrowy. O ile konstruktorzy nie mieli większych problemów ze zbudowaniem samej rakiety, tak nad różnymi wersjami głowic pracowano dość długo. Na przełomie lat 50 i 60 opracowano ostatecznie końcowy projekt, który oznaczono kryptonimem „ŁUNA". Zaprezentowany model zbudowano na sprawdzonej poprzedniej koncepcji wykorzystującej samobieżne gąsienicowe podwozie czołgu PT-76, na którym zabudowano ruchomą konstrukcję wyrzutni. Cały mechanizm wraz z elementami wyrzutni nieznacznie przekonstruowano - dostosowując ją do nowego pocisku rakietowego. Przy budowie pocisku konstruktorzy zastosowali także układ dwustopniowy i zastosowali nowe silniki na paliwo stałe. W pierwszym stopniu udoskonalono stabilizację poprzez zastosowanie 12 silników nadających dodatkowo stabilizujący ruch obrotowy. Głowica pocisku nadkalibrowa mogła być wyposażona w ładunek jądrowy prawdopodobnie o mocy koło 20 kT. Zestaw ten pod oznaczeniem „ŁUNA" został wprowadzony do uzbrojenia wojsk w 1961 roku. Analitycy zachodni nadali mu oznaczenie FROG-3. W latach kolejnych konstruktorzy opracowali kolejne wersje, które w zasadzie różniły się tylko głowicami bojowymi. W 1964 roku wprowadzono do uzbrojenia zestaw 3R9 „ŁUNA-1" (FROG-4)

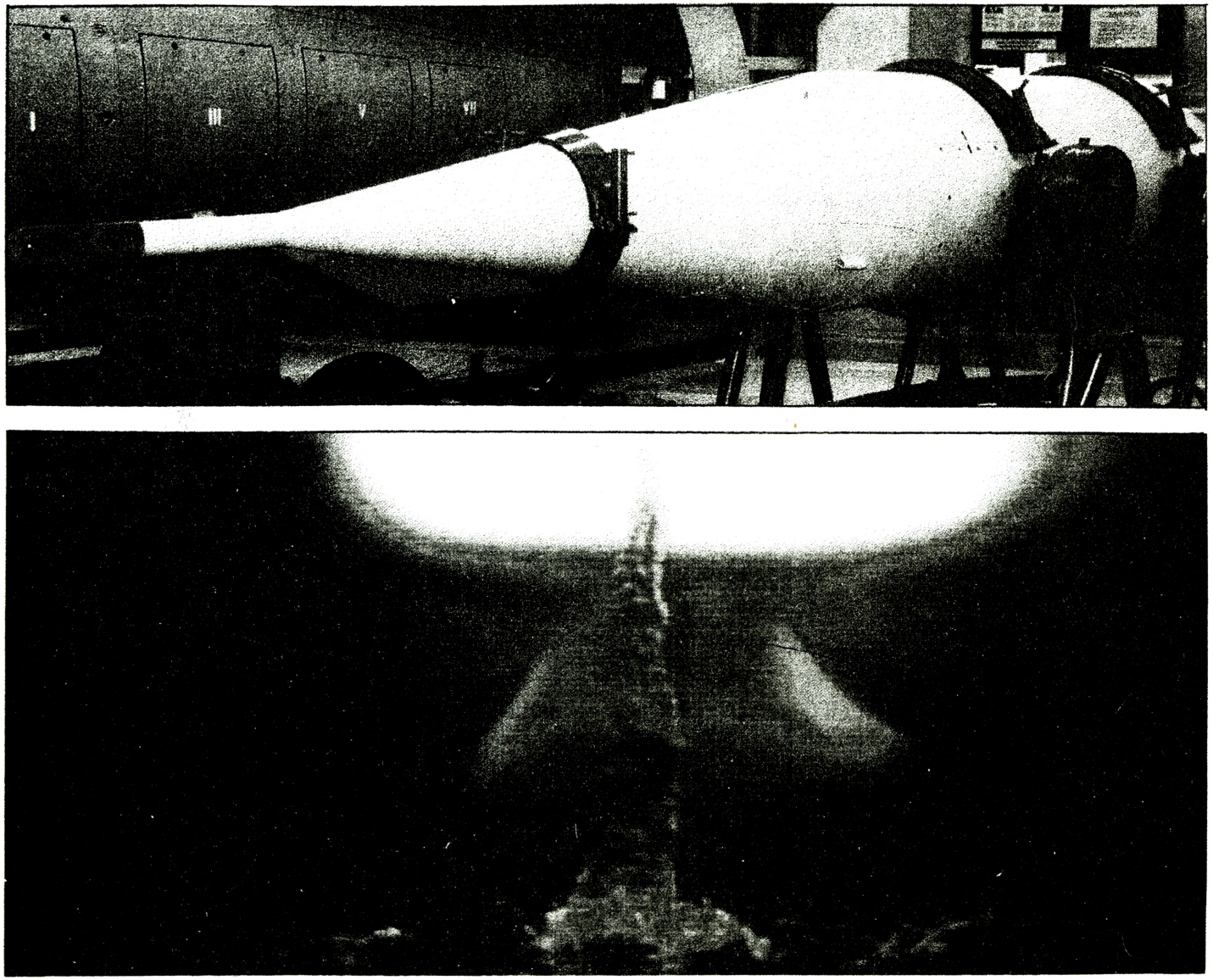
oraz zestaw 3R10 „ŁUNA-2" (FROG-5). Ten ostatni pod oznaczeniem wojskowym R-30 został zalecony do uzbrojenia wojsk Układu Warszawskiego. Na początku lat 60 stał się standardowym zestawem rakietowym występującym na szczeblu dywizji. Głowice jądrowe do tych zestawów były jednak składowane w magazynach armii rosyjskiej na terytoriach danych państw.



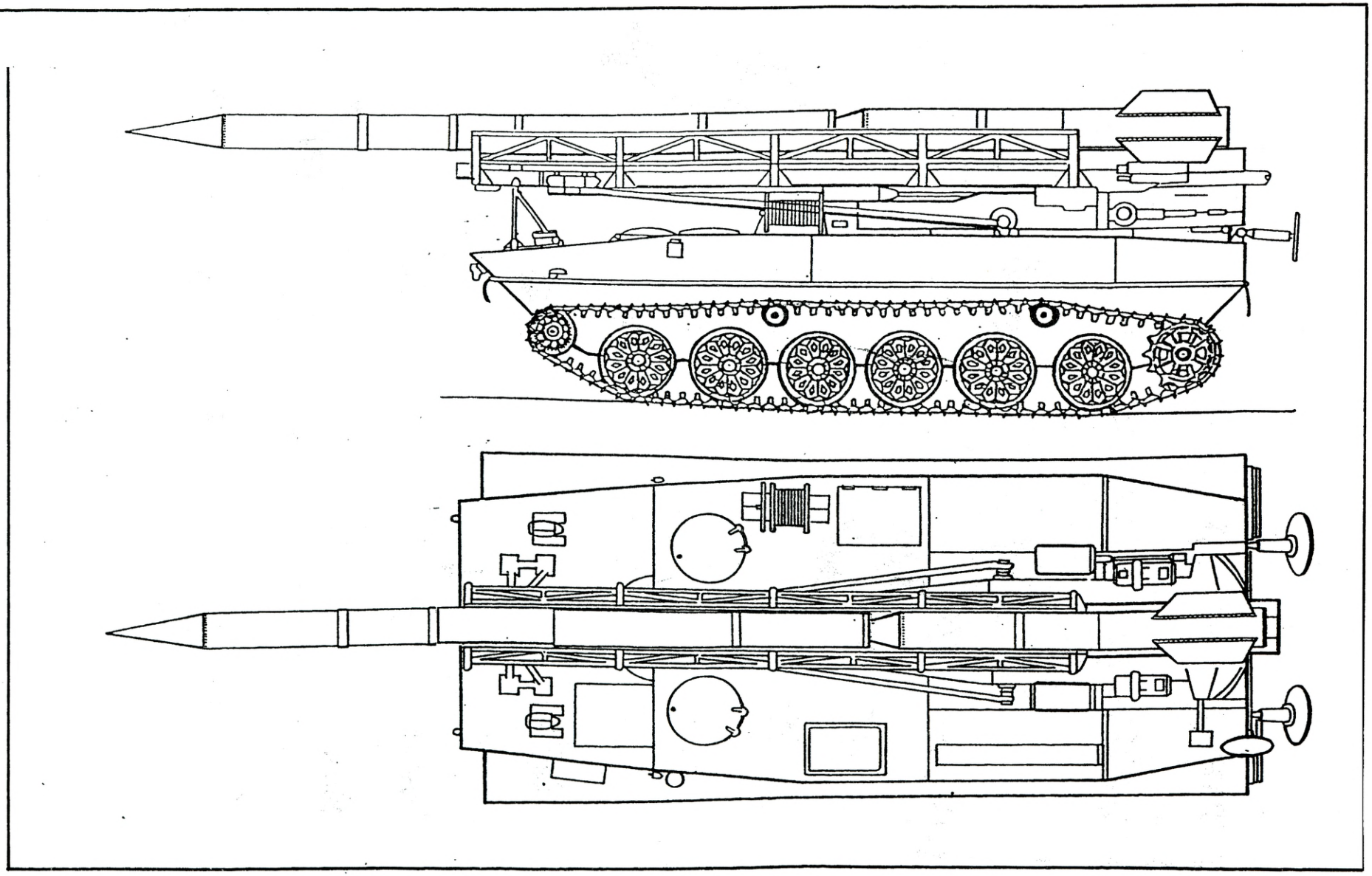
Rys. 48. Wyrzutnia zestawu ŁUNA / FROG-3 / na SS



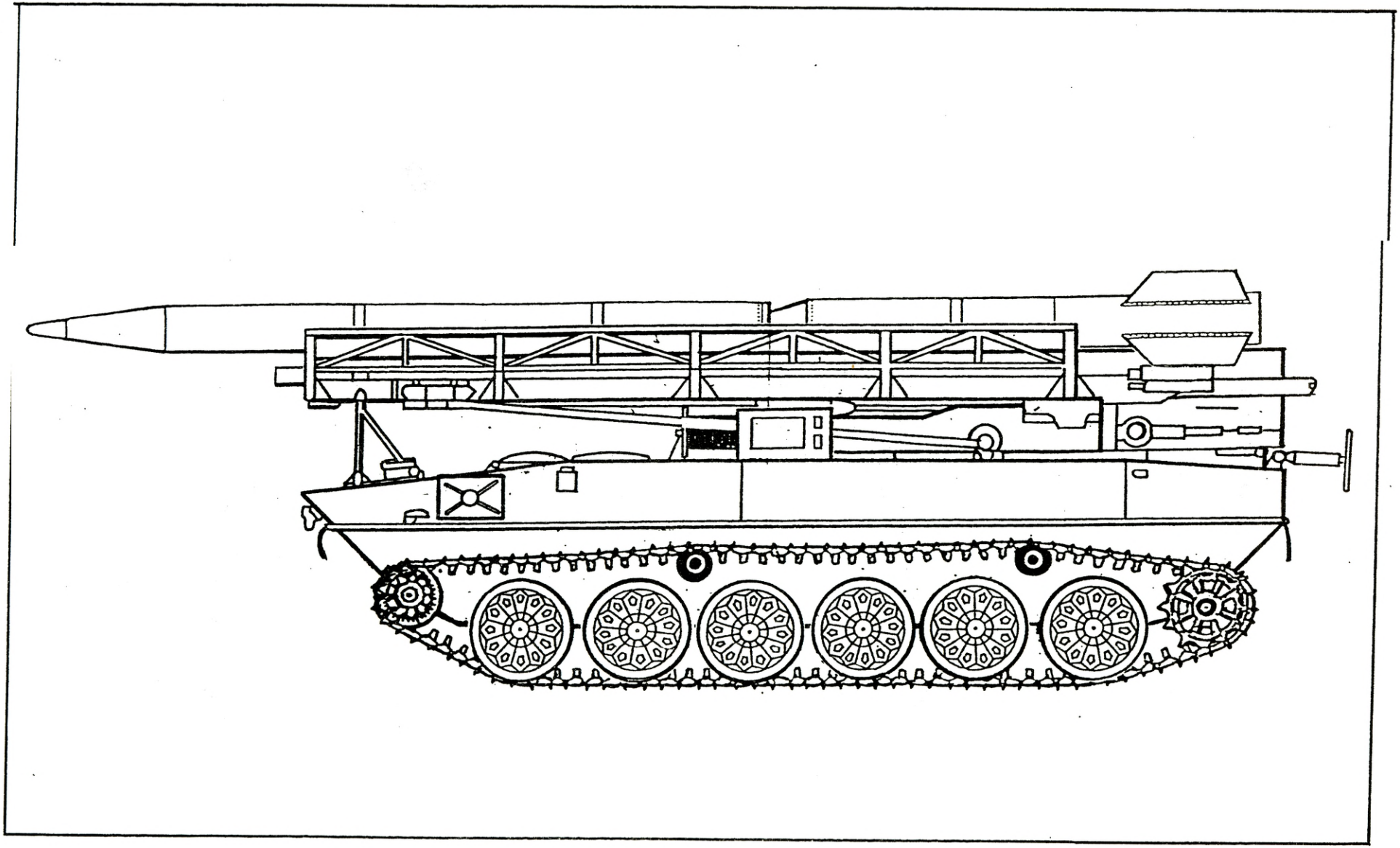
Rys. 49. Rzut boczny zestawu ŁUNA / FROG-3 /



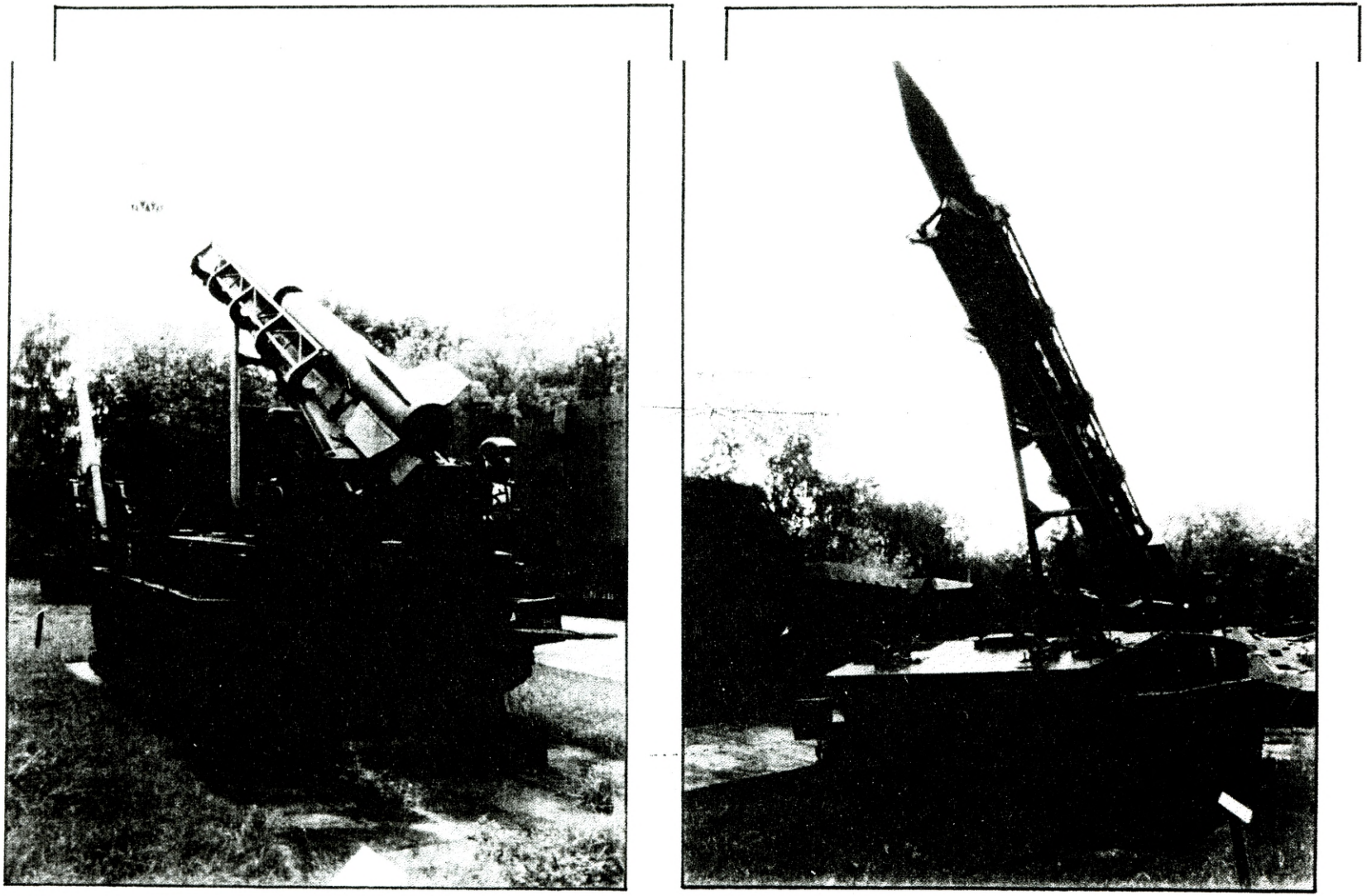
Rys . 5o . Głowica jądrowa zestawu taktycznego ŁUNA / FROG-3 /



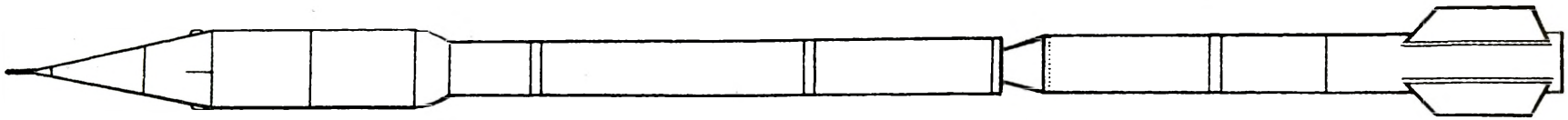
Rys. 51 Wyrzutnia zestawu 3R9 ŁUNA-1 w dwóch rzutach



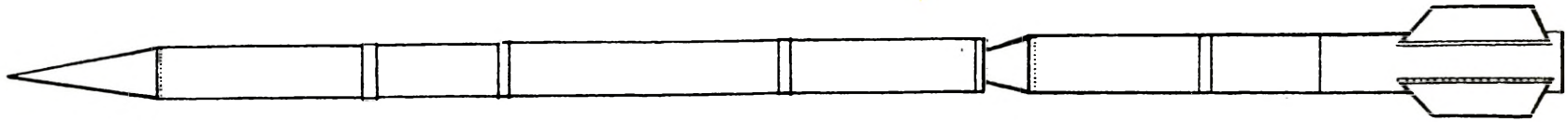
Rys .52. Wyrzutnia zestawu 3R10 ŁUNA-2



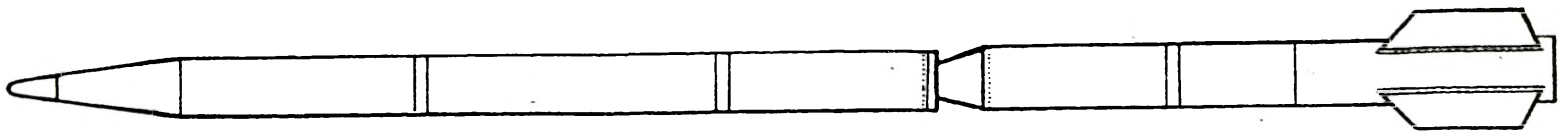
Rys.53 . Różne ujęcia zestawu rakietowego 3R10 ŁUNA-2 / R-30 /



ŁUNA / FROG-3 /



ŁUNA-1 / FROG-4 /

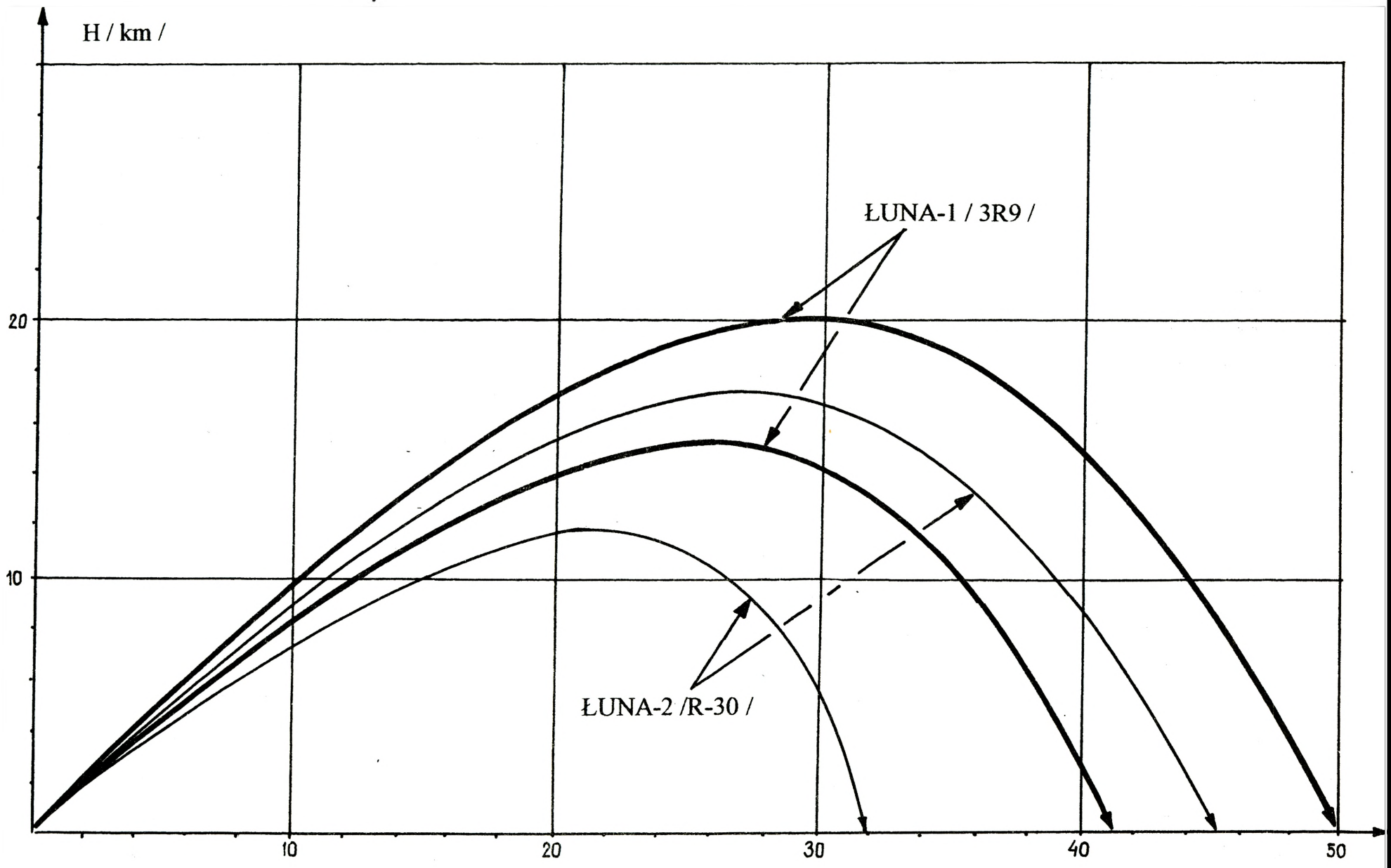


ŁUNA -2 / FROG-5 / R-30

Rys. 54 . Rzuty boczne rakiet różnych wersji zestawów ŁUNA

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE ZESTAWÓW „ŁUNA"

ZESTAW / PARAMETR	„ŁUNA"	„ŁUNA-1"	„ŁUNA-2"
OZNACZENIE USA	FROG-3	FROG-4	FROG-5
OZNACZENIE RAKIETY	-	3R9	3R10
OZNACZENIE KOMPLEKSU	-	-	R-30
TYP, RODZAJ PODWOZIA	CZOŁGOWE (PT-76)	CZOŁGOWE (PT-76)	CZOŁGOWE (PT-76)
ROK PRZYJĘCIA DO UZBROJENIA	1961	1964	1964
ZASIĘG STRZELANIA (km)	-	od 10 do 41-45	od 10 do 32-42
BŁĄD TRAFIENIA (m)	-	400-700	400-700
OBSŁUGA (liczba)	5	5	5
CZAS PRZYGOT. DO STARTU (min.)	-	4-5	4-5
MASA RAKIETY - STARTOWA (kg)	-	2155	2443
RODZAJ GŁOWICY BOJOWEJ (kT)	KONWENC; JĄDROWA	ODŁAM-BURZ; CHEM.	KONWENC; JĄDROWA
	-	20	3, 10, 20
MASA GŁOWICY BOJOWEJ (kg)	-	354	420
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	10,5	10,5	9,5
ŚREDNICA RAKIETY 9m)	0,4	0,4	0,4
ILOŚĆ STOPNI (liczba)	2	2	2

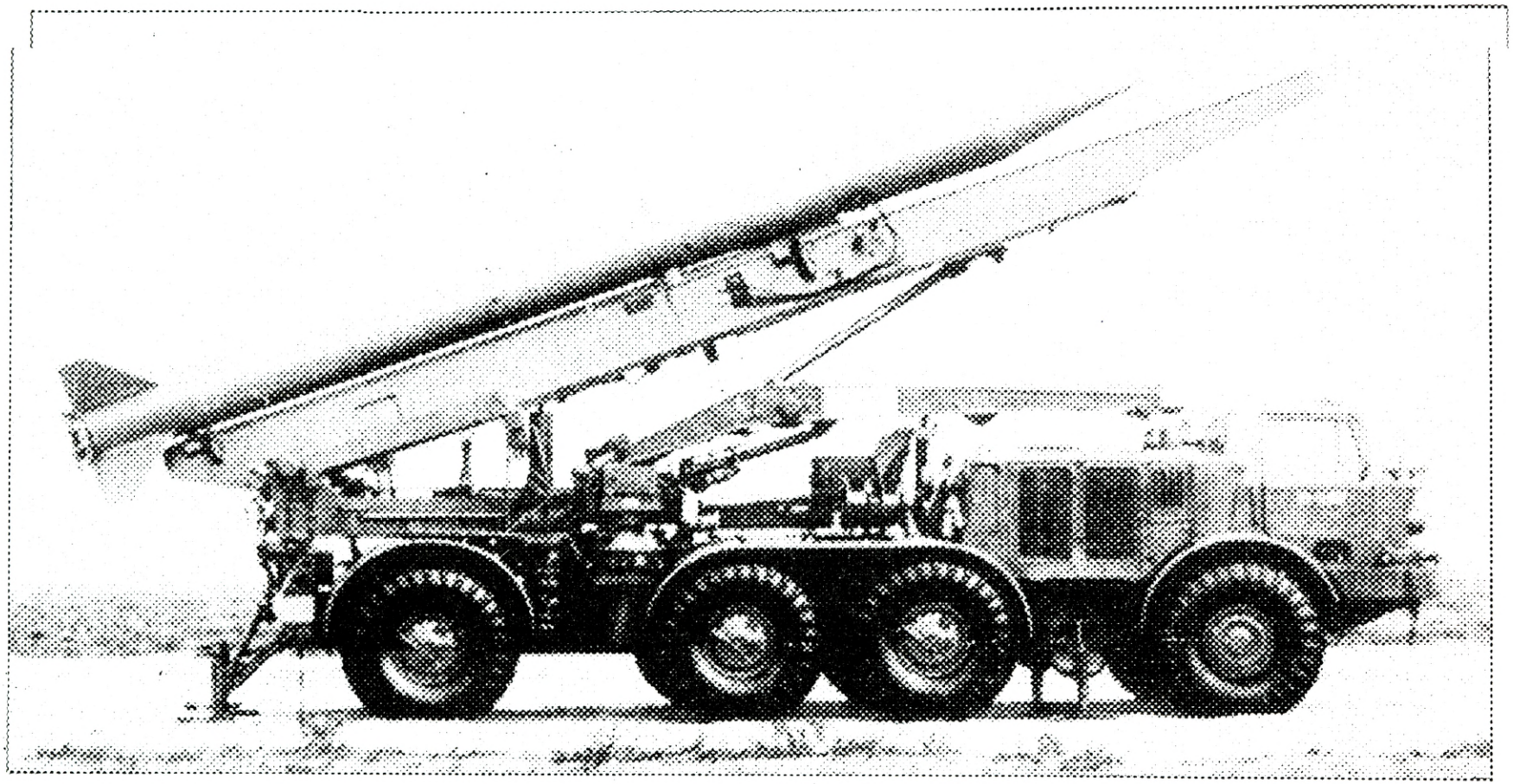


Rys. 55 . Prawdopodobne tory lotów i zasięgi rażenia zestawów ŁUNA

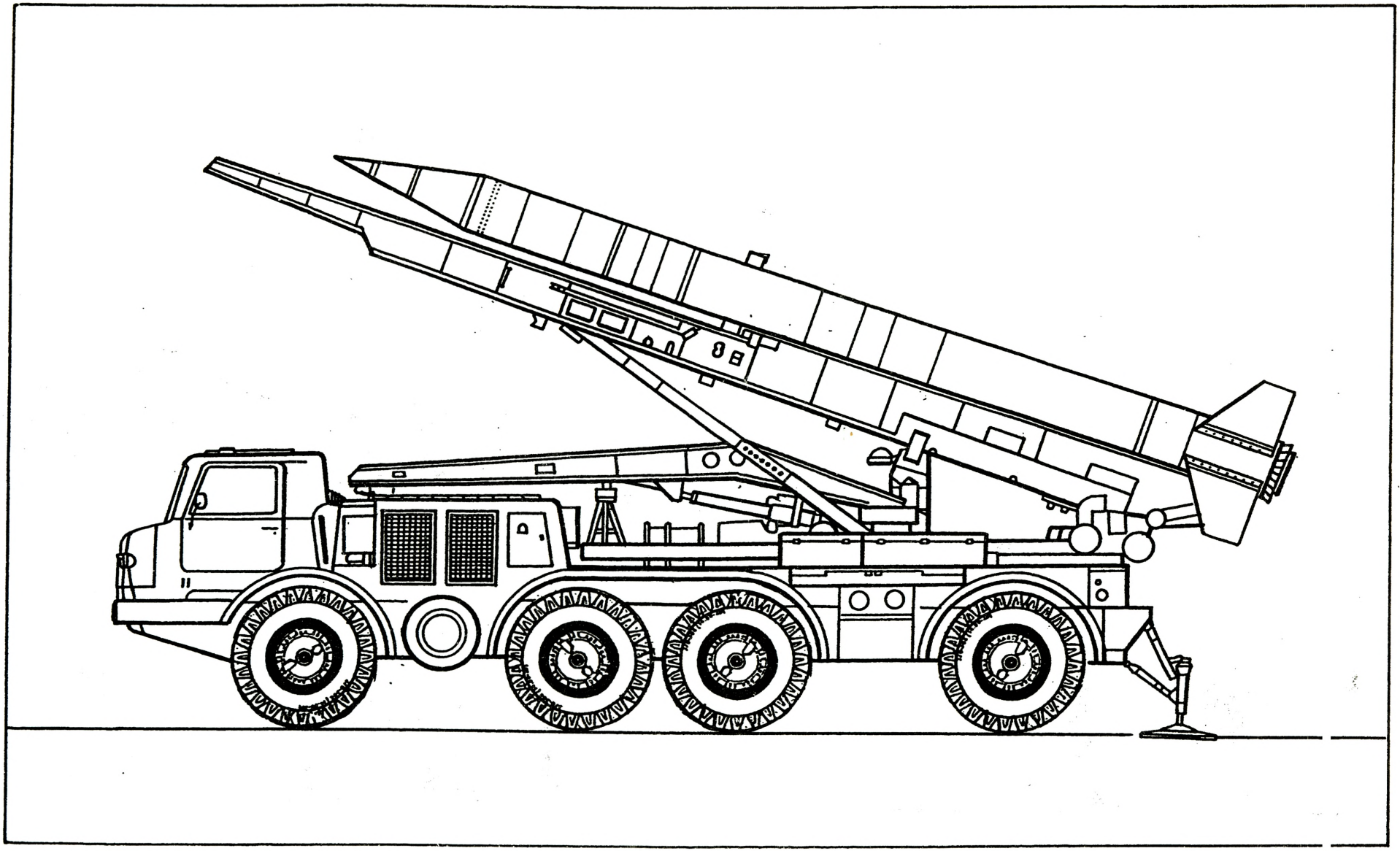
ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „ŁUNA-M" 9K21 (FROG-71) - R-65 (R-70 FROG-7B)

Lata sześćdziesiąte to apogeum rozwoju broni rakietowej, powstają nowe systemy i zestawy. W ZSRR utworzono w 1959 roku nawet samodzielny rodzaj wojsk: Strategiczne Wojska Rakietowe. Natomiast amerykanie wprowadzają coraz to mniejsze ładunku jądrowe, które może przenosić nawet klasyczna artyleria lufowa (haubice M-109 kalibru 155 mm). Oprócz budowy coraz to nowszych konstrukcji systemów i zestawów rakietowych, doskonali się już istniejące. Rosjanie po wprowadzeniu do uzbrojenia wojsk zestawów dywizyjnych typu MARS i ŁUNA (R-30), nie przerywali prac nad kolejnymi bardziej doskonałymi modelami. Jeszcze w trakcie produkcji seryjnej zestawu R-30, opracowano kolejny model zestawu o zasięgu taktycznym, który wstępnie oznaczono „ŁUNA-M". Mimo, iż taka sama nazwa sugerowała proces modernizacyjny, w praktyce była to całkiem nowa konstrukcja. Zestaw został zaprojektowany na podstawie nowych wymagań opracowanych przez przedstawicieli ministerstwa obrony. Głównymi wymogami było zwiększenie mobilności, zasięgu oraz siły rażenia. Konstruktorzy w stosunkowo szybkim czasie sprostali postawionym zadaniom. Prototyp po przejściu prób i testów został rekomendowany przez komisję państwową do produkcji seryjnej. Nowy zestaw otrzymał wojskowe oznaczenie 9K21 (R-65A). Zestaw wykonano według sprawdzonej koncepcji: mobilnej wyrzutni oraz niekierowanego pocisku rakietowego. Jako podwozia użyto samochodu transportowego typu ZIŁ-135. Pojazd na którym zamontowano wyrzutnię posiadał dwa ośmiocylindrowe silniki, oraz czteroosiowe podwozie. Na tylnej części zamontowano konstrukcję wyrzutni, która mogła być podnoszona w elewacji na odpowiedni zakres kąta. Wyrzutnię zaopatrzono także w dźwig, za pomocą którego można było w szybkim tempie załadować wyrzutnię kolejnym pociskiem. Poprzez zastosowanie podwozia kołowego - zwiększono znacznie mobilność, drugi wymóg osiągnięto poprzez opracowanie nowej rakiety. Pocisk rakietowy zbudowano w klasycznym układzie jednostopniowym, zastosowano znacznie efektywniejsze paliwo stałe, co zwiększyło zasięg - dwukrotnie do 65 km. Rozszerzono także asortyment głowic bojowych, oprócz konwencjonalnej i jądrowych zastosowano także głowice z bronią chemiczna i biologiczną. Napęd pocisku stanowiły trzy silniki: startowy nadający rakiecie przyśpieszenie, marszowy pracujący przez 12 sekund oraz zestaw 16 małych silników stabilizujących - nadających ruch obrotowy rakiecie. Zestaw R-65 wszedł do uzbrojenia wojsk na przełomie

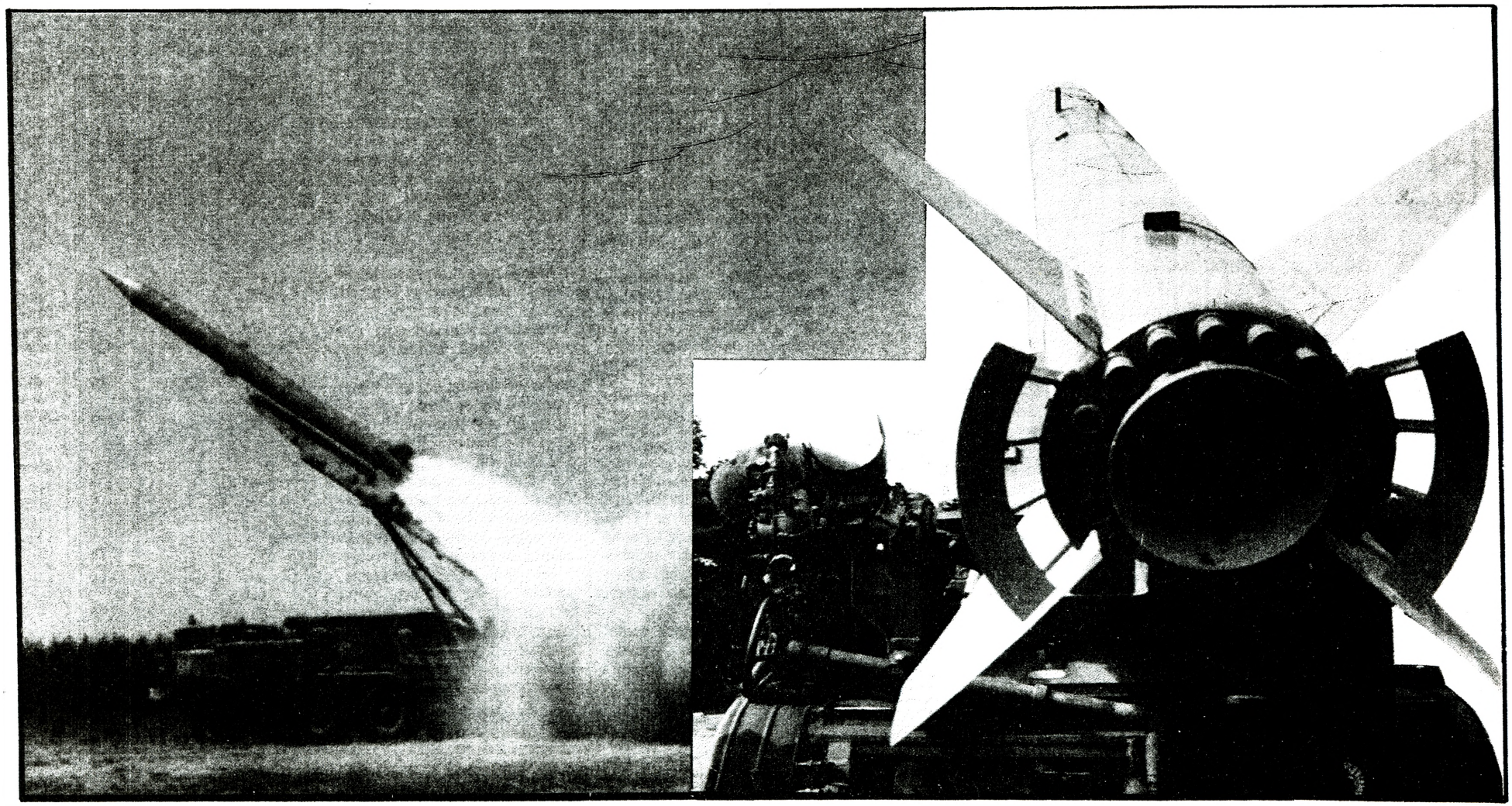
1964 i 1965 roku do dywizji pierwszorzutowych. Kolejną modernizacją zestawu R-65 było zwiększenie zasięgu i zmniejszenie błędu trafienia. Polepszenie tych parametrów uzyskano dzięki przekonstruowaniu samej rakiety 9M21. Po raz kolejny zmieniono paliwo stałe - przez co zwiększono zasięg do 70 km, zmniejszono błąd trafienia do wartości średniej 500 m. Nowa wersja otrzymała oznaczenie ŁUNA-M 9K52 (R-70) oraz zachodnie FROG-7B. W tę wersję zestawu wyposażono niektóre armie UW oraz krajów trzeciego świata. Wersje sprzedawane poza granice ZSRR nie były kompletowane w głowice jądrowe. Zestawy R-70 były zorganizowane w dywizjony rakiet taktycznych (3 baterie po jednym zestawie), które wchodziły w skład każdej dywizji (DZ lub DPanc). Ogółem wyprodukowano około 1000 zestawów z czego około 660 szt. znajdowało się w uzbrojeniu wojsk ZSRR i Rosji.



Rys. 56 . Widok wyrzutni kompleksu ŁUNA-M. / R-70 /



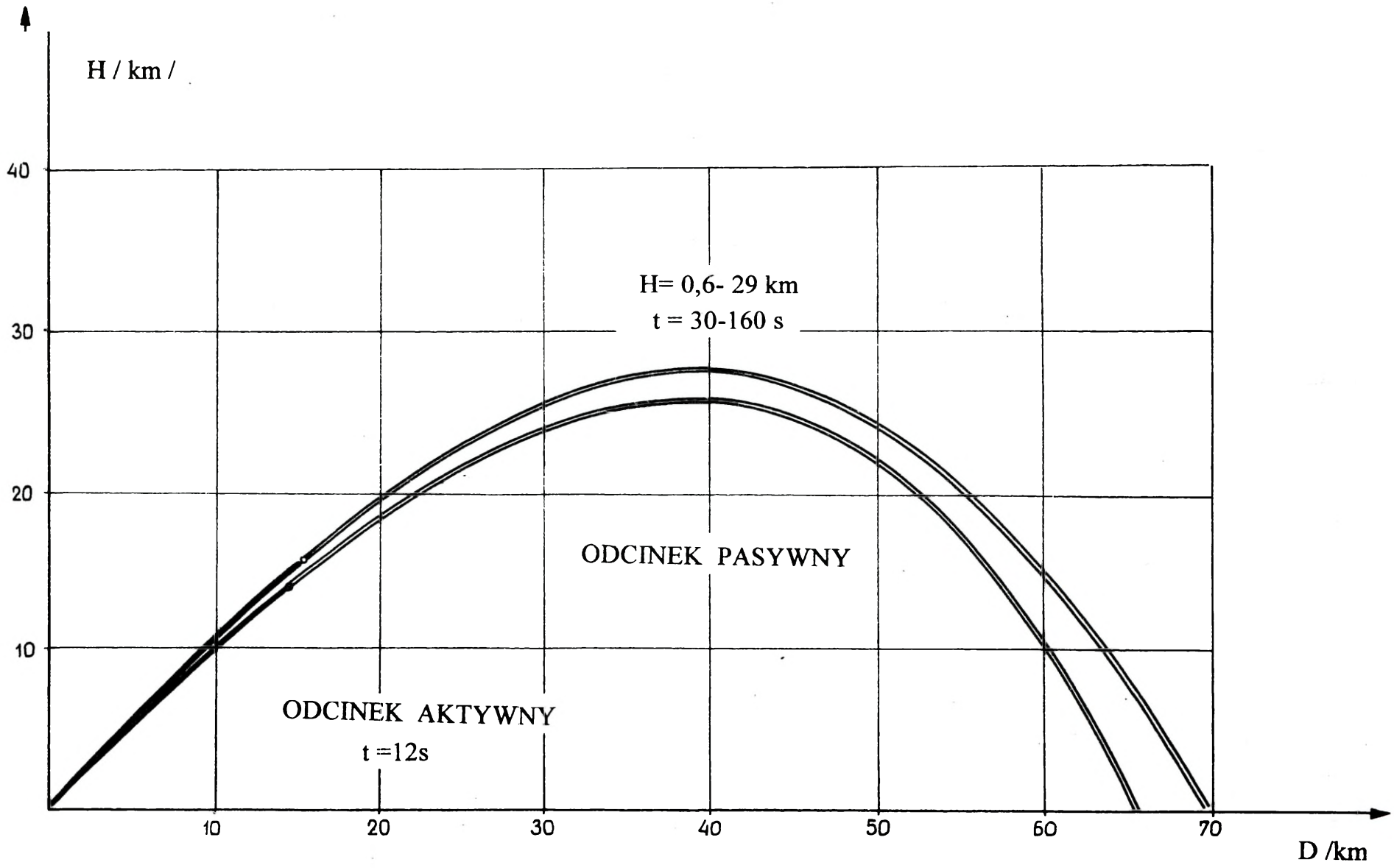
Rys. 57 . Rzut boczny wyrzutni 9K52 ŁUNA-M. / R-70 /



Rys. 58 . Z lewej moment startu rakiety , z prawej szczegóły konstrukcyjne z widocznymi ogranicznikami zasięgu

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE ZESTAWÓW „ŁUNA-M"

PARAMETR / ZESTAW	R-65	R-70
OZNACZENIE ZESTAWU	9K21	9K52
OZNACZENIE RAKIETY	9M21	9M52
OZNACZENIE WYRZUTNI	9P-113	9P-113M
OZNACZENIE ZACHODNIE	FROG-7A	FROG-7B
TYP PODWOZIA	ZIŁ-135ŁM	ZIŁ-135ŁM
ZASIĘG STRZELANIA (km)	10-65	12-70
GŁOWICA - RODZAJ	KONWENCJONALNA JĄDROWA (3,10, 20 kT) CHEMICZNA BIOLOGICZNA	KONWENCJONALNA (KASETOWA) JĄDROWA (3,10, 20 kT) CHEMICZNA BIOLOGICZNA
MASA GŁOWICY (kg)	450 (9N32M-JĄDR.)	450 - JĄDROWA
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	9,1	9,5
ŚREDNICA KORPUSU (m)	0,54	0,54
MASA STARTOWA (kg)	2300	2443
CIĄG SILNIKA RAKIETY (T)	70	70
BŁĄD TRAFIENIA (m)	700	200-500
OBSŁUGA (liczba)	5 osób	5 osób
PRĘDKOŚĆ MARSZU (km/h)	50	50
MASA WYRZUTU (T)	19,5	19,5



Rys. 59 . Prawdopodobne tory lotów i zasięgi kompleksów ŁUNA-M.

TAKTYCZNO - OPERACYJNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-11 (8K11) SCUD-A

Pierwszą generacją rosyjskich rakiet balistycznych były konstrukcje R-1 (SS-1 „Scunner") oraz R-2 (SS-2 „Sibiling"). Powstały one w oparciu o doświadczenia niemieckich konstruktorów przy opracowaniu rakiety V-2. Obie konstrukcje wprowadzono w niewielkich ilościach do uzbrojenia wojsk, tworząc na bazie R-2 cztery specjalne brygady inżynieryjne. Zarówno zestawy R-1 jak i R-2 posiadały ograniczoną mobilność, gdyż były holowane za pomocą specjalnych gąsienicowych ciągników. Jako, że były to pierwsze konstrukcje – nie unikniono przy ich budowie błędów i wad, które ujawniły się dopiero podczas eksploatacji. W tej sytuacji konstruktorzy z biura OKB-1 w 1953 roku rozpoczęli prace projektowe nad nowym modelem rakiety oznaczonym R-11. Głównym konstruktorem przy opracowywaniu projektu R-11 był S. KOROLEW. Konstrukcję rakiety zaprojektowano w oparciu o R-2. Zmieniono przy tym znacznie kształt kadłuba, znacznie go wydłużając. Zastosowano nowy doskonalszy silnik rakietowy konstrukcji ISAJEWA. Próby lotne pocisku 8A-61 rozpoczęto w kwietniu 1953 roku na poligonie Kapustin Jar. Ogółem wykonano 35 startów, z czego 29 było udanych. W między czasie w Leningradzkim Zakładzie Kirowa opracowywano samobieżną wyrzutnię, której konstrukcję oparto na podwoziu gąsienicowym działa samobieżnego ISU-152. Samobieżna wyrzutnia posiadała specjalną konstrukcje składającą się z kabiny dla obsługi oraz urządzenia zabezpieczającego przewóz i start rakiety. Konstruktorzy wykorzystali w tym przypadku ideę zastosowaną w zestawie „FILIN". Podczas jazdy rakieta spoczywała w pozycji poziomej, leżącej i była zabezpieczona specjalnym ażurowym koszem. Do startu rakietę podnoszono za pomocą układu hydraulicznego do pozycji pionowej i umieszczano na stole startowym. Rakietę odpalano spoza wyrzutni za pomocą specjalnego wynośnego pulpitu. Obsługę wyrzutni stanowiło 8 żołnierzy. Wyrzutnia otrzymała oznaczenie 8U218 (produkt „803") i była seryjnie produkowana w latach 1958-1962. Cały kompleks pod oznaczeniem R-11 został przyjęty do uzbrojenia w 1955 roku. Początkowo z konwencjonalną głowicą bojową o masie 535 kg. Rakietę wyposażono w inercyjny układ kierowania, który zapewniał średni kołowy błąd trafienia $\pm$ 3000 m. Rakieta zbudowana była z kilku zasadniczych elementów. Przednia część rakiety zawierała głowicę bojową osłoniętą ostrołukową, stożkową osłoną, środkowa część stanowiły zbiornik utleniacza typu AK-20. I dalej zbiornik płynnego paliwa; pomiędzy zbiornikami znaj-

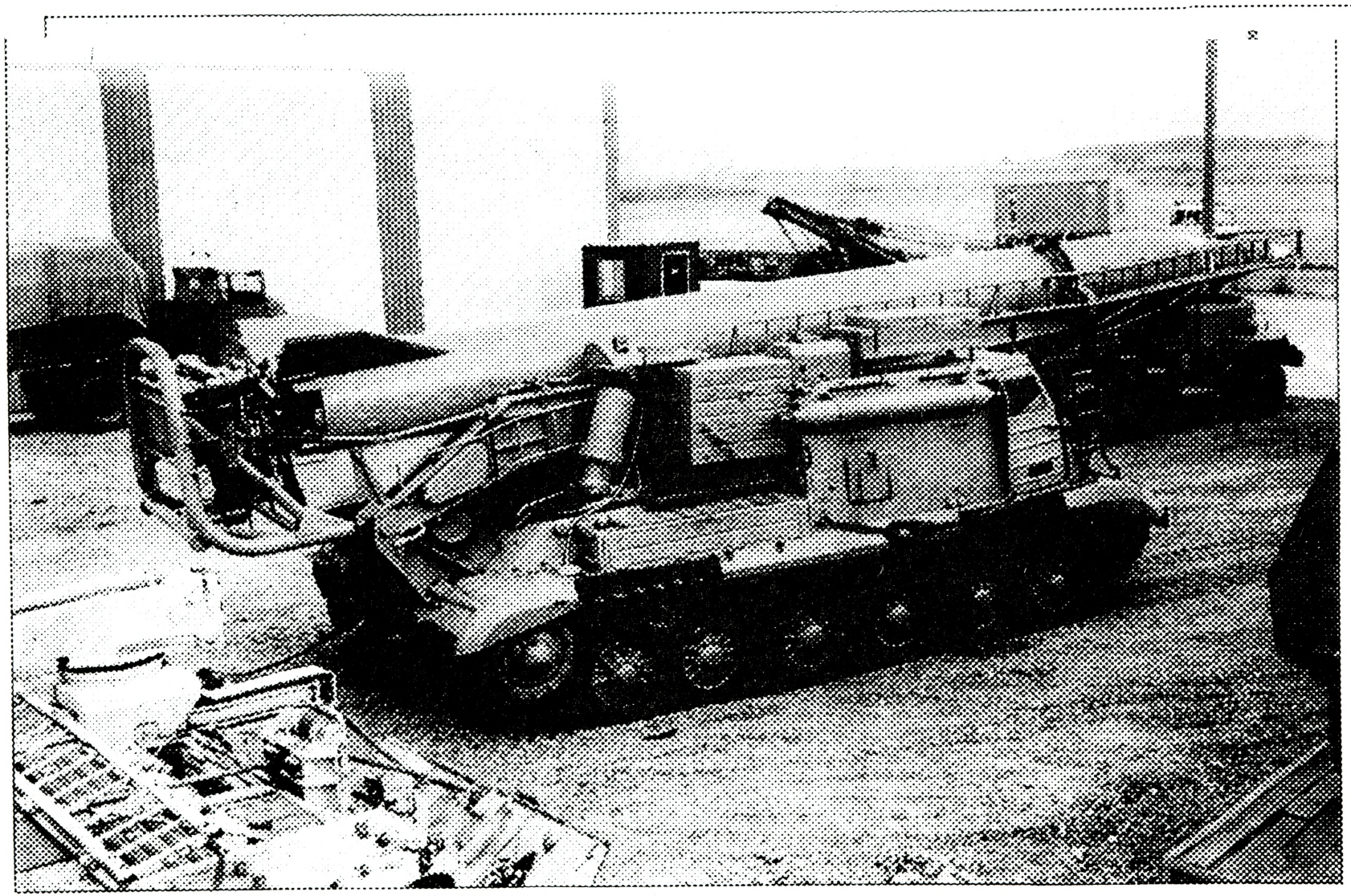
dował się przedział z urządzeniami kierowania. Tylną część zajmował silnik typu S.2-253A, cztery stabilizatory oraz stery gazodynamiczne. W 1956 roku opracowano kolejną zmodernizowaną wersję rakiety oznaczoną 8K11, wyposażoną w jądrową głowicę z ładunkiem RDS-4 o mocy 10 kT. Zwiększając masę głowicy bojowej do 1000 kg, zastosowano nowy mocniejszy silnik o większym ciągu przez co ostatecznie uzyskano praktyczny zasięg równy 170 km. Właśnie od tego zasięgu kompleks zaczęto nazywać R-170. W międzyczasie biuro konstrukcyjne pracujące nad rozwojem broni jądrowej, opracowało dwa kolejne rodzaje głowic o mocy 20 i 40 kT. Opracowano także głowicę chemiczną wypełnioną gazem V/X. Cały kompleks z ową rakietą otrzymał oznaczenie wojskowe R-11M. Kompleksy te weszły do uzbrojenia wojsk lądowych na szczeblu armii, zorganizowane były w brygady każda w składzie trzech baterii po 3 wyrzutnie. Po raz pierwszy kompleks został zaprezentowany publicznie podczas parady wojskowej w Moskwie w 1957 roku. W tym samym roku dokonano pierwszych transakcji handlowych na sprzedaż zestawów R-2 i R-11 do Chin.

Armijne brygady rakiet operacyjno - taktycznych R-11M (R-170) były przeznaczone do wsparcia wojsk armii poprzez wykonywanie uderzeń kolejnych lub zmasowanych na zgrupowania rakietowe, SD, lotniska, składy i inne ważne obiekty przeciwnika. W 1960 roku Komitet Ministrów Obrony UW zalecił kompleks R-11E do uzbrojenia wojsk układu. Wkrótce wprowadzono je do uzbrojenia armii Czechosłowacji, Polski, NRD, Węgier, Rumunii, Bułgarii a także Afganistanu, Egiptu, Iraku, Iranu, Jemenu, Libii, Korei Płn, Syrii i Wietnamu.

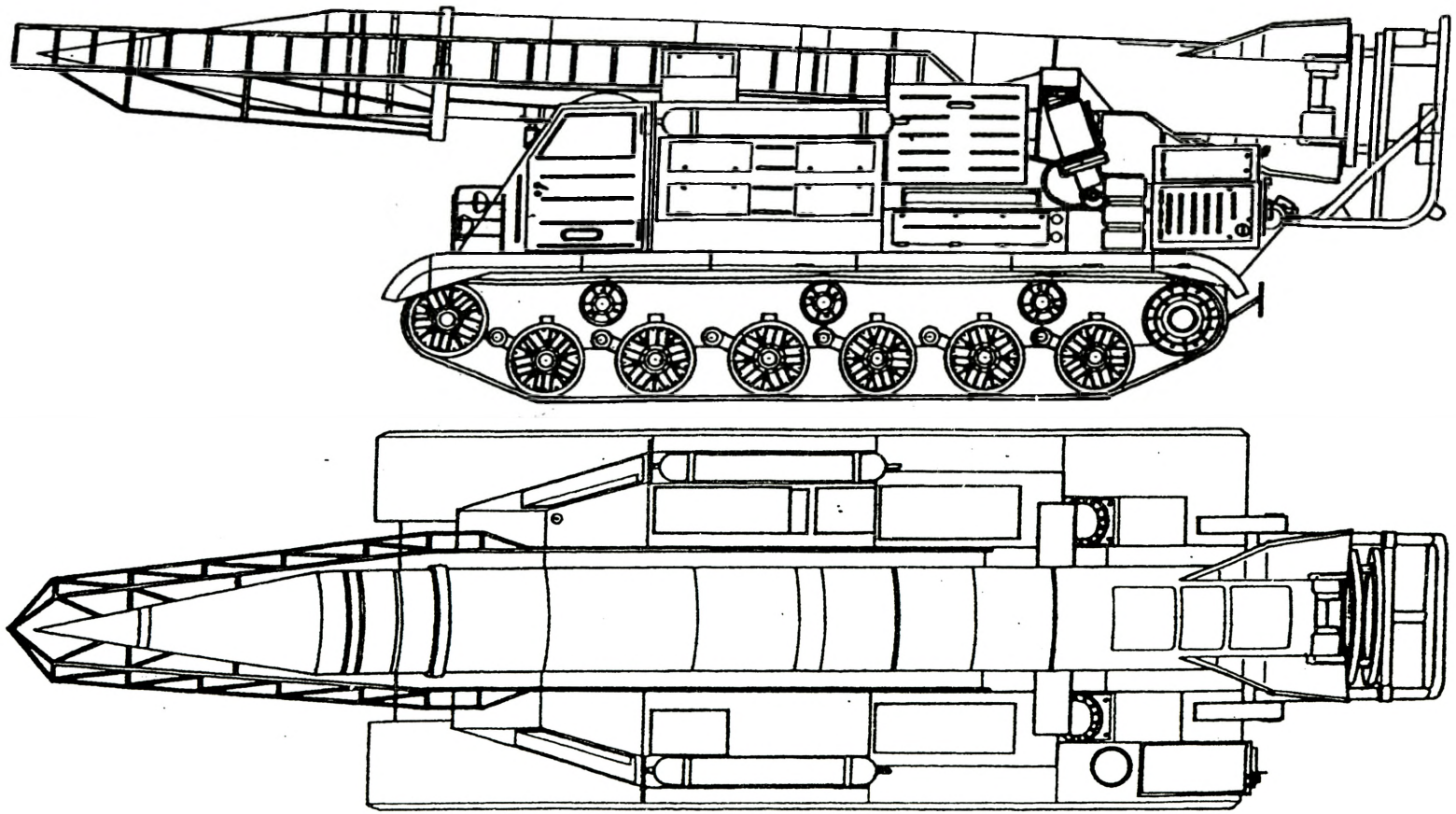
W 1958 roku dalszej modernizacji kompleksu R-11M (8K11) podjęło się KBM kierowane przez W.P. MAKIJEWA. Prace projektowe zmierzały przede wszystkim do zwiększenia zasięgu rakiety oraz mobilności kompleksu. Nad rakietą pracowało grono konstruktorów pod kierunkiem MAKIJEWA, natomiast nad wyrzutnią zespół konstruktorów z Zakładu Kirowa w Leningradzie. Po roku prac projektowych zbudowano prototyp rakiety do kompleksu R-17 oznaczony 8K14. Model nowej rakiety był kontynuacją linii rozwojowej R-11, przy czym nie zwiększając średnicy korpusu i rozpiętości ustrzenia, zwiększono jej długość i masę. Zastosowano bardziej efektywne i wydajne paliwo. Nowością było wykorzystanie zbiorników paliwa i utleniacza, jako konstrukcji nośnej korpusu rakiety. Opracowano nowy doskonalszy układ kierowania, przez co zwiększono dokładność trafienia (zmniejszenie średniego błędu kołowego do 800-1500 m). Do nowej konstrukcji planowano zastosować trzy rodzaje głowic: jądrową typu 9N33 o masie 989 kg i mocy 100 kT, konwencjonalną typu: 8F44 o masie 1016 kg i chemiczną typu 8F44G „TUMAŃ-3" o masie 985 kg. Nowo opraco-

wana rakieta charakteryzowała się znacznie lepszymi osiągami przy nieznacznej zmianie gabarytów. Do nowej rakiety opracowano także zmodernizowaną wyrzutnię typu 2P19, której konstrukcję oparto na poprzedniej 8U218. Jednak produkcja tych wyrzutni trwała tylko do 1962 r., ze względu na opracowanie kolejnej kołowej wyrzutni opartej na bazie ciągnika UAZ-543A.

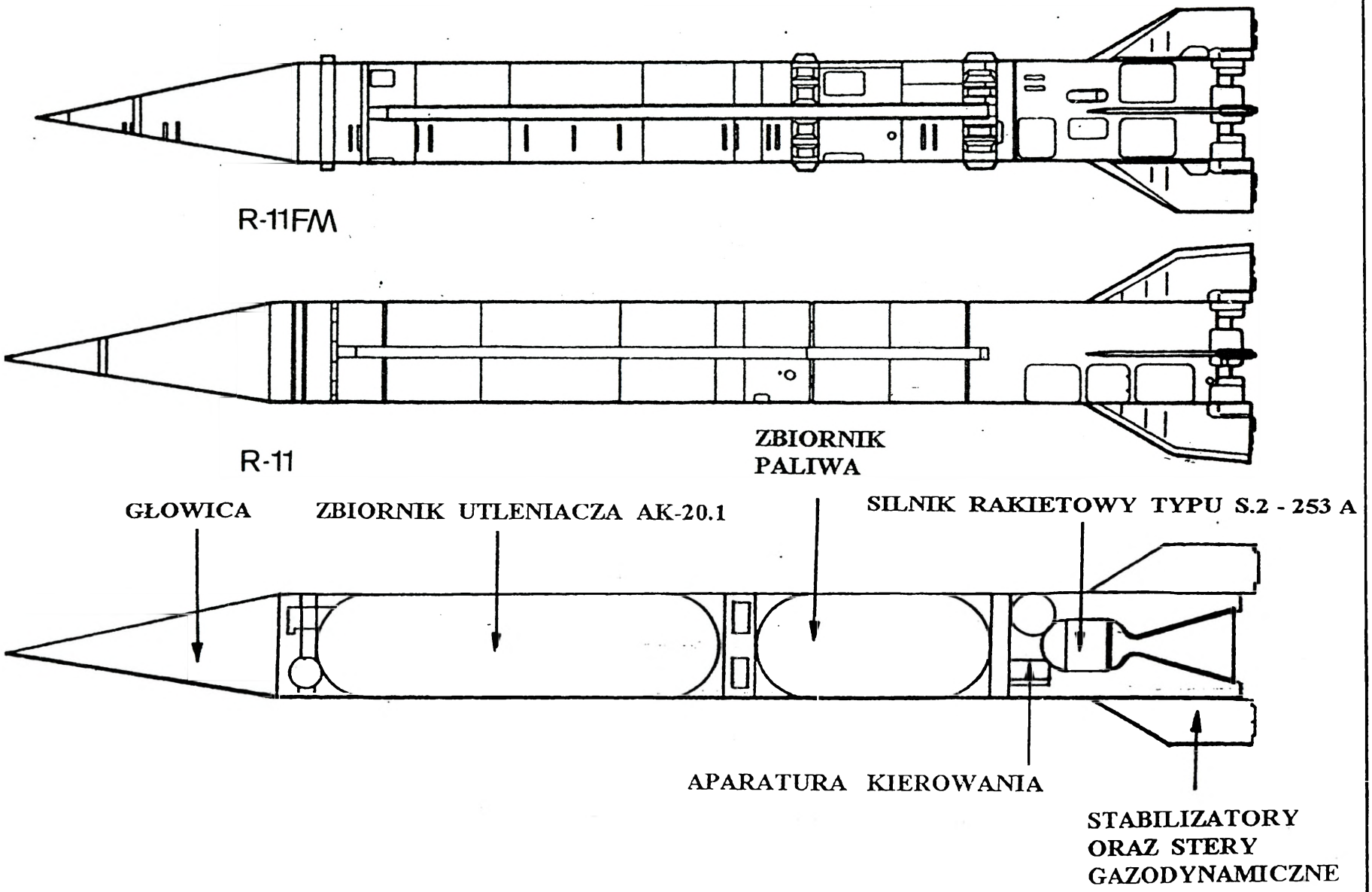
W skład kompleksu R-11 (R-170) wchodziły następujące elementy: samobieżna, gąsienicowa wyrzutnia 9P19; pojazd dowodzenia - GAZ-66; pojazd dowiązania topograficznego WAZ-452, pojazd kontroli technicznej ZIŁ-131, cysterna paliwowa ZIŁ-131, cysterna utleniacza ZIŁ-157, straż pożarna ZIŁ-131, pojazdy transportujące rakiety i głowice. 5.02.1962 roku Rada Ministrów ZSRR wydała postanowienie Nr 135-66 na mocy, którego przystąpiono do prac nad wersją śmigłowcową R-17W. W tym celu opracowano uproszczoną wersję wyrzutni, którą mógł przewozić śmigłowiec Mi-10. Jednak po trzech latach wszelkie prace nad tym projektem przerwano.



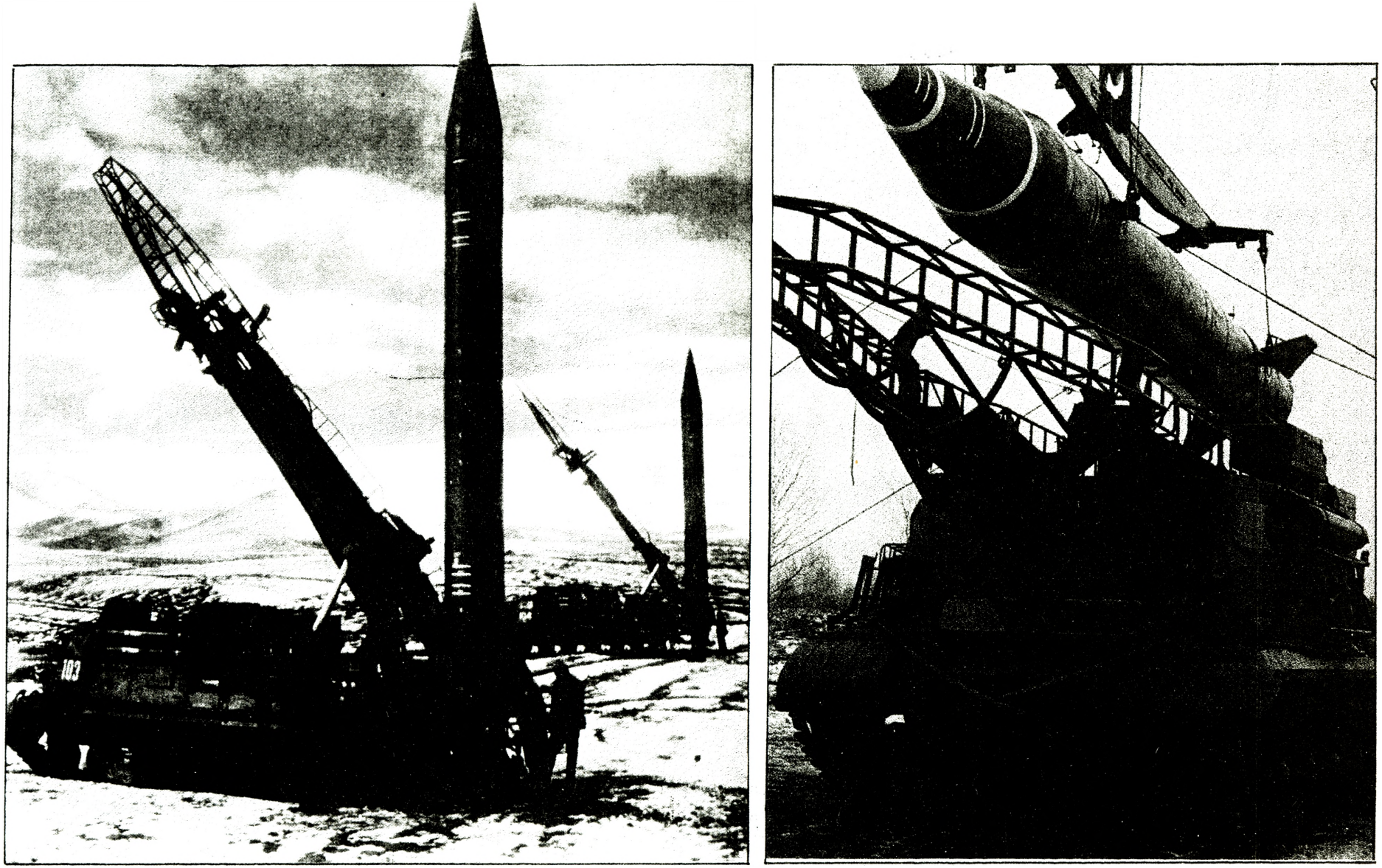
Rys.60 . Ogólny widok wyrzutni kompleksu R-17



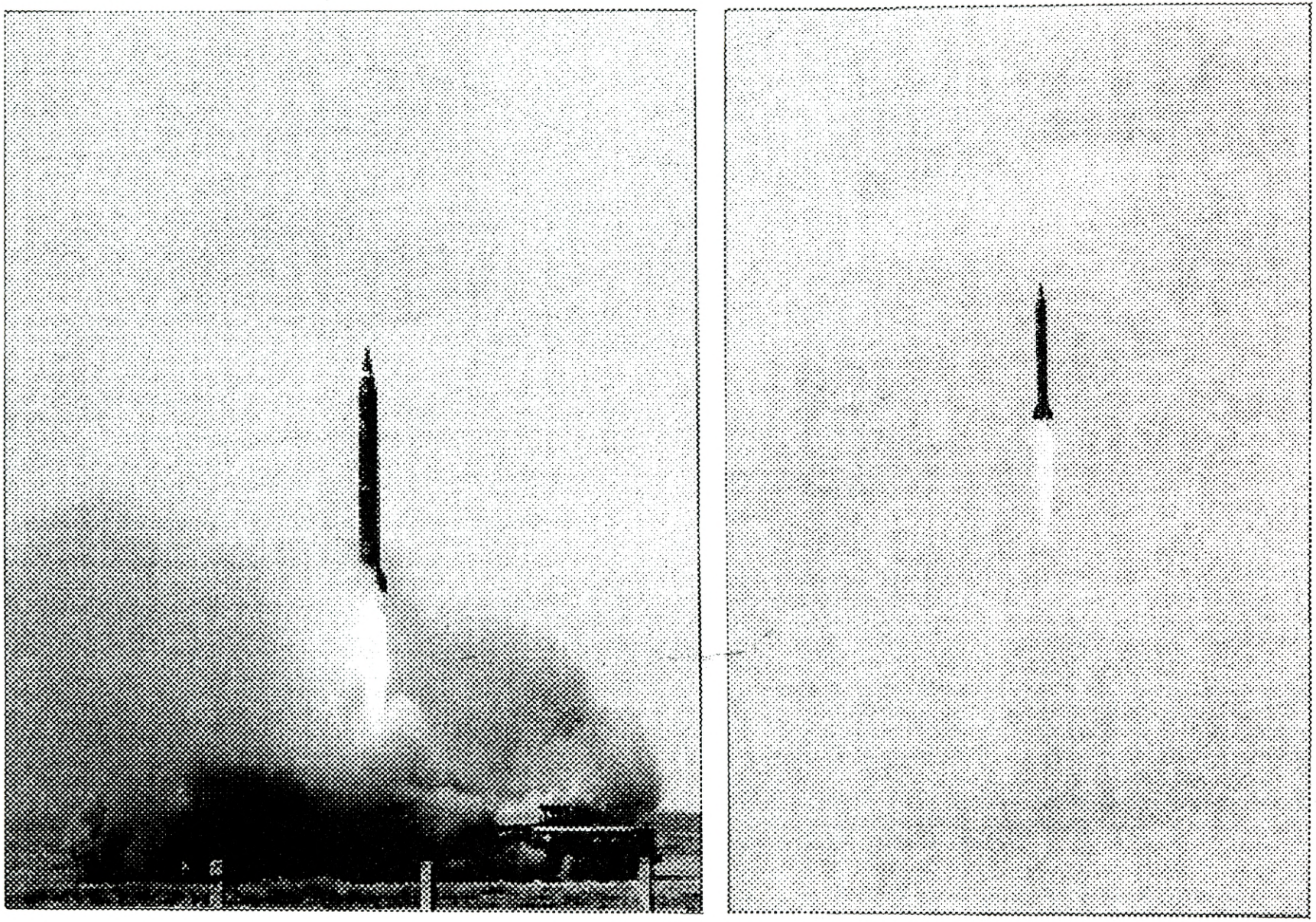
Rys. 61 . Wyrzutnia 8U218 W dwóch rzutach



Rys. 62 . Różne wersje rakiet R-11 oraz ogólna jej budowa



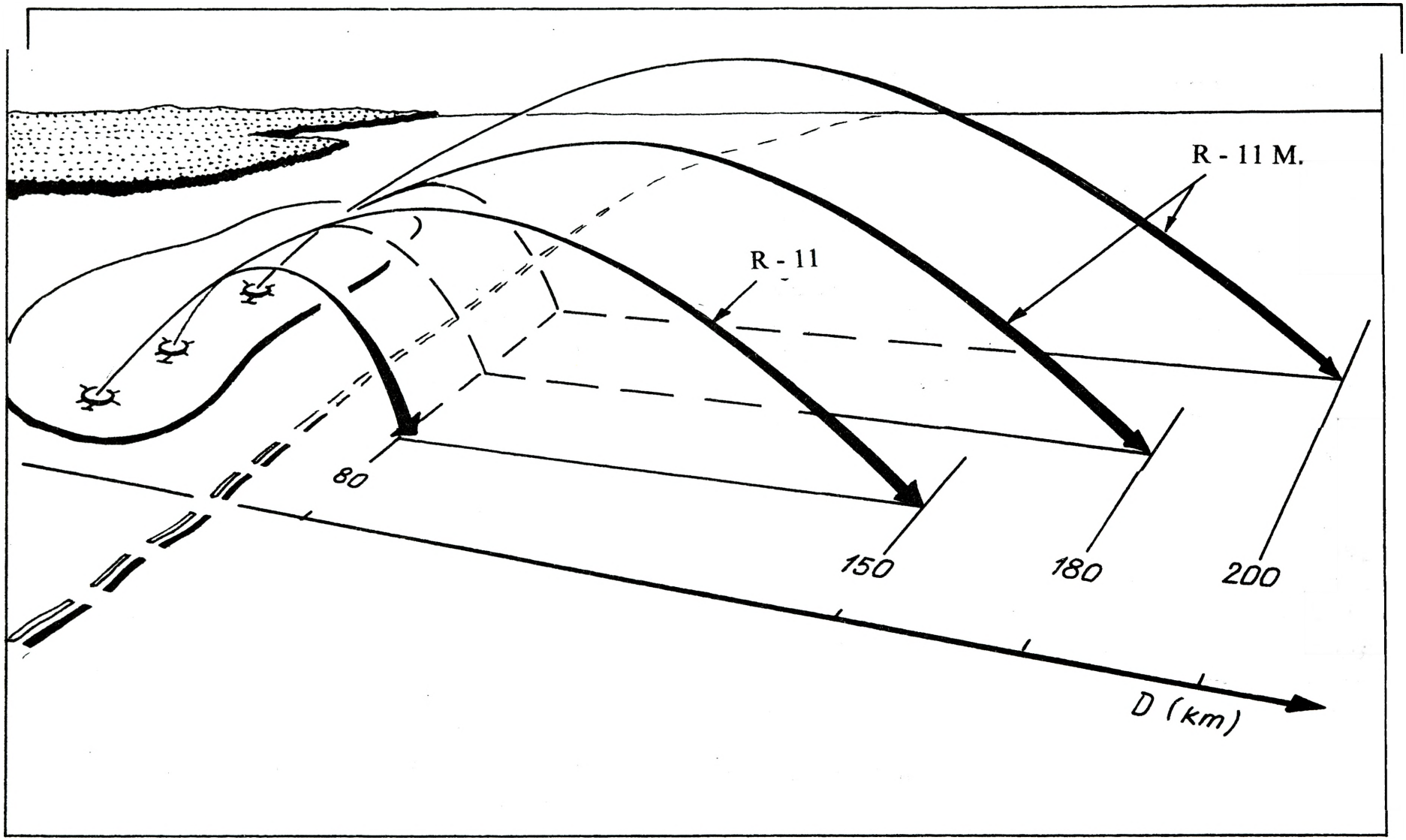
Rys. 63 . Przygotowanie do startu rakiety R-11



Rys . 64 . Rakieta R-11 w chwilę po starcie

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE ZESTAWÓW

ZESTAW / PARAMETR	R-11	R-11M	R-17
NAZWA RAKIETY	8A61	8K11	8K14
NAZWA KOMPLEKSU	R-11	R-11M (R-170)	R-17
NAZWA WG NATO	SCUD-A	SCUD-A	SCUD-B
NAZWA WG USA	SS-1B	SS-1B	SS-1B
RODZAJ I TYP PODWOZIA	GĄSIEN. (ISU-152)	GĄSIEN. (ISU-152)	GĄSIEN. (ISU-152K)
ZASIĘG RAKIETY	80-150 (170)	80-180 (200)	60-300
BŁĄD KOŁOWY (ŚREDNI) (m)	4000	3000	800-1500 (2500)
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	10,20	10,60	11,164
MASA STARTOWA RAKIETY (kg)	4,5	5,410	5,95
ŚREDNICA RAKIETY (m)	0,850	0,880	0,880
LICZBA STOPNI (liczba)	1	1	1
MASA GŁOWICY BOJOWEJ (kg)	-	960	982
RODZAJ PALIWA	PŁYNNE	PŁYNNE	PŁYNNE
MASA PALIWA (kg)	-	3389	3771
OBSŁUGA (liczba)	8	8	8
CZAS PRZYGOTOWANIA DO STARTU (min.)	25-40	25-40	25-40
RODZAJ GŁOWICY	JĄDR, KONW, CHEM.	JĄDR, KONW, CHEM.	JĄDR, KONW, CHEM.



Rys .65 .Zasięgi rażenia zestawów R - 11 oraz R -11m.

OPERACYJNO - TAKTYCZNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-300 9K72 „ELBRUS" (SCUD-B) SS-1C

W 1958 roku KBM kierowane przez W.P. MAKIJEWA przystąpiło do modernizacji rakiety R-11M z zadaniem zwiększenia jej zasięgu. Po zakończeniu prób lotnych, rakietę pod oznaczeniem R-17 (8K14) postanowiono przyjąć jako element nowego kompleksu operacyjno - taktycznego. Nowy kompleks wyposażono także w nową wyrzutnię opartą na podwoziu ciągnika UAZ-543A. Cały kompleks pod oznaczeniem R-300 (9K72) ELBRUS przyjęto do uzbrojenia wojsk w 1962 roku. Zestawy R-300 zorganizowane były w brygady rakiet operacyjno - taktycznych i występowały na szczeblu frontu i armii. W 1964 roku przeszła próby lotne kolejna wersja rakiety R-17 oznaczona R-17M. Po ich zakończeniu postanowieniem Komitetu Ministrów Obrony UW zestaw R-300 został zalecony do uzbrojenia wojsk poszczególnych jego członków. Na dzień 30.01.1989 r. w uzbrojeniu wojsk UW było 661 egzemplarzy kompleksów R-300. Pierwsza oficjalna prezentacja R-300 miała miejsce podczas parady wojskowej w Moskwie w 1965 roku. podczas 20-letniej produkcji kompleksu znaczną jego część wyeksportowano także do krajów arabskich i trzeciego świata pod oznaczeniem R-300E „AEROFAN". W niektórych państwach (Egipt, Korea Płn., Irak i Iran) podjęto produkcję i modernizację kompleksu. W ten sposób doszło do produkcji kopii R-300 w Korei Północnej pod nazwą „NADONG-1", oraz w Iraku dwóch wersji o zwiększonym zasięgu „AL HUSSAIN" i „AL ABBAS". Kompleks R-300 okazał się w trakcie eksploatacji wysokim stopniem niezawodności i efektywności, stąd podlegał przez długie lata rozwojowi i modernizacji. W połowie lat 60 biuro MAKIJEWA nieprzerwanie pracowało nad udoskonaleniem poszczególnych układów rakiety. Powstały kolejne wersje doświadczalne rakiet charakteryzujące się oddzielaniem głowicy bojowej i zwiększonym zasięgu do 550 km. Innym prototypem rakiety był model wyposażeniu w głowicę bojową wyposażoną w aparaturę aktywnego samonaprowadzania na podczerwień. Według wywiadu zachodniego prowadzono także próby z wersją o znacznie (trzykrotnie) zwiększonym zasięgu dochodzącym do 900 km. Od 1967 roku w CNIIAG (Centralny Naukowo - Badawczy Instytut Automatyki i Hydrauliki) prowadzono próby z doświadczalną elektrooptyczną głowicą samonaprowadzającą się. Pierwszy start R-17 z taką głowicą odbył się 29.0.1979 roku na poligonie Kapustin Jar. Na początku lat 70 rozpoczęto prace nad konwencjonalnymi głowicami typu kasetowego, które przyjęto do uzbrojenia w połowie lat 70. Wiadomym jest, iż opracowano nad

konwencjonalnymi głowicami typu paliwowo - powietrznymi, przeciwbetonowymi oraz kasetowych z subamunicją. Według najnowszych doniesień zestawy R-300 wyposażono w zmodernizowane nowe głowice konwencjonalne dostosowane z zestawów 9K714 „OKA". Głowice te otrzymały prawdopodobnie precyzyjne układy radiolokacyjnego samonaprowadzania, co zabezpiecza wysoką dokładność trafienia (kołowy błąd ±50 m). Na zachodzie wersję tę oznaczono „SCUD-B Mod2". W obecnej sytuacji w wyniku zawarcia i realizacji układu INF dokonano likwidacji wszystkich kompleksów typu „OKA" (9K714); „TEMP-S" (9K76). Tak więc Rosja posiada tylko i wyłącznie starszego typu kompleksy R-300 (9K72), które już ponad 35 lat pełnią nieprzerwanie swą służbę.

Kompleksy rakietowe R-300 wchodziły w skład BROT (Brygad Rakiet Operacyjno - Taktycznych). Każda brygada składała się z trzech dywizjonów ogniowych, każdy po 3 baterie ogniowe. Baterię ogniową tworzyła 1 wyrzutnia 9M117 z rakietą R-17, oraz pojazd transportowo - załadowczy także z rakieta. Każda BROT posiadała w swoim uzbrojeniu: 9 wyrzutni z rakietami R-17, oraz kolejnych 9 rakiet na pojazdach transportowo - załadowczych, które służyły do kolejnego załadowania. Oprócz tego w skład kompleksu wchodziły inne pojazdy obsługi i zabezpieczenia. Samochód transporter głowicy bojowej (ZIŁ-157RE-1); cysterna paliwa (ZIŁ-131), cysterna utleniacza (ZIŁ-157), stacja sprężarkowa typu UKS-400W-147 (9W41); stacja do podgrzewania, instalacji rakiety (9W41) na pojeździe ZIŁ-141KO; pojazd kontroli technicznej, dźwig do przeładowania rakiet 8T-210 (URAŁ-375), wóz dowiązania topograficznego (UAZ-452), stacja meteorologiczna z radiolokatorem (GAZ-66) oraz straż pożarna. W trakcie długoletniej eksploatacji i modernizacji kompleksu uległa zmianie także i organizacja BROT. Zmniejszono ilość baterii w dywizjonie do dwóch, lecz zwiększono ilość wyrzutni w baterii z 1 do 2. Zatem dywizjon posiadał 4 wyrzutnie, a tym samym brygada posiadała 12 wyrzutni. W niektórych krajach UW zorganizowane BROT posiadały inne uproszczone organizacje mające w swym składzie 3 dywizjony, każdy po 2 baterie z 1 wyrzutnią, co dawało w sumie 6 wyrzutni. Nie znane są natomiast struktury organizacyjne innych państw.

W skład kompleksu R-300 wchodziły zasadniczo dwa najważniejsze komponenty tj. wyrzutnia i rakieta. O ile wyrzutnia była elementem pasywnym, tak rakieta typowym środkiem ogniowym przeznaczonym do wykonywania uderzeń na wybrane ważne obiekty przeciwnika rozmieszczone w strefie taktyczno - operacyjnej do głębokości 300 km.

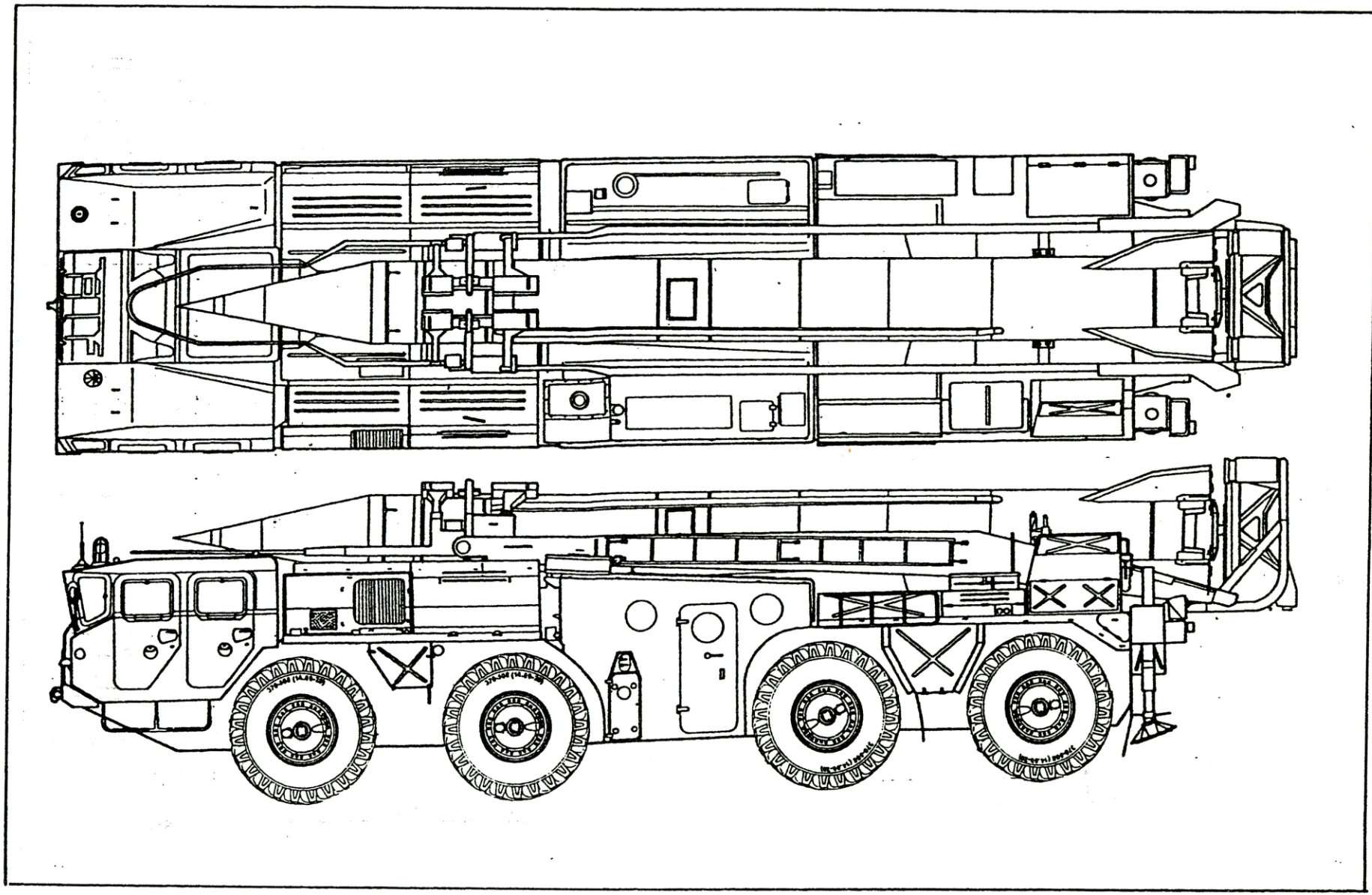
Rakieta R-17 (8K14) przedstawiała sobą jednostopniowy pocisk balistyczny klasy „ziemia-ziemia" kierowany za pomocą układu inercyjnego w nowszych wersjach z korekcją radiolokacyjną w końcowej fazie lotu. Rakieta posiada kadłub o dużym wydłu-

żeniu z zamontowanym silnikiem rakietowym na ciekły materiał pędny. W tylnej części znajdują się cztery symetrycznie rozmieszczone płaszczyzny stabilizatorów oraz przy wylocie dyszy silnika, cztery stery gazodynamiczne. Głowica bojowa rozmieszczona w przedniej części osłonięta aerodynamicznym opływem. Rakieta może przenosić trzy rodzaje głowic bojowych: jądrową 269A o mocy 20 kT i masie 982 kg; chemiczną (gaz V/X) oraz konwencjonalną burzącą lub kasetową o powierzchni rażenia 3-7 ha. W celu zwiększenia skutków rażenia ładunek jądrowy można zwiększyć do mocy 40 oraz 100 kT. Detonację głowicy inicjują dwa układy zapalników oraz system likwidacji rakiety (w razie nieudanego startu i początkowej fazie lotu). Wyrzutnia kołowa przeznaczona jest do transportu i zabezpieczenia startu rakiety R-14. Do startu pocisk podnoszony jest do pozycji pionowej za pomocą specjalnego łoża przez integralny układ hydrauliczny. Załogę wyrzutni stanowi 8 osób, które przewożone są w trzech kabinach. Wyrzutnia 9M117 opracowana przez biuro konstrukcyjne Mińskich Zakładów Ciągników Kołowych. Urządzenia startowe wyrzutni składają się ze specjalnego stołu wyposażonego w cztery podpory punktowe, oraz odbijacze kątowego gazów. Pocisk rakietowy może być odpalany przez załogę z wewnątrz pojazdu wyrzutni lub zdalnie za pomocą pulpitu wynośnego.

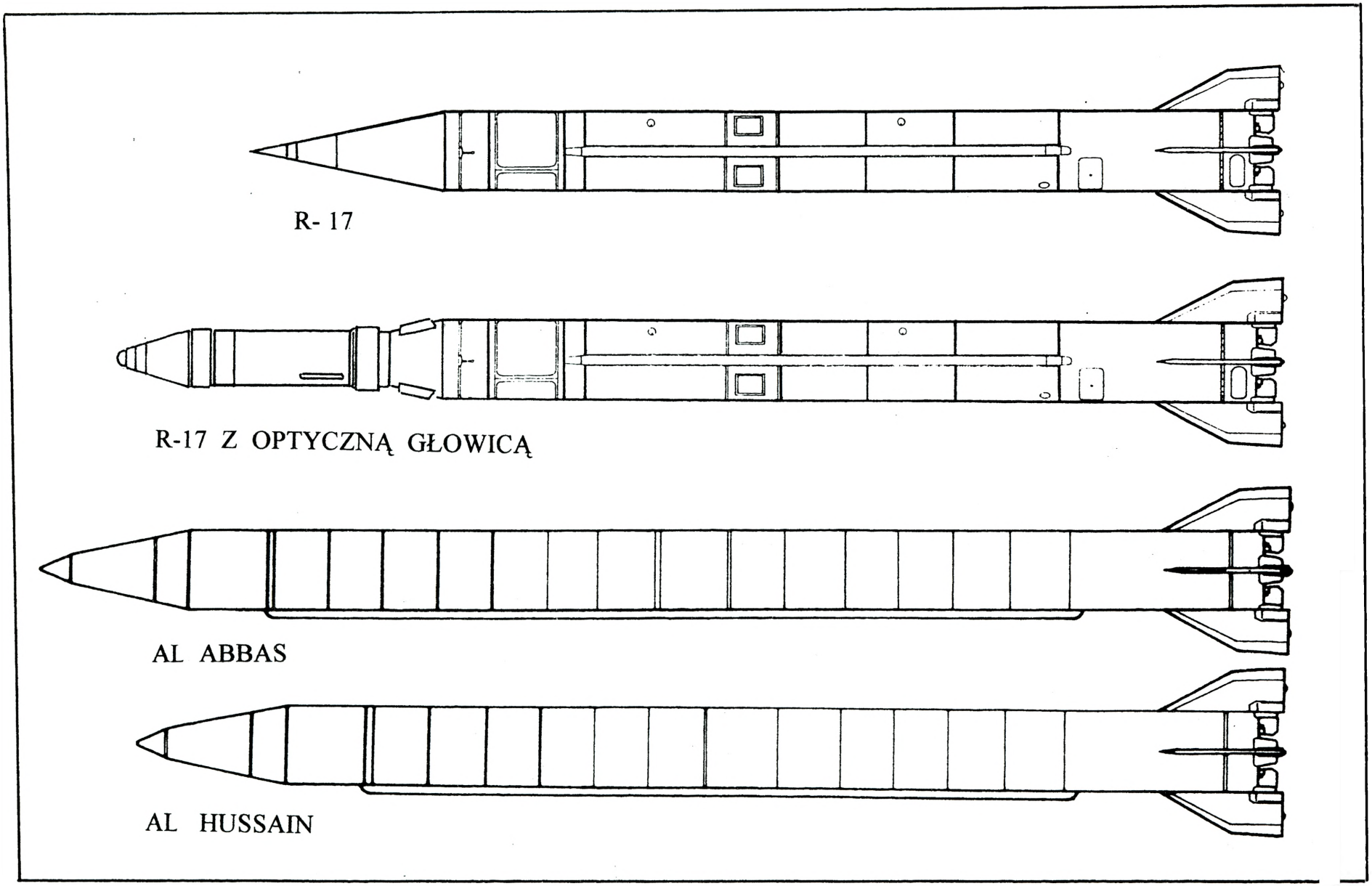
Przygotowania przedstartowe obejmują szereg czynności polegających na sprawdzaniu; kontrolowaniu i uruchamianiu procesów technologicznych startu. Rakieta po starcie rozpędza się do zadanej prędkości, następnie po zakończeniu pracy silnika przechodzi do lotu balistycznego. Czas przebywania wyrzutni na stanowisku startowym wynosi 8-15 minut. Ogółem wyprodukowano prawdopodobnie 2500 sztuk rakiet typu R-17.



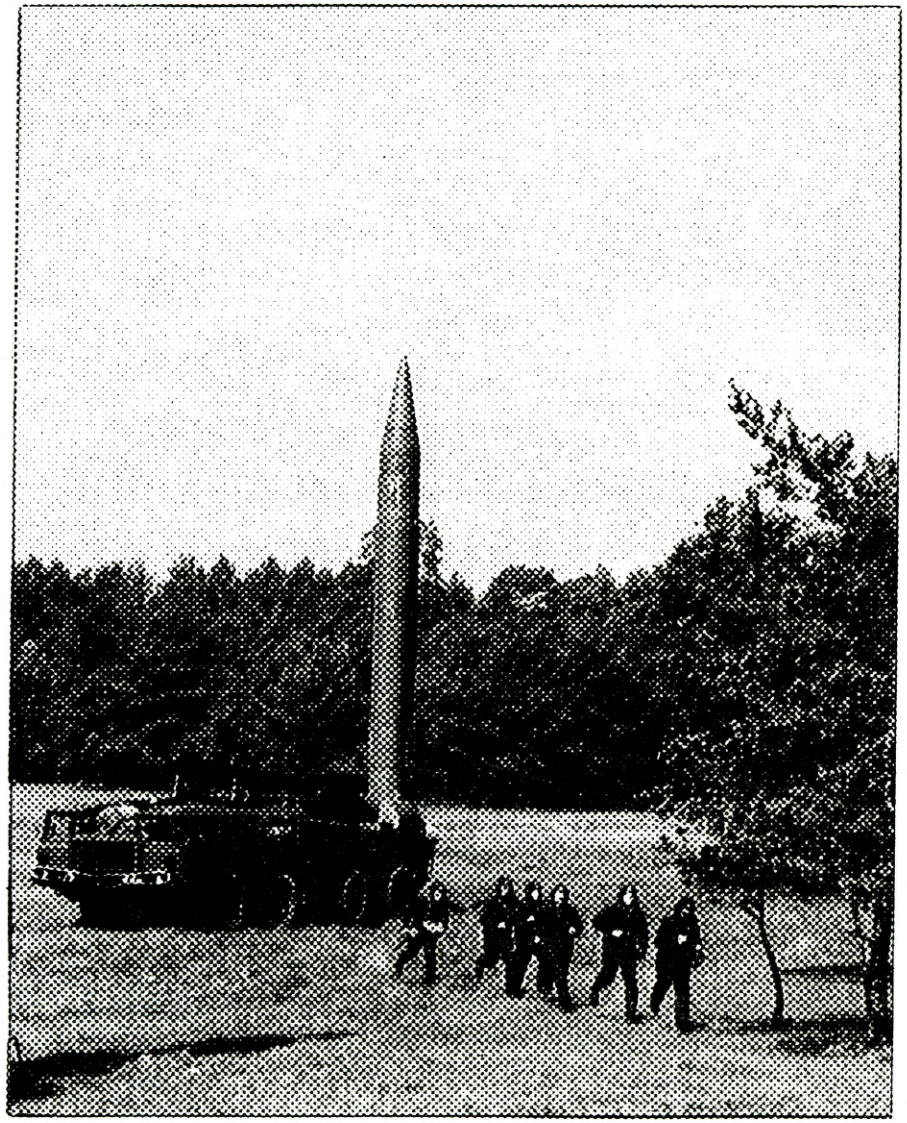
Rys. 66 . Operacyjno - taktyczny kompleks 9K72 ELBRUS / R-300 /

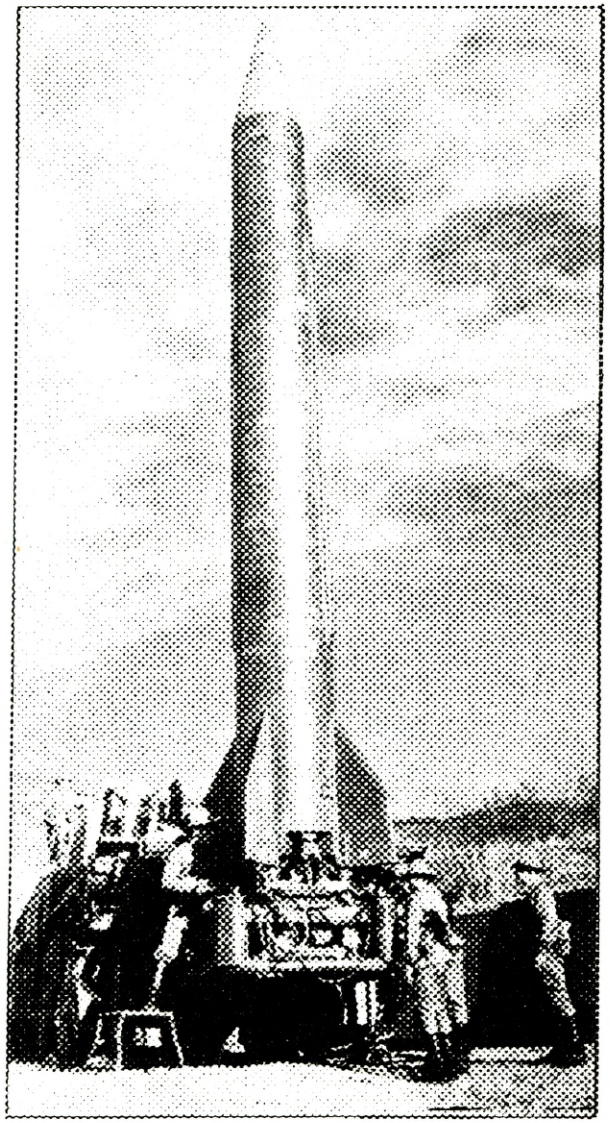


Rys. **67** . Wyrzutnia 9P117 w dwóch rzutach

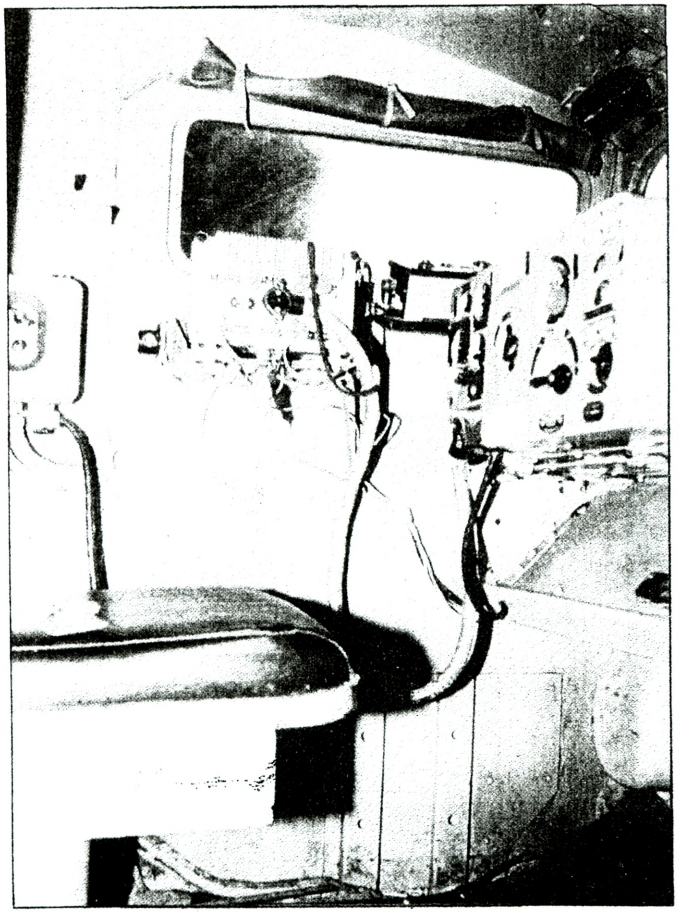


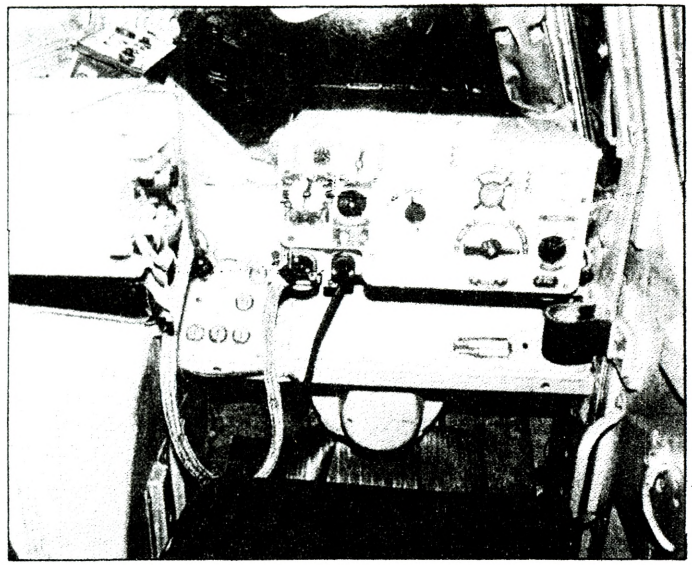
Rys. 68 . Różne wersje rakiet kompleksu R-300 / SCUD /

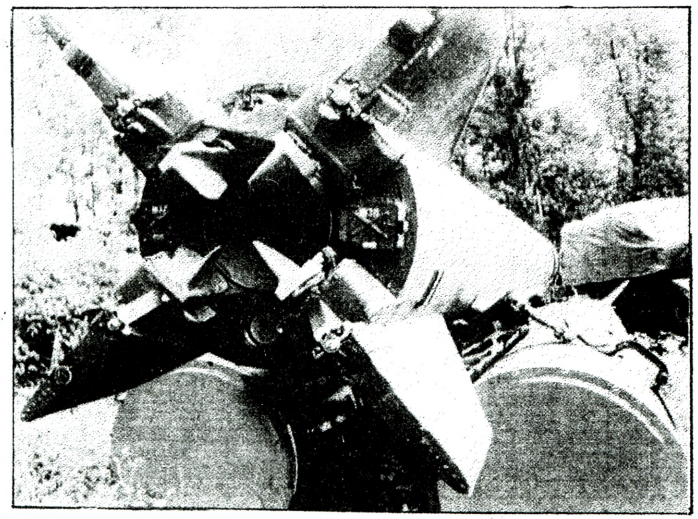




Rys. 69 . Kompleks R-300 na stanowisku startowym



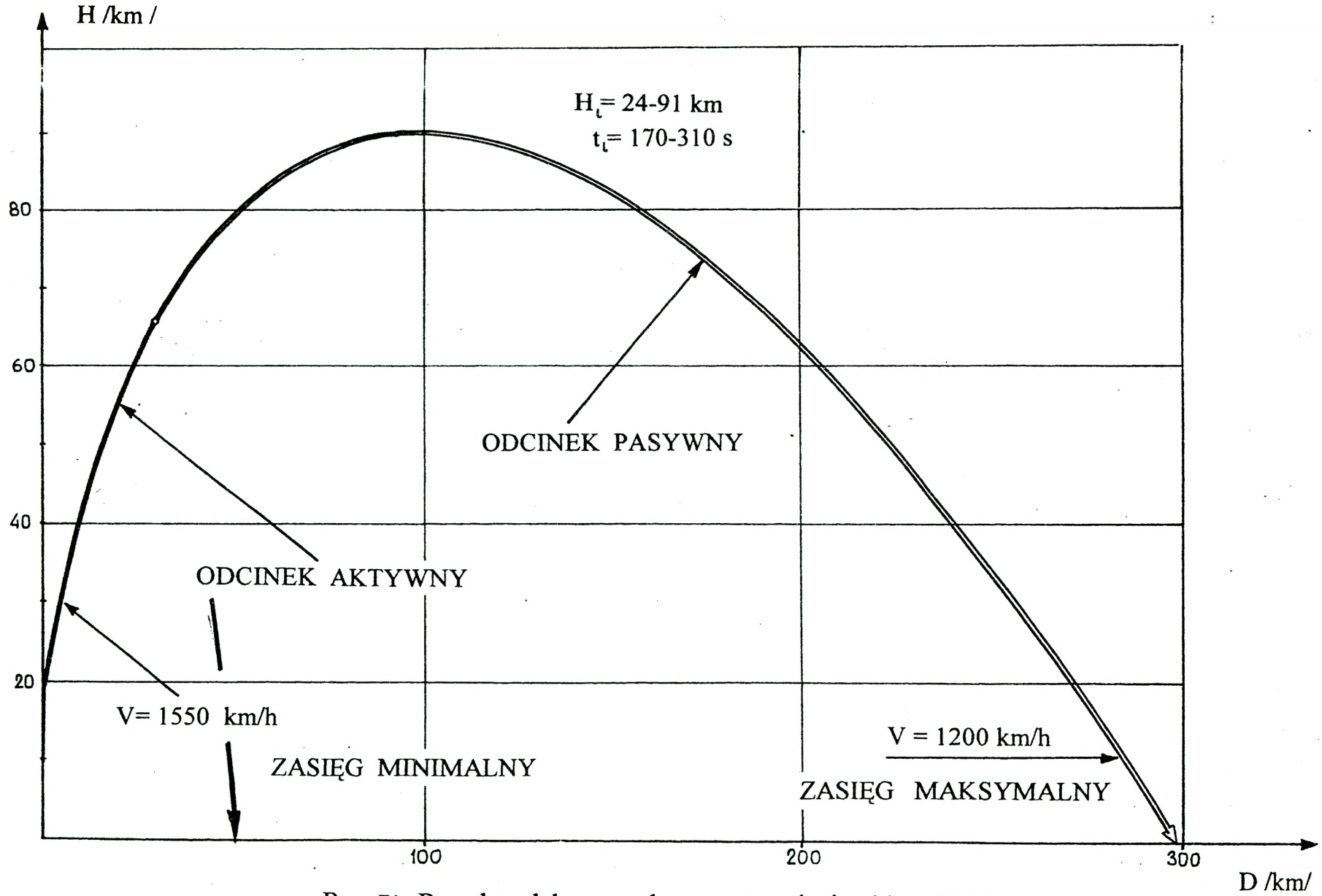




Rys.7o . Szczegóły konstrukcyjne wyrzutni i rakiety kompleksu R-300

DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE KOMPLETU 9K72 „ELBRUS" (R-300)

OZNACZENIE KOMPLEKSU	9K72 (R-300)	ZASIĘG STRZELANIA (km)	
OZNACZENIE USA	SS-1C	MAX	306
OZNACZENIE NATO	SCUD B	MIN	50
OZNACZENIE RAKIETY	8K14	RODZAJE GŁOWIC	JĄDROWA (20,400,100 kT)
OZNACZENIE WYRZUTNI	9P117		KONWENCJONALNA
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	11,164		(KASETOWA)
ROZPIĘTOŚĆ USTRZENIA (m)	1,80		CHEMICZNA
ŚREDNICA RAKIETY (kg)	0,884	MASY GŁOWIC (kg)	
MASA RAKIETY	5950	JĄDROWA	269A (982)
MASA GŁOWICY (kg)	989	KONWENCJONALNA	8F14 (1016)
ILOŚĆ STOPNI RAKIETY	1	CHEMICZNA	8F44 (985)
WYRZUTNIA (POJAZD)	KOŁOWY UAZ-543	DOKŁADNOŚĆ TRAFIENIA (m)	600-800
MASA CAŁEGO KOMPLEKSU	337400	SYSTEM KIEROWANIA	INERCYJNY
(WYRZUTNIA + RAKIETY) (kg)		ZASIĘG JAZDY WYRZUTNI (m)	650
NAPĘD WYRZUTNI	SILNIK DISEL	PRĘDKOŚĆ JAZDY (km/h)	60
MASA PALIWA (kg)	852	OBSŁUGA	6
MASA UTLENIACZA (kg)	2919	CZAS PRZYGOT.DO ODPAL. (min.)	do 15



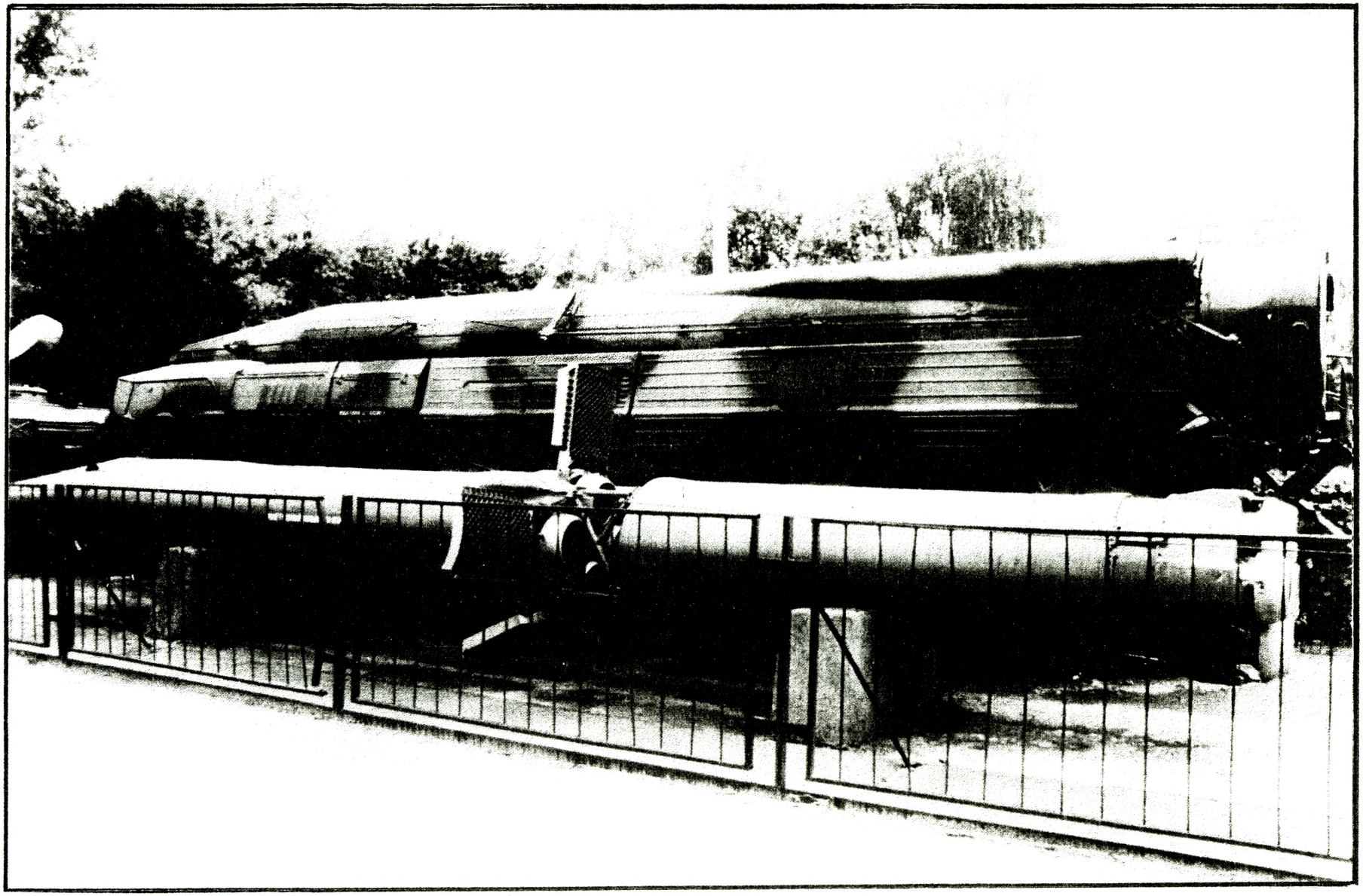
Rys .71 Prawdopodobny tor lotu oraz zasięgi rakiety R-17

FRONTOWY KOMPLEKS RAKIETOWY „TEMPS-S" 9K76 OTR-22 (SS-12 „SCALEBOARD")

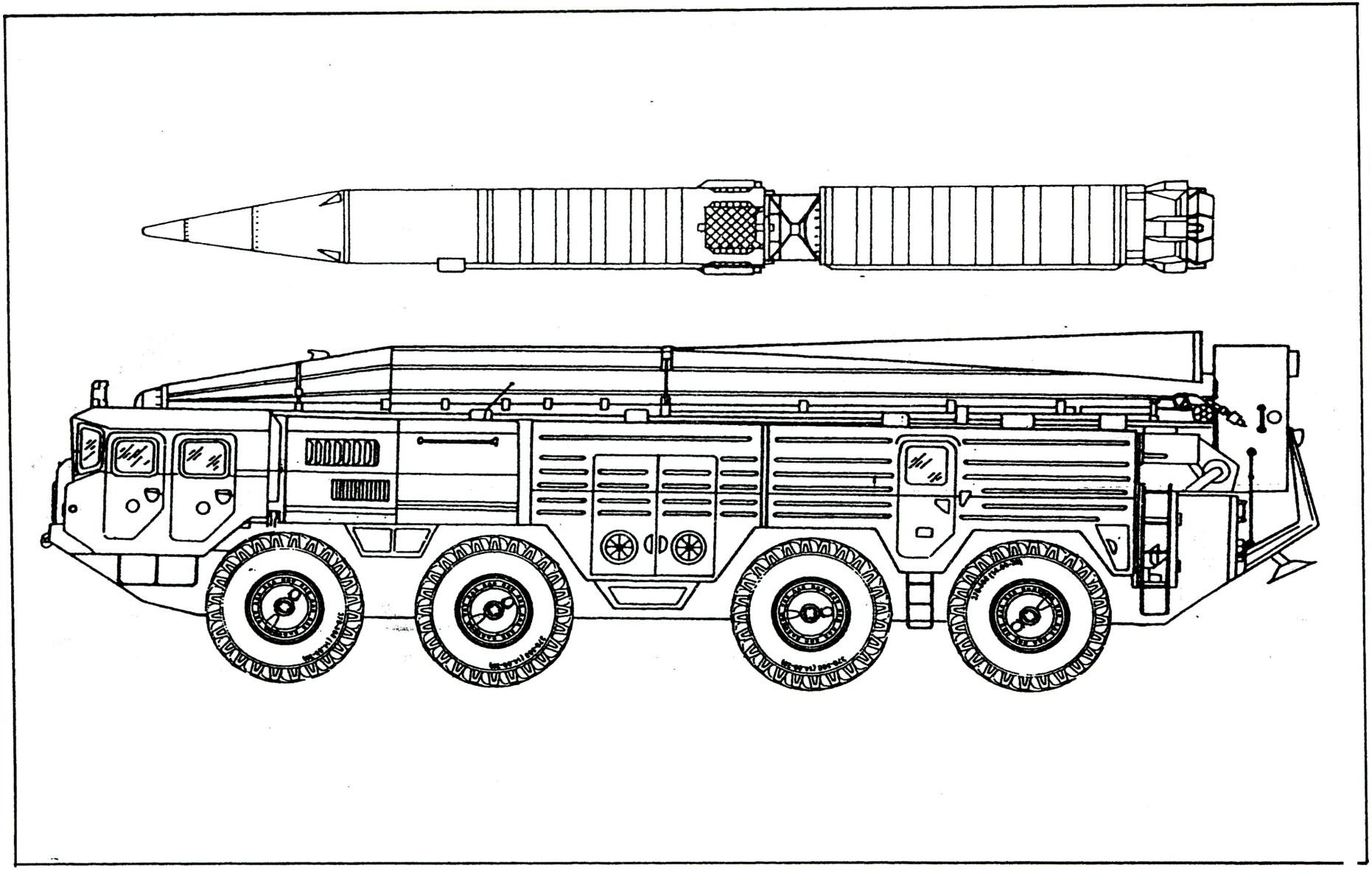
W latach 50 i 60 wojska lądowe ZSRR posiadały kompleksy rakietowe na szczeblu taktycznym (FILIN-3R1, MARS-3R2, ŁUNA 3R9, 3R10) i operacyjno – taktycznym (R-11). Brakowało nowoczesnego kompleksu rakietowego, którym można by było wyposażyć szczebel frontu. Początkowo zadanie to powierzono kompleksom R-11 lecz ich zasięg 170 km - był zbyt krótki. Nowe opracowane przez planistów wojskowych wymagania zakładały wysoką mobilność oraz zasięg rzędu 800-1000 km. W tej sytuacji opracowanie takiego kompleksu zlecono NII-1 już 21.07.1957 roku. Wkrótce instytut przedstawił projekt nowego kompleksu oznaczonego 9K71 „TEMP". Prace nad kompleksem przebiegały dość sprawnie, w 1962 roku przeprowadzono drugi etap prób lotnych. Jednak 16.07.1963 r. ze względu na niezadowalające wyniki prób końcowych - wszelkie prace nad tym kompleksem przerwano. Opracowanie nowej wersji kompleksu powtórnie rozpoczęto na podstawie postanowienia Nr 934-405 z dnia 5.09.1962 roku. W tym celu rozszerzono grono wykonawców o kilka znaczących placówek naukowo - badawczych. Głównym wykonawcą ponownie naznaczono NII-1, natomiast na podwykonawców odpowiednio: systemów kierowania - NII 592; paliwa do silników - NII 125; naziemne oprzyrządowanie - Zakład „BARIKADY". 13 grudnia 1962 roku NII-1 przedstawił projekt wstępny kompleksu, który oznaczono 9K76 „TEMP-S" - jako, że większość rozwiązań konstrukcyjnych było przyjętych, bądź zaadaptowanych z poprzedniego projektu. Nowy kompleks składał się z kilku zasadniczych elementów: wyrzutni, rakiety oraz pojazdu transportowego rakiet. Prace nad kompleksem przebiegały szybko i sprawnie, już 14 marca 1964 roku dokonano pierwszego startu rakiety, które przeleciała odcinek równy 580 km. Podczas kolejnych próbnych odpaleń uzyskano odległość 850 km z uchyleniem po odległości 3,55 km oraz po kierunku - w lewo 3,44 km. Po zakończeniu etapu prób kompleks 9K76 z rakietą 9M76B w 1968 roku decyzją państwowej komisji został przyjęty do uzbrojenia wojsk oraz skierowany do produkcji seryjnej. Produkcję rakiet rozpoczęto w zakładach mechanicznych w WOTKIŃSKU, natomiast pojazdy wyrzutni w zakładzie „BARIKADY" w WOŁGOGRADZIE. Kompleks TEMP-S przeznaczony był do prowadzenia pojedynczych lub zmasowanych uderzeń na ważne obiekty przeciwnika (zgrupowania wojsk, stanowiska wojsk rakietowych, bazy lotnicze, morskie, składy, ośrodki przemysłowe itp.) rozmieszczone w pasie frontu na głębokość do 900 km. W skład

kompleksu wchodziły: mobilna wyrzutnia typu 9P150, której konstrukcję oparto na pojeździe UAZ-543A. Na pojeździe zamontowano urządzenia startowe oraz rakietę 9M97B. Oprócz wyrzutni w skład naziemnego wyposażenia wchodziły pojazdy: do transportu rakiet - 9T215 oraz 9T219 do transportu rakiet w hermetycznym kontenerze; oraz dźwig do przeładunku rakiet typu 9T-35. Rakieta została wykonana w układzie dwustopniowym, każdy stopień napędzany silnikami rakietowymi na stały materiał pędny. Pierwszy stopień - startowy o długości 4,38 m zapewnia rakiecie nadanie zadanej prędkości oraz za pomocą sterów gazodynamicznych nadaje rakiecie zaprogramowany wstępny tor lotu. Drugi stopień kontynuuje dalszy tor lotu jego stabilizację zapewniają cztery ażurowe stery aerodynamiczne. Głowica bojowa mogła być wyposażona w ładunek jądrowy typu: „910" o mocy 0,5 Mt, lub chemiczny typu „TUMAN". System kierowania w postaci układu inercyjnego z żyroskopową platformą, zapewniał dokładność trafienia ±3000 m. Pierwsze seryjne kompleksy weszły do uzbrojenia wojsk lądowych w 1966 roku. Kompleksy 9K76 „TEMPS-S" były zorganizowane we frontowe brygady rakiet, każde w składzie 12-18 wyrzutni. Ogółem było wyprodukowanych 135 wyrzutni, z których 131 było rozwiniętych, a 4 składowanych w magazynach. 131 wyrzutni było na uzbrojeniu wojsk w części europejskiej, z czego 33 wyrzutnie (dwie brygady) w NRD; 24 wyrzutnie w Czechosłowacji oraz 57 (trzy brygady) rozmieszczono w ZSRR, 17 wyrzutni (1 brygada) w stanie nierozwiniętym. Dla ukompletowania 131 wyrzutni Wotińskie Zakłady wyprodukowały 726 rakiet z czego rozwiniętych było 220, a w magazynach dalsze 506 egzemplarzy.

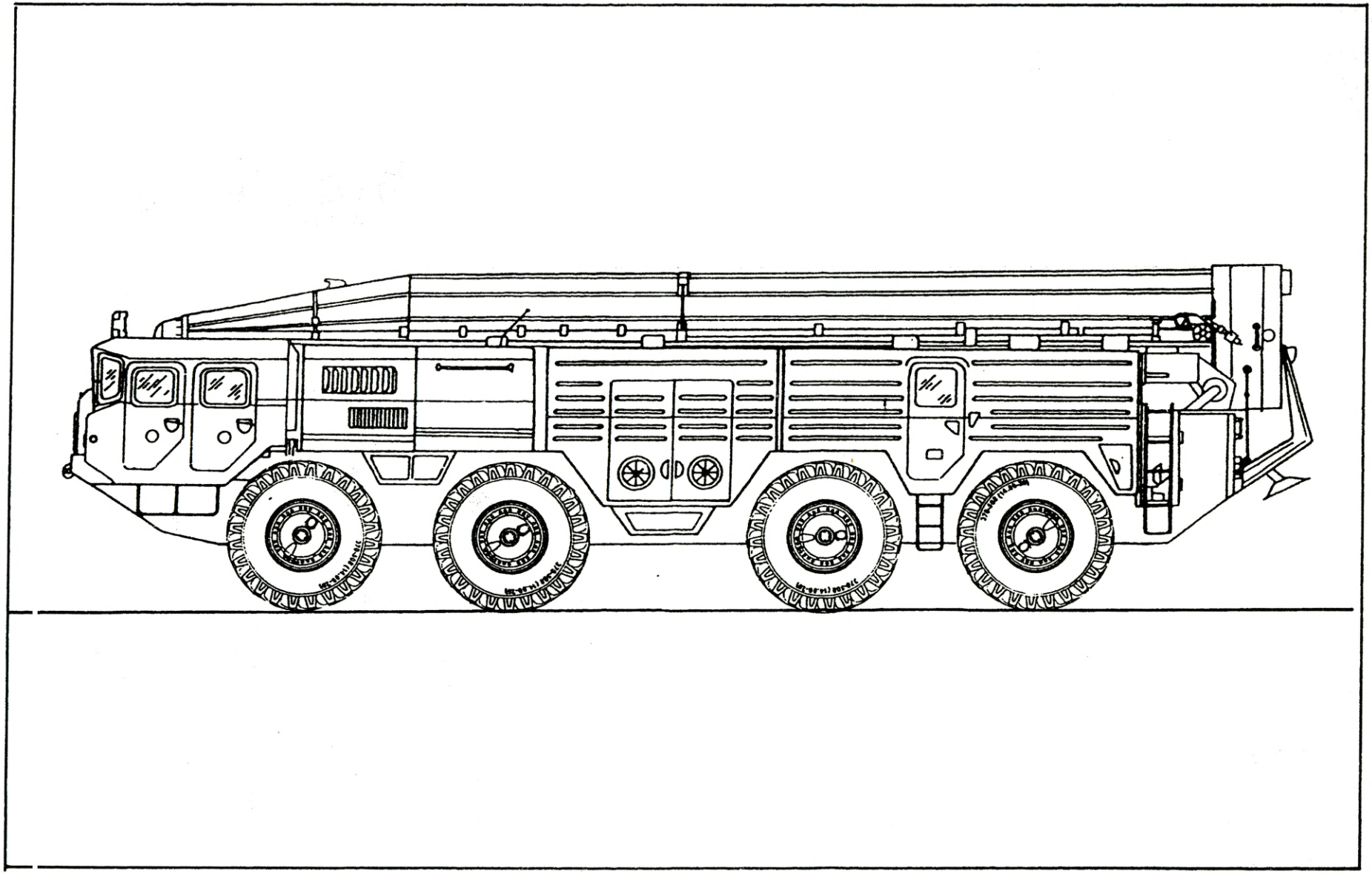
W 1985 roku ZSRR i USA podpisały „Układ o eliminacji rakiet średniego i krótszego zasięgu" tzw. Układ INF na mocy, którego przewidywano zniszczenie oraz zakaz produkcji amerykańskich i rosyjskich kompleksów rakietowych o zasięgu od 500 do 5000 km. Układ wszedł w życie 1.06.1986 roku. ZSRR w ciągu 1990 roku wycofał wszystkie podlegające INF rakiety do kraju i rozpoczął niszczenie kompleksów: SS-12 (9M76 „TEMP-S"); SS-23 (9M714 „OKA") oraz pozostałości SS-4 (R-12 „DWINA") i SS-20 (RSD-10 „PIONIER"). Ogółem zniszczono 237 wyrzutni i 926 rakiet krótszego zasięgu oraz 608 wyrzutni i 826 rakiet średniego zasięgu. W wyniku tego układu ZSRR został pozbawiony kompleksów rakietowych szczebla frontu i armii, pozostały tylko i wyłącznie kompleksu R-300, które ze względu na swój wiek wymagały natychmiastowej modernizacji zastąpienia nowszą konstrukcją.



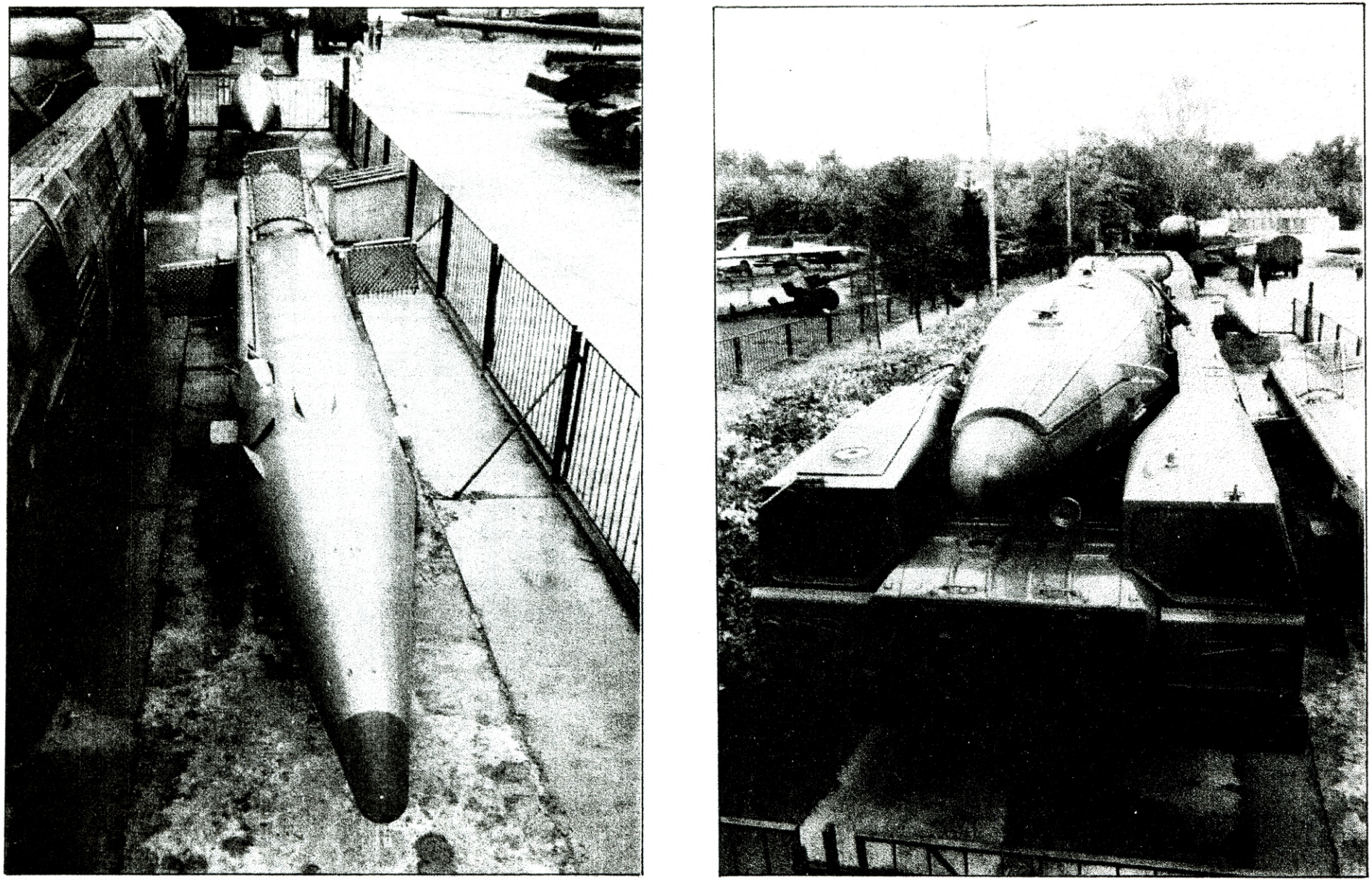
Rys. 72 . Ogólny widok wyrzutni i rakiety kompleksu 9K76 TEMP-S



Rys. 73 . Rzut boczny kompleksu 9K76 TEMP-S



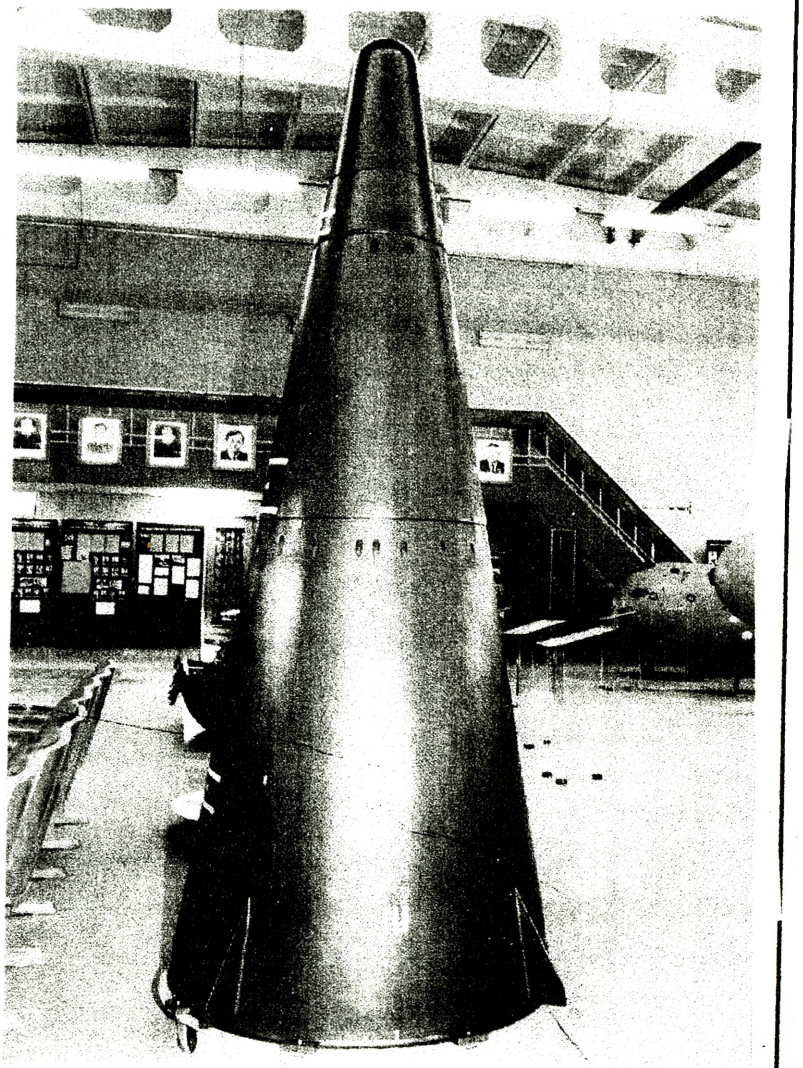
Rys. 74 . Rzut boczny pojazdu transportowego 9T219 kompleksu TEMP-S



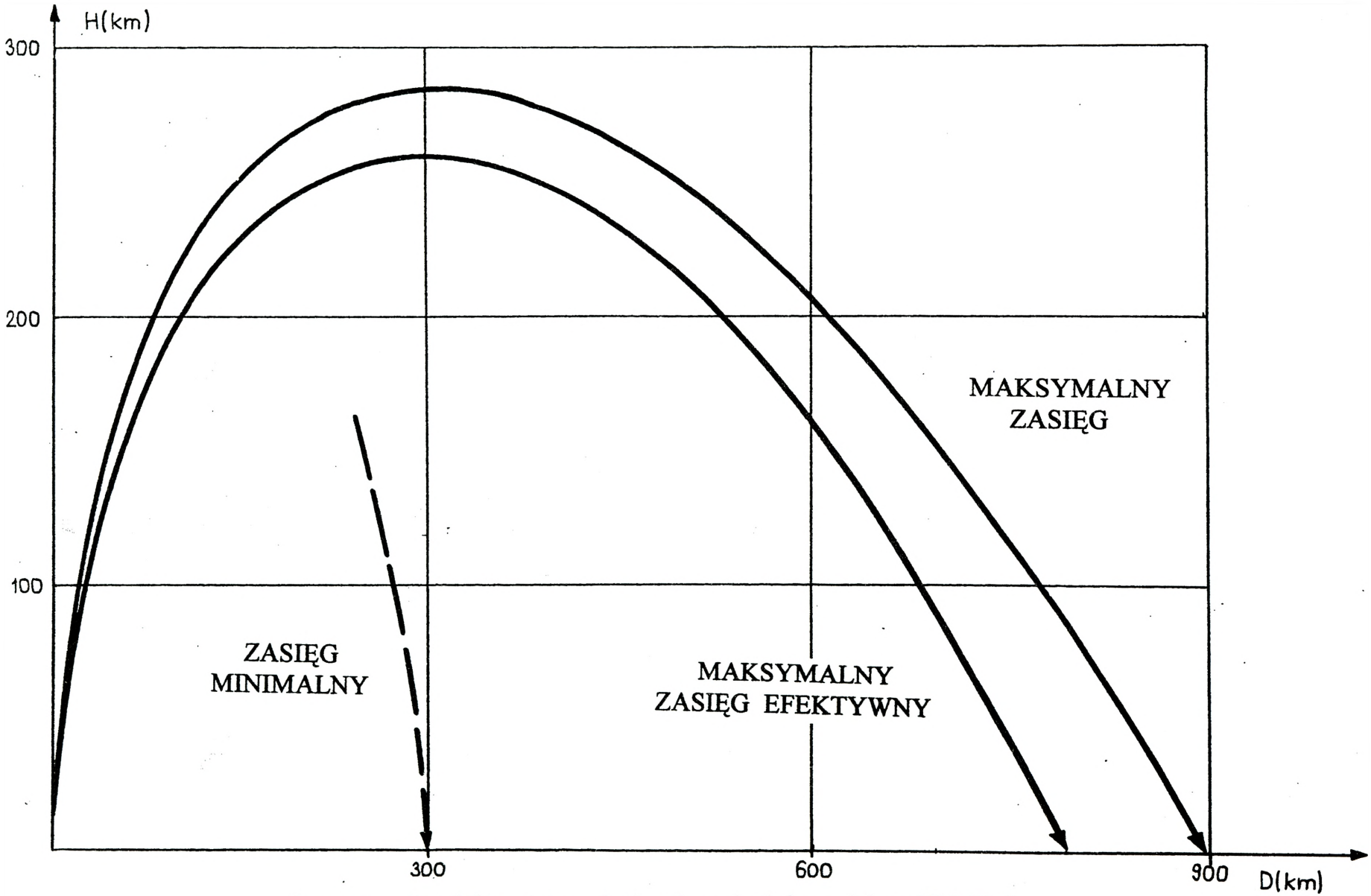
Rys . 75 . Z lewej rakieta , z prawej wyrzutnia zestawu TEMP-S

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE KOMPLEKSU FRONTOWEGO 9K76 „TEMP-S"

OZNACZENIE KOMPLEKSU	9K76 „TEMP-S" OTR-22
OZNACZENIE USA	SS-12B
OZNACZENIE NATO	„SCALEBOARD B"
OZNACZENIE RAKIETY	9M76B
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	12,380
DŁUGOŚĆ I STOPNIA (m)	4,38
DŁUGOŚĆ II STOPNIA (m)	5,37
MASA RAKIETY (kg)	9300
ŚREDNICA KORPUSU (m)	1,010
MASA PALIWA (kg)	6880
MASA GŁOWICY (kg)	530
MASA SYST. KIER. (kg)	200
ZASIĘG RAKIETY	
MAKSYMALNY (km)	900
MINIMALNY (km)	300
RODZAJ GŁOWICY	JĄDROWA, CHEM., KONW.



Rys . 76 . Podstawowe dane taktyczno – techniczne , oraz głowica jądrowa zestawu TEMP-S



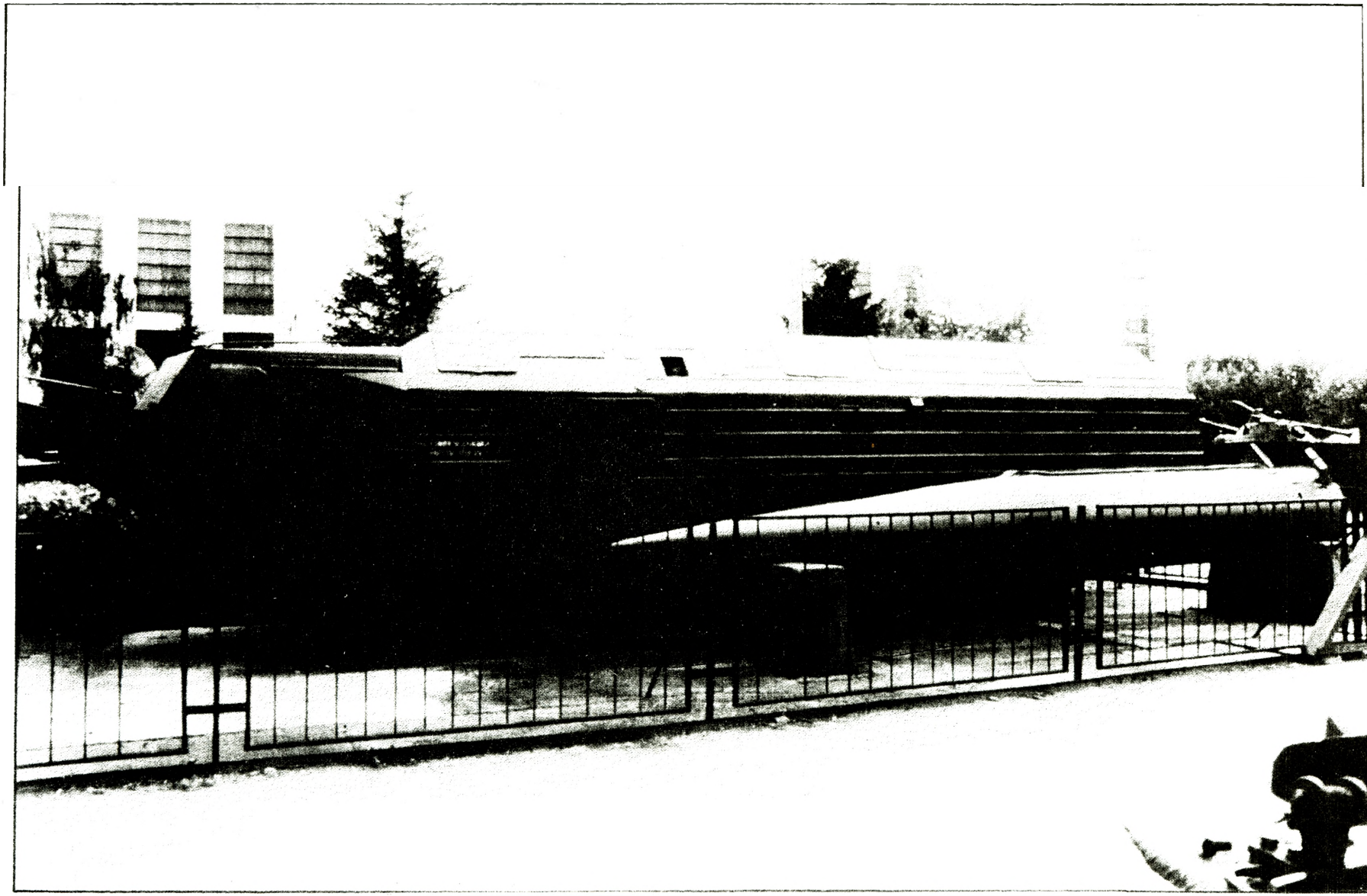
Rys. 77 . Przybliżone tory lotów i zasięgi kompleksu TEMP-S

OPERACYJNO - TAKTYCZNY KOMPLEKS RAKIETOWY 9K714 „OKA" OTR-23 (SS-23 „SPIDER")

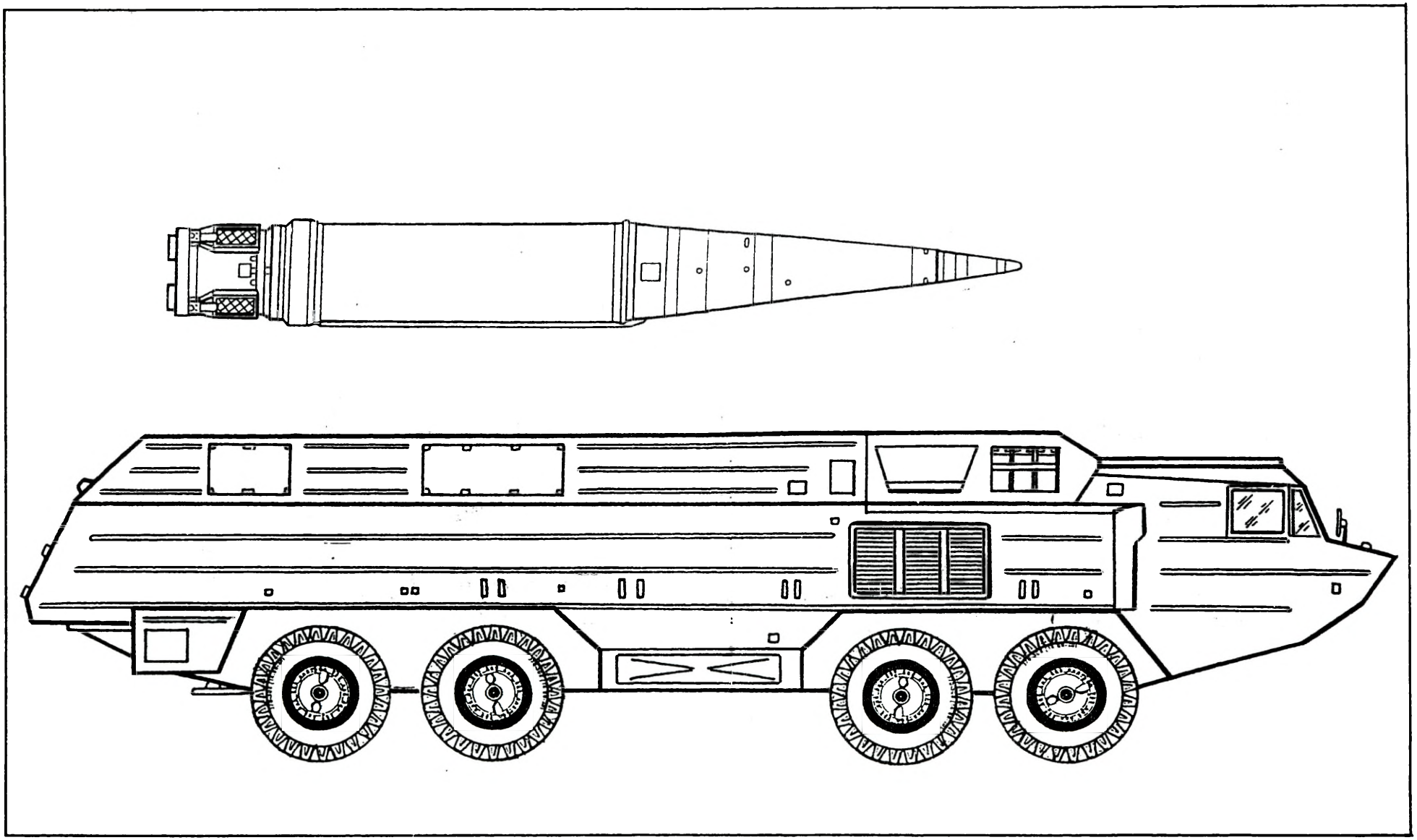
W połowie lat 70 zapadła decyzja o przystąpieniu do opracowania następcy kompleksu R-300 „ELBRUS". Do zlecenia wykonania tego zadania wyznaczono KB MASZINOSTROJENIA z KOŁOMNY, którym kierował S. NIEPOBIEDIMY. Projekt wstępny kompleksu przedstawiono do zatwierdzenia w 1976 roku, po czym rozpoczęto budowę prototypów. Kompleks wstępnie oznaczono 9K714 „OKA" oraz przyjął roboczą nazwę R-400 pochodzącą od zasięgu. Próby i testy prototypów trwały do 1980 roku, po których państwowa komisja rekomendowała kompleks do uzbrojenia wojsk oraz do produkcji seryjnej. Pierwsze kompleksy wprowadzono do uzbrojenia już w 1980 r. i wprowadzono w miejsce wysłużonych R-300 „ELBRUS". Kompleks składał się z dwóch zasadniczych elementów tj. samobieżnej wyrzutni opartej na podwoziu pojazdu OSNOWA oraz jednostopniowej rakiety 9M714 napędzanej silnikiem na stały materiał pędny. Zapasowe rakiety przewożono na takim samym pojeździe jak wyrzutnia. Kompleksy rakietowe zorganizowane były w brygady szczebla armijnego. W latach osiemdziesiątych było wyprodukowanych 102 wyrzutni w Pietropawłowskich Zakładach Ciężkich Maszyn, oraz 200 rakiet w Wotińskich Zakładach Mechanicznych. Z w/w kompleksów sformowano BROT, które rozmieszczono w NRD (PGW-AR 16 wyrzutni z 53 rakietami), oraz na terytorium ZSRR cztery brygady - 66 wyrzutni z 114 rakietami. Poza wojskami operacyjnymi (w magazynach, ośrodkach szkoleniowych pozostawało 20 wyrzutni z 33 rakietami. Kompleks 9 K417 „OKA" przeznaczony był do wykonywania pojedynczych uderzeń lub w ramach zmasowanego porażenia ogniowego ważniejszych celów przeciwnika w pasie działań związku operacyjnego (armii) na głębokość do 400 km. Kompleks składał się z wysokomanewrowej wyrzutni 9P71 zbudowanej na bazie czteroosiowego transportera OSNOWA ob.6950 (BAZ 6909). Napęd wyrzutni stanowi silnik dislowski typu UTD25 o mocy 400 kM. Wyrzutnia mieści w sobie rakietę wraz z urządzeniami startowymi zabezpieczającymi transport i start rakiety. Rakieta typu 9M714 wykonana w klasycznym jednostopniowym układzie wyposażona w silnik rakietowy na stały materiał pędny. Technologicznie składa się z dwóch części: zasadniczej stanowiącej korpus rakiety i głowicy o dużym wydłużeniu w kształcie stożkowym. W tylnej części korpusu rakiety rozmieszczono cztery stabilizatory ażurowe rozkładane z chwilą startu. Układ kierowania inercyjny wspomagany w końcowym odcinku lotu samonaprowadzaniem radiolokacyjnym. Głowi-

ca rakiety wyposażona w ładunek jądrowy, chemiczny lub konwencjonalny o masie 450 kg. Kołowy błąd trafienia wynosił ± 700 m (niektóre materiały podają ± 30 m). W połowie lat 80 nieznaczną liczbę kompleksów OKA sprzedano poza granice ZSRR - do niektórych krajów UW. Jednakże na mocy układu INF w końcu lat 80 zniszczono wszystkie wyrzutnie i rakiety kompleksu 9M714 „OKA". W ten sposób Siły Zbrojne FR na początku lat 90 posiadały w swoim uzbrojeniu tylko stare kompleksy R-300, które w międzyczasie kilkakrotnie modernizowano. Aby zaradzić tej niekorzystnej sytuacji postanowiono szybko zbudować nowy kompleks, który przejąłby zadania R-300. Pracując nad nowym kompleksem konstruktorzy wykorzystali dużo elementów jak i rozwiązań konstrukcyjnych z „OKI". Amerykański wywiad po rozpoznaniu tego faktu nadał nowej konstrukcji oznaczenie SS-X-26. W końcu 1995r. (październik) Rosjanie przeprowadzili próby nowego kompleksu. Do pocisku opracowano kilka rodzajów głowic bojowych: kasetową, z ładunkiem paliwowo - powietrznym, do niszczenia obiektów umocnionych (SD, węzłów łączności, schronów itp.) i wytwarzającą impuls elektromagnetyczny do obezwładniania urządzeń radiolokacyjnych i środków łączności. Pocisk rakietowy przewożony jest na transporterze kołowym BAZ-6909. Sterowanie rakietą odbywa się za pomocą wybranej opcji, np. radiolokatora pracującego na fali milimetrowej, urządzeń nawigacji satelitarnej lub unowocześnionych urządzeń bezwładnościowych. Mogą być też zastosowane kombinacje tych rozwiązań. Dodatkowo w celu utrudnienia przechwycenia rakiety przez środki obrony przeciwrakietowej, w końcowej fazie lotu wykonuje manewr. Rakieta posiada masę startową około 4600 kg, głowica bojowa o masie 415-700 kg. Nowe kompleksy zastąpią w rosyjskich wojskach lądowych przestarzałe R-300 (SS-1C SCUD-B) oraz będą przeznaczone na eksport, głównie do krajów posiadających w uzbrojeniu pociski balistyczne b. ZSRR. Przewiduje się, że nowe kompleksy SS-X-26 zostaną wprowadzone do uzbrojenia wojsk jeszcze przed końcem wieku.

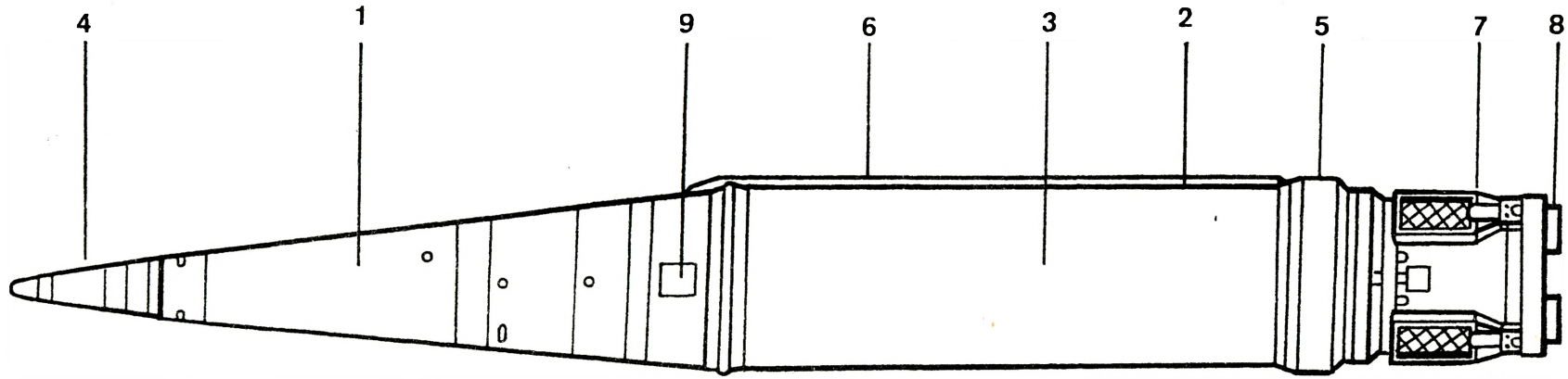
Nowy system w przeciwieństwie do „OKI" jest przeznaczony przede wszystkim do przeprowadzenia precyzyjnych uderzeń konwencjonalnych na głębokość do 500 km.



Rys .78 Kompleks 9K714 OKA jako eksponat muzealny



Rys. 79 . Rzut boczny wyrzutni i rakiety kompleksu 9K714 OKA



0 1m

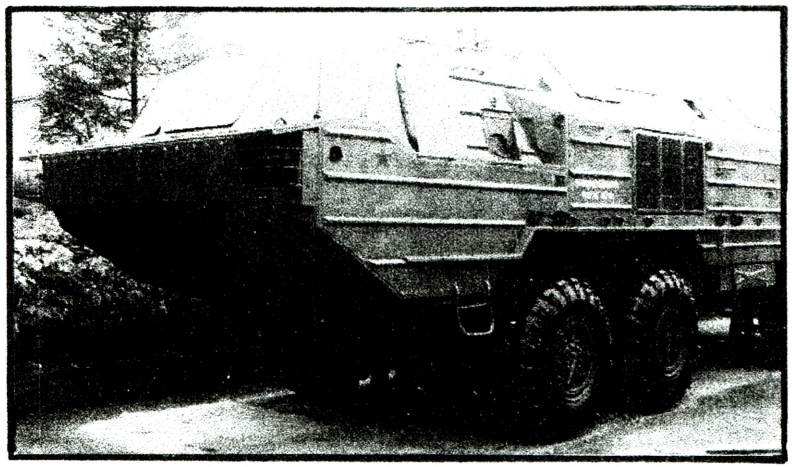
1. GŁOWICA BOJOWA
2. KORPUS RAKIETY
3. SILNIK RAKIETOWY
4. ZAPALNIK
5. PIERŚCIENIE WZMACNIAJĄCE
6. OSŁONA PRZEWODÓW
7. AŻUROWE STERY AERO DYNAMICZNE
8. DYSZE SILNIKA
9. LUK TECHNICZNY

Rys. 80. Schemat ogólnej budowy rakiety 9M79

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE KOMPLEKSU 9K714 „OKA”

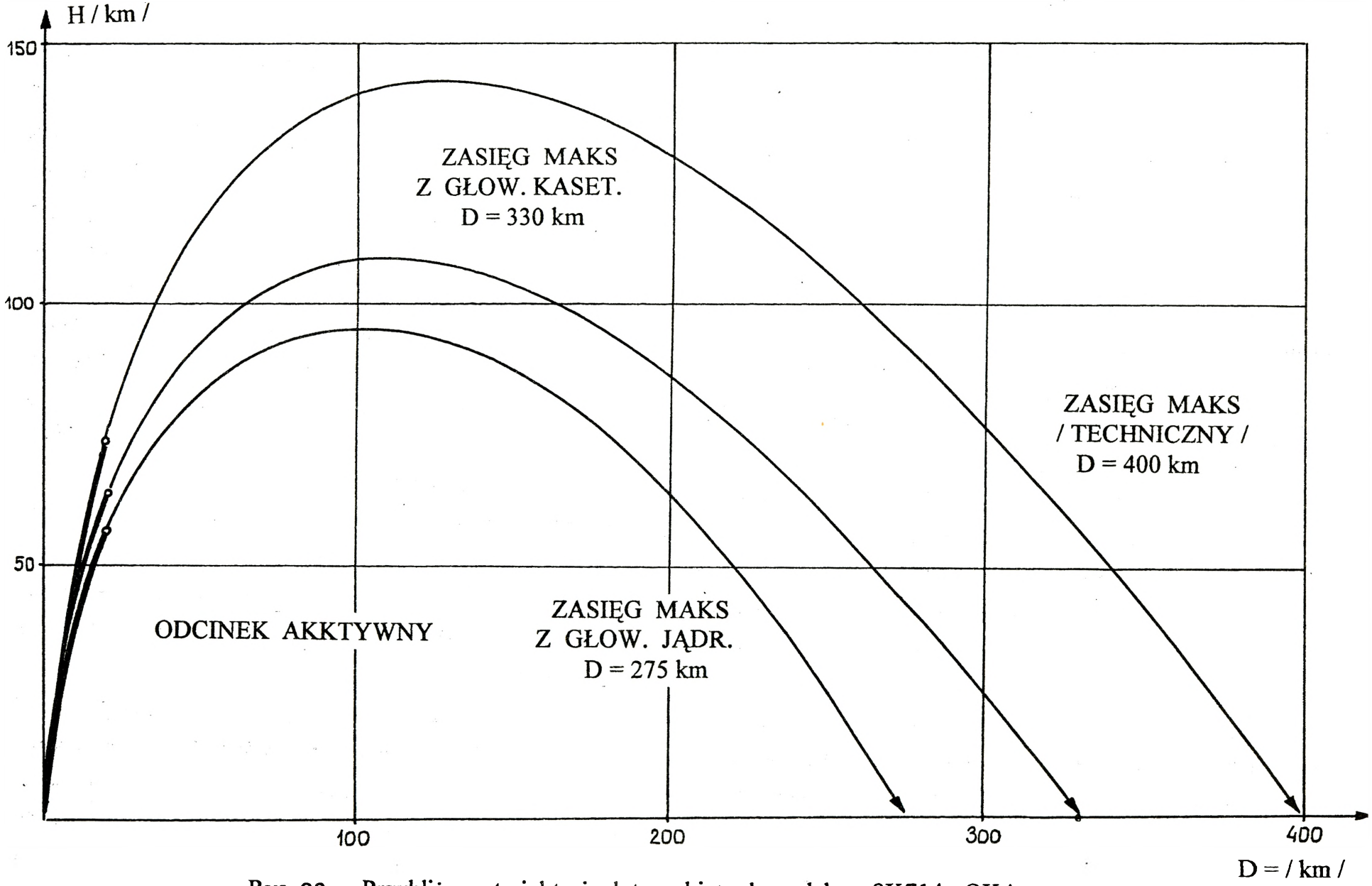
OZNACZENIE KOMPLEKSU	9K714 (OTR-23)
OZNACZENIE USA	SS-23
OZNACZENIE NATO	„SPIDER”
OZNACZENIE RAKIETY	9M714
OZNACZENIE WYRZUTNI	9P71
DŁUGOŚĆ RAKIETY (mm)	7,520
ŚREDNICA RAKIETY (m)	0,920
ILOŚĆ STOPNI (liczba)	1
MASA RAKIETY (kg)	4500
MASA GŁOWICY (kg)	450 lub 265
RODZAJ GŁOWICY:	KONWEN. (KASET)
MOC (kT)	JĄDROWA (20, 300, 500)

ZASIĘG STRZELANIA	
MAKSYMALNY (km)	400
MINIMALNY (km)	
BŁĄD TRAFIENIA (m)	700 (15)
SYSTEM KIEROWANIA	INERCYJNY+RLOK.
WYRZUTNIA RODZAJ	KOŁOWA
TYP WYRZUTNI	BAZ 6909
DŁUGOŚĆ WYRZUTNI (m)	11,76
SZEROKOŚĆ WYRZUTNI (m)	3,13
MASA WYRZUTNI (T)	24,07





Rys . 81 . Pierwsza partia rakiet 9M714 przygotowanych do zniszczenia w ramach układu INF

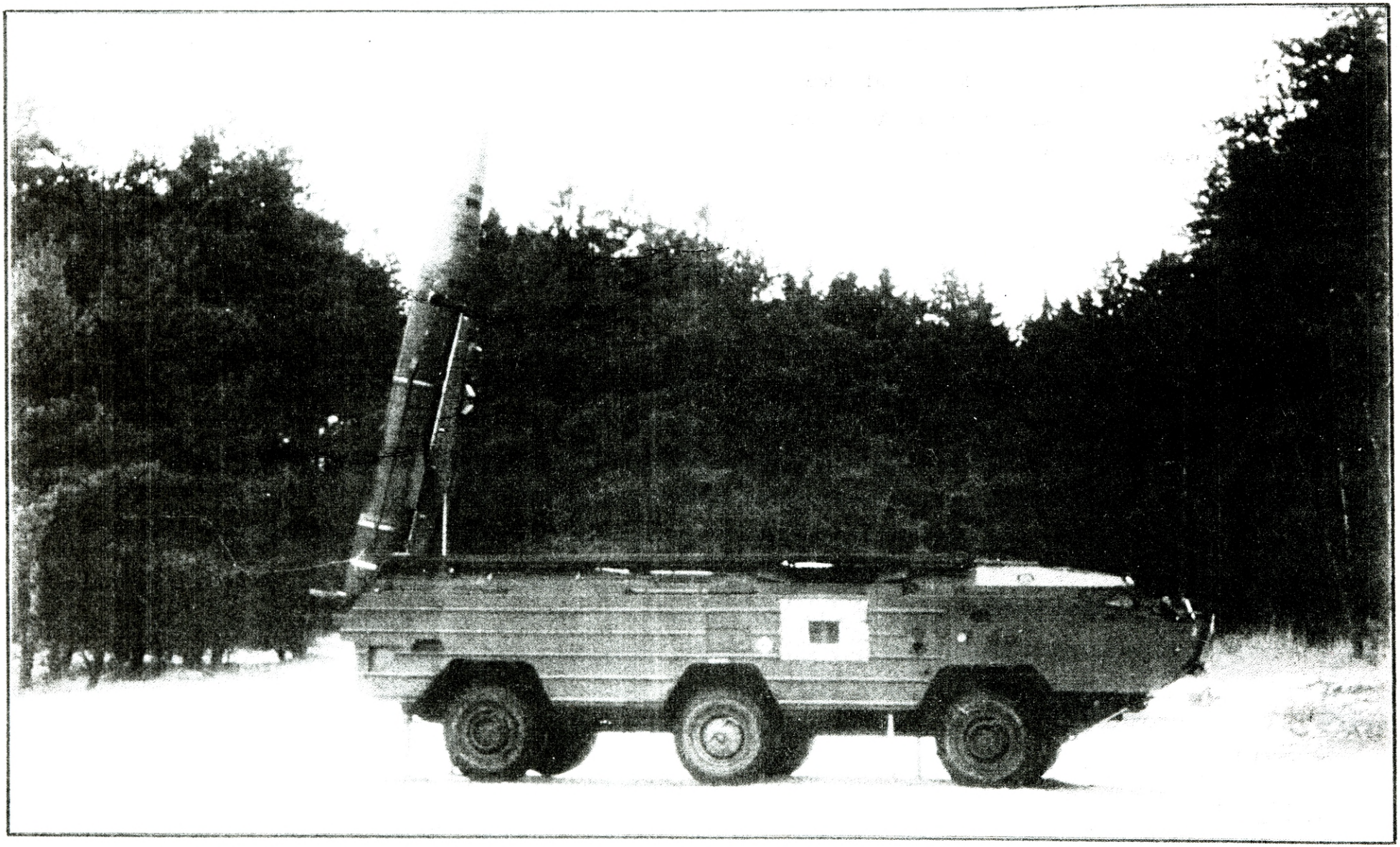


Rys. 82 . Przybliżona trajektoria lotu rakiety kompleksu 9K714 OKA

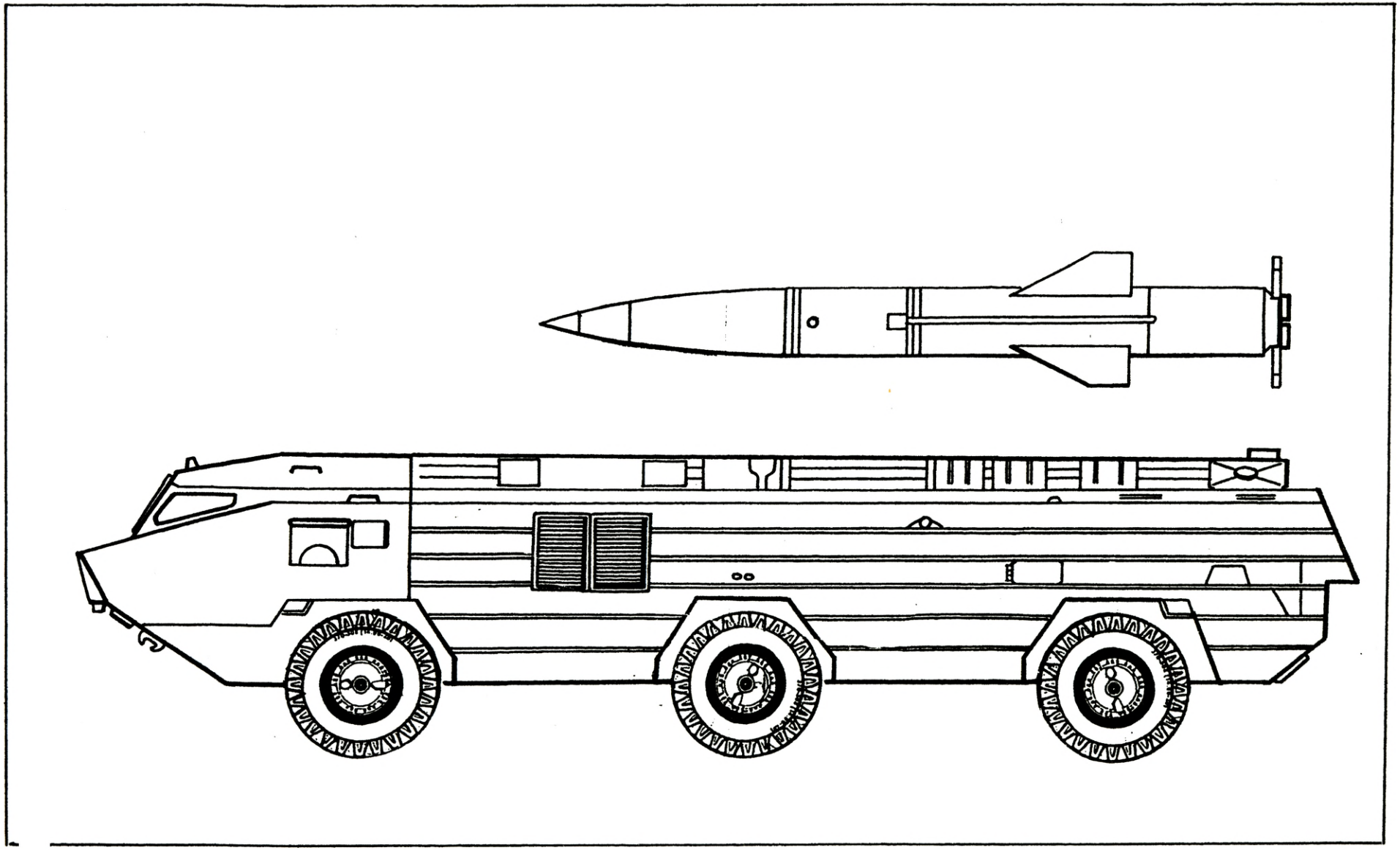
TAKTYCZNY KOMPLEKS RAKIETOWY 9K79 „TOCZKA" OTR-21 (SS-21 „SCARAB")

Na początku lat 70 w Kołomnie konstruktorskie biuro kierowane przez S. NIEPOBIEDIMEGO przystąpiło do opracowania nowego taktycznego kompleksu rakietowego mającego zastąpić R-70 (ŁUNĘ-M). Opracowany projekt przedstawiał sobą mobilną kołową wyrzutnię oraz rakietę nowej generacji o zwiększonej dokładności trafienia. Projekt oznaczono kryptonimem 9K79 „TOCZKA", oraz przez zachodnich analityków SS-21 „SCARAB-A". Po przeprowadzeniu serii prób lotnych kompleks w 1976 roku przyjęto decyzję komisji państwowej do uzbrojenia wojsk. Po wyprodukowaniu wstępnej partii produkcję wstrzymano ze względu na wprowadzenie kolejnej ulepszonej wersji pod oznaczeniem 9K79-1F „TOCZKA-U". Nowa wersja różnią się od poprzedniej znacznie lepszymi parametrami taktyczno - technicznymi zwłaszcza zwiększonym zasięgiem, rozszerzonym asortymentem głowic bojowych, oraz zwiększoną precyzją rażenia. Kilkuletni okres prób i testów spowodował, iż pierwsze kompleksy 9K-791F „TOCZKA-U" weszły do uzbrojenia w końcu lat 80. Pierwszy publiczny pokaz kompleksu odbył się dopiero w 1993 roku. Kompleksy „TOCZKA" i „TOCZKA-U" weszły do uzbrojenia na szczeblu dywizji w miejsce starszych modeli „ŁUNA-M" (R-70). Organizacyjnie tworzyły dywizjony rakiet taktycznych w ilości 4 wyrzutni. W 1988 roku było rozwiniętych około 140 wyrzutni z 780 rakietami. W międzyczasie kompleks ten został rekomendowany do przezbrojenia wojsk UW. Kompleksy „TOCZKA" zakupiły także kraje jak: NRD, POLSKA, CZECHOSŁOWACJA, WĘGRY oraz niektóre kraje arabskie i trzeciego świata. W skład kompleksu wchodzi kilka zasadniczych elementów takich jak: samobieżna wyrzutnia 9P129M-1, rakieta jednostopniowa 9M79-1F; samochód transportowo - załadowczy 9T218-1; samochód transportowy z dwoma rakietami przechowywanymi w hermetycznych kontenerach (ZIŁ-131W); stacja kontrolno - pomiarowa na samochodzie ZIŁ-131W, oraz stacja technicznych obsług (ZIŁ-131W). W celu szkolenia załóg zbudowano specjalny trenszer - imitator do prowadzenia treningów. O wysokich parametrach kompleksu TOCZKA-U niech świadczy fakt, iż podczas wystawy uzbrojenia w ABU-DABI na sześć startów, na odległości 56 km, średnia odchylenia od centrum celu wynosiła 15 m. Wyrzutnię zamontowano na bazie trzyosiowego transportera kołowego typu BAZ 5921 produkowanego przez Briańskie Zakłady Ciągników Kołowych. Pojazdy te charakteryzują się dużą manewrowością na lądzie i wodzie. Obsługę wyrzutni stanowi załoga składająca się

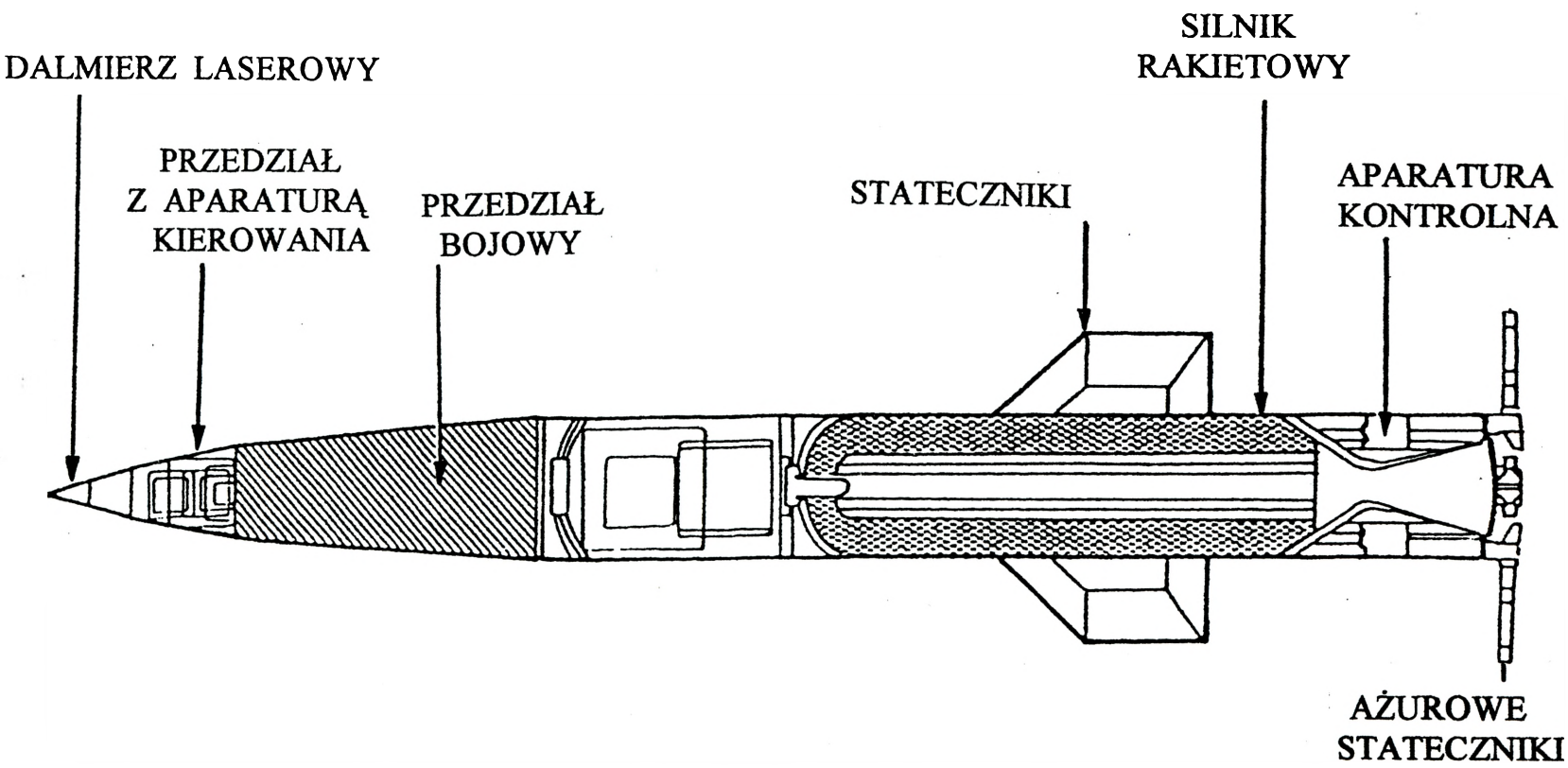
tylko z trzech żołnierzy, maksymalny zasięg jazdy wyrzutni wynosi 650 km, przy prędkości jazdy 60 km/h. Rakieta wraz z urządzeniami wyrzutni zamontowana jest wewnątrz pojazdu, przykryta z góry specjalnymi osłonami chroniącymi rakietę przed wpływem niekorzystnych warunków atmosferycznych oraz odłamkami środków bojowych. Taki sam pojazd transportowo - załadowczy może przewozić dwie rakiety przygotowane do startu, które mogą być przeładowane za pomocą specjalnego autonomicznego dźwigu. Rakieta wykonana w typowym układzie jednostopniowym wyposażonym w silnik rakietowy na stały materiał pędny. Kadłub rakiety wykonany w kształcie pocisku w tylnej części rozmieszczono silnik oraz cztery rozkładane ażurowe stabilizatory. Stabilizację lotu zapewniają cztery skrzydła o obrysie trapezowym. Przednią część stanowi głowica bojowa osłonięta aerodynamiczną ostrokułową osłoną. Układ kierowania typu inercyjnego z zastosowaniem pokładowego komputera wypracowującego odpowiednie sygnały do aerodynamicznych i gazodynamicznych sterów rozmieszczonych w tylnej części rakiety. Do zasilania poszczególnych urządzeń wykorzystywana jest prądnica napędzana gorącymi gazami z gazogeneratora. Głowica bojowa o masie 480 kg może być wyposażona w kilka rodzajów ładunków: jądrowy typu AA-60 mocy 10 lub 100 kT; odłamkowo - burzącą typu 9N123F, oraz kasetową 9N123K. Część bojowa w końcowej fazie lotu korygowana jest za pomocą pasywnych urządzeń radiolokacyjnych oraz według danych wprowadzonych do komputera pokładowego. Strzelanie może odbywać się z marszu lub z różnych stanów gotowości bojowej. Wszelkie dane potrzebne do wykonania startu wypracowywane są przez aparaturę wyrzutni w czasie 15-16 minut po zatrzymaniu. Kompleks może być przewożony przez lotnictwo transportowe w każdy rejon działań bojowych. Eksploatacja może odbywać się w zakresie temperatur od -40° do +50°C przy wysokości do 3000 m n.p.m.



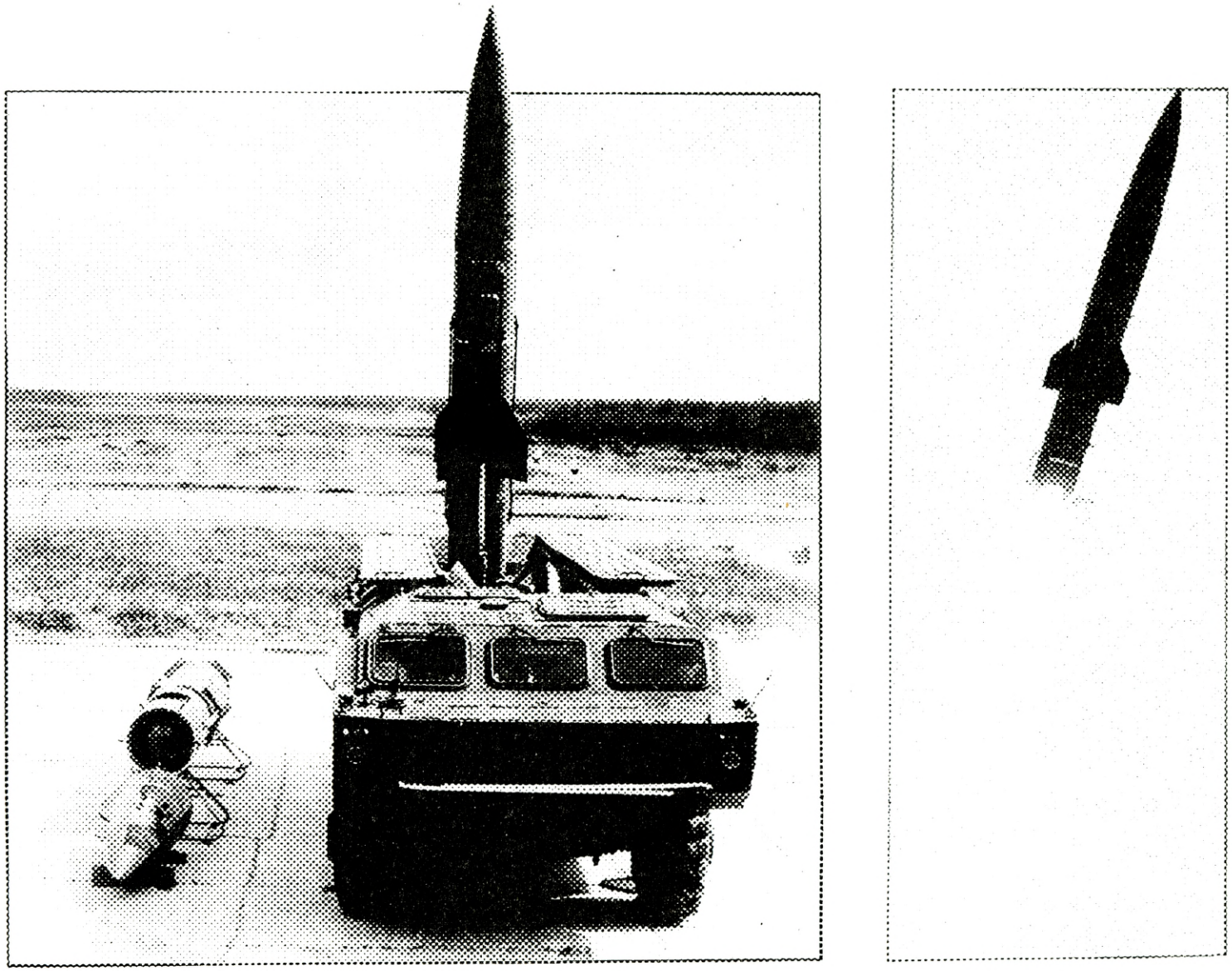
Rys. 83 . Wyrzutnia kompleksu 9M79 TOCZKA



Rys. 84 . Rzut boczny wyrzutni i rakiety kompleksu 9M79



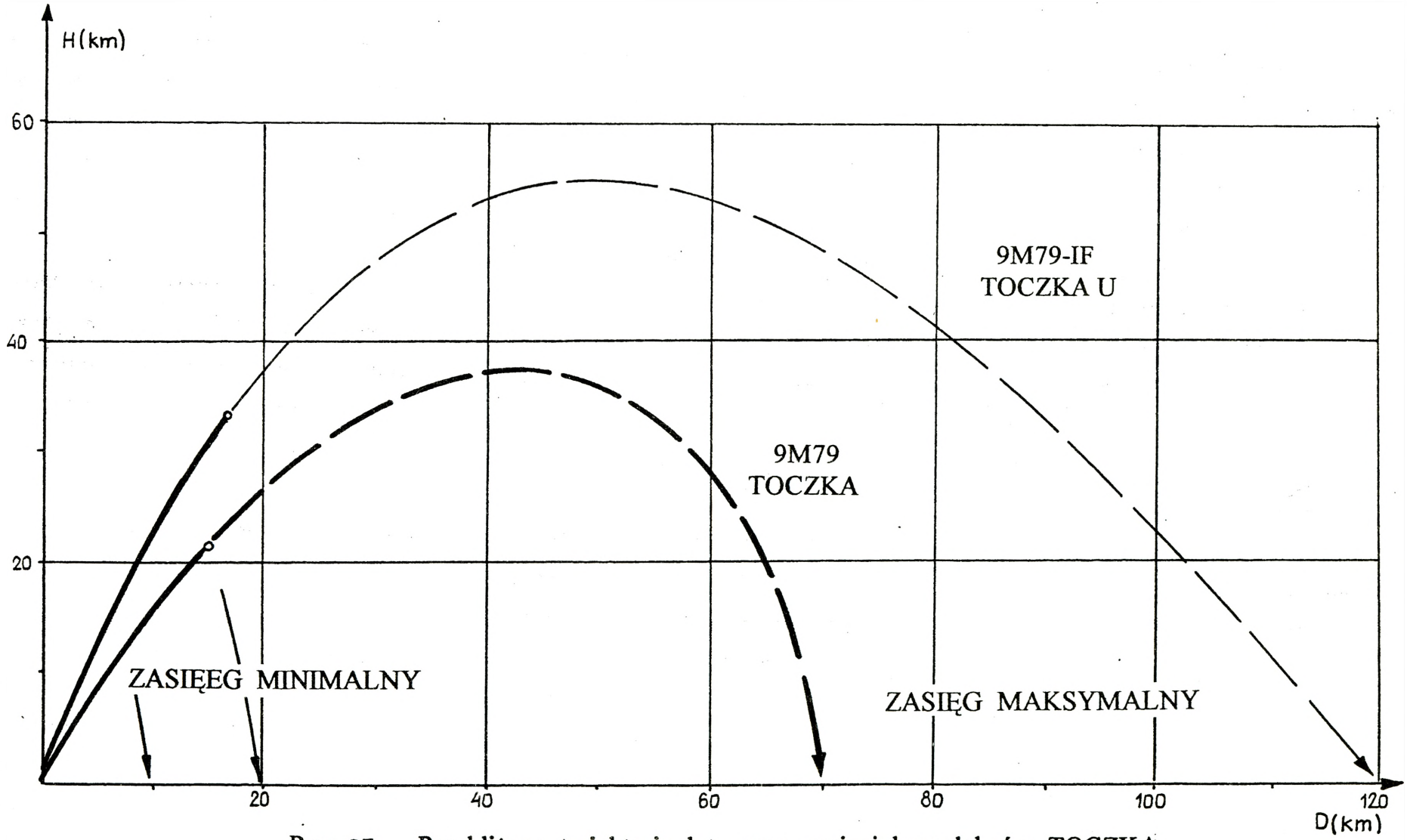
Rys . 85 Schemat ogólny budowy rakiety 9M79



Rys . **86** . Z lewej wyrzutnia, z prawej lot rakiety zestawu TOCZKA-U

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE KOMPLEKSÓW „TOCZKA"

KOMPLEKS / PARAMETR	TOCZKA	TOCZKA-U
OZNACZENIE KOMPLEKSU	9K79	9K79-IF
OZNACZENIE USA	SS-21 Mod.1	SS-21 Mod.2
OZNACZENIE NATO	SCARAB-1	SCARAB-2
OZNACZENIE WYRZUTNI	9P129	9P129M1
OZNACZENIE RAKIETY	9M79	9M79-1F
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	6,4	6,416
ZASIĘG RAKIETY		
MAKSYMALNY (km)	70	120
MINIMALNY (km)	15	20
MASA RAKIETY (kg)	2000	2010
MASA GŁOWICY (kg)	482	482
BŁĄD TRAFIENIA - KOŁOWY (m)	300	50



Rys. 87 . Przybliżone trajektorie lotu oraz zasięgi kompleksów TOCZKA

RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU 8K51 R-5 (SS-3 „SHYSTER")

14 kwietnia 1948 r. przyjęto postanowienie Rady Ministrów o kontynuacji prac nad pociskami R-1 i R-2 oraz rozpoczęciu prac studyjnych nad możliwością opracowania rakiet strategicznych o zasięgu 3000 km. Po wykonaniu niezbędnych analiz rozpoczęto realizację nowego projektu oznaczonego R-3. Rakietę projektowano jako jednostopniową z integralnymi zbiornikami paliwa i oddzielającą się częścią głowicową. Projekt wstępny oceniono w grudniu 1949 r. z rekomendacją do dalszych prac. Jednocześnie polecono – w charakterze bliższego zadania – opracowanie rakiety operacyjnej R-3A o zasięgu 1000 km dla sprawdzenia w naturalnych warunkach zespołu napędowego i systemu kierowania „docelowej" rakiety R-3.

Jej projekt wstępny był gotowy 30 października 1951 r. Równolegle przemianowano go nadając mu oznaczenie R-5 (8A61). W marcu 1953 r. rozpoczęto pierwszy etap badań w locie obejmujący 8 prób. 19 kwietnia miała miejsce pierwsza udana próba z osiągnięciem pełnego zasięgu. Pierwsza seria prób ujawniła wiele nieprawidłowości m.in. wyjątkowo małą precyzję systemu kierowania w pracy którego nie uwzględniono drgań sprężystych rakiety. Do chwili rozpoczęcia drugiego etapu badań w locie (październik – grudzień 1953 r. – siedem prób na maksymalny zasięg 1185 km) wprowadzono liczne zmiany, jednak wiele problemów wciąż pozostawało nie rozwiązanych.

Po kolejnym okresie dopracowań w terminie od kwietnia 1954 r. do lutego 1955 r. w ramach trzeciego etapu prób odpalono 19 pocisków. Uzyskane wyniki były na tyle dobre, że można było mówić o sukcesie.

W ramach prób w locie sprawdzono także, opracowane w GSKB „Specmasz", wyposażenie naziemne oraz kompleks startowy. Pocisk R-5 był klasyczną, typową dla swego okresu rakietą jednostopniową, napędzaną silnikiem na ciekły materiał pędny. Zespół napędowy – jednokomorowy silnik RD-103 opracowany z OKB-456 na bazie silnika rakiety R-2, głównie drogą jego maksymalnego obciążenia rozwijał ciąg około 402 kN. W stosunku do pierwowzoru silnik posiadał specjalną nasadkę dyszową, ulepszony system chłodzenia komory spalania i dyszy, odśrodkową pompę do podawania nadtlenku wodoru, a także inne udoskonalenia. Wszystko to umożliwiło zmniejszenie jego masy o 50 kg i wysokości o 50 cm. Zespół turbopompowy był napędzany produktami

katalitycznego rozkładu stężonego nadtlenku wodoru w gazogeneratorze. Jako komponenty paliwa wykorzystywano ciekły tlen i 92% spirytus etylowy. Zbiorniki paliwa integralne. System kierowania autonomiczny – żyroskopowy zapewniający uzyskanie odpowiedniego zasięgu uzupełniony układem radiotechnicznym dla korekcji kierunku umieszczono w przedziałach między zbiornikami i nad zespołem napędowym. Sterowanie rakietą zapewniały naddźwiękowe stery gazowe nowej konstrukcji oraz stery aerodynamiczne. Głowica bojowa rakiety zawierała konwencjonalny ładunek burzący. Szukając możliwości zwiększenia siły rażenia rakietę wyposażono dodatkowo w dwa, a później nawet cztery ładunki bojowe umieszczone z boku. Przeprowadzone próby potwierdziły realność pomysłu. Niewielki wzrost możliwości bojowych nastąpił jednak kosztem znacznego zmniejszenia zasięgu rakiety, wynosił on odpowiednio 810 i 560 km. Minimalny zasięg wszystkich wariantów wynosił 270 km. Nie mogło to zadowolić przyszłego użytkownika. Rozwiązanie problemu nastąpiło dzięki uczonym.

W drugiej połowie 1953 r. fizykom radzieckim udało się opanować technologię wytwarzania małogabarytowych ładunków jądrowych, dogodnych do umieszczania w części głowicowej rakiet i znacznie zwiększających ich możliwości bojowe. Było to szczególnie istotne dla Związku Radzieckiego, gdzie w odróżnieniu od Stanów Zjednoczonych nie było silnego lotnictwa strategicznego.

10 kwietnia 1954 r. przyjęto postanowienie Rady Ministrów o opracowaniu na bazie rakiety R-5 wariantu R-5M mogącego dostarczyć ładunek jądrowy na odległość 1200 km. Dla nowej wersji pocisku opracowano, specjalną krótszą część głowicową posiadającą zmniejszoną prędkość przy zetknięciu z ziemią. Aby zachować odpowiednie charakterystyki aerodynamiczne zwiększono powierzchnie ustateczniające służąca jednocześnie do mocowania sterów aerodynamicznych. Dla zwiększenia niezawodności we wszystkich systemach rakiety wprowadzono liczne zmiany, dotyczyły one zwłaszcza systemu kierowania, który przeniesiono do przedziału między zbiornikami dublując jednocześnie jego główne podzespoły. Udoskonalono także technologię przygotowania rakiety do startu drogą wprowadzenia w czołowej płaszczyźnie przedziału końcowego połączeń z systemami naziemnymi.

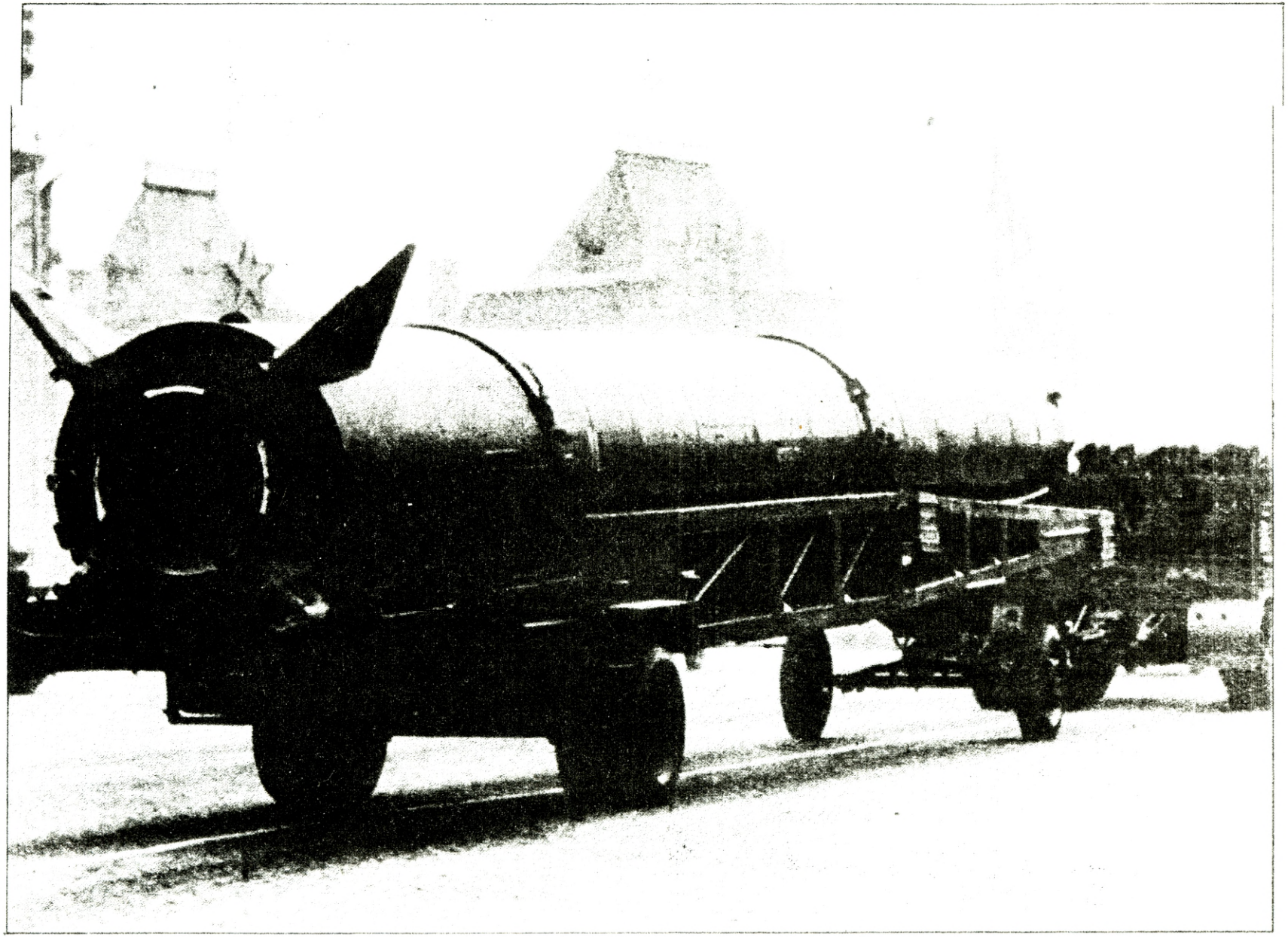
W pierwszym etapie prób w locie, rozpoczętym 21 stycznia 1955 r., odpalono 14 pocisków, z których 13 osiągnęło zaplanowany rejon. W okresie kwiecień –listopad 1955 r. odbyły się próby konstruktorskie w locie mające na celu określenie dokładności strzelań. 11 stycznia 1956 r. rozpoczęto kolejny etap prób, w którym cztery odpalone rakiety posiadały działające makiety ładunku

jądrowego (bez materiału rozszczepialnego). Ostatnio w tej serii prób, piąta rakieta, odpalona 2 lutego 1956 r. posiadała rzeczywistą głowicę jądrową o mocy około 80 kt, która eksplodowała na ziemi w rejonie wyznaczonego celu. Seryjne rakiety wyposażone w ładunek o mocy zwiększonej do 300 kt, posiadały dokładność trafienia około 3,7 km.

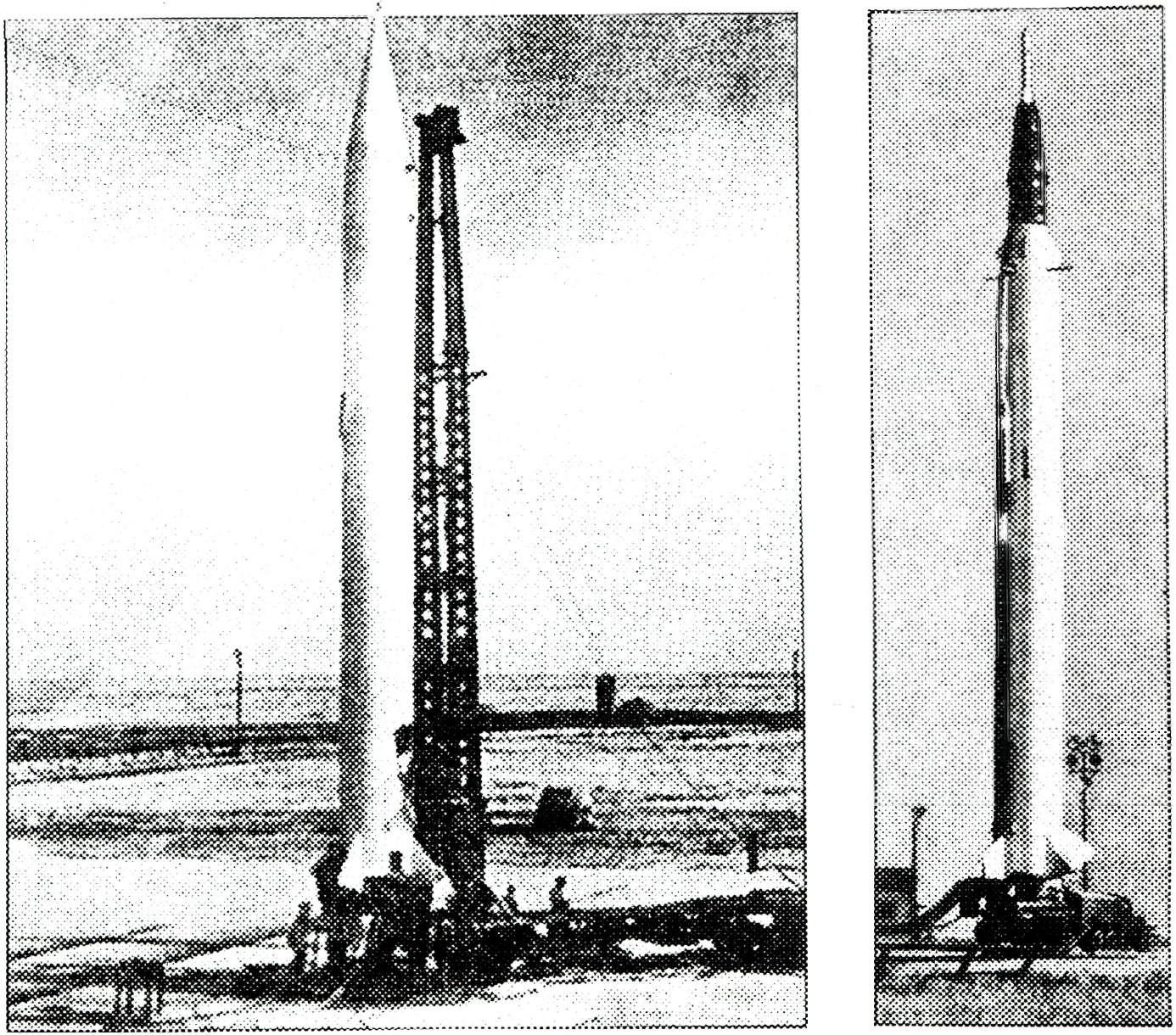
Rakiety R-5M przyjęto do uzbrojenia w oparciu o postanowienie Rady Ministrów z dnia 21 czerwca 1956 r. Publicznie pocisk po raz pierwszy zaprezentowano 7 listopada 1957 r. podczas defilady w Moskwie. W 1959 r. dwa pułki uzbrojone w rakiety R-5M osiągnęły gotowość bojową w rejonie miast Simfieropol i Gwardiejsk. W szczytowym okresie w latach 1957 – 63 w użyciu było 48 rakiet. W latach następnych ich ilość stopniowo zmniejszała się. Ostatnie pociski wycofano na przełomie 1968-69 r.

Produkcję seryjną rakiet R-5M, tak jak wcześniej pocisków R-1 i R-2, uruchomiono w zakładzie Nr 586 w Dniepropietrowsku.

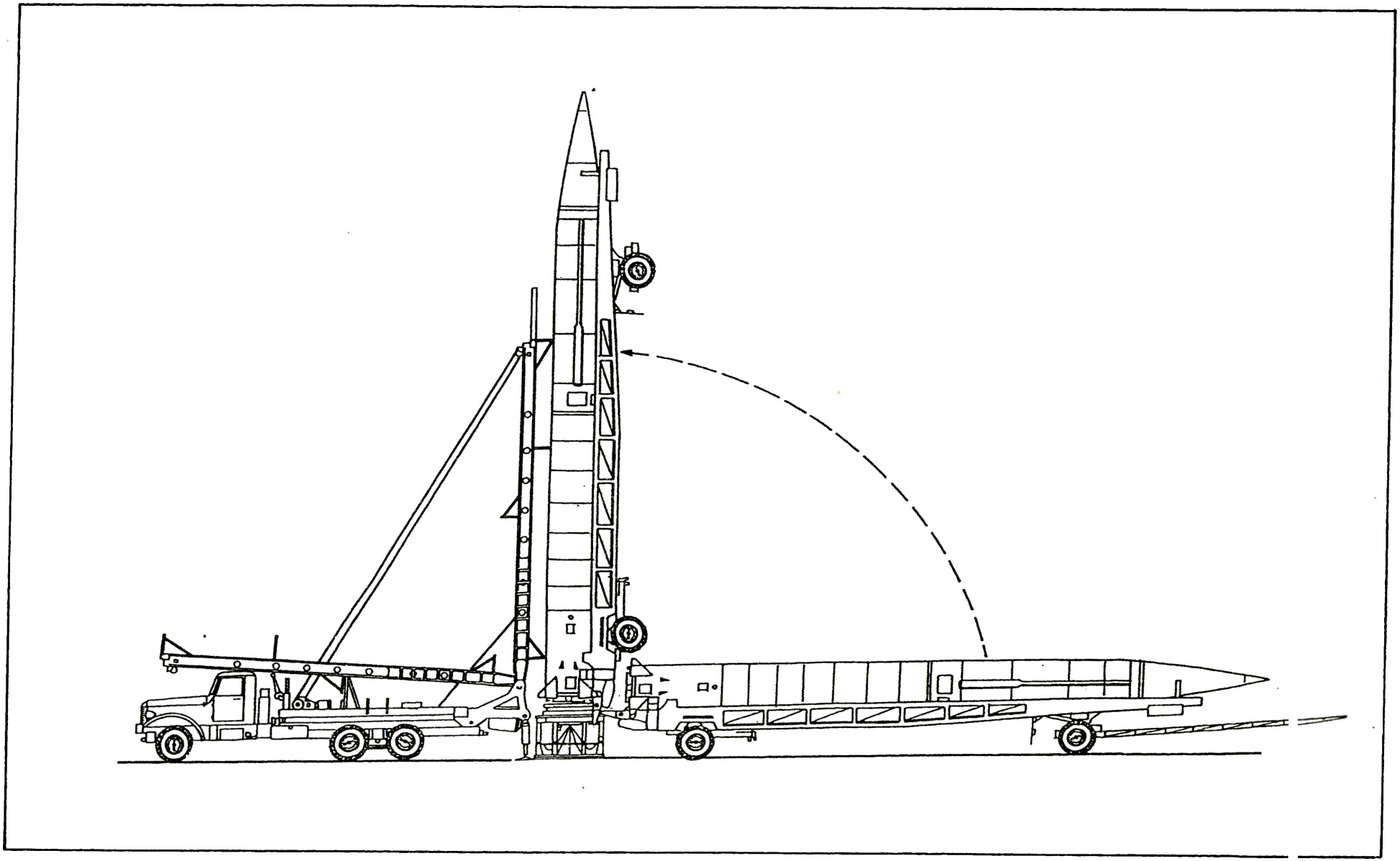
Przyjęcie do uzbrojenia kompleksu rakietowego z pociskiem R-5M oznaczało nową jakość w rozwoju Sił Zbrojnych ZSRR i pojawienie się rakietowo – jądrowego uzbrojenia mogącego razić cele na odległości od 1200 km. Jednakże w drugiej połowie lat 50 wymagania odnośnie gotowości bojowej i przeżywalności kompleksów rakietowych znacznie wzrosły. R-5M wykorzystująca ciekły tlen i odpalane z odkrytych wyrzutni – stołów startowych nie mogła im sprostać. Głównie z tych powodów była użytkowana w tak małych ilościach.



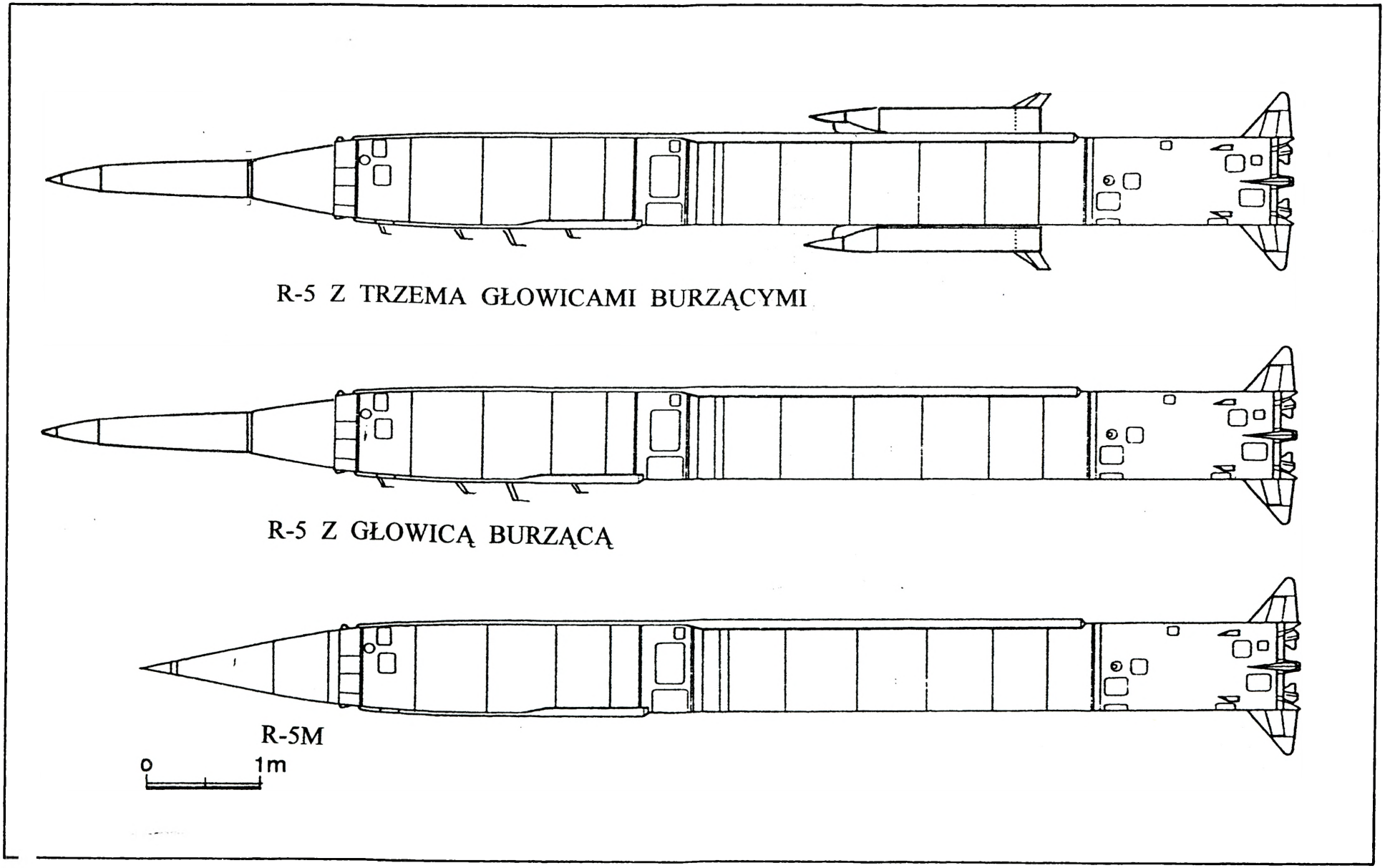
Rys . 88. Rakiety R-5 M podczas defilady w Moskwie



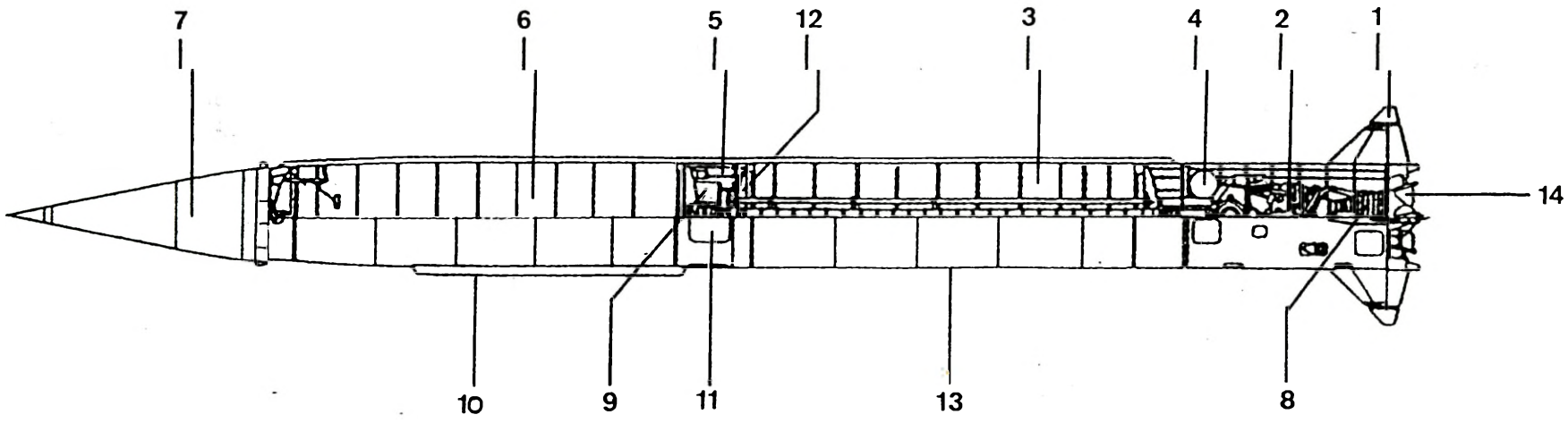
Rys . 89 Przygotowanie do startu rakiet, od lewej R-5 M, z prawej W-5A



Rys . 90 . Schemat ustawiania rakiety R-5M na stole startowym

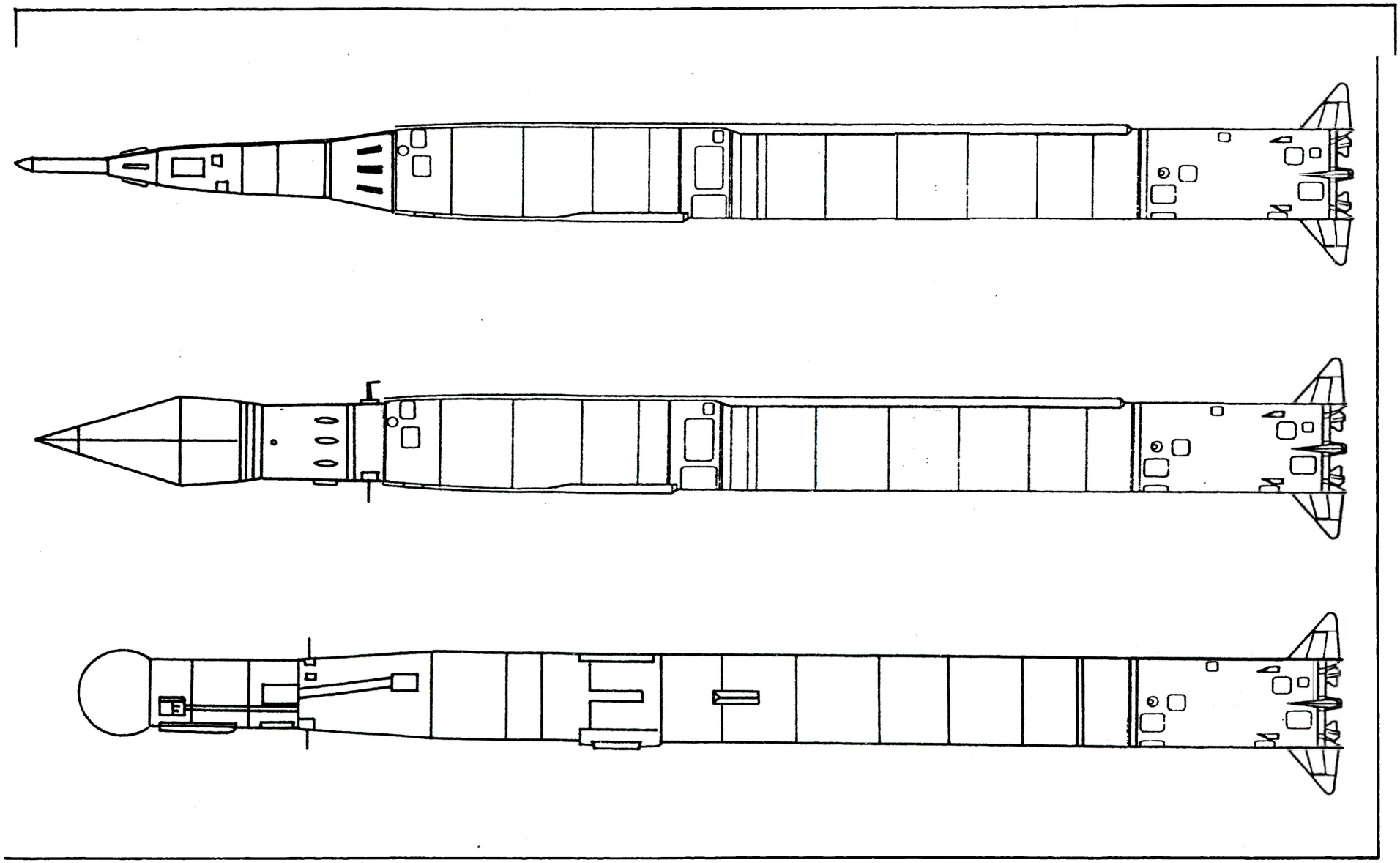


Rys. 91 . Różne wersje rakiet R-5



1 . ŁOPATY AERODYNAMICZNE STABILIZATORÓW
2 . AGREGAT-POMPA
3 . ZBIORNIK PALIWA
4 . ZBIORNIK KULISTY
5 . PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
6 . ZBIORNIK UTLENIACZA
7 . PRZEDZIAŁ BOJOWY
8 . DYSZE SILNIKA RD-103
9 . LUK TECHNICZNY
10 . OSŁONA PRZEWODÓW
11 . UKŁAD KIEROWANIA
12 . ZAWÓR UTLENIACZA
13 . OBUDOWA KADŁUBA
14 . STERY GAZODYNAMICZNE

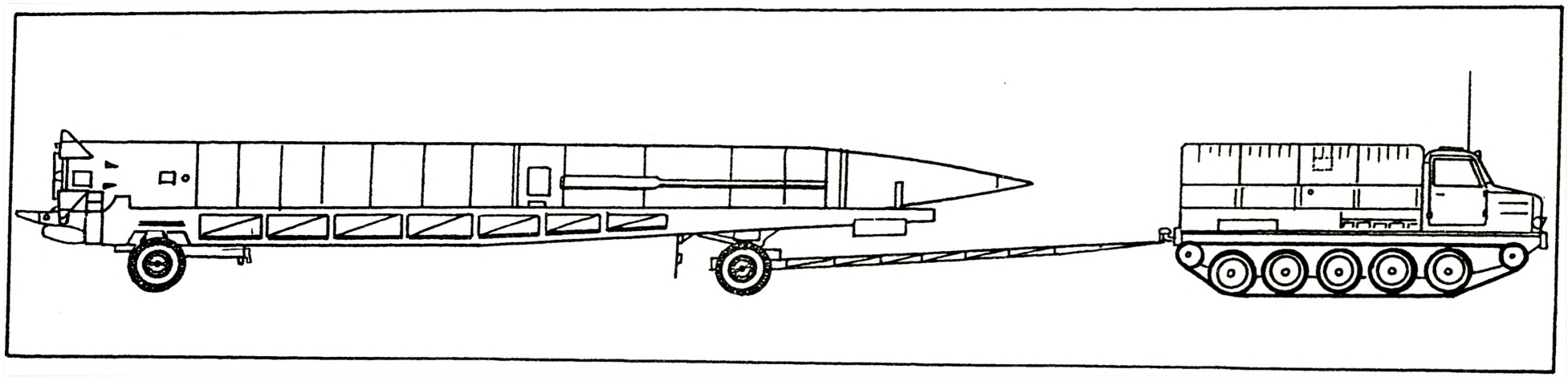
Rys . 92 . Ogólna budowa rakiety R-5

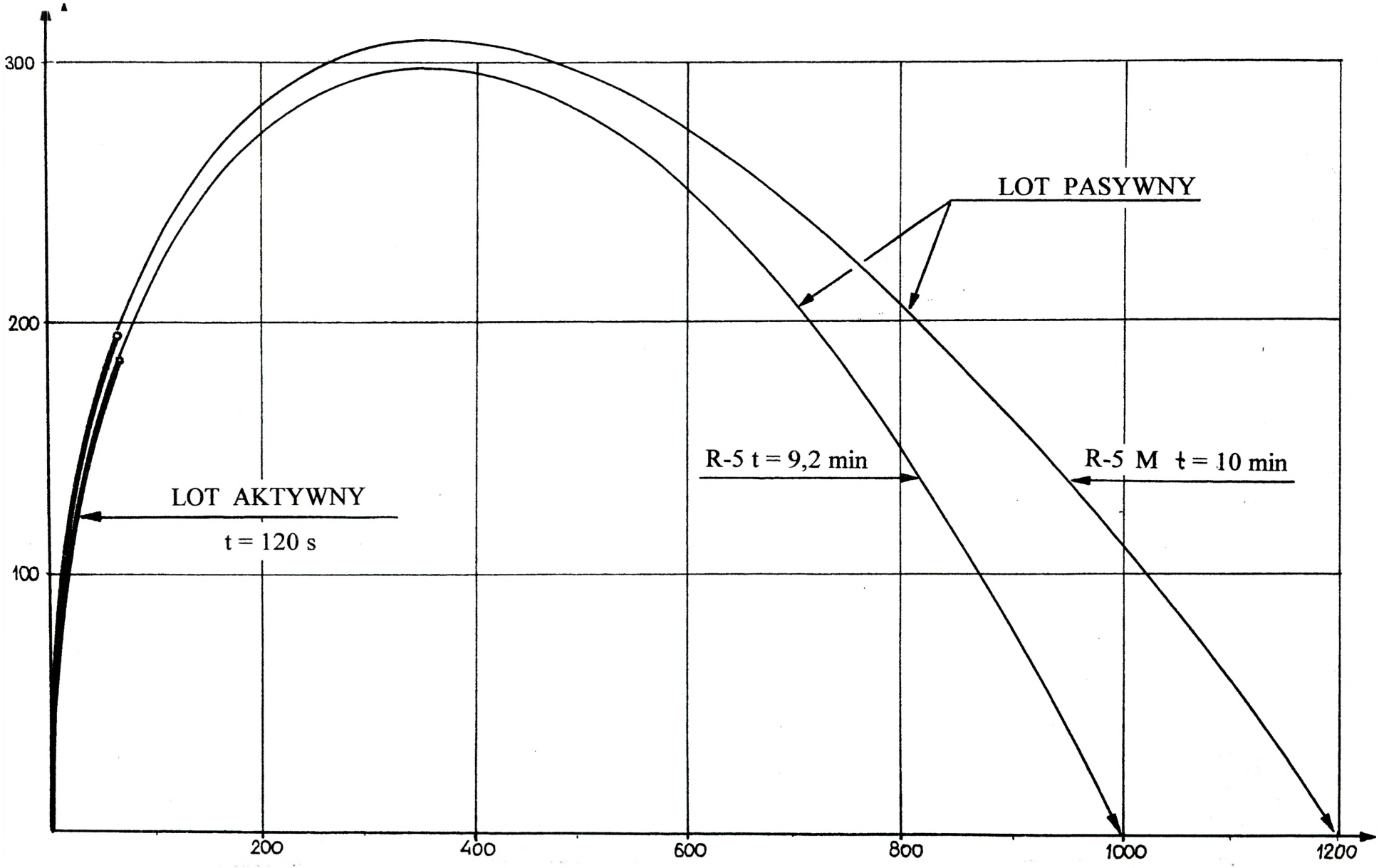


Rys .**93** . Cywilne wersje rakiety R-5, od góry W-5A , W-5B i WERTIKAL

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU R-5M (8K51)

OZNACZENIE KOMPLEKSU	:	R-5M (8K51)	ZASIĘG MAKS.STRZELANIA (km)	:	1200
OZNACZENIE USA	:	SS-3	SYSTEM KIEROWANIA	:	INERCYJNY Z KOREKCJĄ
OZNACZENIE NATO	:	SHYSTER	CZAS PRZYG. DO STARTU (min.)	:	120
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	:	20,75	ŚREDNI BŁĄD KOŁOWY (m)	:	3700
ŚREDNICA RAKIETY (m)	:	1,66	ROK WPROWADZENIA DO UZBR.	:	1956
RODZAJ GŁOWICY	:	JĄDROWA	ROK ZAKOŃCZENIA EKSPLOATACJI	:	1969
MOC GŁOWICY (kT)	:	300	ILOŚĆ WYPRODUK. RAKIET	:	48
MASA GŁOWICY (t)	:	1,35	KONSTRUKTOR	:	S.P.KOROLEW
ILOŚĆ STOPNI (liczba)	:	1	PRODUCENT	:	ZAKŁAD Nr 586
TYP SILNIKA	:	RD-103	CZAS PRACY SILNIKA RD-103 (s)	:	120
RODZAJ PALIWA	:	CIEKŁE			
MASA RAKIETY (kg)	:	29			
CIĄG SILNIKA (kN)	:	402			





Rys . 94. Prawdopodobny tor lotu i zasięgi maksymalne kompleksów rakiet R-5 i R-5m.

RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU 8K63 R-12 (SS-4 „SANDAL")

Duża złożoność przy eksploatacji rakiet R-1, R-2,R-5 i R-5M wynikała przede wszystkim z powodu wykorzystywania w charakterze utleniacza ciekłego tlenu. Okres kiedy należało przez długi czas utrzymywać rakietę w gotowości do startu nie mógł np. w odniesieniu do kompleksu R-5M przekraczać 30 dób. Dla uzupełniania strat utleniacza należało utrzymywać całą kolumnę termostatycznych autocystern dla przewozu ciekłego tlenu z zakładów wytwórczych do miejsca dyslokacji rakiet lub posiadać takie zakłady w rejonach rozmieszczenia rakiet. Było to pracochłonne, kosztowne a przede wszystkim wykluczało ruchliwość kompleksów. Zwolennikiem wykorzystywania tlenu był w OKB-1 sam S.P. Korolow oraz jego zastępca W.P. Miszin. Ich niechęć do stosowania wysokowrzących komponentów paliwa wynikała z: niskich właściwości energetycznych ówczesnych paliw wykorzystujących w charakterze substancji palnej – pochodne hydrazymy i utleniacze kwasu azotowego i pochodnych tlenków azotu, ich agresywności do materiałów konstrukcyjnych oraz wysokiej toksyczności. Z kolei ówczesny dyrektor NII-88 M.K. Jangiel twardo wierzył, że postęp w rozwoju silników rakietowych pozwoli na wykorzystywanie wysokowrzących, przechowywalnych komponentów paliwa, które mogą stać się znacznie prostszymi w eksploatacji. Ponadto nowe komponenty zapewniały samozapłon paliwa co upraszczało konstrukcję silnika, a także wytwarzały przy spalaniu niższą temperaturę niż paliwa wykorzystujące ciekły tlen co obniżało wymagania dotyczace systemu chłodzenia komór spalania i dysz.

Przełożony S.P. Korolowa proponował rozpoczęcie opracowywania rakiet dalekiego zasięgu wykorzystujących nowe paliwa. Perspektywy tego kierunku uzasadniał tym, że nowe komponenty stosunkowo łatwo pozwolą zapewnić długotrwałe przechowywanie rakiety w stanie zatankowanym, co znacznie skróci czas jej przygotowania do startu. Jego ideę popierali projektanci silników rakietowych na ciekły materiał pędny W.P. Głuszko i A.S. Isajew. Niespodziewanym sojusznikiem M.K. Jangiela okazał się W.S. Budnik dyrektor SKB-586, a który w oparciu o postanowienie Rady Ministrów z dnia 13 lutego 1953 r. rozpoczął projektowanie rakiety na przechowywalne paliwo. Wkrótce w Dniepropietrowsku opracowano projekt wstępny nowej rakiety, bardzo podobnej do R-5M lecz wykorzystującej silnik RD-211, opracowywany w OKB-486, pracujący na nafcie i kwasie azotowym. Okazało się, że SKB

wywodzące się z kolektywu S.P. Korolowa i kierowane przez jego byłego zastępcę stało się jednym z jego głównych oponentów. Rozdźwięk pomiędzy „szkołą Jangiela", a „szkołą Korolowa" okazał się tak duży i wpływający negatywnie na prowadzone prace, że powstały problem musiał być rozstrzygnięty na szczeblu rządowym. Dla rozwiązania złożonej etyczno – politycznej sytuacji M.K. Jangiela przeniesiono w kwietniu 1954 r. do Dniepropietrowska, gdzie stanął on na czele SKB-586. Jego pierwszym zastępcą został W.S. Budnik. Niebawem na bazie SKB powstało OKB, które wspólnie z zakładem uzyskały status samodzielnie pracującego ośrodka projektującego, badającego i produkującego rakietowe pociski balistyczne. Dzięki takiemu posunięciu pojawiła się w ZSRR wewnętrzna konkurencja, która przyczyniła się do szybkiego rozwoju techniki rakietowej.

Od samego początku swojej działalności w Dniepropietrowsku M.K. Jangiel rozpoczął prace nad opracowaniem nowej rakiety średniego zasięgu wykorzystującej przechowywalne, wysokowrzące komponenty paliwa. Za podstawę przyjęto projekt opracowany pod kierownictwem W.S. Dunika. Wkrótce poddano go weryfikacji i przedłożono założenia na udoskonaloną rakietę o zasięgu około 2000 km (tj. 66% większym niż R-5M) mogącą przenieść ładunek bojowy o większej masie i mocy.

13 sierpnia 1955 r. przyjęto postanowienie Rady Ministrów o zaprojektowaniu i wykonaniu rakiety średniego zasięgu oznaczonej R-12 (8K63). Termin rozpoczęcia prób w locie wyznaczono na kwiecień 1957 r.

W październiku 1955 r. zakończono opracowanie projektu wstępnego. Nowym projekt przewidywał jednak opracowanie rakiety o zwiększonej masie startowej. Ciąg silnika RD-211 okazał się zbyt mały. W oparciu o doświadczenia zdobyte przy opracowywaniu czterokomorowych silników RD-211 oraz RD-212 i –213 (dla międzykontynentalnego pocisku skrzydlatego „Buran") w stosunkowo krótkim czasie opracowano nowy silnik RD-214. W 1957 r. rozpoczęto jego badania na hamowni od początku w czterokomorowym ukompletowaniu. Niebawem w NII-229 w Zagorsku realizowano próby stoiskowe RD-214 zbudowanego do rakiety R-12. Do chwili rozpoczęcia prób w locie badaniom poddano 4 silniki. Jeszcze nie zakończono prób w locie rakiety R-12 gdy silnik RD-214 został poddany wszystkim przewidzianym programem prób i skierowany do produkcji seryjnej.

Zastosowanie czterokomorowego silnika RD-214 posiadającego większą średnicę od jednokomorowego silnika R-103 z rakiety R-5 wpłynęło na wygląd zewnętrzny nowego pocisku. Ostatni odcinek rakiety z konieczności przyjął kształt stożkowy. Ku zdziwieniu konstruktorów próby w tunelu aerodynamicznym wykazały, że taki kształt dodatnio wpłynął na stateczność rakiety.

Jeszcze jednym zagadnieniem, w którym M.K. Jangiel miał swoje zdanie był system kierowania rakiety. Korolew w swoich rakietach wykorzystywał radiowy system bocznej korekcji trajektorii lotu, w jednych był to system zasadniczy, w innych uzupełniający. M. K. Jangiel uważał, że należy rozwijać w pełni autonomiczny system bezwładnościowy. Tak też postąpiono, a badania systemu kierowania rakiety R-12 prowadzono wykorzystując pocisk R-5M.

Próby w locie pocisku R-12 trwały od 22 czerwca 1957 r. do grudnia 1958 r. Były one realizowane w 3 etapach na Centralnym Państwowym Poligonie nr 4 w Kapustin Jar. Ogółem odpalono 25 pocisków. Do końca 1959 r. zakończono wszelkie prace rozwojowe i wdrożeniowe łącznie z próbami partii próbnej oraz uruchomieniem produkcji seryjnej w Dniepropietrowsku i Omsku. 4 marca 1959 r. kompleks z rakietami R-12 bazowania naziemnego przyjęto do uzbrojenia. Za opracowanie rakiety zakład nr 586 oraz OKB nagrodzono orderami Lenina.

Od chwili wyposażenia inżynieryjnych brygad odwodu Naczelnego Dowództwa rakietami R-5M i R-12 ich bojowe możliwości znacznie wzrosły. Oprócz brygad inżynieryjnych, a raczej zakamuflowanych w ten sposób związków rakiet strategicznych, na bazie oddziałów lotniczych w latach 1956-59 sformowano oddziały rakietowe lotnictwa dalekiego zasięgu. 17 grudnia 1959 r. ukazało się postanowienie Rady Ministrów o połączeniu wszystkich oddziałów rakietowych w jeden nowy rodzaj wojsk – Wojska Rakietowe Strategicznego Przeznaczenia.

Pierwsze pułki WRSP wyposażone w pociski R-12 osiągnęły gotowość bojową w dniach 15-16 maja 1960 r. w rejonie miejscowości: Słonin, Nowogródek, Pińsk na Białorusi, Gezgały na Kaukazie i Płungi w Pribałtyce.

Pierwsze rakiety przechowywano w żelbetonowych schrono – hangarach. Tym niemniej odkryty naziemny stół startowy, cały zestaw środków pomocniczych i transportery, dźwigi, cysterny, środki łączności i dowodzenia przedstawiały sobą bardzo łatwy cel przy ataku z powietrza. Konieczne było wprowadzenie nowego sposobu bazowania rakiet w podziemnych wyrzutniach – silosach. Z kilku możliwych rozwiązań przyjęto wariant w którym rakieta była odpalana bezpośrednio ze stołu startowego ustawionego na dnie szybu. Rakieta była umieszczona wewnątrz ochronnego metalowego pojemnika. Podczas startu gazy wylotowe przepływały przez kanał o pierścieniowym przekroju istniejący pomiędzy wewnętrzną ścianą szybu, a zewnętrzną powierzchnią pojemnika i były odprowadzane na zewnątrz wyrzutni z jednoczesnym odchyleniem strumienia na zewnątrz za pomocą metalowych żaluzji. Dla

sprawdzenia nowego sposobu przechowywania i startu wybudowano na poligonie Kapustin Jar dwie doświadczalne wyrzutnie. Ponieważ w trakcie ich budowy na głębokości około 20 m natrafiono na kurzawkę wyrzutnie częściowo znajdowały się nad powierzchnią ziemi. Po obsypaniu ich ziemią powstały kurchany o wysokości około 7 m.

Pierwszy start rakiety z nowej wyrzutni nastąpił we wrześniu 1959 r. W jego trakcie, na skutek deformacji ochronnego pojemnika – od oddziaływania gazów wylotowych – został urwany jeden ze stabilizatorów. Z uwagi na asymetryczny opływ pocisku w 57 sek. utracił on stateczność i lot został przerwany.

30 maja 1960 r. ukazało się Postanowienie Rady Ministrów, a 14 czerwca rozkaz (rozporządzenie) Państwowego Komitetu Techniki Obronnej o opracowaniu podziemnych wyrzutni – silosów oznaczonych kryptonimami „Dwina" (dla R-12), „Czusowaja" (dla R-14), „Szieksna" (dla R-16) i „Diesna" (dla R-9A). Projekty wykonywały Biura Konstrukcyjne W.P. Barmina oraz Centralny Instytut Projektowy – 31 Ministerstwa Obrony. Wyrzutnię dla pocisku R-9A opracowywało OKB-1.

Dla nowych wyrzutni zmodyfikowano rakietę. Zmodernizowano układ kierowania oraz zrezygnowano z aerodynamicznych stabilizatorów. Pierwszy start nowej wersji oznaczonej R-12U miał miejsce 30 grudnia 1961 r. Nie wszystko przebiegało gładko, próby, na poligonie Kapustin Jar trwały do października 1963 r. Pierwsze wyrzutnie bojowe były gotowe do końca 1962 r. w rejonie Płungi. Na każdej pozycji startowej znajdowały się 4 wyrzutnie i jeden punkt dowodzenia. Rok później 5 stycznia 1964 r. bojowy kompleks rakietowy z pociskiem R-12U przyjęto do uzbrojenia Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia.

W początkowym okresie użytkowania rakiet miało miejsce wiele niesprawności, w szczególności rozszczelniały się połączenia przewodów paliwowych oraz pojawiały się wysoko częstotliwościowe pulsacje ciśnienia w komorach spalania. Przeprowadzone badania i wprowadzone modyfikacje pozwoliły na taki wzrost niezawodności silników, że poczynając od 1963 r. zrezygnowano z przeprowadzania kontrolnych prób zespołu napędowego.

W czerwcu 1961 r. przeprowadzono pierwsze próby rakiety z głowicami wyposażonymi w ładunek jądrowy. Z pozycji polowej na wschód od Workuty odpalono 3 rakiety na cele położone na wyspie Nowa Ziemia. Pierwsza rakieta posiadała makietę ładunku jądrowego, pozostałe ładunki bojowe zróżnicowanej mocy.

W lipcu 1962 r., w toku operacji oznaczonych kryptonimami K-1 i K-2 wykorzystano pociski R-12 dla przeprowadzenia próbnych wybuchów jądrowych na dużych wysokościach w celu sprawdzenia ich oddziaływania na łączność radiową oraz systemy uzbrojenia.

W początkowym okresie użytkowania rakiety R-12 wykorzystywano w licznych eksperymentach naukowo – badawczych realizowanych dla potrzeb obronności w tym, między innymi dla:

- wypróbowania modelu rakietoplanu opracowywanego w OKB-52 pod kierownictwem W. N. Czełomieja (dwa starty w 1961 i 1963 r.);
- sprawdzenia modelu samolotu powietrzno – kosmicznego wielokrotnego użycia, obiekty BOR-1 i BOR-2 (bezpilotowy orbitalny rakietoplan) opracowane w OKB A. Mikojana (połowa lat 60 i początek lat 70);
- sprawdzenia systemu obrony przeciwrakietowej wykonywanego w OKB G. W. Kisunko.

W 1962 r. przywódcy radzieccy z inspiracji N. Chruszczowa podjęli próbę zmiany globalnego układu sił poprzez instalację na Kubie rakiet balistycznych średniego zasięgu typu R-12 i R-14.

Plan operacji pod kryptonimem „Anadyr" zakładał rozmieszczenie na wyspie m.in. trzech pułków rakiet R-12 (24 wyrzutnie) oraz dwóch pułków rakiet R-14 (16 wyrzutni) naziemnego bazowania, mieszanej dywizji lotniczej (42 myśliwce MiG-21 i 42 samoloty bombowe Ił-2B), 2 dywizje obrony przeciwlotniczej (łącznie 144 wyrzutnie rakiet S-125 Newa), 4 samodzielnych dywizjonów rakiet taktycznych R-7D Łuna, pułków zmotoryzowanych, sił morskich i obrony wybrzeża (406 wyrzutni rakiet 4K87 SSC-2B Samlet). Łącznie około 44 tys. żołnierzy. W drugiej i trzeciej dekadzie września na wyspę przybyły 3 pułki rakiet R-12. Rozmieszczono je na przygotowanych uprzednio stanowiskach w rejonie miasta San Gristobal. 14 października amerykański samolot rozpoznawczy U-2 sfotografował stanowiska startowe rakiet R-12. Według publikacji radzieckich wykrycie wyrzutni było następstwem błędów popełnionych w zakresie maskowania. W momencie ujawnienia obecności radzieckich sił rakiety nie osiągnęły jeszcze gotowości bojowej. Chcąc zapobiec dalszemu dostarczaniu radzieckiej techniki bojowej na Kubę 22 października prezydent J. F. Kennedy ogłosił rozpoczęcie blokady wyspy. W Moskwie podjęto wówczas decyzję o zawróceniu do portów radzieckich statków transportujących ostatnie 6 rakiet R-12 i wszystkie 32 rakiety R-14. Do chwili rozwiązania kryzysu do dnia 28 października 1962 r. w gotowości do

użycia znajdowało się 20 wyrzutni rakiet R-12. Rozpoznanie lotnicze USA wykryło 33 rakiety R-12 z 42 dostarczonych na wyspę. Dwanaście pierwszych wyrzutni rakiet R-14 miało osiągnąć gotowość bojowa w terminie do 15 grudnia. Przywódcy mocarstw J. F. Kennedy i N. S. Chruszczow porozumieli się. Groźba światowego konfliktu została zażegnana. Wojska radzieckie wycofano z Kuby. Amerykanie wywieźli z Turcji, Włoch i Wielkiej Brytanii swoje Thory i Jupitery.

Opracowanie i produkcja rakiet R-12 i R-12U były istotnym etapem w historii OKB oraz zakładu nr 586. Według danych amerykańskich łącznie wyprodukowano około 2300 sztuk pocisków.

R-12 stała się rakietą średniego zasięgu używaną w największej ilości. W pierwszym roku użytkowania gotowość bojową osiągnęły 72 rakiety. Dwa lata później w 1962 r. było ich około 400, a po dwóch kolejnych latach 600. Maksymalna ilość 608 szt. znajdowało się w gotowości do użycia w latach 1965-66. W latach 1969-77 stan rakiet wynosił 568 szt. w kolejnych latach ilość malała, w związku z wprowadzaniem pocisków systemu „Pionier" (SS-20). Ostatnie pociski wycofano z uzbrojenia w pierwszej połowie 1989 r. i zlikwidowano w związku z podpisanym 8 grudnia 1987 r. układem pomiędzy USA a ZSRR o likwidacji rakiet średniego i mniejszego zasięgu.

Rakieta składa się z części głowicowej, przedziału pośredniego, zbiornika utleniacza, przedziału wyposażenia, zbiornika substancji palnej oraz przedziału napędowego. Część głowicowa o stożkowym kształcie posiada nitowaną stalową konstrukcję oraz azbestowo – teksolitową izolację termiczną. Przedział bojowy zajmuje ¾ objętości części głowicowej i od spodu posiada wypukłe półsferyczne dno. Oddzielenie części głowicowej od korpusu rakiety zapewniają pirosworznie oraz pneumatyczne tłoki.

Przedział przejściowy ma przekrój kołowy, posiada nitowaną konstrukcję wykonaną ze stopów aluminiowych W-95 (elementy sitowe) i D-16 pokrycie.

Zbiornik utleniacza rakiety bazowania naziemnego wykonano ze stopu AMG-6. Posiada on złożoną konstrukcję i składa się z dwóch przedziałów rozdzielczych wspólnym półsferycznym dnem. Rozwiązanie takie komplikowało konstrukcję, ale było niezbędne dla zapewnienia odpowiedniego położenia środka ciężkości rakiety względem środka parcia aerodynamicznego, który poczynając od prędkości odpowiadającej około 8,8 Ma przemieszcza się do tyłu. Pokrycie zbiornika z blachy, spawane. Od góry i dołu zbiornik

ograniczony półsferycznymi dnami mocowanymi do pokrycia i wzmocnionymi pierścieniowymi wręgami. Obie części zbiornika połączone są przewodem przelewowym wyposażonym w zawór zapewniający odpowiednią kolejność zużywania utleniacza.

Konstrukcja zbiornika utleniacza rakiety R-12U była znacznie uproszczona. System sterowania pocisku tej wersji mógł sam skompensować przemieszczanie się środków masy i parcia.

Zbiornik substancji palnej analogiczny do konstrukcji zbiornika utleniacza. Zbiorniki paliwa podczas lotu były naprężane azotem w zbiornikach umieszczonych nad zespołem napędowym. Z uwagi na mniejsze obciążenia działające na powierzchnie boczne rakiety (brak oddziaływania wiatru) jej wariant R-12Y zbudowano wykorzystując na pokrycie zbiorników blachę o mniejszej grubości, co obniżyło masę własną rakiety.

Między zbiornikowy przedział wyposażenia posiadał cylindryczny kształt oraz nitowaną konstrukcję z elementów siłowych i pokrycia. Do umieszczonej wewnątrz ramy umocowano bloki autonomicznego systemu kierowania. Zapewniał on dokładność trafienia około 2,4 km – wersja R-12 i około 2,3 km – wersja R-12U. Na zewnątrz kadłuba rakiety poprowadzono okablowanie osłonięte opływem o kształcie płaskiej rynny.

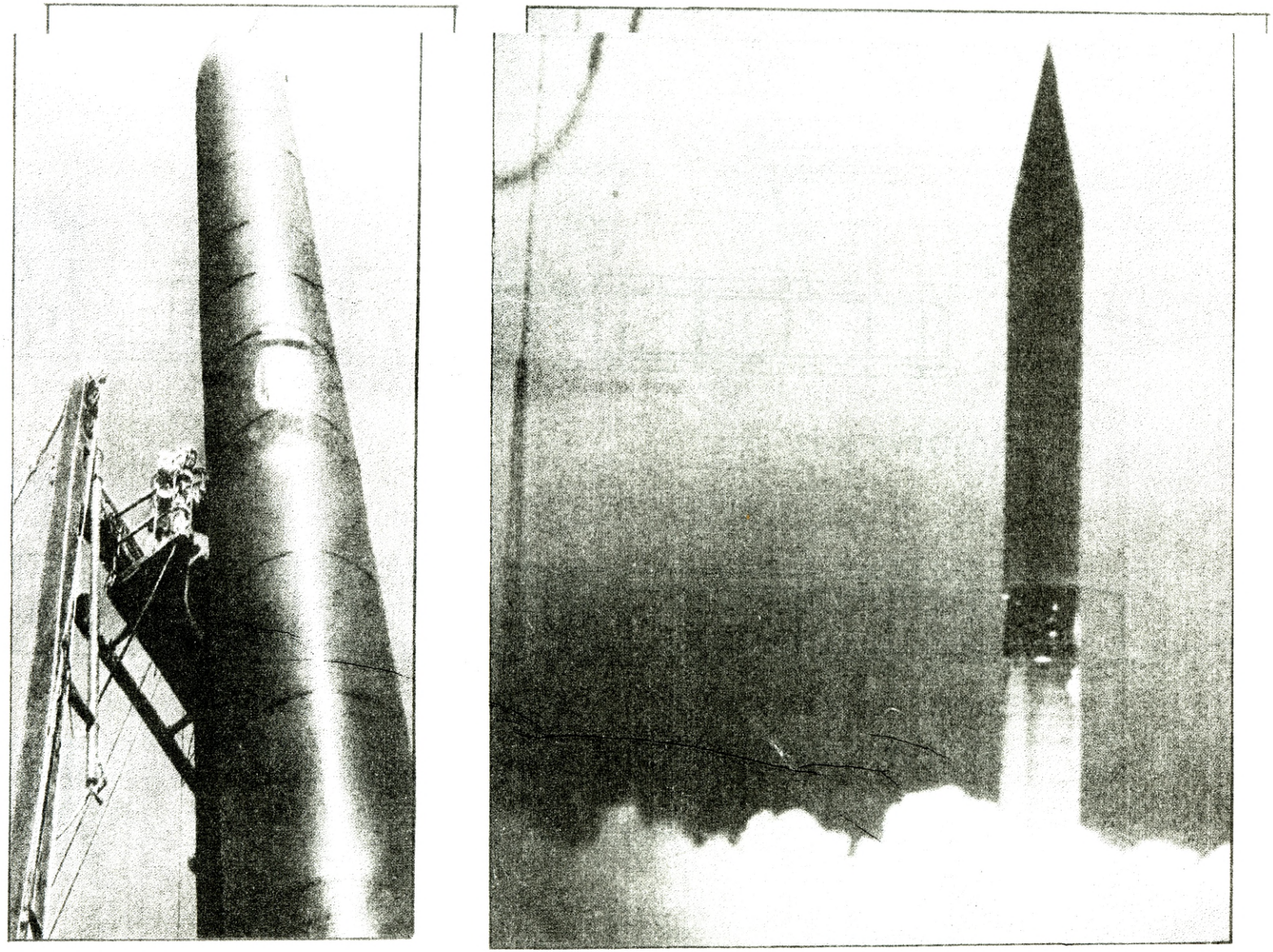
Przedział napędowy składał się z części cylindrycznej i stożkowej. Wewnątrz cylindrycznej (górnej) części zabudowano spawany zbiornik toroidalnego kształtu mieszczący nadtlenek wodoru służący do zasilania agregatu turbopompowego silnika. Stożkowy odcinek kadłubu rakiety mieszczący wewnątrz zespół dysz służył jednocześnie do przeniesienia jej ciężaru na powierzchnię stołu startowego. W dolnej części posiadał on cztery wsporniki wyposażone w śrubowe opory umożliwiające pionowe ustawienie rakiety. Do wsporników tych były również mocowane stery gazowe, a w rakiecie bazowania naziemnego także cztery nieruchome stabilizatory aerodynamiczne.

Czterokomorowy zespół napędowy RD-214 jest mocowany w cylindrycznej części przedziału do specjalnej ramy. Silnik o ciągu około 588,6 kN oraz czasie pracy 140 sek. pracuje w układzie otwartym tj. bez dopalania gazów napędzających agregat turbopompowy. Komory spalania i dysze chłodzone z wykorzystaniem substancji palnej jako czynnika chłodzącego. Do napędu silnika wykorzystano węglowodorową substancję TM-185 (paliwo ropopochodne) oraz jako utleniacz mieszaninę AK-27I (27°C roztwór tlenków azotu w kwasie azotowym). Agregat turbopompowy napędzany gazami powstałymi w gazogeneratorze drogą katalityczne-

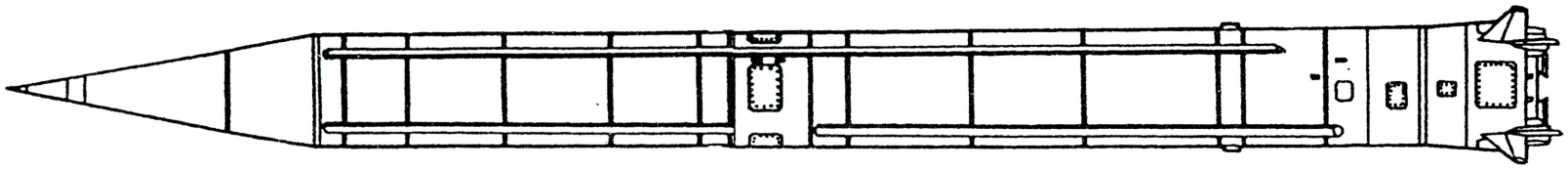
go rozkładu 80% nadtlenku wodoru na posrebrzanych, miedzianych siatkach. Zapłon paliwa chemiczny za pomocą paliwa rozruchowego TG-02. Ciąg zespołu napędowego regulowany zmianą masowego natężenia przepływu nadtlenku wodoru do generatora gazu.

Na start rakieta była dostarczana w stanie niezatankowanym. Po ustawieniu jej w położeniu pionowym przeprowadzano przycelowanie drogą przemieszczania stołu startowego z ustawionym na nim pociskiem, a następnie następowało napełnienie gazami i komponentami paliwa. Całkowity czas przygotowania pocisku do startu wynosił około 3 godzin.

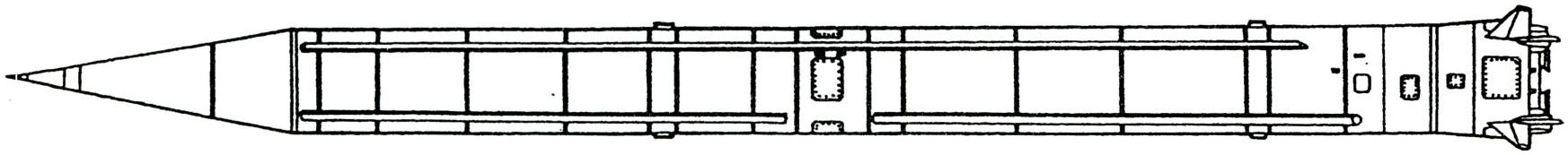
Wyposażenie naziemne wersji R-12U wykonane było w wariancie stacjonarnym. Dzięki mechanizacji i automatyzacji procesu przygotowania przedlotowego został znacznie uproszczony i skrócony.



Rys .**95** . Przygotowanie i start rakiety R-12

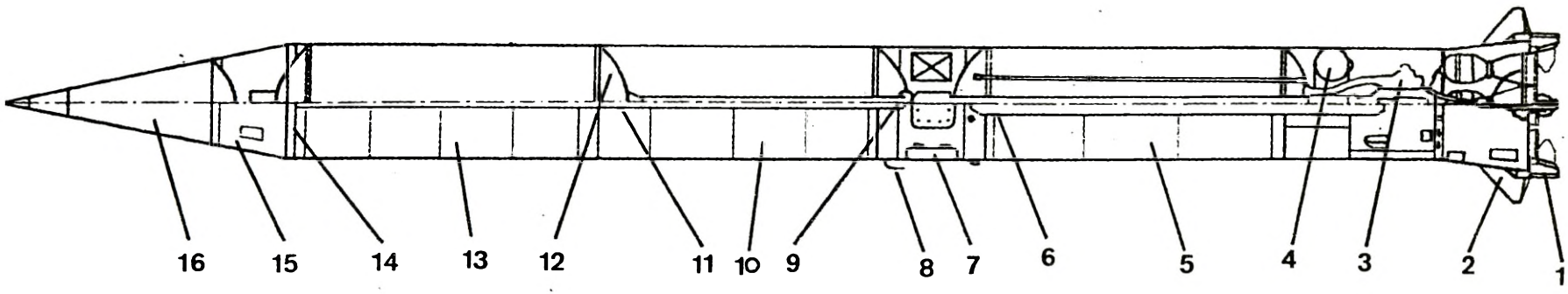


PROTOTYP R-12



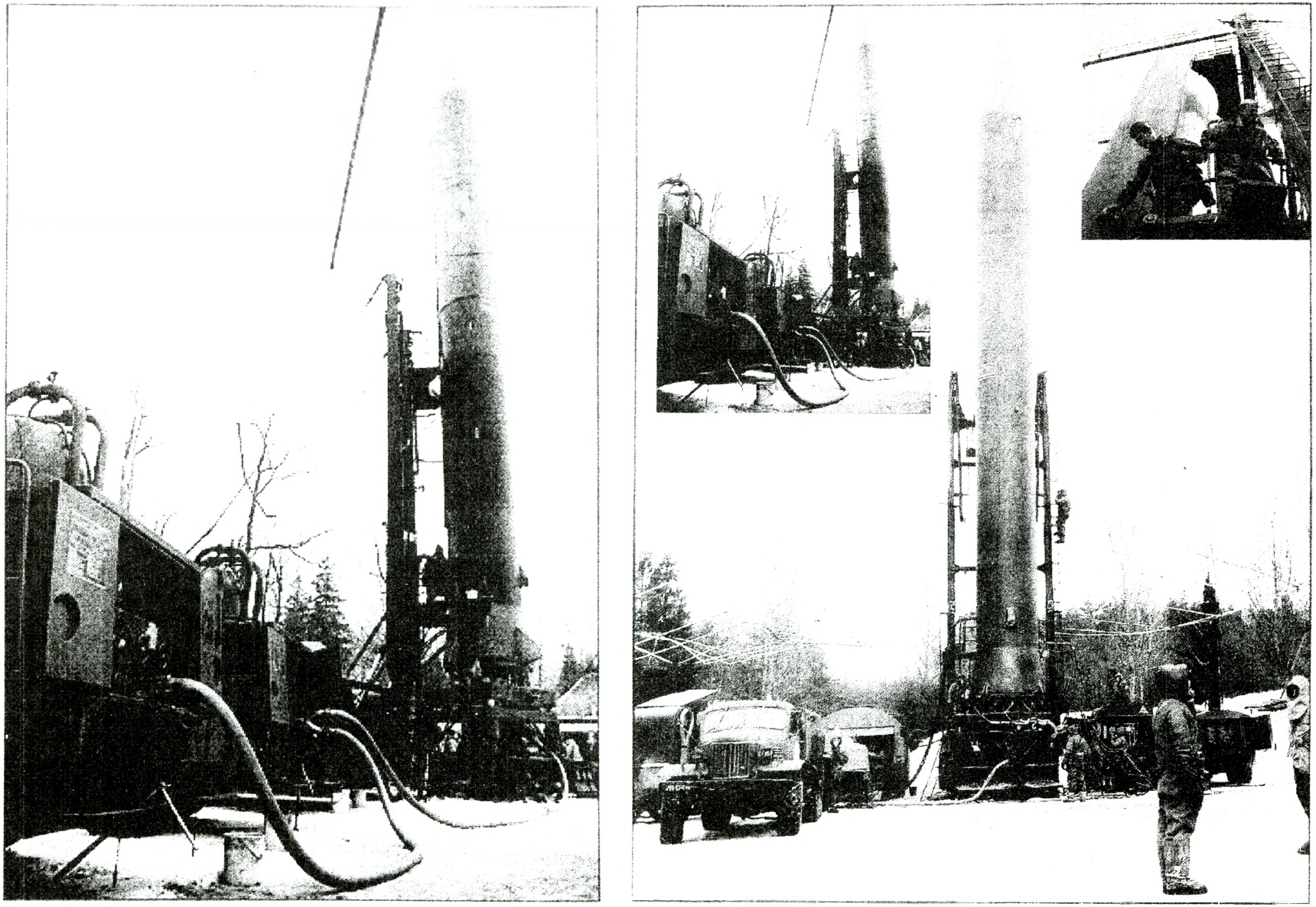
SERYJNY EGZEMPLARZ R-12

Rys .96 . Prototyp i egzemplarz seryjny rakiety R-12

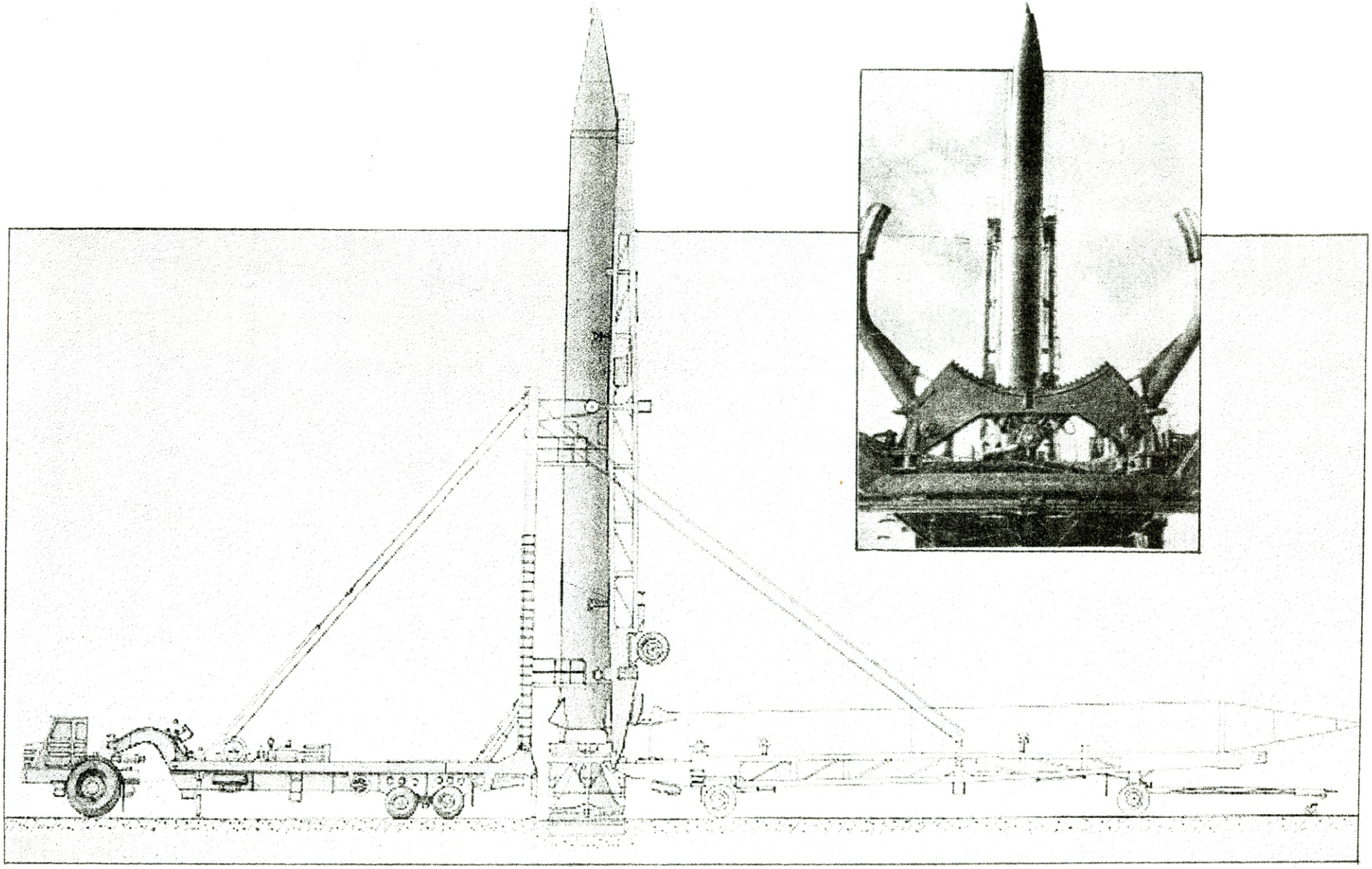


1 . OPORY STERÓW GAZOWYCH
2 . STABILIZATORY AERODYNAMICZNE
3 . AGREGAT CIŚNIENIA
4 . ZBIORNIK KULISTY
5 . ZBIORNIK PALIWA
6 . OSŁONA PRZEWODU
7 . PRZEDZIAŁ WYPOSAŻENIA
8 . ANTENA
9 . ZAWÓR PRZELEWOWY
10 . ZBIORNIK UTLENIACZA
11 . ARMATURA ZBIORNIKA
12 . PRZEDZIAŁ MIĘDZYZBIORNIKOWY
13 . ZBIORNIK UTLENIACZA
14 . PIERŚCIEŃ WZMACNIAJĄCY
15 . POKRYWA CZĘŚCI BOJOWEJ
16 . PRZEDZIAŁ BOJOWY

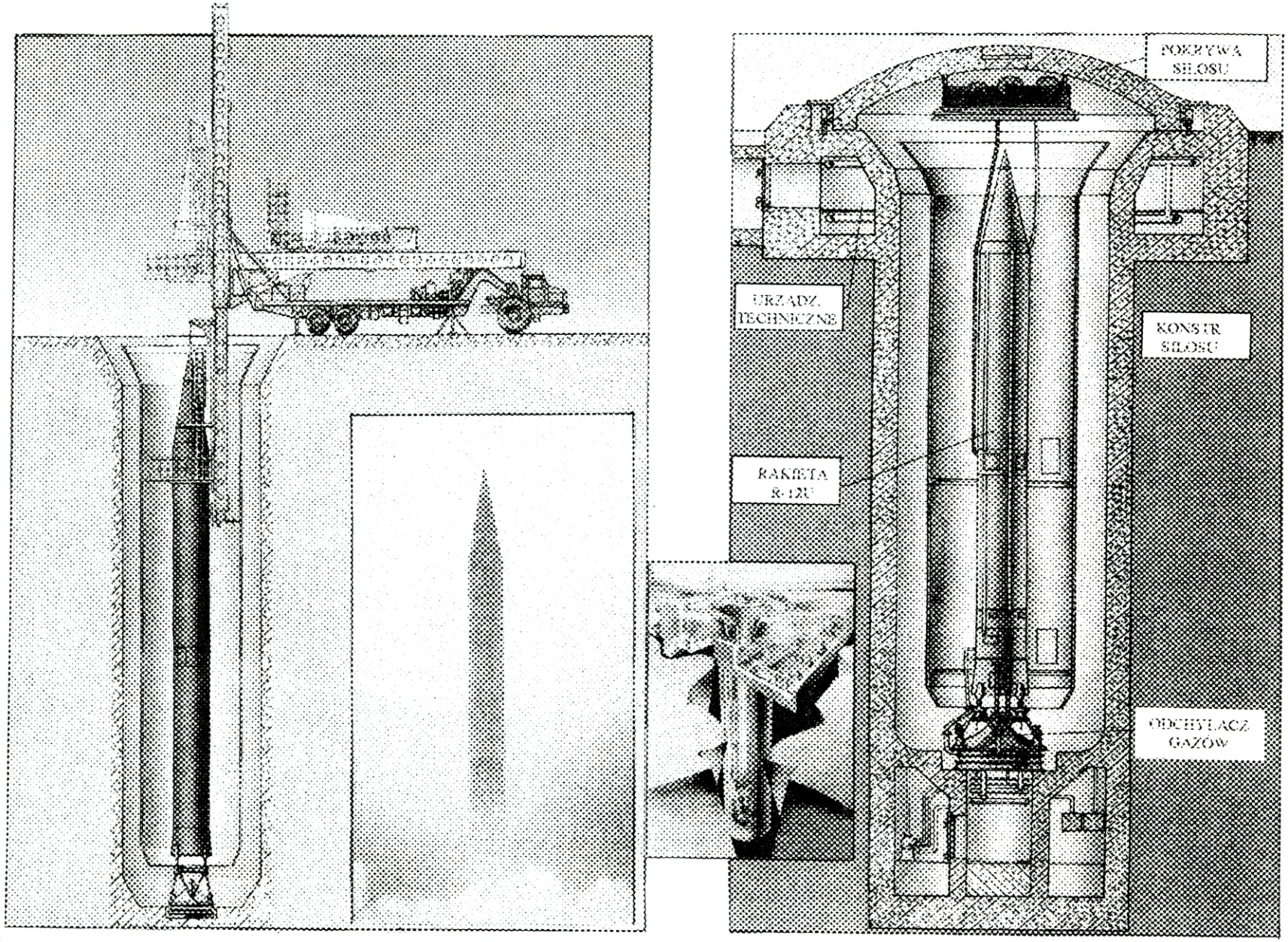
Rys . **97** . Ogólna budowa rakiety R-12



Rys. 98 . Prace techniczne przy rakiecie R-12 na SS



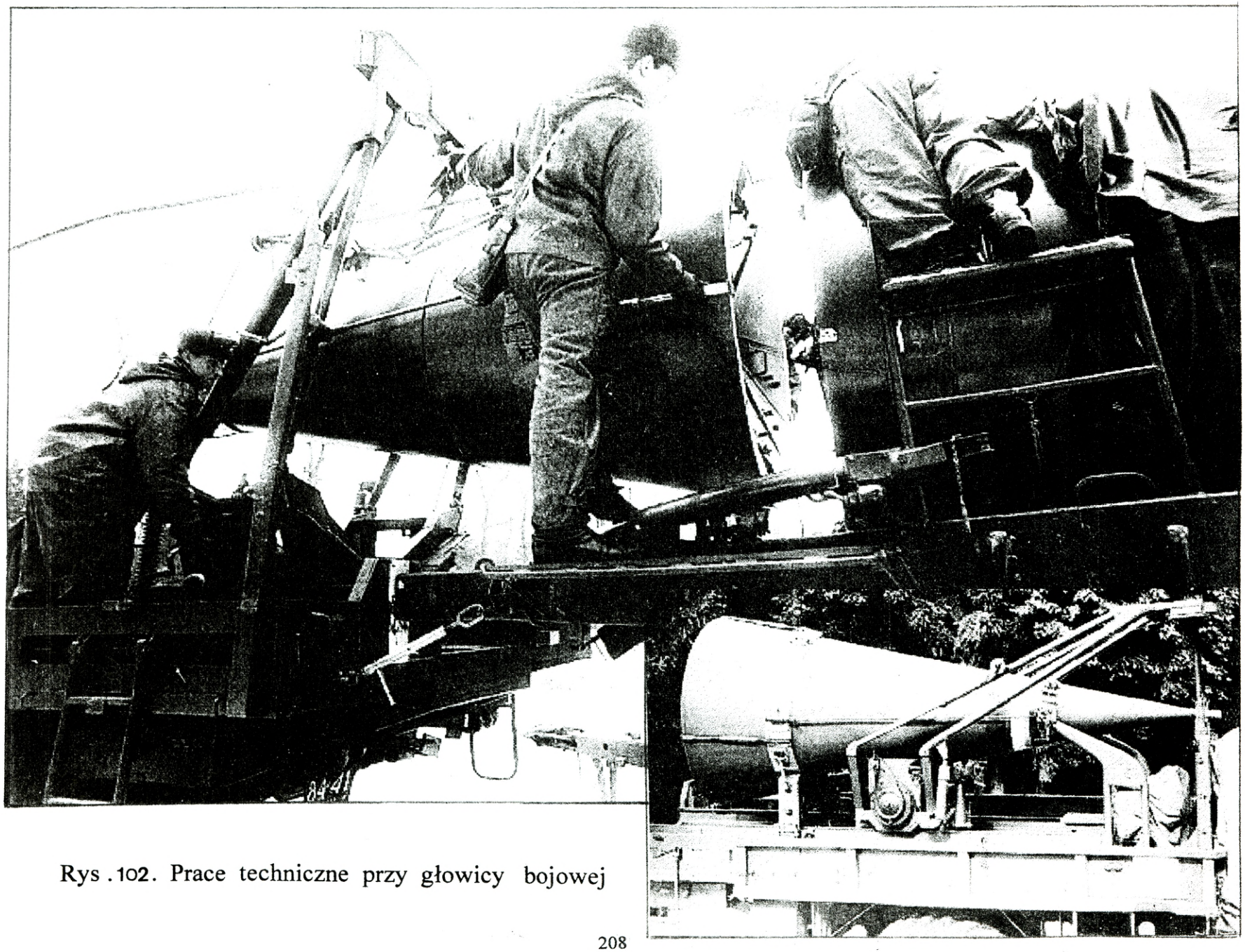
Rys . **99** . Schemat ustawiania R-12 na stole startowym



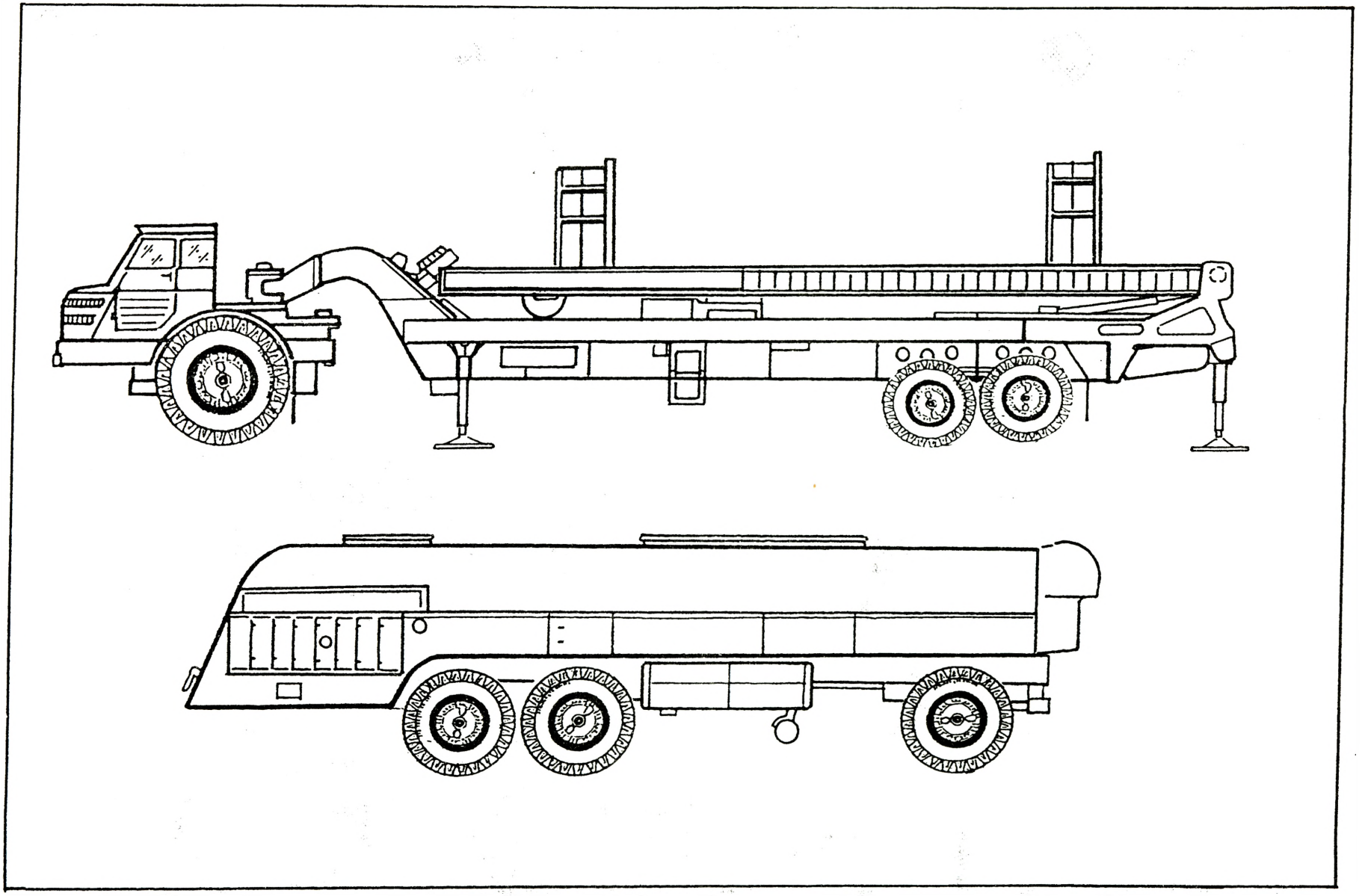
Rys . 100 . Sposób montowania głowicy bojowej na rakietę R-12U , oraz przekrój pionowy podziemnej wyrzutni- silosu



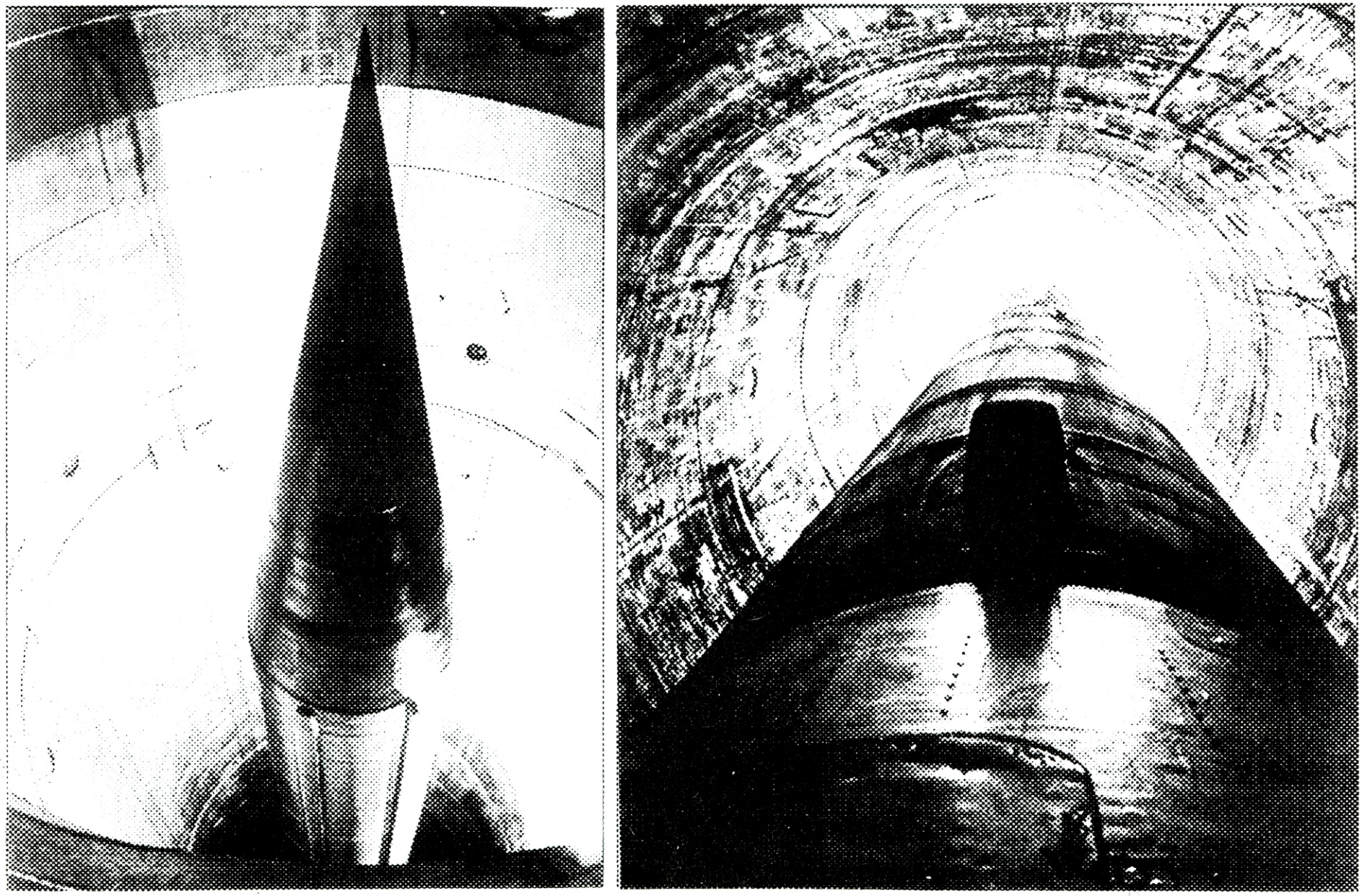
Rys. 101 . Przegląd techniczny rakiety R-12



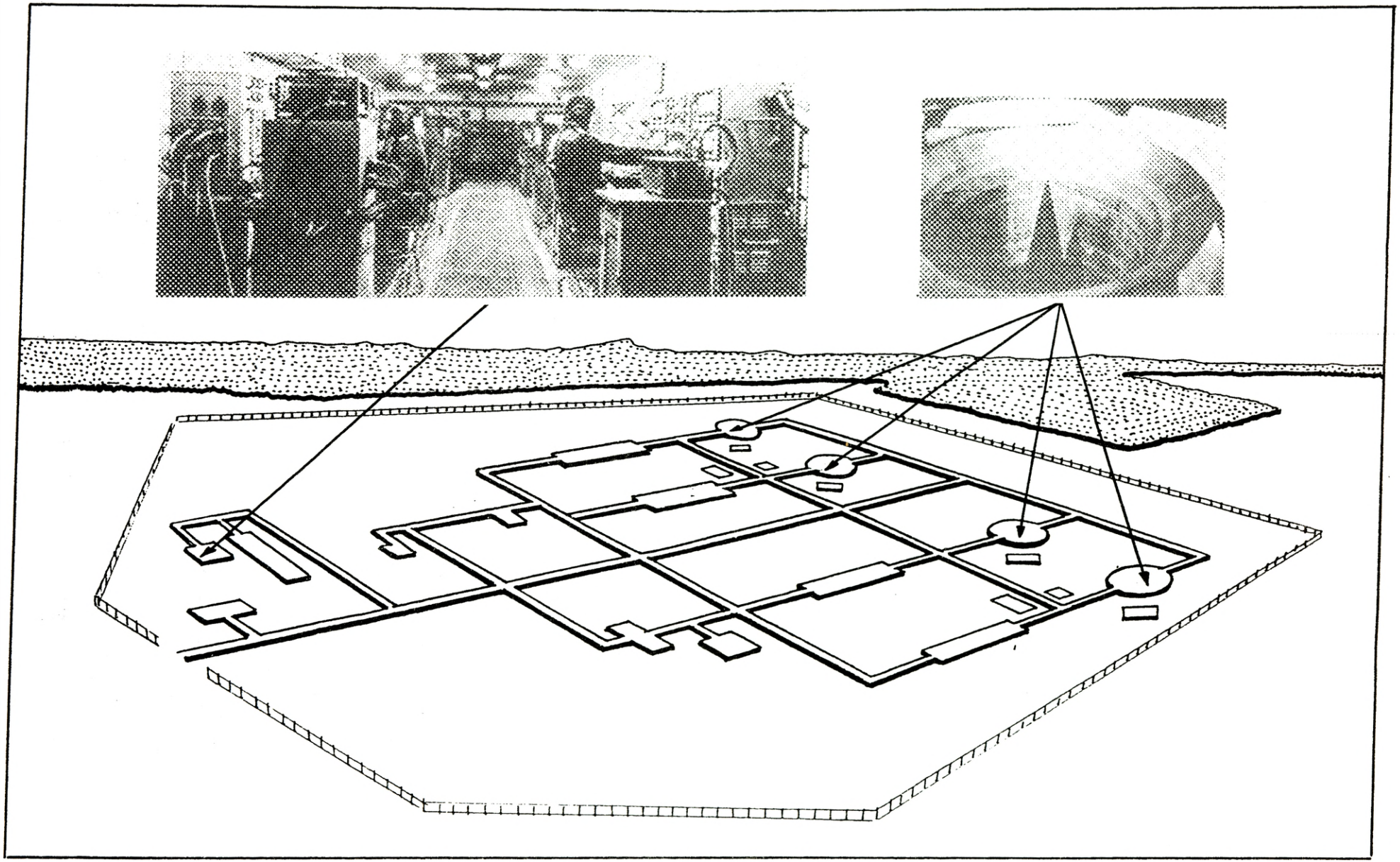
Rys . 102. Prace techniczne przy głowicy bojowej



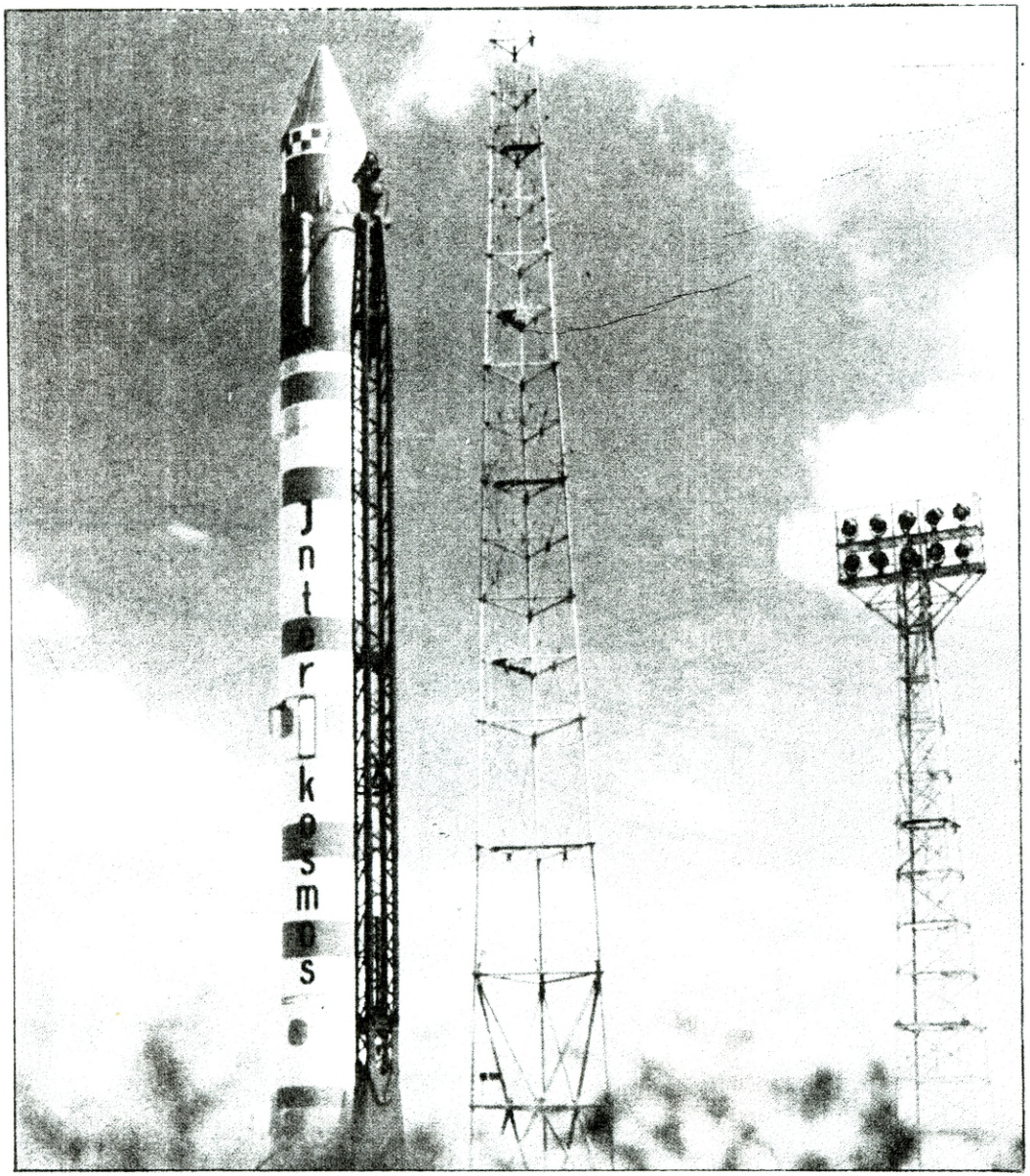
Rys.103 . Wybrany sprzęt zabezpieczenia kompleksu R-12, u góry pojazd techniczny do ustawiania rakiety na dole cysterna do przewożenia komponentów paliwa.

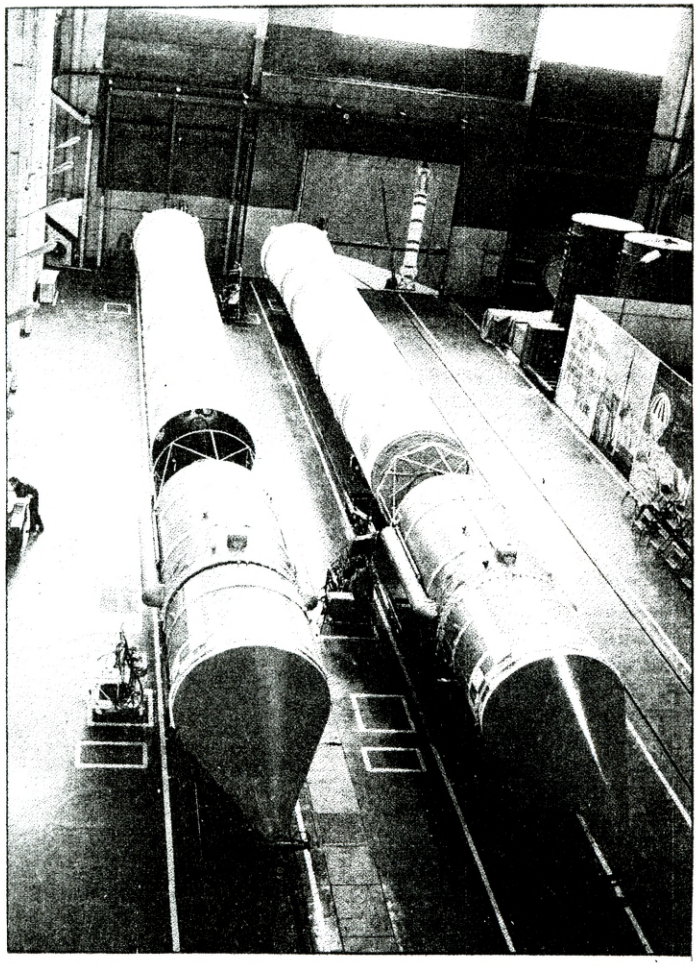


Rys .104. Rakieta R-12 w szybie wyrzytni podziemnej



Rys .105. Schemat rozmieszczenia stanowisk startowych w pułku rakiet R-12 U

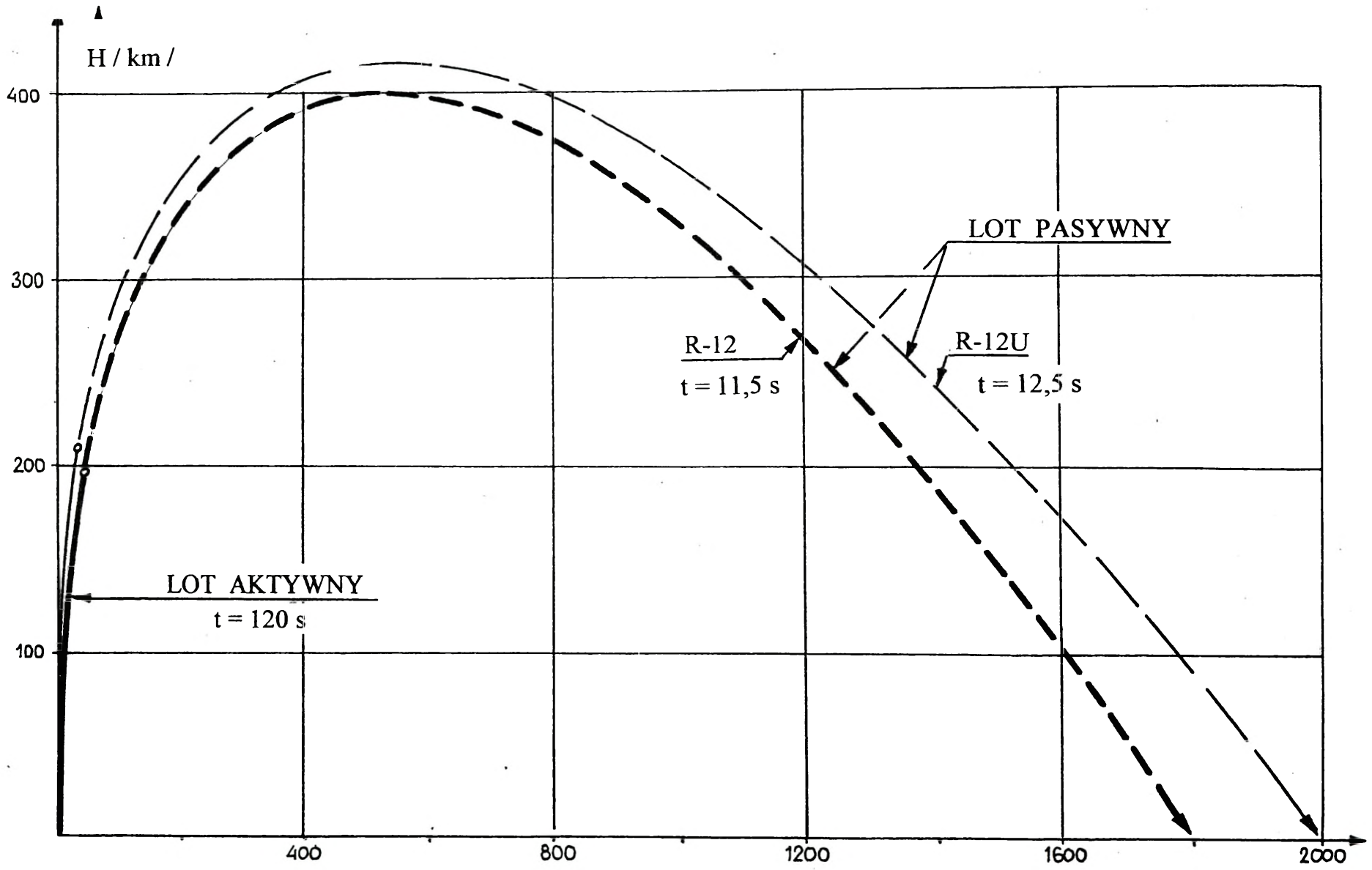




Rys .106 . Rakiety-nosiciele sztucznych satelitów , wykonane na bazie rakiety R-12

DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU R-12

OZNACZENIE KOMPLEKSU	:	R-12 „DWINA"	ZASIĘG MAKSYMALNY (km)	:	
OZNACZENIE USA	:	SS-4	WERSJA: R-12	:	1800
OZNACZENIE NATO	:	SANDAL	R-12U	:	2000
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	:	22,77	BŁĄD KOŁOWY (m)	:	2300
ŚREDNICA RAKIETY (m)	:	1,65	CZAS PRZYG. DO STARTU (min.)	:	120
MASA START. RAKIETY (kg)	:	42,2	ROK PRZYJĘCIA DO UZBR.		
ILOŚĆ STOPNI	:	1	WERSJA: R-12	:	1959
MASA GŁOWICY (kg)	:		R-12U	:	1964
RODZAJ GŁOWICY	:	JĄDROWA	KONSTRUKTOR	:	M.K.JANGIEL
TYP SILNIKA	:	RD-214	ILOŚĆ WYPRODUK. EGZ. (szt.)	:	2300
MOC GŁOWICY	:	1 Mt	SYST. KIEROWANIA	:	INERCYJNY
TYP PALIWA	:	TM-185	ROK LIKWIDACJI	:	1989
TYP UTLENIACZA	:	AK-27i			
CZAS PRACY SILNIKA (s)	:	140			
MASA SILNIKA (kg)	:	645			
RODZAJ WYRZUTNI					
R-12	:	STÓŁ STARTOWY			
R-12U	:	PODZIEMNA			
PRODUCENT	:	ZAKŁAD Nr 586			



Rys .107 Przybliżone tory lotów rakiet rodziny R-12

RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU 8K65 R-14 „CZUSOWAJA" (SS-5 „SKEAN")

Jeszcze nie zakończono programu badań w locie rakiety R-12 gdy stało się oczywiste, że osiągnięcie zasięgu umożliwiającego atakowanie celów położonych na całym obszarze kontynentalnego teatru działań wojennych nie będzie możliwe.

2 lipca 1958 r. OKB-586 otrzymało od Rady Ministrów zadanie opracowania rakiety o zasięgu 3600 km. Bazując na dotychczasowych doświadczeniach konstruktorzy biura w okresie dwóch lat wykonali postawione im zadanie. 6 lipca 1960 r. na poligonie Kapustin Jar odbył się pierwszy start nowej rakiety, oznaczonej R-14. Pierwsza seria doświadczalnych startów pokazała, że nie wszystko jest należycie dopracowane. Między innymi w instalacji paliwowej pojawiało się zjawisko kawitacji. Z problemami uporano się stosunkowo łatwo, 15 lutego 1961 r. zakończono badania państwowe, 24 kwietnia rakietowy kompleks z pociskiem R-14 został przyjęty na uzbrojenie Wojsk Rakietowych Strategicznego przeznaczenia.

R-14 była jednostopniową rakietą balistyczną o średnim zasięgu. Zbudowana w układzie klasycznym. Zespół napędowy stanowił silnik RD-216, który tworzyły dwa identyczne bloki posiadające po dwie komory spalania, zespół turbopompowy, generator gazu i system automatyki. Po raz pierwszy w radzieckich rakietach generator gazu wykorzystywał główne komponenty paliwa, co pozwoliło na wyeliminowanie dotychczas stosowanego nadtlenku wodoru i uprościło eksploatację rakiety.

W charakterze komponentów paliwa, po raz pierwszy, wykorzystano niesymetryczną dwumetylohydrazynę (substancja palna) oraz kwas azotowy (utleniacz), które przy wzajemnym kontakcie ulegają samozapłonowi. W magistralach doprowadzających paliwo rakietowe zastosowano – także po raz pierwszy – przeponowe zawory oddzielające zespół napędowy od zbiorników, co pozwoliło na wyeliminowanie szkodliwego oddziaływania paliwa na elementy instalacji oraz długotrwałe przechowywanie rakiety w stanie zatankowanym.

Turbo zespół tworzyły dwie ślimakowo – odśrodkowe pompy paliwowe z dwustronnymi wlotami oraz dwustopniową turbiną. Zasilanie turbopomp bez dopalania gazu generatorowego (układ otwarty). Regulacja ciągu następowała poprzez zmianę masowe-

go natężenia przepływu paliwa doprowadzanego do zasilania generatora gazu, a sterowanie kierunkiem jego wektora zapewniały stery gazowe.

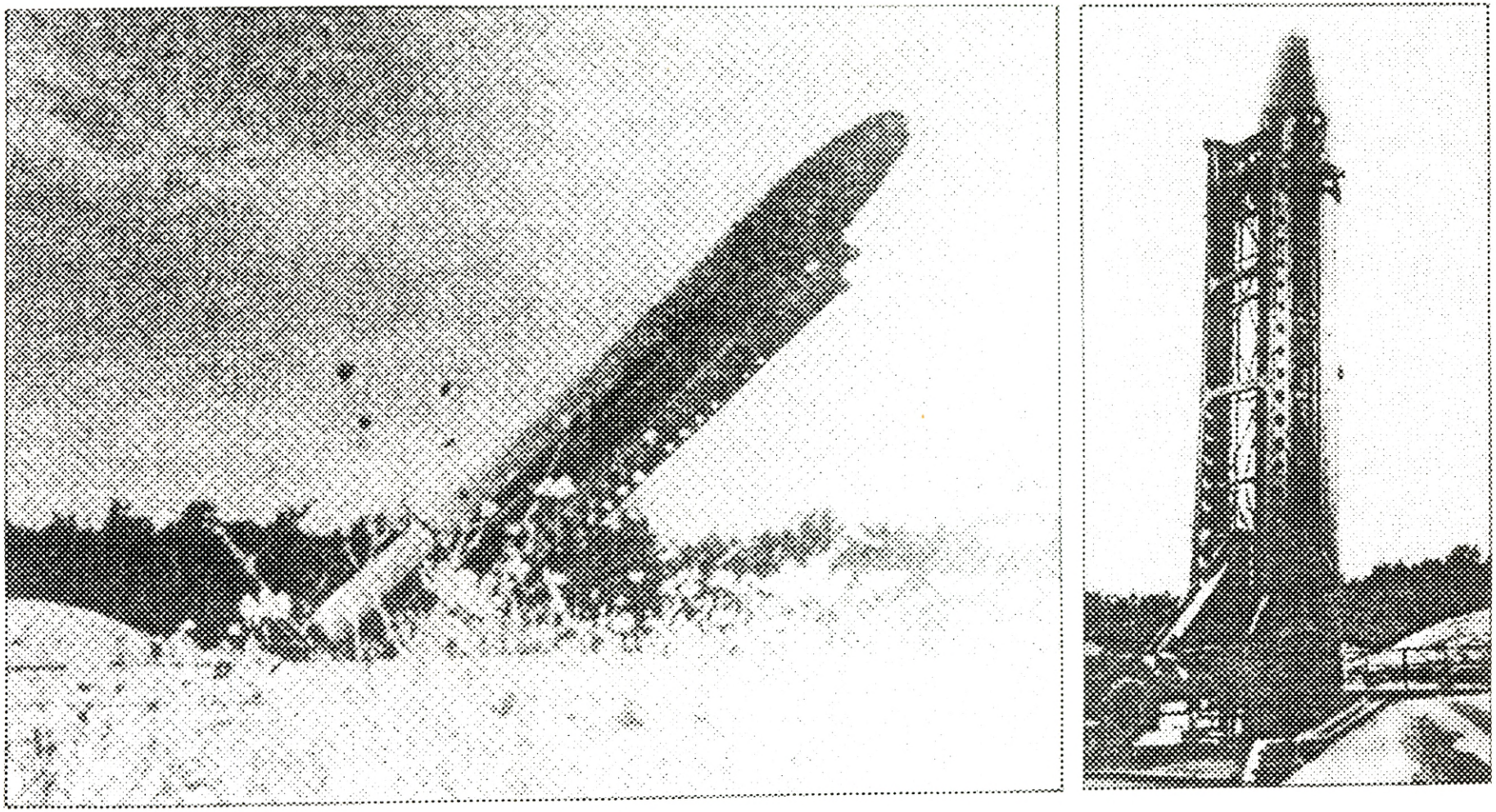
Rakieta posiadała bezwładnościowy układ kierowania. Po raz pierwszy użyto platformy z pneumatycznym zawieszeniem żyroskopów.

Głowica bojowa oddzielała się od korpusu rakiety w chwili zakończenia pracy silnika marszowego. Aby wykluczyć możliwość kolizji korpusu rakiety z głowicą po jej oddzieleniu zastosowano 3 hamujące prochowe silniki rakietowe. Termojądrowy ładunek głowicy miał moc około 1 Mt. Mógł on trafiać w celu z dokładnością 1,9 km.

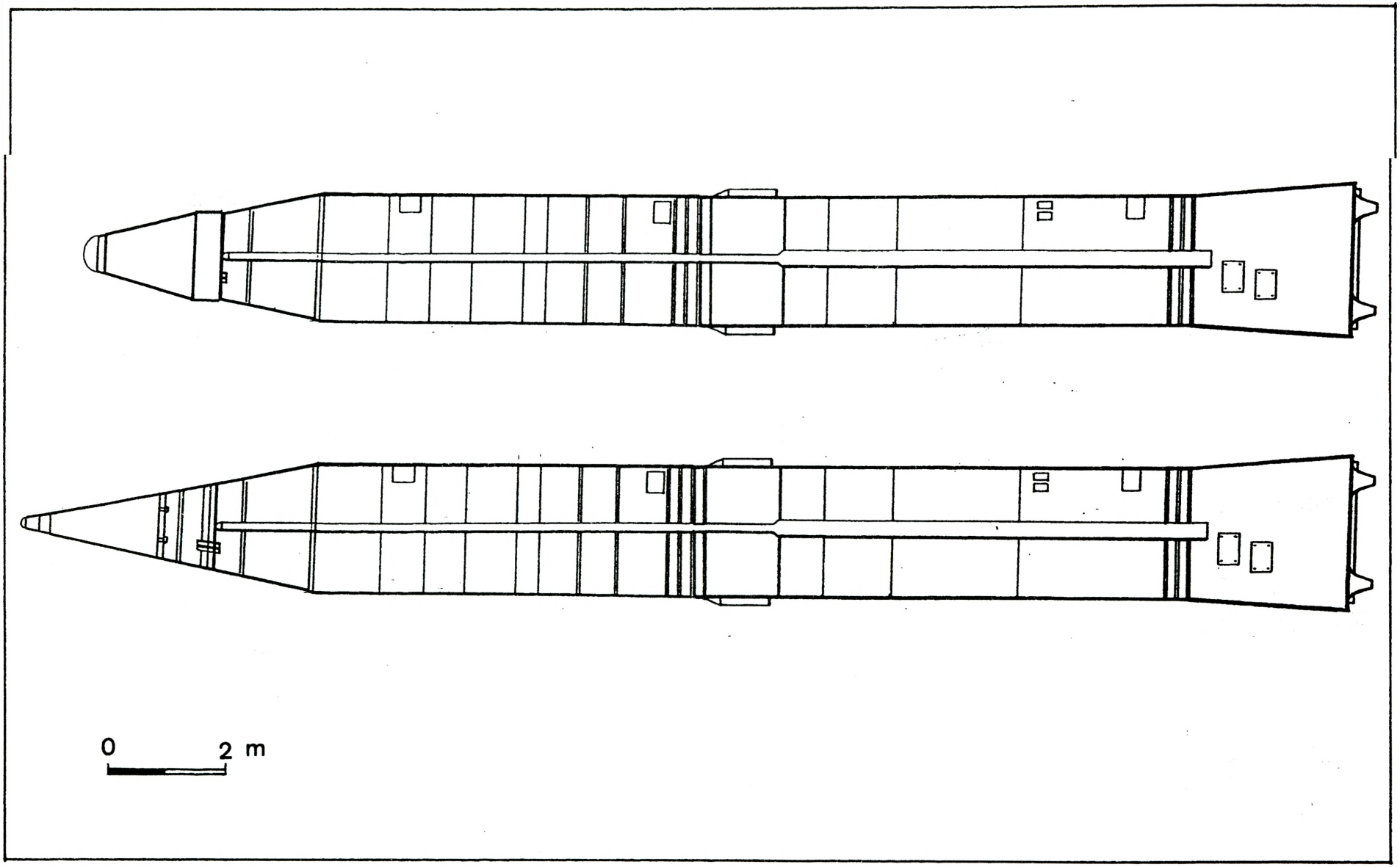
Pocisk posiadał m.in. system awaryjnego zadziałania ładunku jądrowego oraz układ wyłączenia zespołu napędowego w przypadku znacznego odchylenia toru lotu od zadanej trajektorii. Przystosowany był do startu z wyrzutni naziemnych.

11 lutego 1962 r. po raz pierwszy odpalono zmodernizowany pocisk o oznaczeniu R-14U (8K65U), który mógł bazować w podziemnych wyrzutniach – silosach. Próby wykonywano na poligonie Kapustin Jar, gdzie wybudowano specjalny, doświadczalny silos. W październiku następnego roku zostały one pomyślnie zakończone i system przyjęto na uzbrojenie.

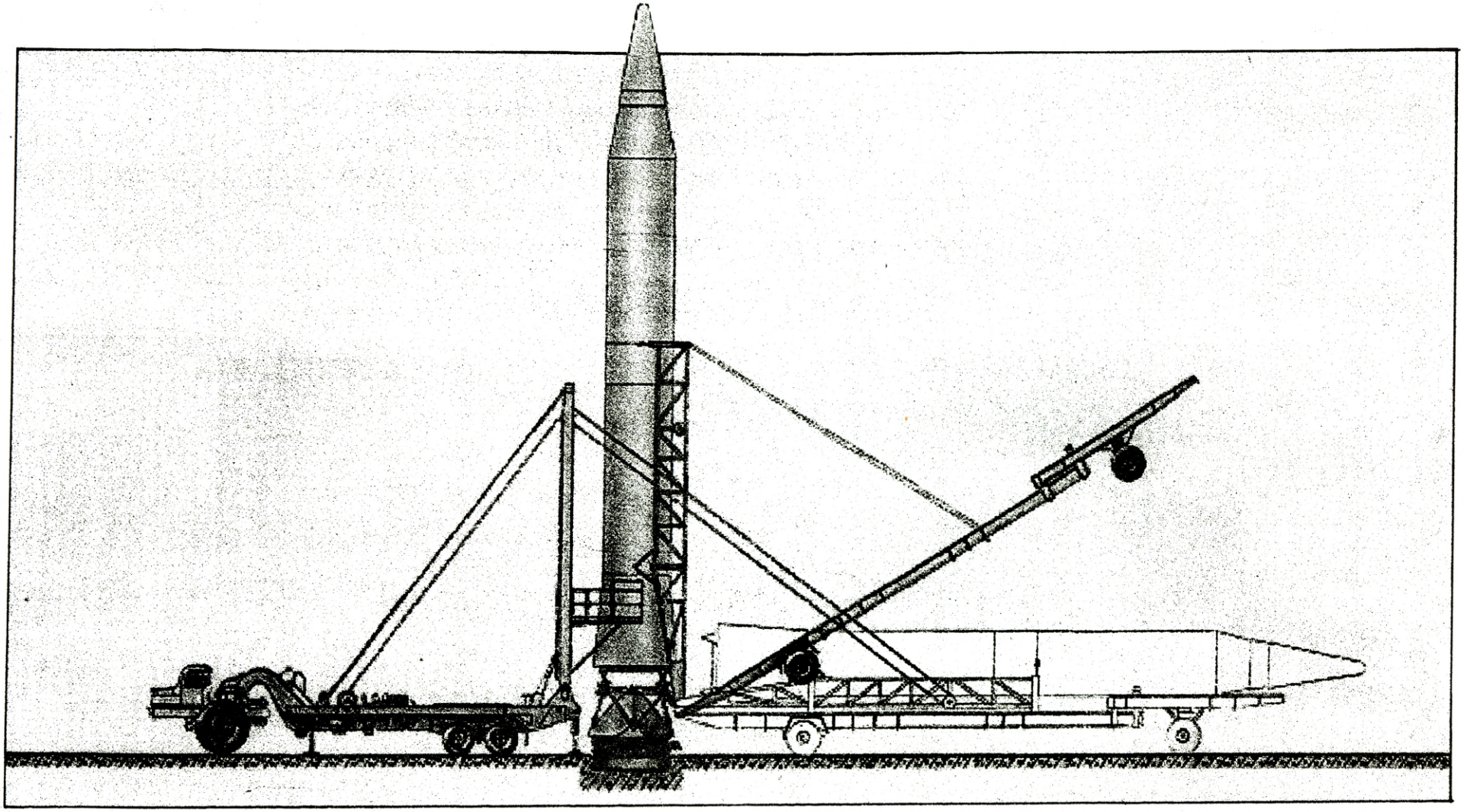
Wprowadzanie pierwszej wersji pocisków R-14 do służby rozpoczęto w 1961 r. Ich ilość nigdy nie przekroczyła 100 sztuk. W latach 1965-1977 w użyciu znajdowało się 97-90 pocisków, większość których wycelowana była na obiekty położone w Europie Zachodniej. W następnych latach ich ilość ulegała stopniowej redukcji. W roku 1983 w gotowości bojowej znajdowało się zaledwie 16 rakiet R-14. Ostatnie pociski wycofano z uzbrojenia w połowie lat osiemdziesiątych.



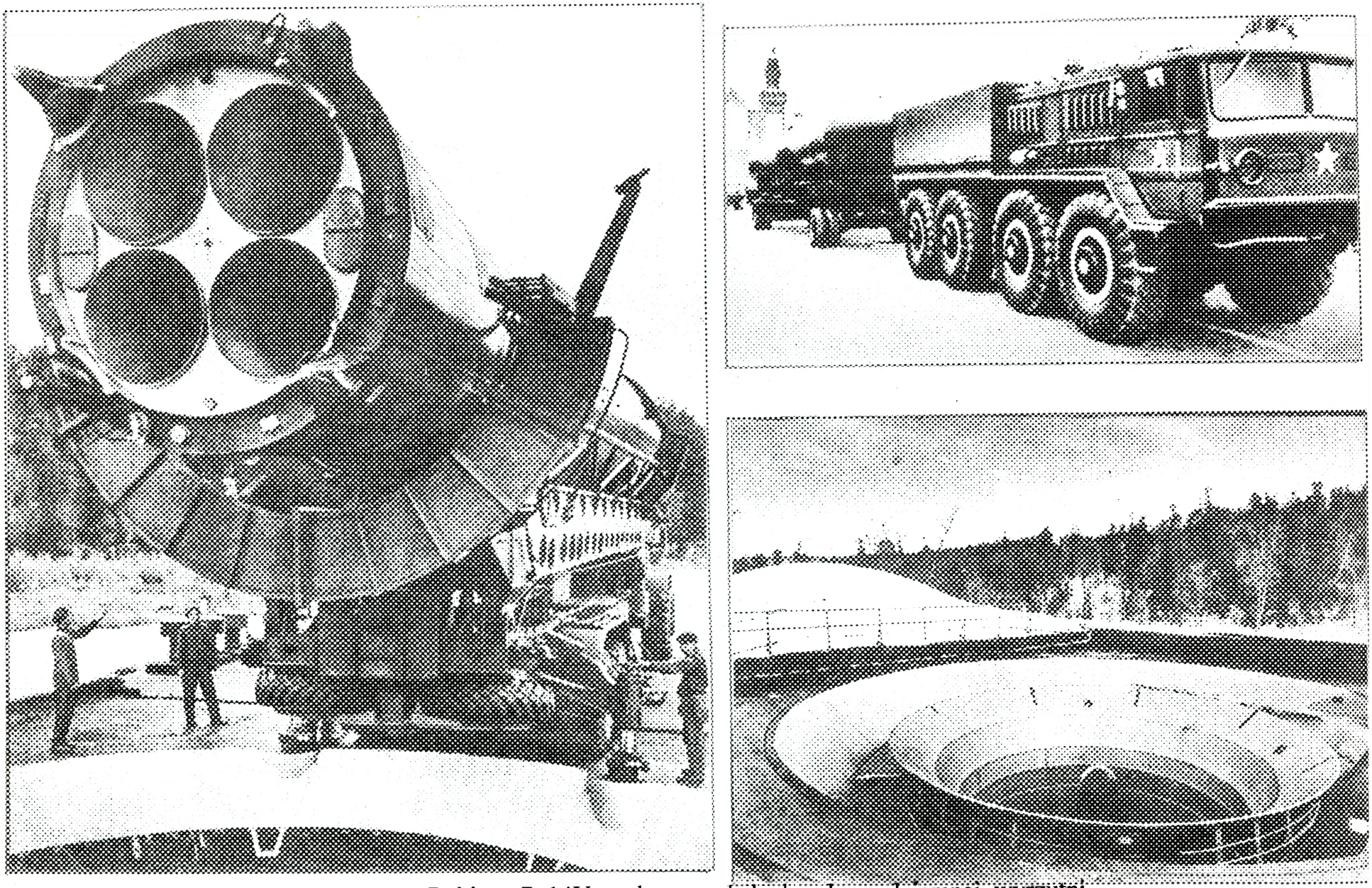
Rys . 108 . Poszczególne fazy ustawiania rakiety R-14 na SS



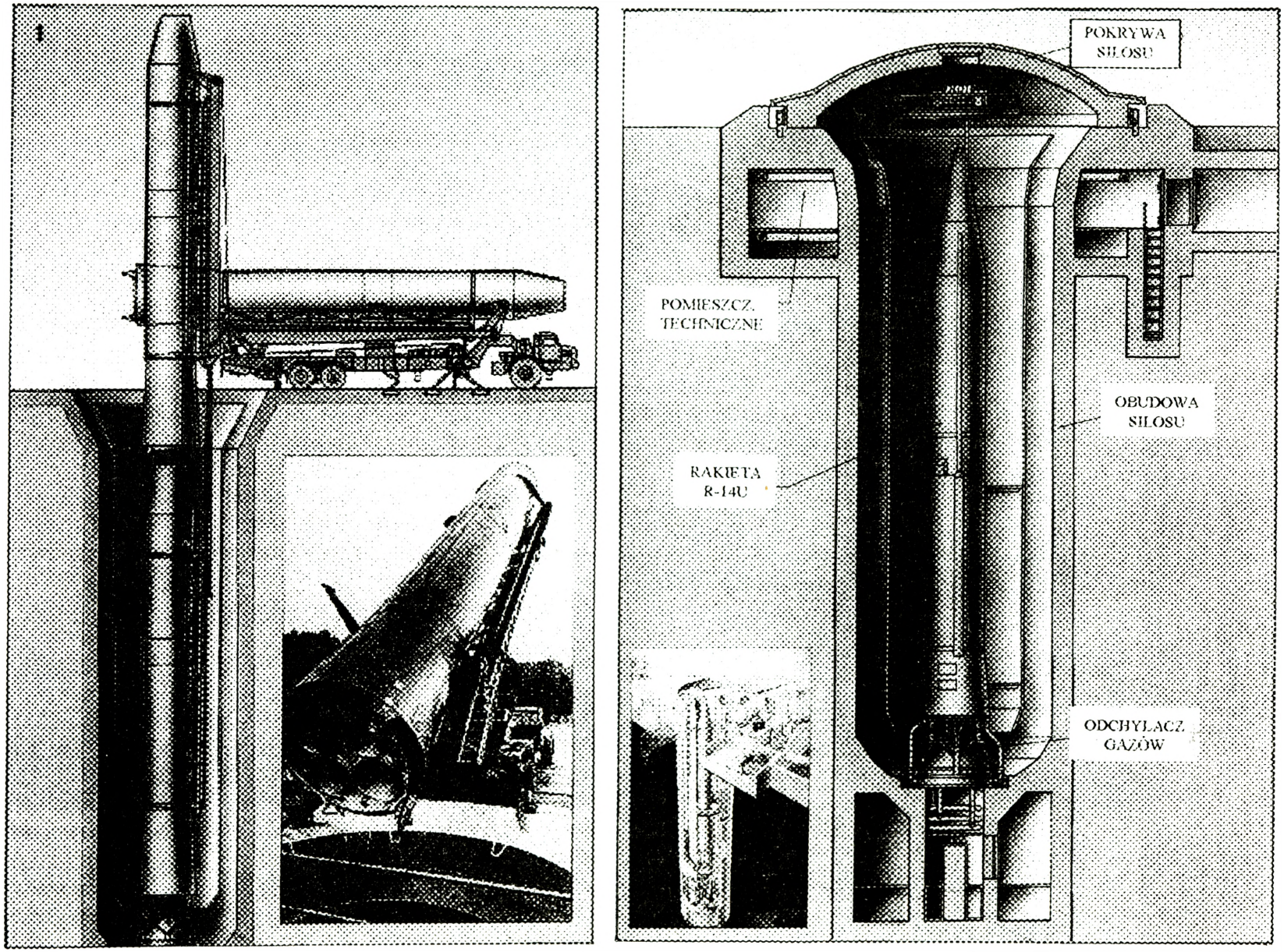
Rys .109. Różne wersje rakiety R-14



Rys .110 . Ustawianie rakiety R-14 na SS



Rys . 111 . Rakieta R-14U podczas załadunku do podziemnej wyrzutni - silosu / SZPU / , oraz podczas parady w Moskwie

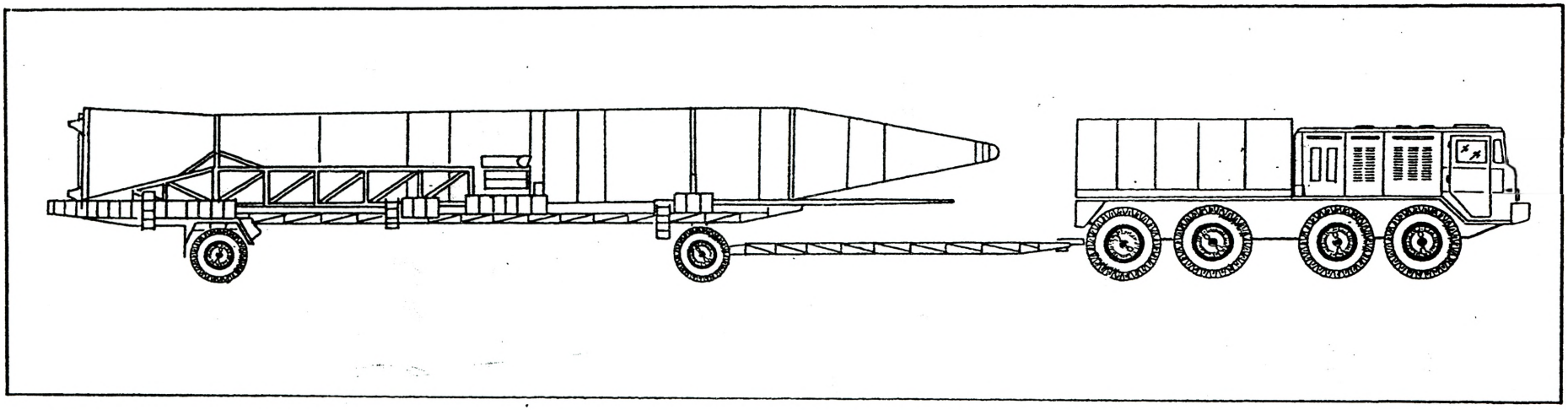


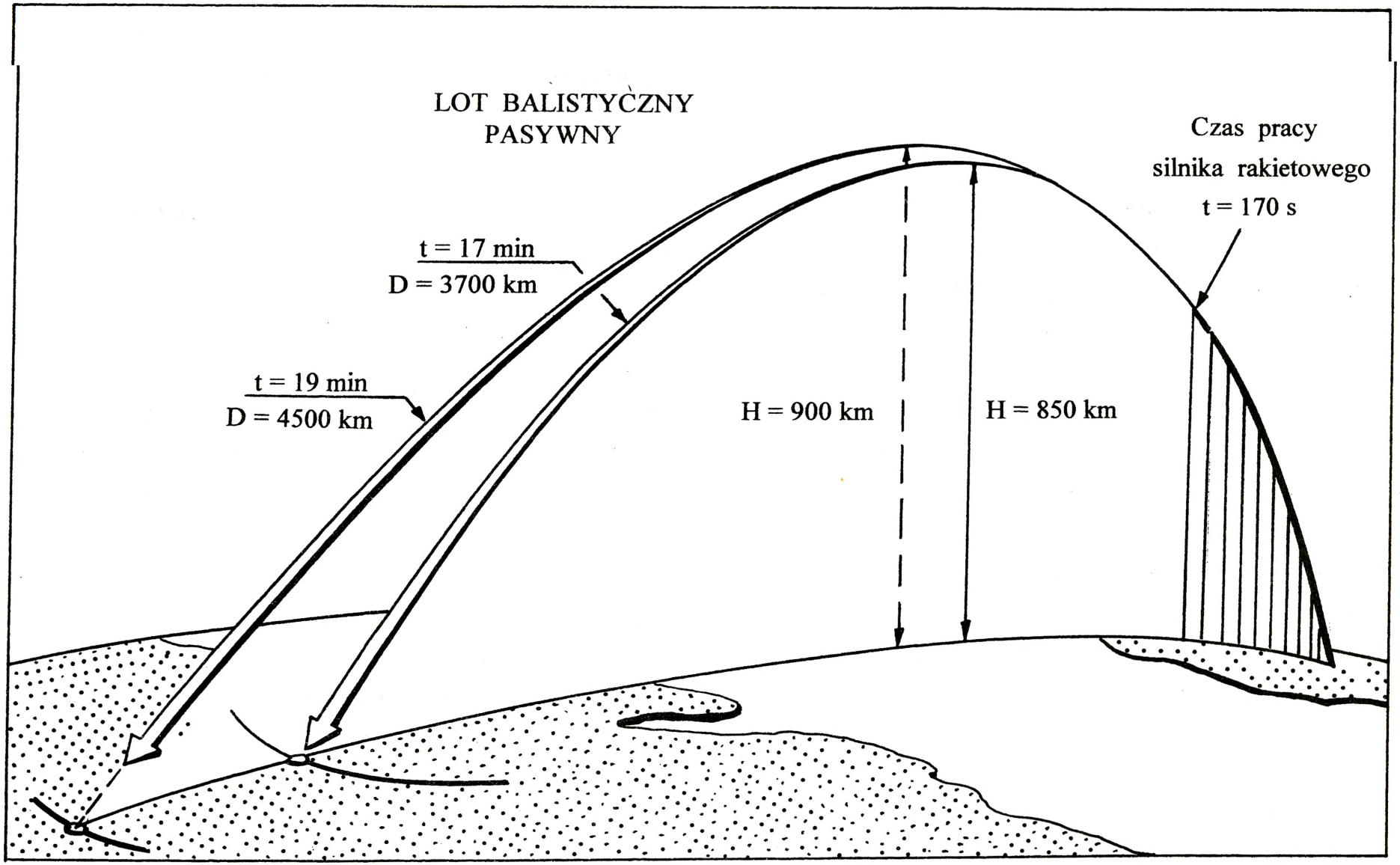
Rys .112 . Poszczególne fazy ustawiania rakiety R-14U w szybie podziemnej wyrzutni

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE R-14

OZNACZENIE KOMPLEKSU	R-14 „CZUSOWAJA" 8K65
OZNACZENIE USA	SS-5
OZNACZENIE NATO	SKEAN
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	24,30
ŚREDNICA RAKIETY (m)	2,40
MASA STARTOWA (T)	78
RODZAJ GŁOWICY	JĄDROWA
MOC GŁOWICY (kT)	1
SILNIK RAKIETOWY	RD-216
CIĄG SILNIKA (T)	138
PALIWO – TYP	NDMG
MASA SILNIKA (kg)	1325
CZAS PRACY SILNIKA (s)	170

ZASIĘG RAKIETY (km)	3700-4500
CZAS PRZYG. DO STARTU (min.)	120
SYSTEM KIEROWANIA	INERCYJNY
WYRZUTNIA T4P	
R-14	NAZIEMNA
R-14U	SILOS (PODZIEMNA)
GŁÓWNY KONSTRUKTOR	MK JANGIEL
ROK WPROWADZENIA DO UZBROJENIA WOJSK	
R-14	1961
R-14U	1963
LIKWIDACJA	1990
PODSTAWOWA JEDN.ORG.	PUŁK





Rys .113. Tory lotu rakiet R-14

RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU 8K96 RT-15 (SS-14 SCAPEGOAT)

Jednocześnie z rozpoczęciem prac nad opracowaniem strategicznych kompleksów rakietowych trzeciej generacji (R-36; UR-100; RT-2), rozmieszczonych w podziemnych wyrzutniach startowych w ZSRR realizowano prace nad powstaniem ruchomych kompleksów z wyrzutniami startowymi umieszczonymi na podwoziach kołowych, gąsienicowych, a także platformach kolejowych. Mimo, iż rozpoznanie satelitarne było wówczas w powijakach to przewidywano, że w niedalekiej przyszłości umożliwi ono dokładne określenie pozycji nieprzyjacielskich silosów. Dzięki temu mogłyby one być łatwo zniszczone przez rakiety przeciwnika, jedyną barierą do pokonania byłaby zależność: precyzja trafienia – moc ładunku – odporność silosu. Sprawa komplikowała się znacznie w przypadku wyrzutni ruchomej – zniszczenie wymagałoby uprzedniego jej odnalezienia. Rakiety międzykontynentalne nie mogły zwalczać wyrzutni ruchomych, gdyż czas ich lotu – 30 - 40 minut – umożliwił bezpieczne wyjście spod uderzenia. W wyniku prowadzonych prac do prób przeprowadzanych w latach 1965-67, skierowano samobieżne kompleksy rakietowe z pociskami RT-15 i RT-20.

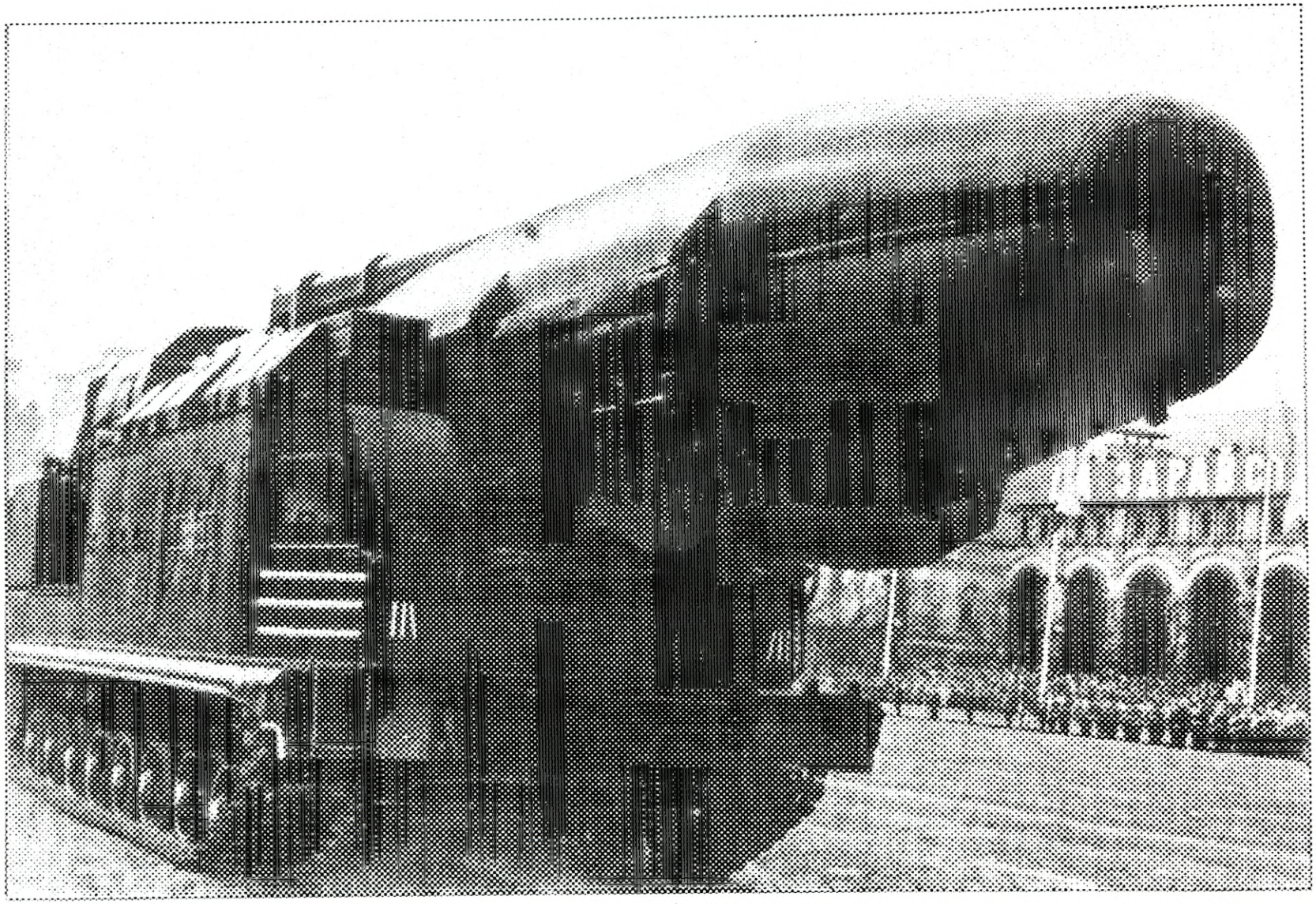
Samobieżny kompleks rakietowy z pociskiem RT-15 powstał w Biurze Konstrukcyjnym „ARSENAŁ". Głównym konstruktorem projektu był P.A. Tjurin. Do budowy pocisku wykorzystano drugi i trzeci stopień rakiety RT-2 na stały materiał pędny opracowanej w OKB-1 z udziałem BK „ARSENAŁ". Ruchoma gąsienicowa wyrzutnia – transporter o oznaczeniu „obiekt 815" została opracowana w Biurze Konstrukcyjnym gen. Ż.J. Kotina przy Zakładach Kirowskich w Leningradzie. Wykorzystano w niej wiele typowych zespołów, przede wszystkim podwozia, czołgu T-10 i prototypowych wozów pochodnych tego okresu. Po raz pierwszy kompleks zaprezentowano publicznie w roku 1965, na pierwszomajowej defiladzie w Moskwie.

Kompleks pozytywnie oceniono w trakcie badań państwowych i rekomendowano do produkcji seryjnej oraz próbnej eksploatacji. Na skutek licznych przyczyn nie był on długo użytkowany. W owym czasie armia nie była gotowa eksploatować tak nowator-

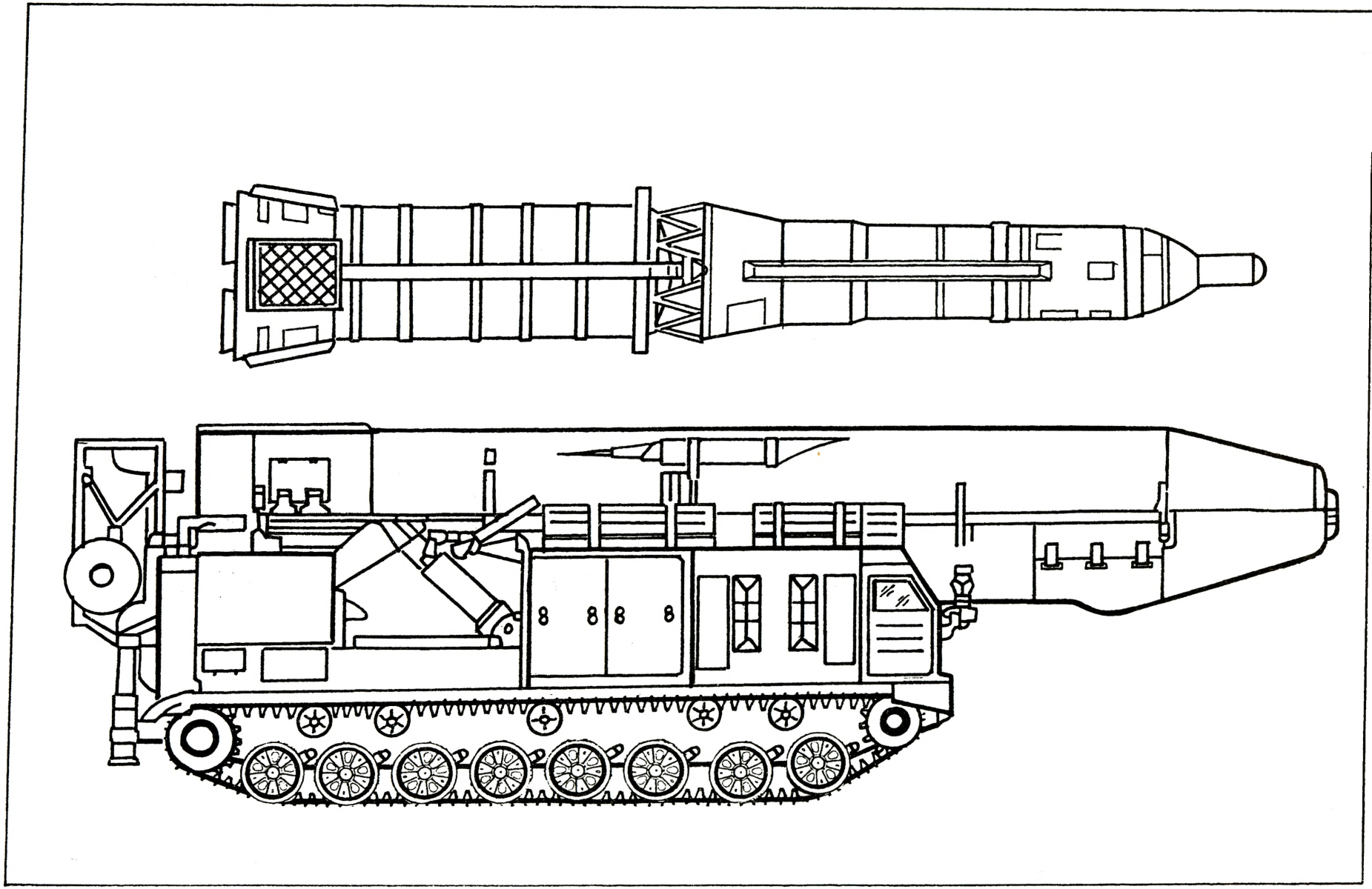
ski rodzaj uzbrojenia. W trakcie prób, które trwały do 1970 r. odpalono 19 pocisków, w tym po jednym dla treningu załóg w 1969 oraz 1970 roku.

Według niektórych źródeł amerykańskich, w końcu lat sześćdziesiątych, system w niewielkich ilościach skierowano do Dalekowschodniego Okręgu Wojskowego i rozwinięto wzdłuż granicy radziecko – chińskiej.

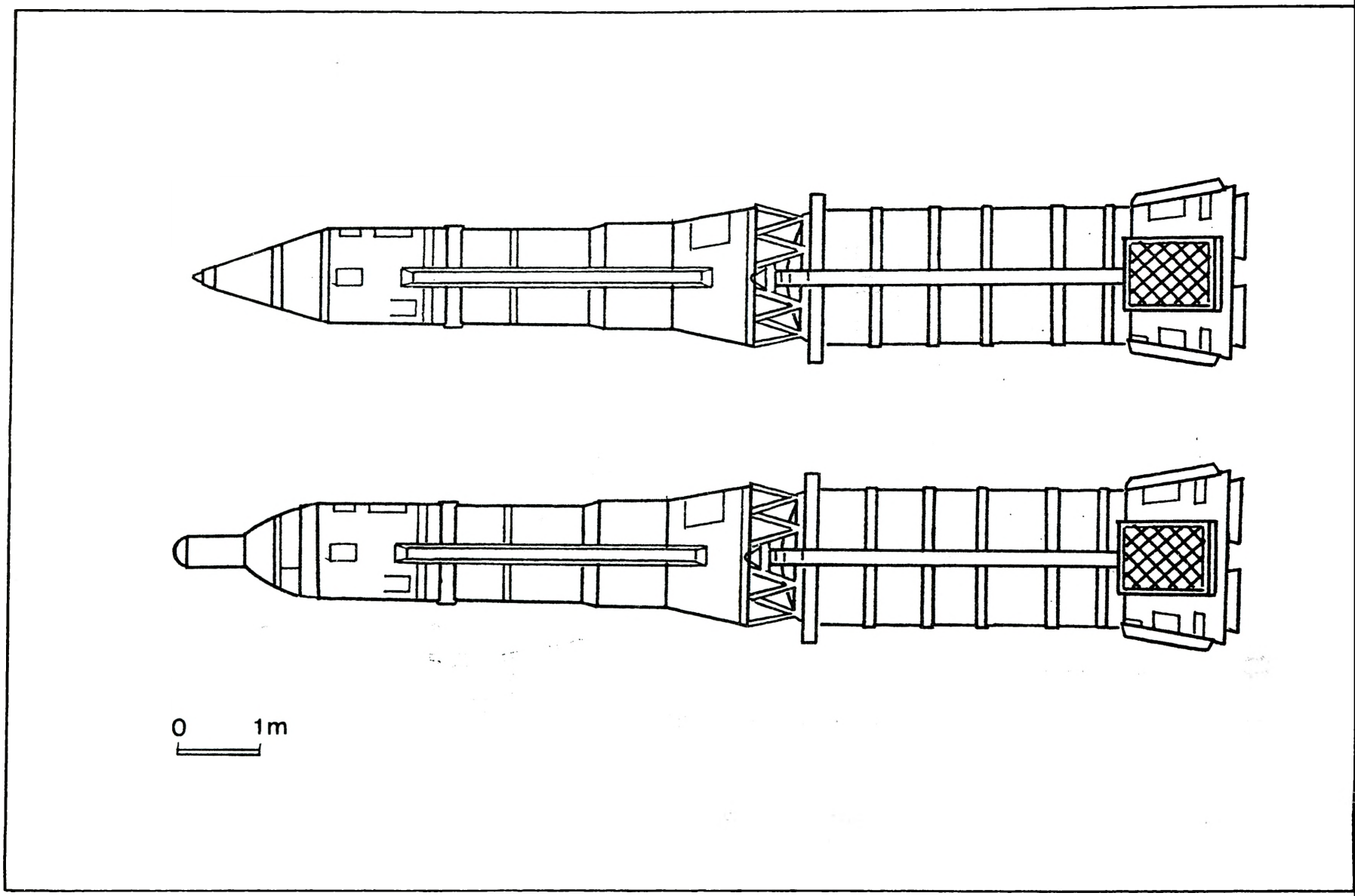
W kodzie NATO pocisk posiadał oznaczenie „Scapegoat", cały system „Scamp".



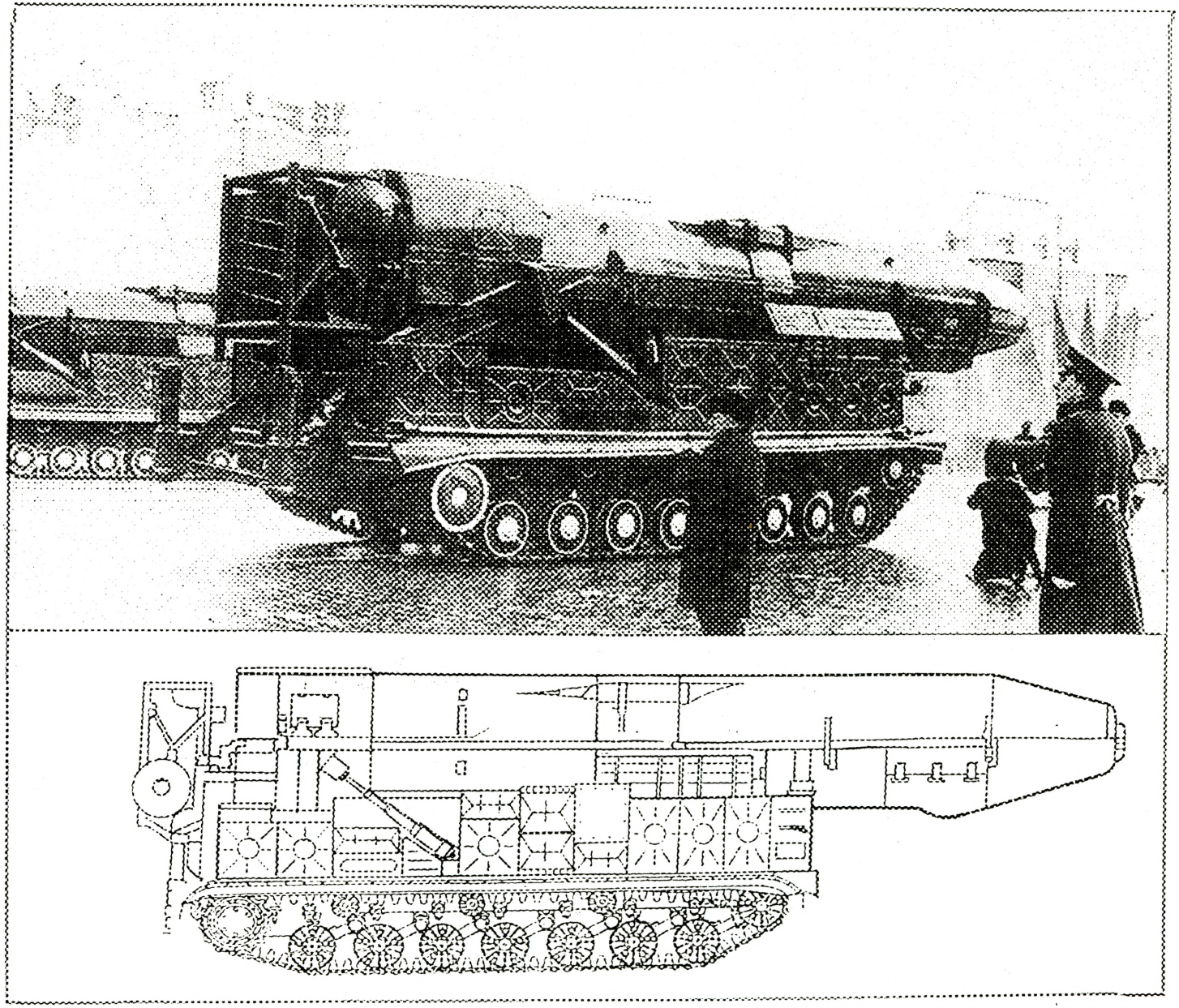
Rys .114 . Wyrzutnia kompleksu 8K96



Rys .115 . Rzut boczny wyrzutni i rakiety kompleksu 8K96



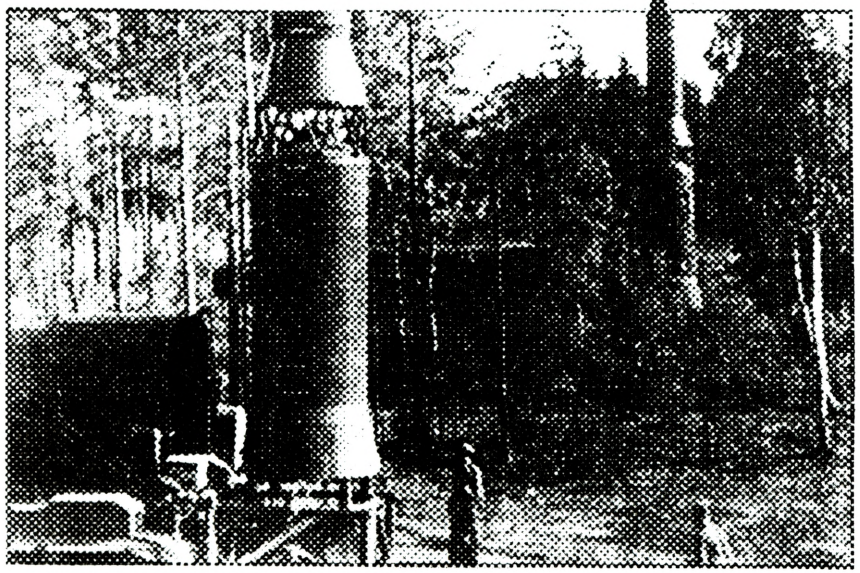
Rys . 116 . Różne wersje rakiet kompleksu 8K96

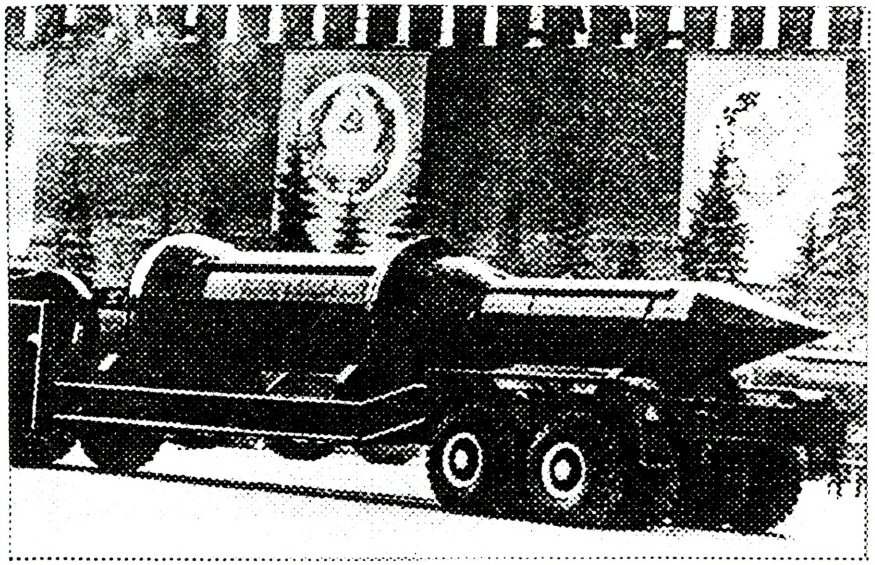


Rys .117 . Inna wersja wyrzutni kompleksu 8K96

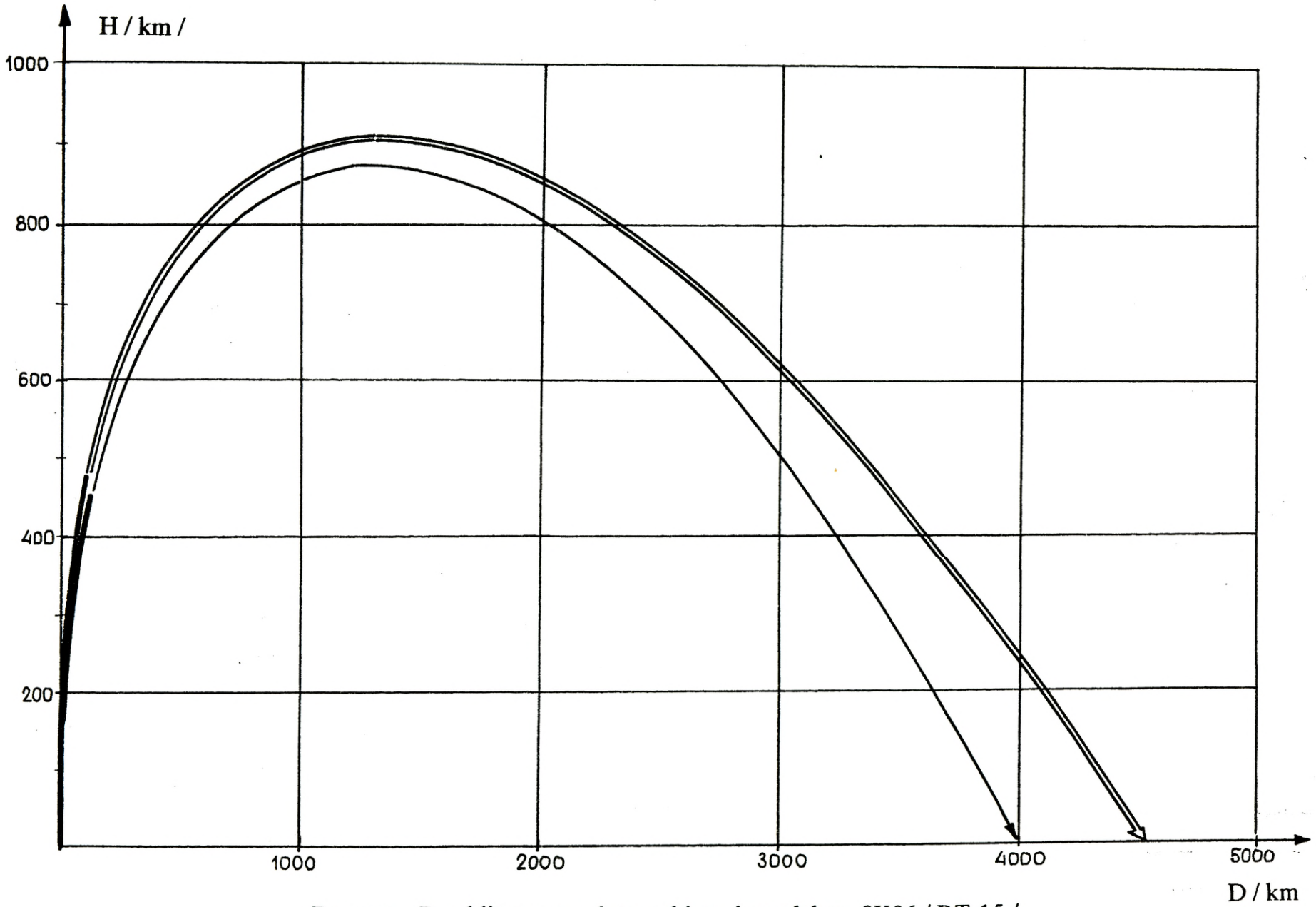
PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE RT-15

OZNACZENIE KOMPLEKSU	8K96 RT-15	ZASIĘG RAKIETY (km)	4000-4500
OZNACZENIE USA	SS-14	SYSTEM KIEROWANIA	INERCYJNY
OZNACZENIE NATO	SCAPEGOAT	MOC GŁOWICY (Mt)	1,0-1,5
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	12,6	RODZAJ GŁOWICY	JĄDROWA
ŚREDNICA KORPUSU (m)	1,4	MASA STARTOWA (T)	20
ILOŚC STOPNI (szt.)	2	BŁĄD TRAFIENIA	1,5
RODZAJ WYRZUTNI	GĄSIENICOWA	RODZAJ STARTU	PIONOWY ZE STOŁU START
TYP PODWOZIA WYRZUTNI	OBIEKT 815	SPOSÓB TRANSPORTU	W POJEMNIKU
MASA WYRZUTNI (T)	29,96		
MASA WYRZUTNI Z RAKIETĄ	55		
DŁUGOŚĆ WYRZUTNI (m)	14,0		
SZEROKOŚĆ WYRZUTNI (m)	3,5		





Rys. 118 . Kompleks 8 K96 na SS, oraz podczas pracy w Moskwie.



Rys .119 . Przybliżony tor lotu rakiety kompleksu 8K96 / RT-15 /

SAMOBIEŻNY KOMPLEKS RAKIETOWY ŚREDNIEGO ZASIĘGU 15Z45 PIONIER (SS-20 „SABER")

W końcu lat 60 po zbrojnych prowokacjach armii chińskiej na dalekowschodniej granicy ze Związkiem Radzieckim wzajemne stosunki obu państw przybrały formę konfliktu. Sytuację dodatkowo zaostrzyło wprowadzenie przez agresywnego sąsiada na uzbrojenie rakiet balistycznych średniego zasięgu z głowicami jądrowymi. (W roku 1970 przyjęto na uzbrojenie pocisk CSS-1 o zasięgu około 2000 km, a w roku 1975 pocisk CSS-2 o zasięgu około 4000 km). W ZSRR postawiono sobie pytanie – co wprowadzić dla przeciwwagi – budować nowe pozycje dla pocisków R-12U i R-14U czy rozwijać nowe środki.

W owym czasie pojawiła się możliwość wykorzystania wyników prac prowadzonych w Moskiewskim Instytucie Techniki Cieplnej – kierowanym przez A.D. Nadiradze – nad powstaniem mobilnego systemu rakietowego z pociskiem RS-14 napędzanym stałym materiałem pędnym. Wykorzystując dwa pierwsze stopnie rakiety RS-14 opracowano w krótkim czasie nowy pocisk średniego zasięgu posiadający oznaczenie fabryczne 15Ż45. 21 września 1974 r. na poligonie Kapustin Jar przeprowadzono pierwszą próbę w locie. Cały cykl badań trwał około półtora roku. 11 marca 1976 r. mobilny kompleks rakietowy „Pionier" z pociskiem 15Ż45 (inne oznaczenie RSD-10) przyjęto na uzbrojenie.

Rozmieszczanie systemów w jednostkach prowadzono w szybkim tempie. Pierwszy pułk rozmieszczony w pobliżu Pietrikowa, osiągnął gotowość bojowa 30 sierpnia 1976 r. Według danych zachodnich do końca 1977 r. rozmieszczono 18 wyrzutni, w roku 1980 było ich 126, a trzy lata później już 333 egzemplarze. W szczytowym okresie w roku 1988 na uzbrojeniu znajdowało się 441 wyrzutni. Około 30% z nich było rozmieszczonych na wschód od Uralu.

Kompleksy rakietowe „Pionier" były zgrupowane w dywizje, w których było 3-5 pułków wyposażonych w 6-9 wyrzutni. Ocenia się, że wyrzutni były rozmieszczone w 28 rejonach, w których znajdowało się 48 baz operacyjnych. Według oficjalnych danych przekazanych przez stronę radziecką przed podpisaniem układu o likwidacji rakiet średniego i mniejszego zasięgu wojska rakietowe w dniu 1 listopada 1987 r. posiadały 405 wyrzutni i 650 rakiet z tego 405 rozwiniętych i 245 zmagazynowanych. W tej liczbie 34 rakiety kwalifikowano jako szkolne. W bazach operacyjnych wybudowano 408 betonowych schronów do przechowywania wyrzutni.

Posiadały one rozmiary 27,70 m x 9,07 m x 6,82 m (wysokość). Ponadto wykorzystywano 126 pojazdów transportowo – załadowczych do przewożenia zapasowych rakiet.

Zgodnie z układem z dnia 8 grudnia 1987 r. od **1 kwietnia (sierpnia)** 1988 r. rozpoczęto likwidację pocisków RSD-10. Pierwsze 72 rakiety zniszczono w Obwodzie Czytyńskim metoda odpalania. Później w rejonie poligonu Kapustin Jar stosowano inną metodę niszczenia rakiet – wysadzano wiązki trzech pocisków bez wyjmowania ich ze startowych pojemników. Podwozia wyrzutni po poddaniu procedury częściowego demontażu wykorzystywano w gospodarce między innymi do budowy dźwigu o nośności 120 ton. Ostatnie pociski zniszczono 12 maja 1991 r. Kilka rakiet i wyrzutni pozostawiono jako muzealne eksponaty w USA i ZSRR.

Rakieta 15Ż45 składa się z dwu stopni napędzanych silnikami na stały materiał pędny oraz tzw. stopnia bojowego (P8V) służącego do rozprowadzenia ładunków bojowych. Konstrukcja obu stopni była identyczna. Boczne ścianki komory spalania będące jednocześnie zbiornikiem paliwa wykonano z kompozytu. Wierzch i spód komory spalania wykonano ze stopu tytanu. Nieruchome dysze wylotowe, po jednej na każdym stopniu, były częściowo zagłębione w komory spalania, co pozwoliło zmniejszyć długość rakiety. Silniki obu stopni posiadały system wyłączania ciągu i czas pracy około 63 sek. Na pierwszym stopniu przerywanie pracy zespołu napędowego miało miejsce w sytuacji awaryjnej. Wyłączenie silnika drugiego stopnia następowało gdy stopień bojowy osiągnął prędkość umożliwiającą osiągnięcie zaplanowanego zasięgu. Przy odpalaniu na maksymalny zasięg prędkość ta wynosiła około 5,5 km/sek. i około 3 km/sek. dla osiągnięcia minimalnego zasięgu. Przerwanie pracy zespołu napędowego następowało w wyniku otwarcia dodatkowych dysz – otworów położonych na wierzchniej powierzchni korpusu komory spalania, przy czym ciśnienie w komorze gwałtownie malało i proces spalania ładunku ulegał przerwaniu.

Na zewnątrz górnych części poszczególnych stopni umieszczone były prochowe silniki hamujące uruchamiane w momencie rozdzielenia się stopni.

W celu zmniejszenia masy startowej pocisku zrezygnowano z zastosowania opływu części głowicowej. Rezultaty dmuchań aerodynamicznych na modelach wykazały bowiem, że opór aerodynamiczny ładunków bojowych nie osłoniętych opływem nie jest wiele większy niż przy jego stosowaniu.

Stabilizację rakiety oraz jej sterowanie podczas pracy silnika pierwszego stopnia zapewniały cztery stery gazowe, cztery stabilizatory oraz cztery stery aerodynamiczne o kratownicowej konstrukcji. Stabilizatory i stery aerodynamiczne były rozkładane po opuszczeniu przez rakietę pojemnika transportowo – startowego. Stabilizację i sterowanie drugiego stopnia realizowano za pomocą doprowadzenia w zakrytyczny przekrój dyszy gorącego gazu odbieranego z komory spalania oraz dodatkowych dysz zasilanych od specjalnego generatora gazu.

Stopień bojowy pocisku składał się z rozdzielającej się części bojowej z 3 ładunkami umieszczonymi na platformie, przedziału mieszczącego system kierowania oraz przedziału wyposażenia z zespołem napędowym złożonym z 4 niewielkich silników rakietowych na stały materiał pędny. Bezwładnościowy system kierowania współpracujący z komputerem pokładowym zapewniał stosunkowo dużą dokładność strzelania. Platforma z napędem zapewniała rozprowadzenie 3 ładunków bojowych o mocy po 150 kT na różne cele. Prowadzono także próby z rakietą posiadającą pojedynczy ładunek o mocy około 1 MT. Wersja ta nie była prawdopodobnie przyjęta do uzbrojenia.

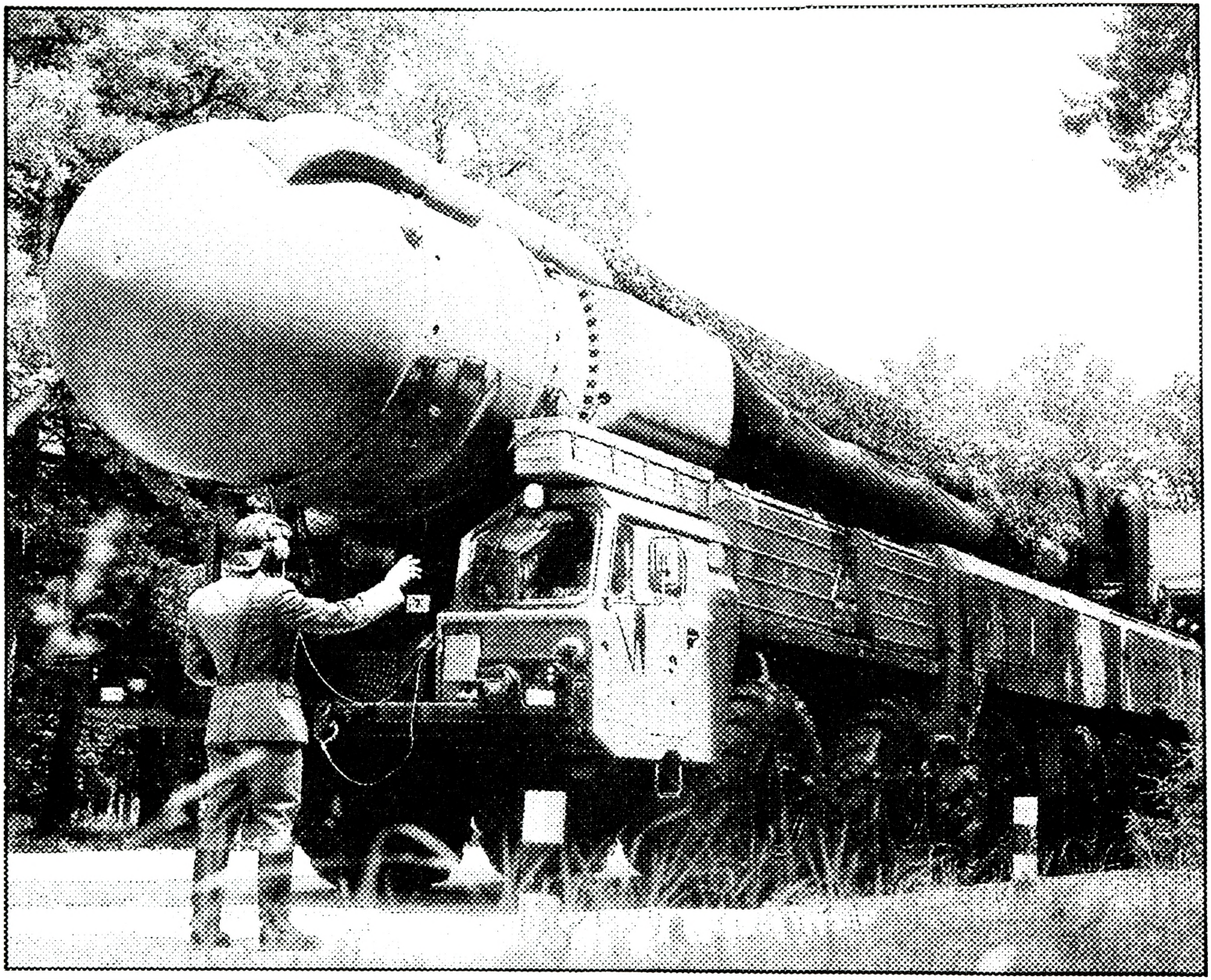
Pocisk przez wiele lat mógł być przechowywany – w gotowości do natychmiastowego użycia – w pojemniku transportowo – startowym (długość 19,32 m, średnica 2,14 m). Aby nie uszkodzić wyrzutni podczas odpalania pocisku stosowano tzw. „zimy start". Rakieta z ustawionego pionowo pojemnika wyrzucana była na wysokość około 30 m siłą gazów specjalnego generatora prochowego po czym był uruchamiany silnik pierwszego stopnia.

W charakterze podwozia ruchomej wyrzutni wybrano sześcioosiowy pojazd MAZ-7316 produkowany w Mińskich Zakładach Samochodowych. Wyrzutnie wytwarzano w zakładach „Barrykady" w Wołgogradzie, a pociski dostarczały Zakłady Przemysłu Maszynowego w Wotkińsku. Wyrzutnie systemu „Pionier" były pierwszymi w pełni autonomicznymi kompleksami. We wcześniejszych systemach „Tiemp-2A" do przygotowania pocisku i przeprowadzenia startu niezbędne były dodatkowe specjalistyczne pojazdy.

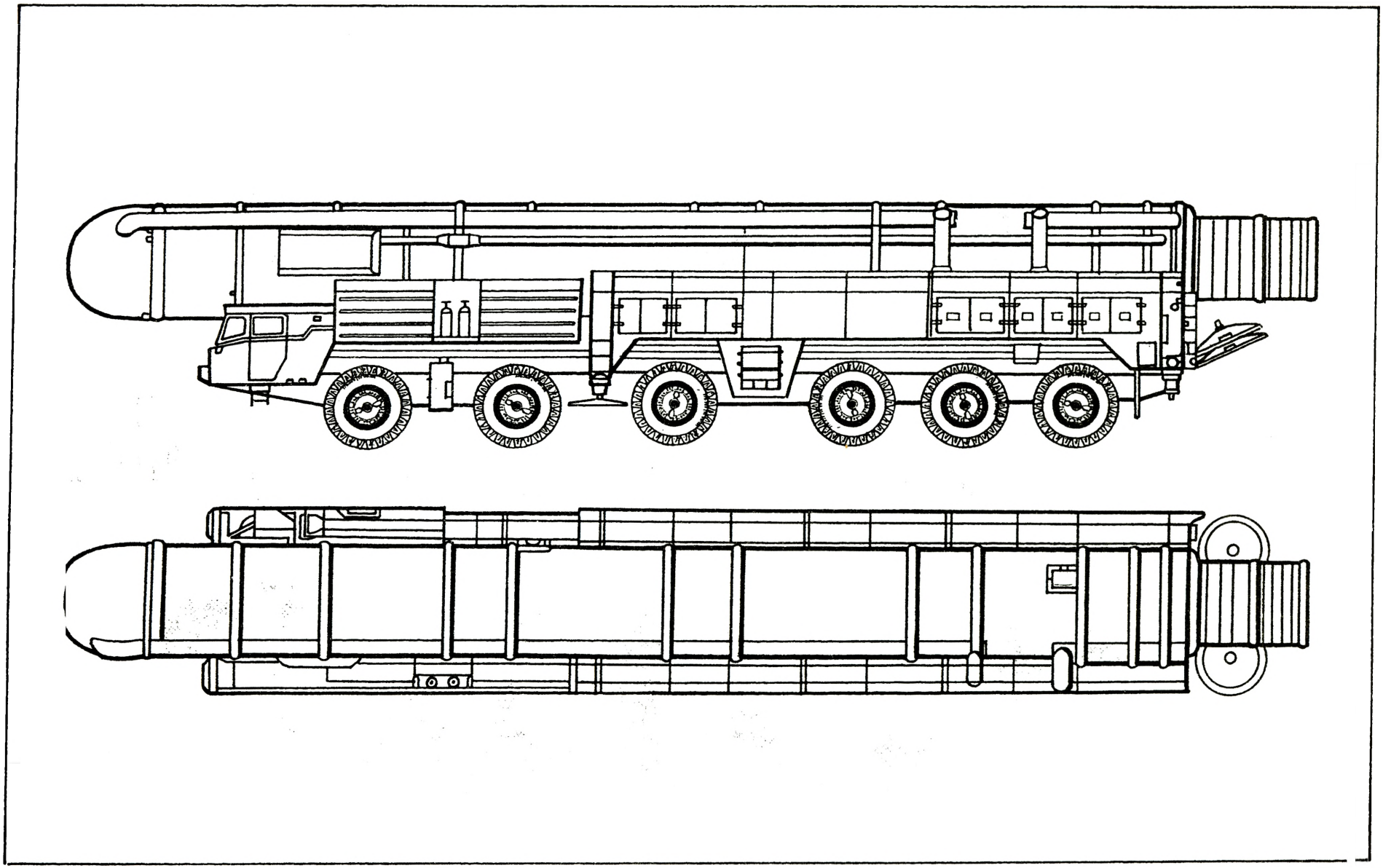
W końcu lat 70 opracowano nowszą odmianę pocisku posiadającą lepsze charakterystyki bojowe i oznaczoną 15Ż53. Wersja ta posiadała udoskonalony system kierowania oraz nowe silniki napędowe na stopniu bojowym. Wprowadzone zmiany zapewniały: wzrost dokładności trafienia, przez poszczególne ładunki, do 450 m oraz możliwość rozprowadzenia poszczególnych głowic na

większym obszarze. Próby systemu, oznaczonego „Pionier UTTCh" wykonywano w okresie 10 sierpień 1970 – 14 sierpień 1980 r., 17 grudnia 1980 r. nowy system przyjęto do uzbrojenia.

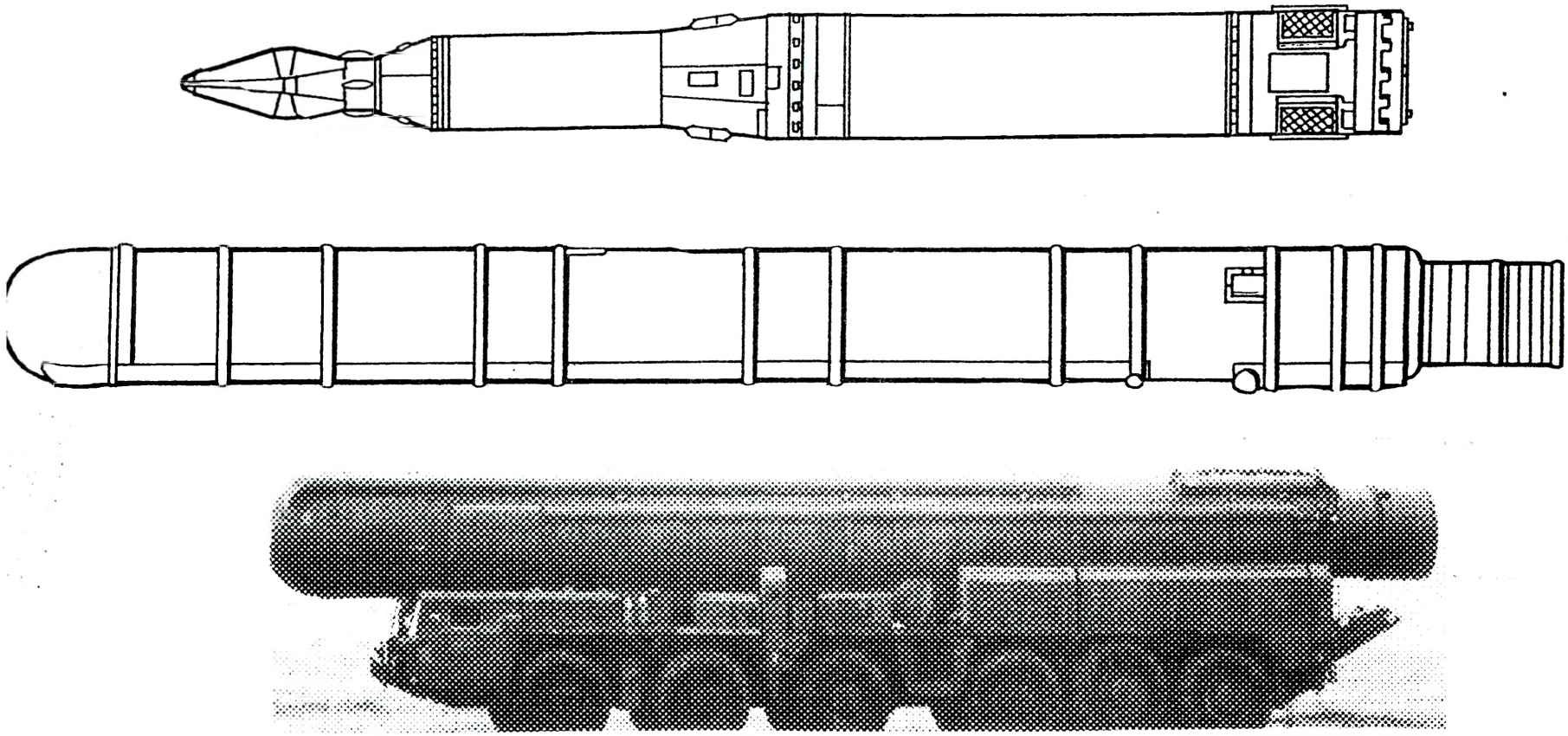
Według danych zachodnich w maju 1985 r. testowano kolejny wariant pocisku (SS-X-28), który dzięki lekkiej jednoładunkowej głowicy o mocy 50 kT posiadał zasięg około 7400 km. Pomimo zakończenia prób wersja ta nie znalazła się w uzbrojeniu wojsk rakietowych.



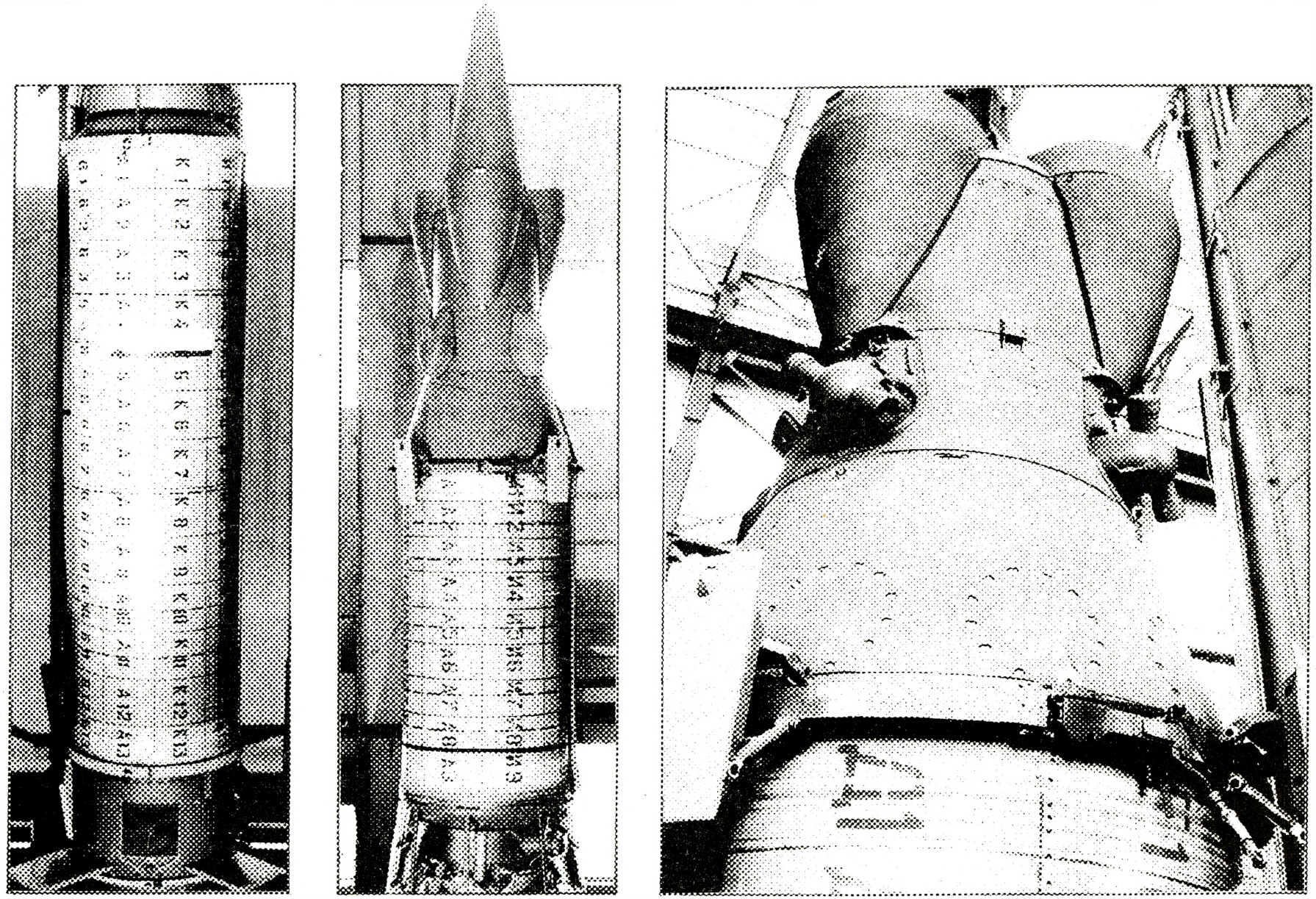
Rys . 120 . Wyrzutnia kompleksu RSD-10 PIONIER



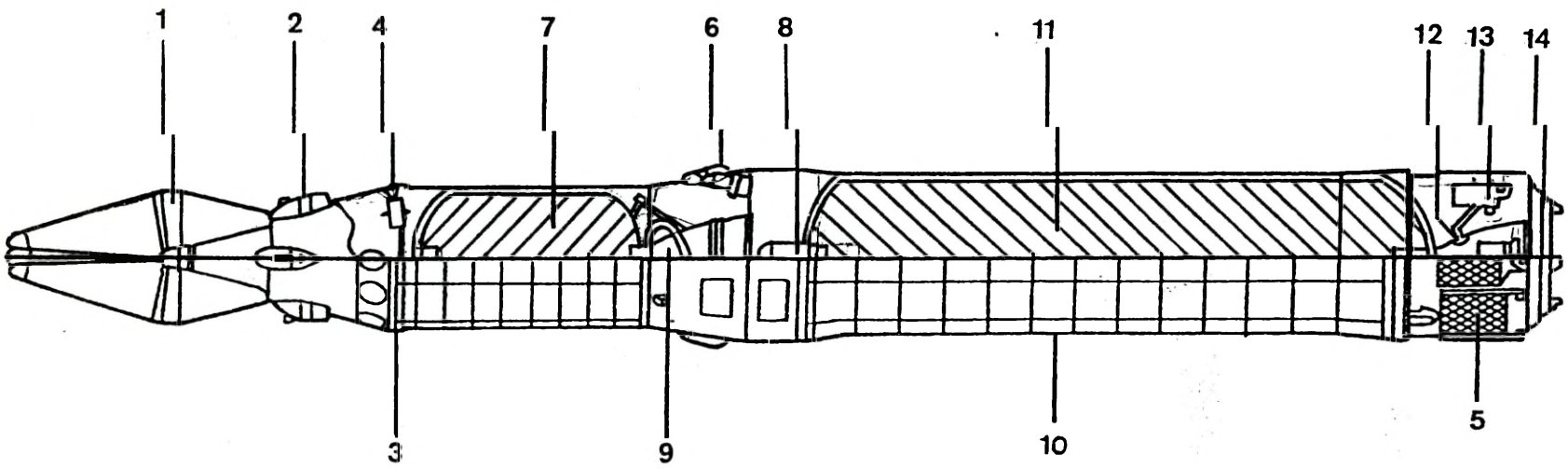
Rys . 121 . Wyrzutnia kompleksu RSD-10 PIONIER w dwóch rzutach



Rys .122 . Elementy składowe kompleksu RSD-10, od góry rakieta, zasobnik transportowo- startowy / TPK /, oraz samochód - transporter rakiet

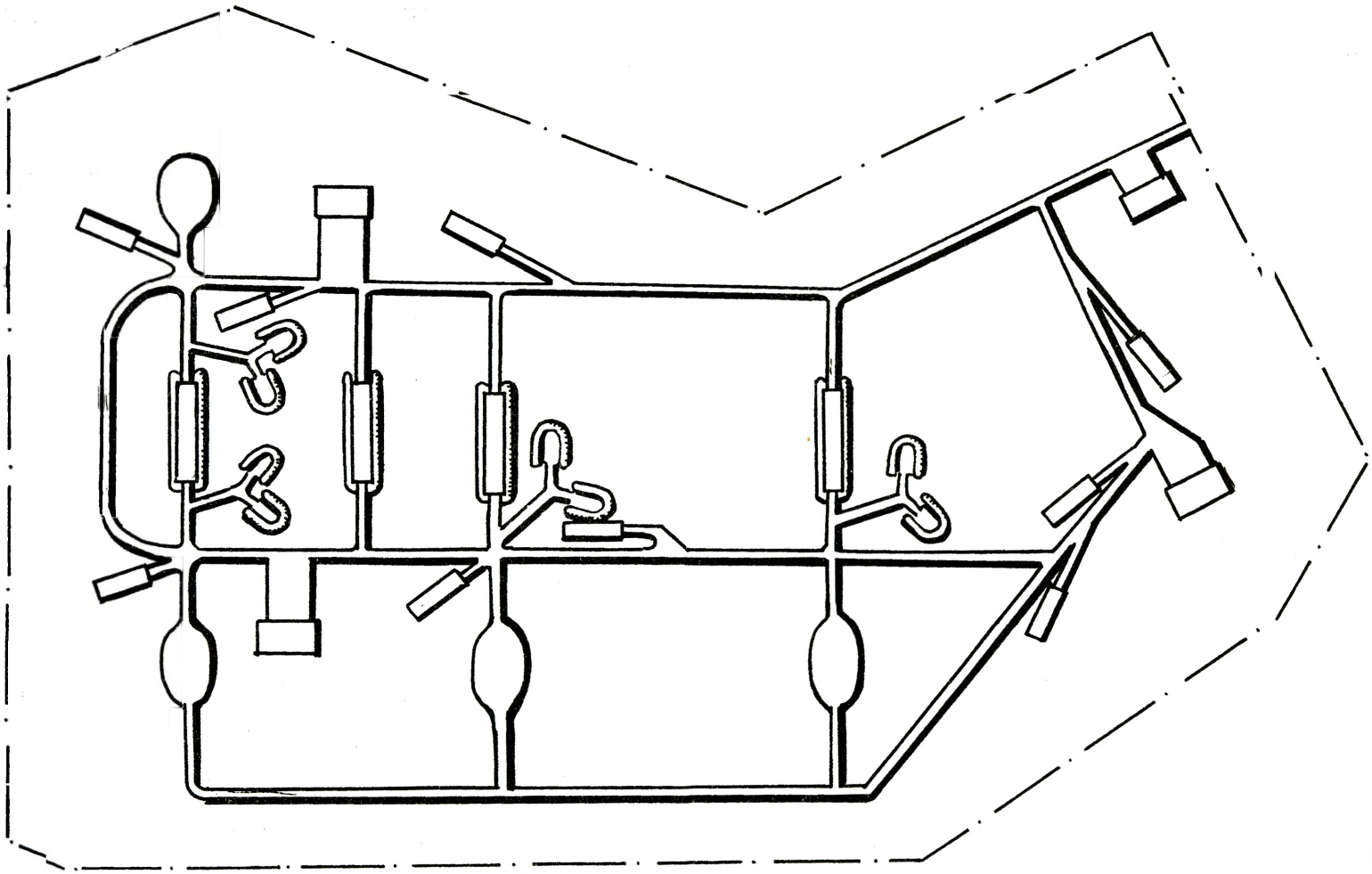


Rys .123 . Szczegóły konstrukcyjne rakiety kompleksu RSD-10



1 . OSŁONA GŁOWICY BOJOWEJ
2 . SILNIKI GŁOWICY BOJOWEJ
3 . PIERŚCIEŃ WZMACNIAJĄCY
4 . SILNIK HAMUJĄCY
5 . STERY AERODYNAMICZNE
6 . SILNIK HAMUJĄCY II STOPNIA
7 . ŁADUNEK PALIWA II STOPNIA
8 . ZAPŁONNIK
9 . DYSZA SILNIKA II STOPNIA
10 . KORPUS RAKIETY
11 . ŁADUNEK PALIWA I STOPNIA
12 . STER GAZODYNAMICZNY
13 . MECHANIZM SPRZĘGAJĄCY STERY GAZODYNAMICZNE I AERODYNAMICZNE
14 . POKRYWA ZABEZPIECZAJĄCA

Rys .124 . Ogólna budowa rakiety 5Ż45 kompleksu PIONIER



Rys . 125 . Schemat rozmieszczenia pułku rakiet typu PIONIER

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU RSD-10

WERSJA PARAMETR	RSD-10 15Ż45	RSD-10 15Ż53 UTTCH
OZNACZENIE USA	SS-20 Mod.1	SS-20 Mod.2
OZNACZENIE NATO	SABER	SABER
GŁÓWNY KOSTRUKTOR	A.D. NADIRADZE	A.D. NADIRADZE
TYP RAKIETY – ILOŚĆ STOPNI	2	2
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	16,49	16,49
ŚREDNICA RAKIETY (m)	1,79	1,79
MASA STARTOWA (tony)	37,1	36-37
SYSTEM KIEROWANIA	INERCYJNY	INERCYJNY
ZASIĘG STRZELANIA max (km) min (km)	5500 600	5500 600
ILOŚĆ GŁOWIC I MOC (Kt)	3x150	3x150
DOKŁADNOŚĆ TRAFIENIA (m)	550	450
DŁUGOŚĆ I STOPNIA (m)	8,58	8,58
DŁUGOSC II STOPIA (m)	4,40	4,40
RODZAJ PALIWA	TWARDY MP	TWARDY MP
RODZAJ WYRZUTNI	KOŁOWY MAZ-7310	KOŁOWY MAZ-7310
ROK WPROWADZENIA DO UZBROJENIA	1976	1980
PODSTAWOWA JEDNOSTKA ORGANIZACYJNA	PUŁK	PUŁK
CZAS PRZYGOTOWANIA DO STARTU (s)	30	30

MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-7 8K71, (SS-6 SAPWOOD)

W pierwszej połowie lat 50 przywódcy b. ZSRR, a zwłaszcza I sekretarz KPZR N.S. Chruszczow uświadomili sobie jak wrażliwe, na środki napadu powietrznego przeciwnika, są samoloty i lotniska lotnictwa strategicznego. Postanowili zapewnić im godne zastępstwo, postawili na rakiety balistyczne.

20 maja 1954 r. zostało przyjęte wspólne postanowienie Rady Ministrów i KC KPZR o opracowaniu rakiety balistycznej międzykontynentalnego zasięgu mogącej przenosić ładunek termojądrowy. Realizacją zadania obarczono OKB-1 (NII-88) kierowane przez S.P. Korolowa. On sam otrzymał szerokie pełnomocnictwa umożliwiające pozyskanie do swego biura wybitnych specjalistów z różnych instytutów i zakładów przemysłowych, a także korzystanie z deficytowych materiałów.

Projekt wstępny pocisku opracowano w rekordowo krótkim czasie do końca 1954 r. Dokumentację techniczną prototypu wykonywano od początku 1955 r., w OKB-1. Nieco później w Zakładzie Produkcji Doświadczalnej NII-88 rozpoczęto wytwarzanie elementów i zespołów pierwszej rakiety międzykontynentalnej. Nowy pocisk w jawnej dokumentacji instytutowej oznaczano 8K71, w dokumentacji niejawnej występował symbol 7R, a w dokumentach państwowych używano nazwy R-7. Próby ogniowe poszczególnych zespołów i całej rakiety wykonywano – poczynając od 1956 r. – na stanowiskach doświadczalnych zbudowanych w NII-229 (baza prób ogniowych) pod Zagorskiem, będącym filią nr 2 NII-88. Ukończono je w marcu 1957 r.

Całość prac koordynowało OKB-1. Opracowaniem silników rakietowych zajmowało się OKB-456 kierowane przez W.P. Głuszko. Powstało ono na bazie zakładu lotniczego Nr 84, położonego w Chimkach pod Moskwą. Głównym projektantem i wykonawcą systemów kierowania był nowo powstały NII-885. Naziemny kompleks startowy, środki transportu, systemy napełniania itp. wyposażenie powstawały w GSKB „Specmasz" umieszczonym na terenie zakładów „Kompressor" w których w czasie wojny produkowano słynne „katiusze".

Poważnym problemem był wybór poligonu dla prób w locie. Niezbędne było m.in. zapewnienie możliwości uzyskania zasięgu ok. 8000 km oraz obszaru gdzie mogłyby spadać bloki pierwszego stopnia. Istniejący poligon w Kapustin Jar nie mógł zapewnić wymaganych potrzeb. 2 lutego 1955 r. Rada Ministrów przyjęła postanowienie, w którym wyznaczono miejsce i przedsięwzięcia konieczne do zbudowania Naukowo – Badawczego i Doświadczalnego Poligonu Nr 5 Ministerstwa Obrony (NIIP-5). Poligon powstawał w pobliżu miejscowości Tiuratam w Kazachstanie. Powszechnie jest on znany pod nazwą „Kosmodrom Bajkonur", choć miejscowość o tej nazwie znajduje się 400 km na płn. wsch. od poligonu. W bardzo trudnych warunkach budowano stanowiska startowe, hale montażowe, obiekty techniczne, punkty pomiarowe, drogi oraz pomieszczenia mieszkalne. Główny ciężar prac spoczywał na żołnierzach batalionów budowlanych. Prace prowadzono w szybkim tempie. W okresie dwóch lat stworzono wszystko co było niezbędne do wykonania badań.

Nieco później w rejonie stacji Plesieck (obwód Archangielski) rozpoczęto budowę obiektu pod umowna nazwa „Angara", który miał być bazą pierwszej formacji międzykontynentalnych rakiet (w późniejszych latach obiekt ten przekształcono w nowy poligon).

14 sierpnia 1956 r. minister obrony podpisał rozkaz o wydzieleniu OKB-1 ze struktury NII-88 i przekształceniu w samodzielną instytucję. Jednocześnie Zakład Produkcji Doświadczalnej wyłączono ze składu NII-88 i od tej pory podlegał on S.P. Korolowowi – naczelnikowi i jednocześnie głównemu konstruktorowi OKB-1.

Projektując rakietę od początku prac przewidywano dla niej ładunek termojądrowy. Pomimo dużej masy dawał on szereg nowych możliwości. Dzięki mocy liczonej w megatonach pojedyncza głowica termojądrowa umożliwiała niszczenie rozległych celów powierzchniowych. Mogła także razić umocnione cele punktowe, nawet w przypadku dużego błędu trafienia. Duża masa ładunku termojądrowego, który łącznie z konstrukcją części głowicowej ważył około 5500 kg oraz konieczność zapewnienia międzykontynentalnego zasięgu decydowały o masie rakiety i przyjętym układzie konstrukcyjnym. Konieczne było opracowanie rakiety dwustopniowej. W pocisku wielostopniowym silniki wraz ze zbiornikami paliwa stopni zużytych są odrzucane, co sprawia, że energia dostarczana w czasie pracy kolejnego stopnia jest lepiej spożytkowana na dalsze rozpędzanie znacznie już lżejszej rakiety. Uzyskany zysk prędkości w oczywisty sposób owocuje zwiększonym zasięgiem na torze lotu po krzywej balistycznej. Sprawa wydawała

się prosta, ale w owym okresie rakieta wielostopniowa to bardzo skomplikowana technicznie konstrukcja. Ponieważ nie znano wówczas sposobu na uruchomienie silnika drugiego stopnia w rozrzedzonej atmosferze dlatego przyjęto układ pakietowy (pocisk „półtora stopniowy"). Pierwszy stopień rakiety tworzyły cztery boczne bloki (oznaczone B, W, G, D) położone symetrycznie wokół bloku centralnego (A), który był drugim stopniem rakiety. Uruchamianie silników następowało równocześnie. Czas pracy zespołu napędowego drugiego stopnia wynosił około 285 sek. i był ponad dwukrotnie dłuższy niż mogły wytrzymać grafitowe stery gazodynamiczne. Przyjęto rewolucyjne rozwiązane, odstąpiono od stosowania sterów gazodynamicznych. Sterowanie miały zapewnić silniki sterujące, opracowane w OKB-1 pod kierownictwem M. Mielnikowa. Pracowały one na tych samych komponentach paliwa co silniki zasadnicze i były zasilane od tych samych turbopomp. Konstrukcja bloków bocznych była jednakowa. Składały się one z: przedziału tylnego z zespołem napędowym, przedziału zbiorników dla nadtlenku wodoru wykorzystywanego do napędu turbopomp, zbiornika nafty, zbiornika ciekłego tlenu oraz przedziału przedniego z wyposażeniem. Na każdym bloku zabudowano silnik rakietowy RD-107 opracowany w OKB-456. Miał on sześć komór spalania, z których dwie o małym ciągu służyły do sterowania, rozwijał ciąg 821,2 kN i pracował przez 104 sek. Drugi stopień posiadał analogiczny układ poszczególnych przedziałów różnił się jednak znacznie kształtem. Napęd drugiego stopnia zapewniał silnik RD-100 różniący się od silnika pierwszego stopnia głównie zastosowaniem czterech komór służących do sterowania. Silnik RD-108 posiadał ciąg 744,5 kN i pracował przez 285 sek. Wszystkie silniki były napędzane naftą i ciekłym tlenem. Do napędu agregatów turbopompowych wykorzystywano nadtlenek wodoru.

Aby zapewnić przekazywanie z pokładu rakiety na ziemię informacji pochodzących z dajników pomiarowych w OKB MEI opracowano radiotelemetryczny system „TRAŁ". W rakiecie zainstalowano 3 niezależne systemy: w części głowicowej, na drugim stopniu i na bocznym bloku „D". W pierwszych próbach ilość mierzonych parametrów przekraczała siedemset. Masa aparatury pomiarowej była jednak na tyle duża, że spowodowała zmniejszenie zasięgu rakiety z 8000 km do 6314 km. W latach 1956-57 wykonano ponad 50 kompletów aparatury naziemnej do odbioru sygnałów telemetrycznych. Ustawiono ją na poligonie oraz na posterunkach pomiarowych rozmieszczonych od Tiuratam do Kamczatki. Główny naziemny punkt pomiarowy (NIP-6) umieszczono w pobliżu miejscowości Ielizow na Kamczatce. Dodatkowo, w celu ułatwienia obserwacji głowicy bojowej przez stacje radiolokacyjne wyposażono ją w system aktywnej odpowiedzi „RUBIN".

Rakieta posiadała kombinowany system kierowania. Podsystem autonomiczny zapewniał stabilizacje kątową oraz położenia środka masy na aktywnym odcinku lotu. Podsystem radiotechniczny umożliwiał korekcję toru lotu oraz przesłanie sygnału do wyłączania silników.

W trakcie prac nad opracowaniem rakiety rozwiązano wiele nowych problemów technicznych i wyposażono ją w systemy umożliwiające m.in.:

- równomierne wypracowanie komponentów paliwa w poszczególnych blokach pierwszego stopnia;
- automatyczną regulację zakresów pracy silników;
- awaryjne wyłączenie zespołów napędowych w przypadku odchylenia rakiety o więcej niż 7° od planowanego położenia.

Pierwsza rakieta przeznaczona do prób w locie (nr Fabr. M1-5) była dostarczona na stanowisko techniczne poligonu 3 marca 1957 r. 6 maja rakietę przewieziono na stanowisko startowe. Pierwszy start nastąpił 15 maja 1957 r. około godz. 21. Lot przebiegał prawidłowo do 98 sek. w chwile później nastąpiło awaryjne wyłączenie silników. Pod odczytaniu informacji telemetrycznych okazało się, że awarię spowodował pożar w bloku „D" pierwszego stopnia, który powstał w kilka sekund po uruchomieniu silników podczas startu. Przyczyną pożaru były nieszczelności na połączeniach przewodów dostarczających naftę do silników. W przeciwieństwie do wcześniej badanych rakiet, w czasie kontroli pocisku M1-5 na stanowisku technicznym nie sprawdzono szczelności instalacji paliwowej, która uległa rozszczelnieniu w trakcie długotrwałego transportu koleją.

W pośpiechu przygotowywano kolejną rakietę (M1-6). Trzy próby odpalenia pocisku, podjęte w dniu 10 czerwca 1957 r. nie powiodły się z powodu głównego zaworu w magistrali tlenu bloku „W" oraz niewłaściwej zabudowy jednego z zaworów instalacji przedmuchiwania azotem komór spalania centralnego bloku. Po roztankowaniu rakietę odwieziono na stanowisko techniczne. (11 czerwca 1957 r. w USA dokonano pierwszej nieudanej próby z rakietą Atlas A).

12 lipca wystartowała trzecia rakieta (M1-7). W 38 sek. lotu na skutek niesprawności jednego z bloków układu sterowania został podany zbyt duży sygnał na obrót rakiety. Nastąpił z tak dużą intensywnością, że boczne bloki oderwały się od drugiego stopnia i rakieta uległa zniszczeniu.

Pierwszy częściowy sukces nastąpił 21 sierpnia. Rakieta (M1-8) dotarła do wyznaczonego rejonu na Kamczatce. Na ziemi nie znaleziono jednak żadnych elementów części głowicowej, która uległa zniszczeniu przy wejściu w gęste warstwy atmosfery. Ponadto po odczytaniu informacji telemetrycznych okazało się, że część głowicowa w chwili rozdzielenia z rakietą uderzyła w korpus drugiego stopnia.

Stało się oczywiste, że należy zmienić kształt części głowicowej. Po wielu konsultacjach z aerodynamikami w miejsce zaostrzonego zakończenia wprowadzono tępy kulisty kształt. Dodatkowo zmieniono także system oddzielający głowicę od korpusu drugiego stopnia.

Jeszcze przed zakończeniem powyższych prac przeprowadzono kolejną próbę 7 września wystartowała rakieta (M1-9), w której zwiększono z 6 do 10 sek. czas od zakończenia pracy silników drugiego stopnia do wydania komendy do oddzielenia części głowicowej. Pomimo tego ponownie nastąpiła kolizja. Głowica uległa zniszczeniu w atmosferze, jednak tym razem odnaleziono jej fragmenty.

Pierwszy etap prób nie można było uznać za udany, jedna rakieta nie wystartowała, dwie uległy awarii, a dwie co prawda doleciały do Kamczatki, ale ich głowice uległy zniszczeniu w atmosferze.

W okresie przerwy w badaniach rakiety bojowej przeprowadzono dwie próby – nie do końca udane – umieszczenia na eliptycznej orbicie wokółziemskiej obiektów kosmicznych. W dniach 4 października i 3 listopada rakiety wyniosły w przestrzeń kosmiczną sztuczne satelity Ziemi: Sputnik-1 i Sputnik-2.

Pierwsza próba rakiety (M1-11) ze zmienionym kształtem części głowicowej miała miejsce 30 stycznia 1958 r. W czasie rozdzielania stopni uszkodzeniu uległ człon centralny. Uniemożliwiło to oddzielnie się części głowicowej, która razem z drugim stopniem weszła w atmosferę. Głowica po raz pierwszy dotarła do Ziemi. Sukces nie był jednak pełny, przelot wynosił 80 km.

Na 12 marca 1958 r. zaplanowano powtórny start rakiety o nr fabr. M1-6. W wyniku niesprawności głównego zaworu w magistrali ciekłego tlenu bloku „G" i tym razem rakieta pozostała na wyrzutni.

Pierwsza w pełni udana próba miała miejsce 29 marca 1958 r. Głowica rakiety (M1-10) w całości dotarła do Ziemi. Przelot wynosił 7,5 km. Odchylenie w prawą stronę – 1,1 km.

4 kwietnia przeprowadzono kolejną próbę Rakieta (M1-12) w następstwie awarii jednego z bloków systemu radiokorekcji, która nastąpiła w 142 sek. lotu, odchyliła się od zadanego toru. Przelot wynosił 68 km, a odchylenie w prawo 18,2 km.

Czas przygotowania pierwszej rakiety na stanowisku startowym wynosił 9 dni. Drugą rakietę przygotowywano 5 dni. 29maja 1958 r. wystartowała rakieta (B1-3), którą przygotowano w rekordowo krótkim czasie 21 godz. W końcowej fazie aktywnego odcinka lotu w następstwie zniszczenia turbo agregatu uszkodzone zostały wiązki przewodów elektrycznych co uniemożliwiło oddzielnie się głowicy. Upadła ona na Ziemię, łącznie z drugim stopniem z niedolotem ok. 45 km.

Ostatnią rakietę (B1-4), w ramach prób konstruktorskich, zamierzano odpalić 10 lipca 1958 r. Z powodu awarii silnika rakietowego bloku „D" start nie nastąpił. Rakietę przekazano na stanowisko techniczne.

Dalsze próby kontynuowano razem z badaniami państwowymi, nadzorowanymi przez wspólną komisję ministerstw obrony i przemysłu. Odpalono 16 pocisków. Osiem z nich pochodziło z Zakładu Produkcji Doświadczalnej należącego do OKB-1. Pozostałe wyprodukowano w zakładzie „Progress" w Kujbyszewie (wcześniej były to Zakłady Lotnicze nr 1, gdzie produkowano m.in. samoloty MiG-15 i IŁ-28), gdzie w 1959 r. rozpoczęto produkcję seryjną rakiet R-7. W innym kujbyszewskim zakładzie produkującym lotnicze silniki odrzutowe (zakład nr 24) uruchomiono produkcje seryjną silników do rakiety.

Pierwszą próbę w programie wspólnych badań przeprowadzono 24 grudnia 2958 r. Nie była ona udana. Z powodu niewłaściwego wyregulowania zaworu w instalacji doprowadzającej nadtlenek wodoru cały zapas paliwa w bloku „W" został zużyty wcześniej niż w pozostałych blokach. Blok „S" oddzielił się od rakiety 3 sek. przed zaplanowanym czasem. Nastąpiło automatyczne wyłączenie pozostałych silników i przerwanie lotu.

Ostatnią rakietę odpalono 27 listopada 1959 r. Próba była w pełni udana. Głowica odchyliła się od obliczonego punktu celowania zaledwie o 0,77 km w bok i o 1,75 km w zasięgu. Dla R-7 był to wyśmienity rezultat.

W ciągu 11 miesięcy odpalono 15 rakiet. Głowice bojowe ośmiu z nich osiągnęły cel z błędem kątowym nie przekraczającym 6km. Cztery głowice osiągnęły rejon Kamczatki ze znacznym odchyleniem. Cztery próby nie były udane. Dwie z winy silników, jedna wyposażenia i jedna w następstwie błędu w konstrukcji rakiety.

Zakończenie prób rakiety R-7 sprzyjało przyjęciu postanowienia o powstaniu nowego samodzielnego rodzaju wojsk w Siłach Zbrojnych b. ZSRR – Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia. 17 grudnia 1959 r. N. S. Chruszczow podpisał postanowienie Rady Ministrów o utworzeniu stanowiska głównodowodzącego tymi wojskami. Objął je główny marszałek artylerii Mitrofon Iwanowicz Niedielin. Specjalnym postanowieniem Rady Ministrów z dnia 20 stycznia 1960 r. rakieta R-7 została przyjęta na uzbrojenie Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia. (Pierwszy dywizjon amerykańskich rakiet strategicznych SM-65D Atlas D osiągnął gotowość bojową 31 października 1959 r.).

Maksymalny zasięg lotu pocisku R-7 z ładunkiem termojądrowym o masie około 5200 kg wynosił 8800 km. Aby R-7 stał się rzeczywiście międzykontynentalnym pociskiem mogącym atakować cele położone na całym terytorium Stanów Zjednoczonych wymagane było zwiększenie jego zasięgu do 12000-14000 km. Modernizację rakiety rozpoczęto jeszcze w 1957 r. na długo przed zakończeniem konstruktorskich badań w locie. Uzyskanie znacznego zwiększenia zasięgu wymagano bez istotnych zmian w konstrukcji rakiety. Przy takim warunku jedyną realną możliwością uzyskania dodatkowych 3000-5000 km mogło być znaczne obniżenie masy „ładunku użytecznego". Jeszcze w końcu 1957 r. Korolow uzyskał zapewnienie od akademików Charitona i A. Sacharowa, że niebawem zmniejszą dwukrotnie masę ładunku nuklearnego. Wspólna praca atomistów i konstruktorów z OKB-1 doprowadziła do powstania głowicy bojowej z ładunkiem termojądrowym o mocy 3 Mt i masie około 2,5 t. Jednocześnie modernizowano rakietę. W miejsce dotychczasowego złożonego systemu kierowania wprowadzono w pełni autonomiczny system bezwładnościowy. Obniżono masę konstrukcji korpusów poszczególnych bloków rakiety dzięki zmniejszeniu grubości ścianek zbiorników paliwa przez zastosowanie trawienia chemicznego. Zwiększono masę zabieranego paliwa oraz ciąg silników.

Próby w locie nowej wersji rakiety oznaczonej R-7A (8K74) rozpoczęto w końcu 1959 r. Zaplanowano odpalenie 8 pocisków, w tym 3 na maksymalny zasięg. Pierwsze próby z celami na Kamczatce przebiegały pomyślnie. Zasadnicze próby miały określić możliwy do uzyskania zasięg strzelania. W celu określenia miejsca upadku głowicy i odbierania informacji telemetrycznych kilka

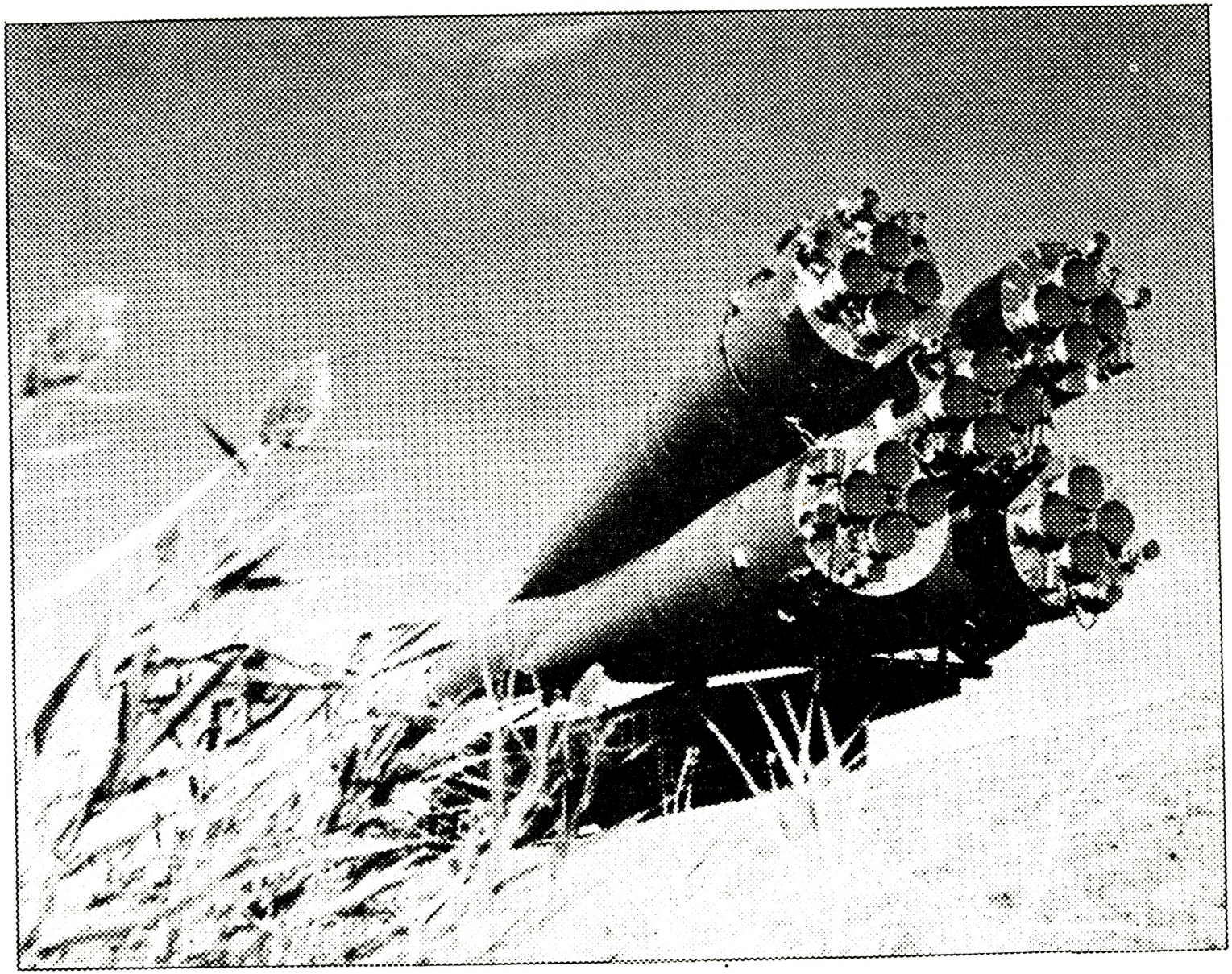
statków floty Oceanu Spokojnego wyposażono w aparaturę odbiorczą oraz stacje radiolokacyjne. Same głowice wyposażono w niewielkie ładunki wybuchowe, które przy uderzeniu głowicy w wodę eksplodowały i rozrzucały farbę jaskrawo – żółtej barwy. Przewidywany rejon upadku znajdował się na południe od Wysp Hawajskich.

Pierwszy start na maksymalny zasięg zaplanowano na 19 stycznia 1960 r. Z powodu gęstej mgły w rejonie przewidywanego upadku głowicy próbę przełożono na następny dzień. Zakończyła się ona sukcesem – głowica upadła w przewidywanym rejonie.

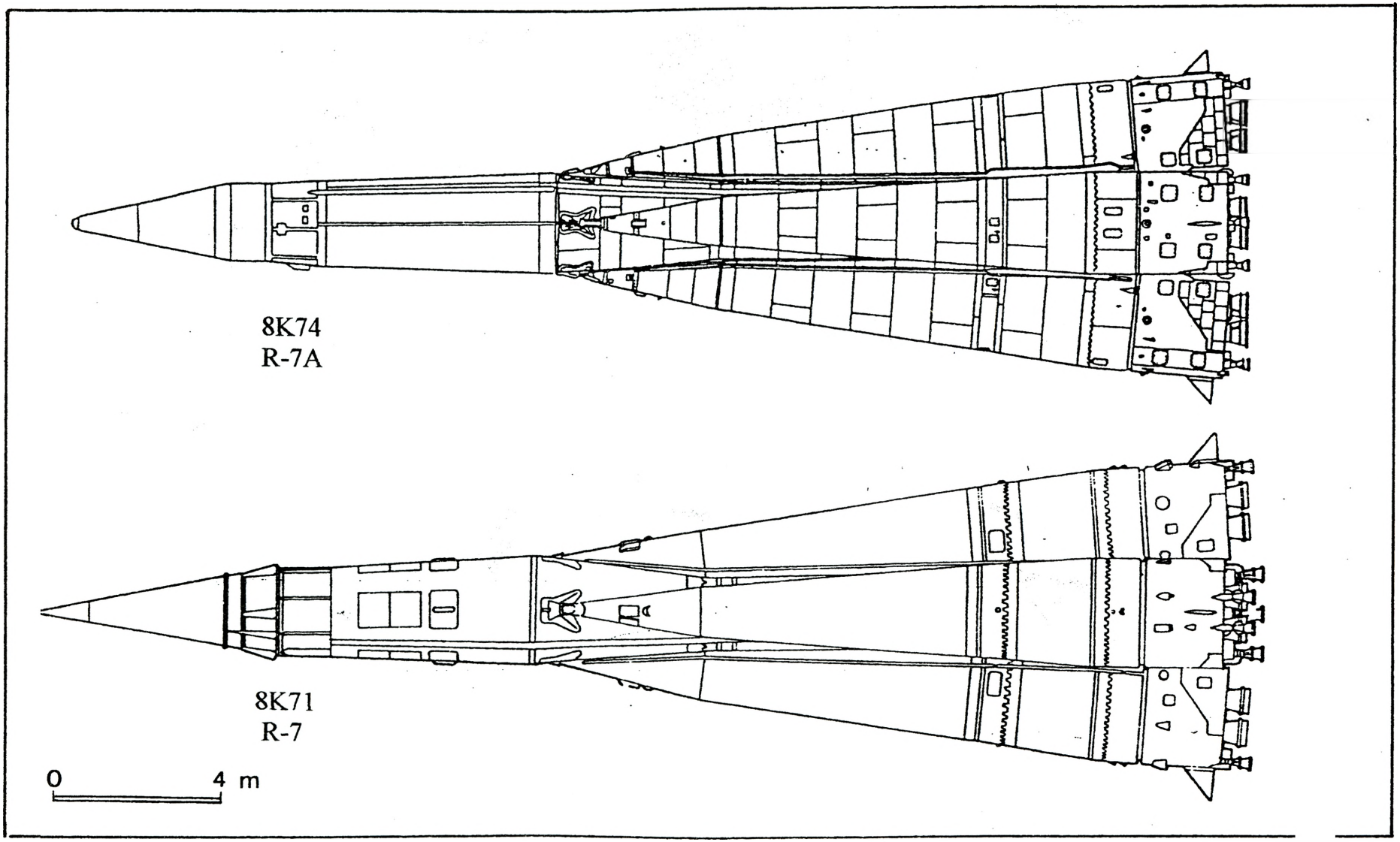
Druga próba przeprowadzona w dniu 24 stycznia zakończyła się fiaskiem. W 31 sek. lot rakiety został przerwany z powodu zniszczenia komory spalania silnika sterującego umieszczonego w bloku „W".

Trzecia i zarazem ostatnia próba miała miejsce 31 stycznia i była w pełni udana. Pocisk rakietowy R-7A przyjęto do uzbrojenia 12 września 1960 r. Pomimo ulepszonych charakterystyk taktycznych, właściwości eksploatacyjne nowej wersji pocisku nie uległy poprawie. Czas przygotowania do startu wynoszący 7-8 godz., odkryte stanowiska startowe, kosztowna eksploatacja powodowały, że R-7A nie mogła być szeroko rozpowszechniona. Tak też się stało. W czasie trwania kryzysu karaibskiego w 1962 r. ZSRR dysponował zaledwie 4 pociskami R-7A znajdującymi się w gotowości bojowej. Wycofano je z uzbrojenia w połowie 1968 r.

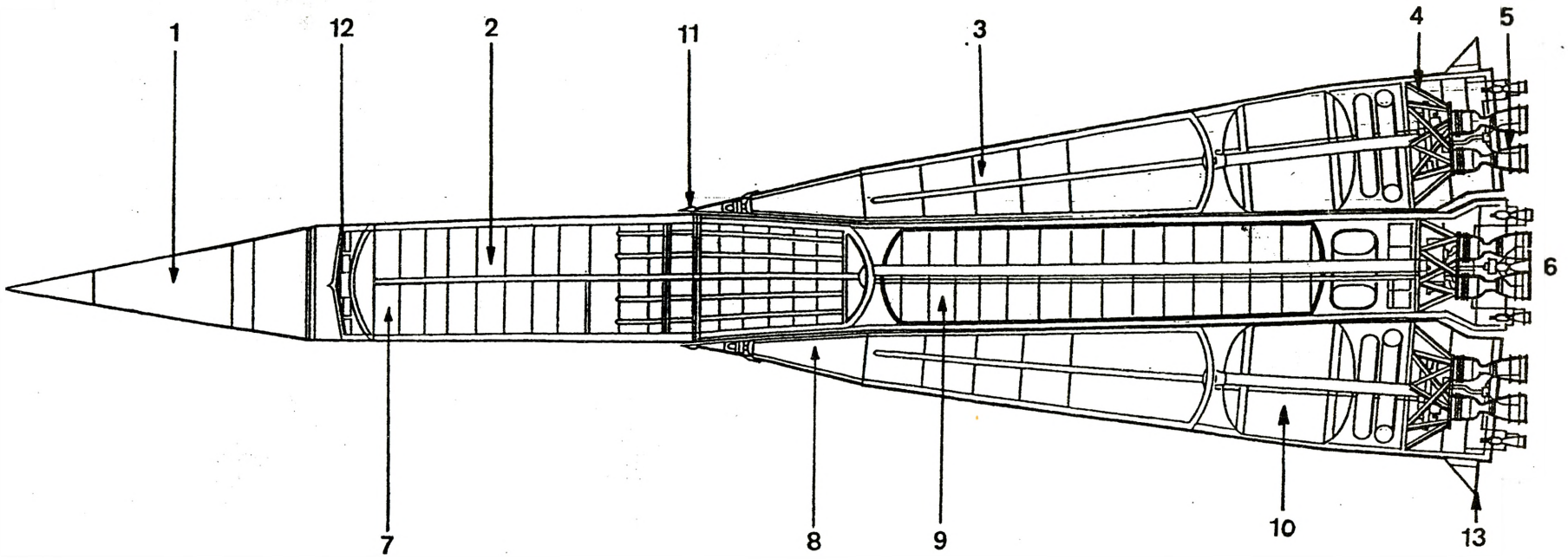
Na zakończenie historii wersji bojowych słynnej :siódemki" można wspomnieć o jeszcze jednej jej odmianie, która nie znalazła się w uzbrojeniu. Po uzyskaniu w październiku 1960 r. informacji o udanej próbie rakiety Atlas, która przeleciała ok. 14500 km, w OKB-1 opracowano wariant części głowicowej z ładunkiem o mocy 1.65 Mt i masie 600 kg, przeznaczonym pierwotnie dla pocisku R-9. W trakcie prób wykonanych zimą w 1961 r., uzyskano zasięg ok. 17000 km.



Rys 126 Transport rakiety na pozycję startową

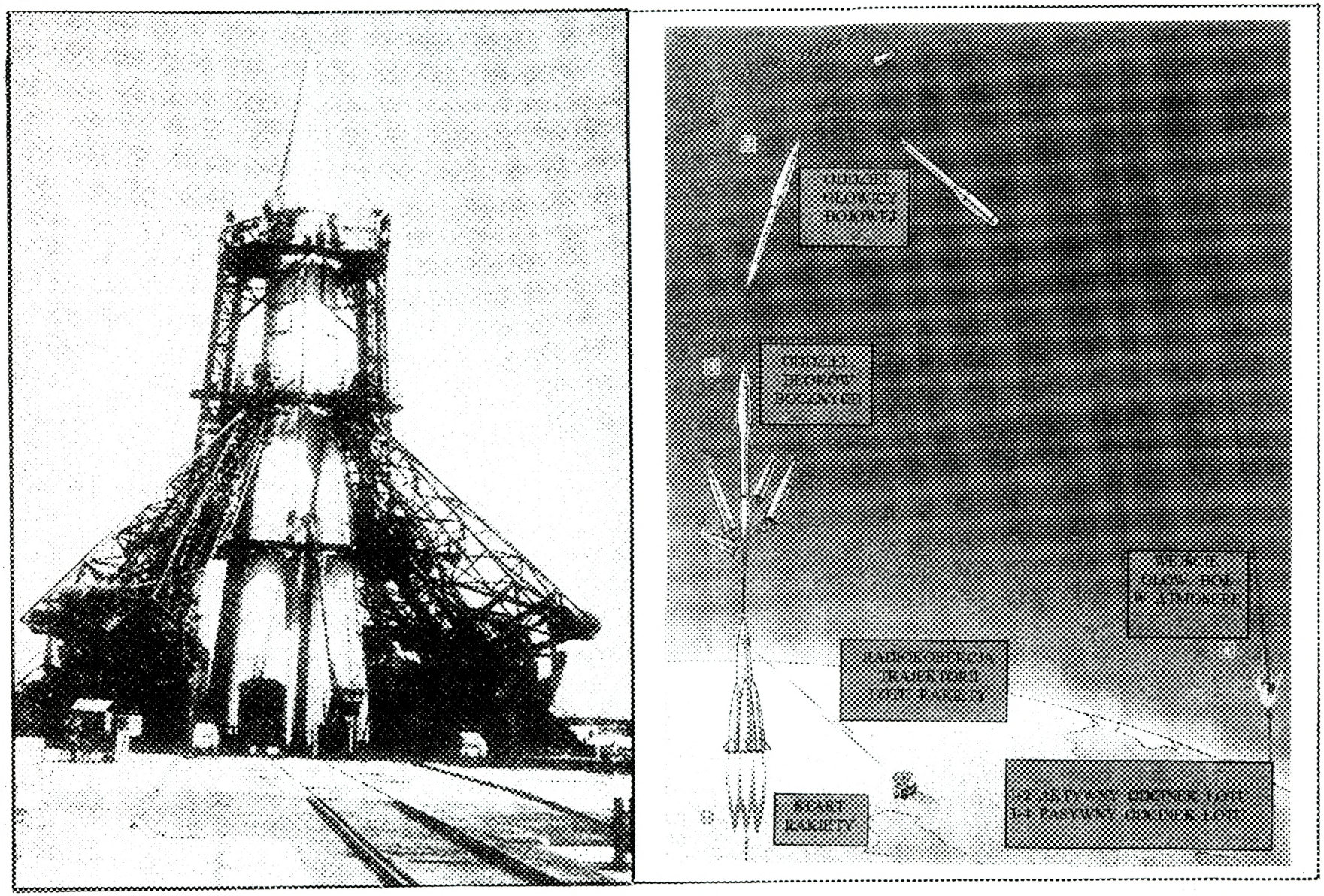


Rys .127 Różne wersje rakiety R-7

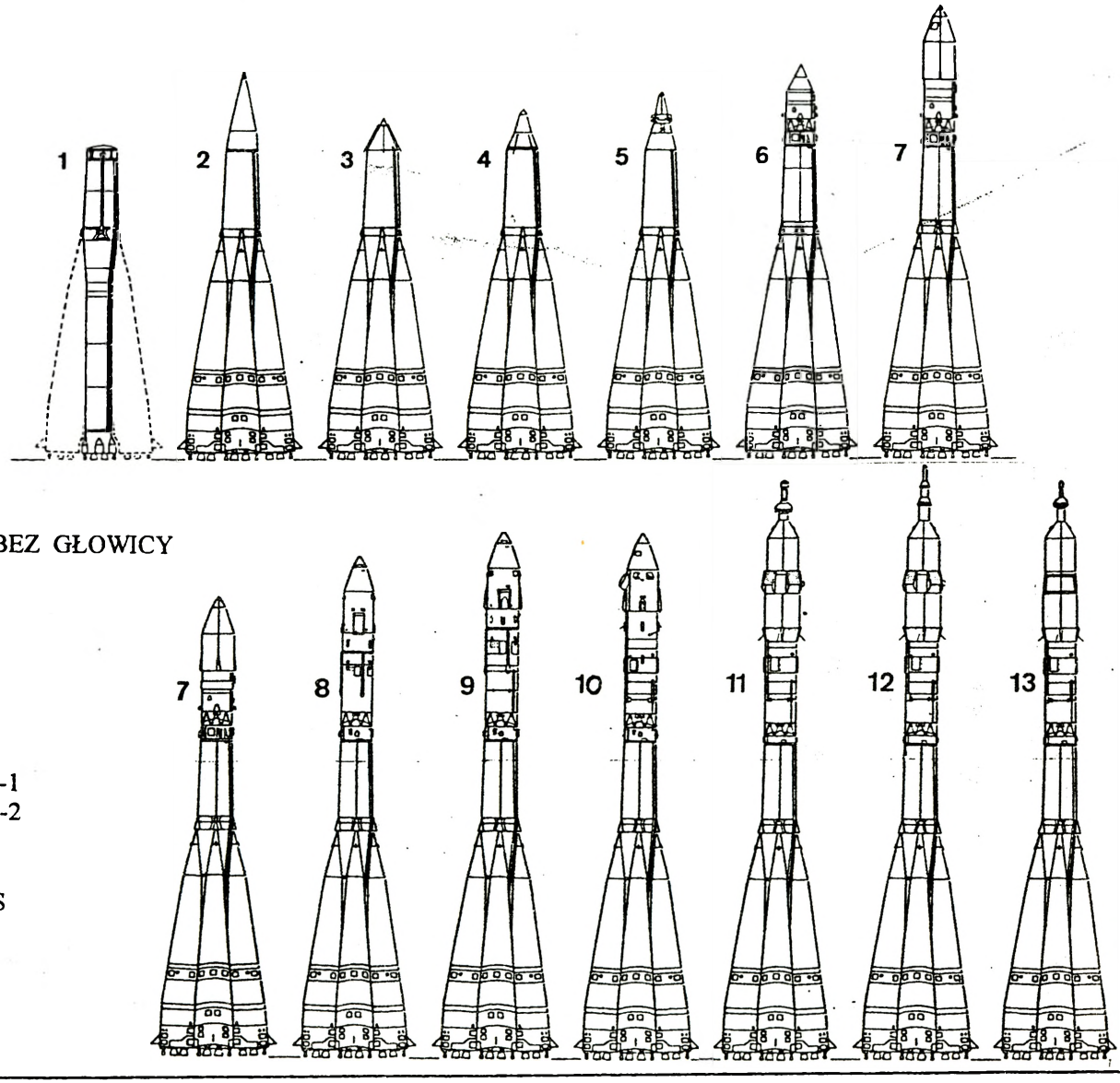


1 . PRZEDZIAŁ BOJOWY / GŁOWICA /
2 . II STOPIEŃ
3 . I STOPIEŃ / CZTERY BLOKI /
4 . RAMA MONTAŻOWA SILNIKÓW
5 . SILNIKI I STOPNIA 4 x RD-107
6 . SILNIKI II STOPNIA 1x RD-108
7 . ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
8 . ZBIORNIK UTLENIACZA I STOPNIA
9 . ZBIORNIK PALIWA II STOPNIA
10 . ZBIORNIK PALIWA I STOPNIA
11 . ZAMKI MOCUJĄCE BLOKI I STOPNIA
12 . BLOKI UKŁADU KIEROWANIA
13 . STABILIZATORY I STOPNIA

Rys.128 Ogólny schemat budowy rakiety R-7 / 8K71/

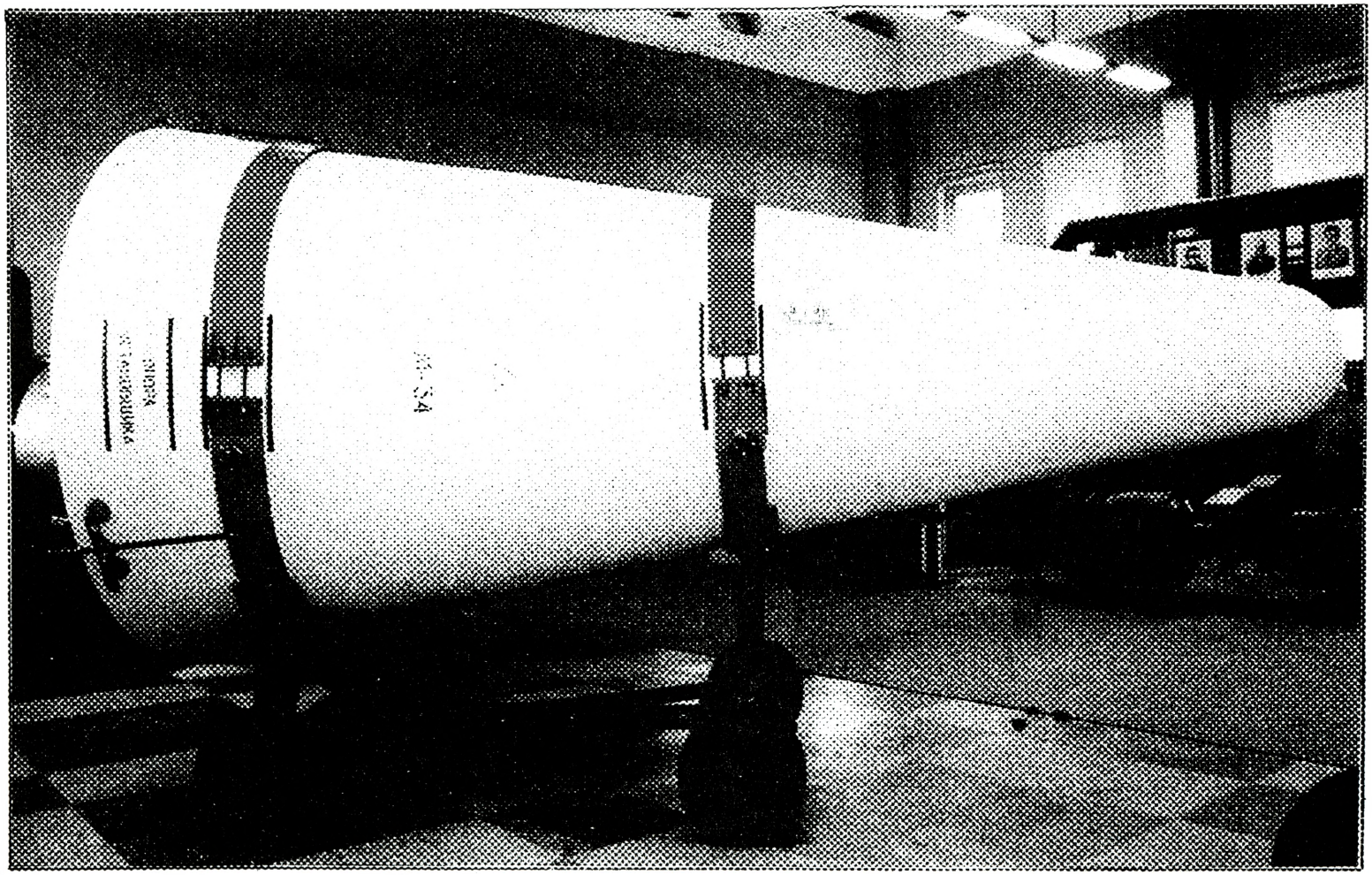


Rys . 129 . Rakieta R-7 na SS , oraz poszczególne fazy jej lotu



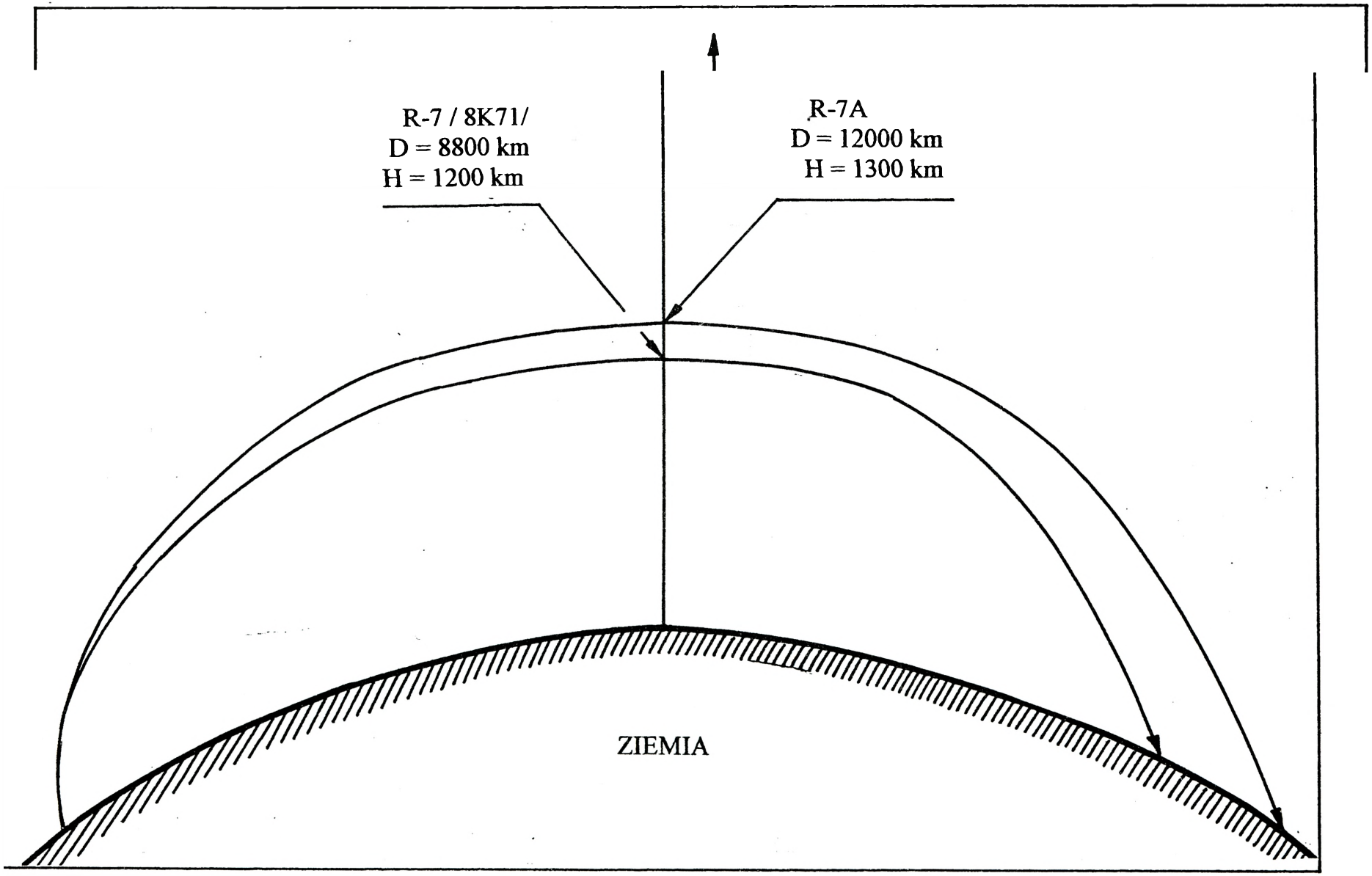
1 . RAKIETA BEZ GŁOWICY
2 . R-7
3 . SPUTNIK-1
4 . SPUTNIK-2
5 . SPUTNIK-3
6 . ŁUNA
7 . WOSTOK
8 . MOŁNIA
9 . WOSCHOD-1
10 . WOSCHOD-2
11. SOJUZ
12 . SOJUZ
13 . PROGRESS

Rys. 130 . Modyfikacje rakiet R-7 wykorzystywanych przede wszystkim do wynoszenia na orbity obiektów cywilnych



Rys .131 . Głowica termojądrowa rakiety R-7A

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE		
OZNACZENIE KOMPLEKSU	8K71	8K74
OZNACZENIE WOJSKOWE	R-7	R-7A
OZNACZENIE USA	SS-6	SS-6
OZNACZENIE NATO	SAPWOOD	SAPWOOD
DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA (m)	27,0	28,7
ŚREDNICA CAŁKOWITA (m)	10,3	10,3
ŚREDNICA I STOPNIA (m)	3,0	3,0
ŚREDNICA II STOPIA (m)	2,95	2,95
MASA STARTOWA (tony)	283	285
SILNIK II STOPNIA (typ)	RD-108	RD-108
CIĄG NA ZIEMI (kN)	821,1	821,1
CZAS PRACY (s)	104	-
SILNIK I STOPNIA (typ)	4xRD-107	4xRD-107
ZASIĘG LOTU (km)	8800	12000
RODZAJ GŁOWICY BOJOWEJ	JEDNOŁADUNKOWA JĄDROWA	JEDNOŁADUNKOWA JĄDROWA
MOC GŁOWICY (Mt)	5	3; 1,65
BŁĄD TRAFIENIA (km)	6	-
ROK PRZYJĘCIA DO UZBROJENIA	1960	1960
ROK ZDJĘCIA Z UZBROJENIA	1968	1968
CZAS PRZYGOTOWANIA DO STARTU (godz.)		8-9



Rys .132 Przybliżone tory lotów rakiet serii R-7

RAKIETOWY KOMPLEKS DALEKIEGO ZASIĘGU R-9 8K75 - ROMASZKA (SS-8 SASIN)

Rakietę R-9 oficjalnie rozpoczęto opracowywać w OKB-1 kierowanym przez Korolowa na podstawie postanowienia KC Partii z dnia 13 maja 1959 r. chociaż oddzielnie, wyodrębnione prace nad projektowaniem podobnej rakiety rozpoczęto znacznie wcześniej.

Jednym z czynników wstrzymujących rozwój rakiet o konstrukcji szeregowej były trudności z opracowaniem silnika rakietowego dla drugiego stopnia, który niezawodnie uruchamiał się w rozrzedzonej atmosferze. Konstruktorzy z OKB-1 zastosowali tzw. „gorący" sposób rozdzielenia stopni, przy którym uruchamianie silnika drugiego stopnia następowało w końcowym okresie pracy silnika pierwszego stopnia. Przy tym gorące gazy przepływały przez międzystopniowy łącznik o konstrukcji kratownicowej. Na obu stopniach zastosowano jako paliwo: naftę i ciekły tlen. Chociaż opanowano już produkcję wysokowrzących, przechowywalnych komponentów paliwa S. Korolow był zwolennikiem paliwa naftowo – tlenowego jako wysoko energetycznego, nietoksycznego i taniego w produkcji. W związku z tym, że w głównym biurze konstrukcyjnym projektującym silniki rakietowe pod kierunkiem WW. Głuszko, w GDŁ-OKB zetknięto się z poważnymi trudnościami, przy rozwoju silników o dużym ciągu, napędzanych naftą i ciekłym tlenem, związanymi z wysokoczęstotliwościowymi pulsacjami ciśnienia w komorach spalania Korolow zlecił opracowanie napędu dla R-9 jednocześnie dla trzech biur konstrukcyjnych. W konkursie uczestniczyły biura kierowane przez A. Isajewa, W. Głuszko oraz N. Kuźniecowa. Prace wszystkich trzech biur osiągnęły etap badań stoiskowych. Pod silnym naciskiem W. Głuszko do napędu R-9 wybrano jego silnik. Równocześnie z opracowywaniem silnika dla R-9 w GDŁ-OKB trwały prace nad napędem dla rakiety R-16 powstającej w OKB-586. Stosując tradycyjne dla tego biura komponenty paliwa na bazie hydrazyny i azotu stosunkowo szybko dostarczono silniki dla R-16. Przedłużające się prace nad silnikami naftowo – tlenowymi spowodowały, że gdy w październiku 1960 r. R-16 była gotowa do startu, R-9 wciąż oczekiwała na zespół napędowy.

Pierwsza próba w locie, która miała miejsce w dniu 9 kwietnia 1961 r. nie w pełni była udana. Wyznaczony na godz. 5.00 start rakiety opóźniono z powodu usterek w systemie napełniania zbiorników paliwem. Ostatecznie pocisk wystartował o godz. 12.45, ale wkrótce po rozdzieleniu stopni awarii uległ silnik drugiego stopnia i lot przerwano. Kolejne próby także nie kończyły się pełnym sukcesem. W dalszym ciągu pojawiały się pulsacje ciśnienia w komorach spalania, które prowadziły do zniszczenia silnika. Po dalszych dopracowaniach zespołu napędowego, próby ostatecznie zakończono w lutym 1964 r. W tym czasie konkurencyjna rakieta R-16 znajdowała się w uzbrojeniu w ilości około 100 sztuk. 21 lipca 1965 r. nowy pocisk Korolowa pod oznaczeniem R-9A przyjęto oficjalnie na wyposażenie wojsk rakietowych.

Jednocześnie z opracowaniem rakiety konstruktorzy z OKB-1 rozwiązali problem od którego zależała możliwość pełnienia przez pocisk dyżurów bojowych. Chodziło o zapewnienie magazynowania, z minimalnymi ubytkami, dużych ilości ciekłego tlenu przeznaczonego do napełniania zbiorników rakiety. Nowatorskie rozwiązania pozwoliły na przechowywanie tlenu ze stratami nie przewyższającymi 2-3% w ciągu roku tj. porównywalnymi z ubytkami przy magazynowaniu wody.

W czasie pełnienia dyżurów bojowych rakiety były przechowywane w wyrzutniach silosach przystosowanych do „gorącego" startu, ze zbiornikami napełnionymi naftą. Po otrzymaniu sygnału do startu przeprowadzano przyspieszone napełnianie ciekłym tlenem z podziemnych zbiorników. Jednocześnie rozkręcały się żyroskopy bezwładnościowego systemu kierowania. Realny czas przygotowania rakiet do startu wynosił około 5 minut. Przy pierwszych próbach startu czas przygotowania pocisku na pozycji technicznej wynosił około 16 godzin, a na pozycji startowej około 21 minut.

Jeszcze przed oficjalnym przyjęciem rakiety R-9A na uzbrojenie, wiosną 1965 r. na poligonie Bajkonur rozpoczęto próby w locie nowej rakiety oznaczonej UR-100 opracowanej w biurze konstrukcyjnym kierowanym przez W. Czełomieja. Ta nowej generacji rakieta mogła być przez wiele lat przechowywana, w stanie zatankowanym, w jednominutowej gotowości do startu, w specjalnym pojemniku transportowo – startowym umieszczonym w wyrzutni – silosie.

Trudno się dziwić, że R-9 wprowadzono na uzbrojenie w niewielkiej ilości. W latach 1964-77 w gotowości bojowej znajdowały się 23 rakiety. Część z nich umieszczona na naziemnych wyrzutniach, zgrupowanych po dwie na jednej płaszczyźnie startowej, co umożliwiało jej powtórne załadowanie w krótkim czasie. Pozostałe znajdowały się w podziemnych wyrzutniach – silosach zgrupo-

wanych po trzy na jednej płaszczyźnie. W obu przypadkach przedstawiały one łatwy, pojedynczy cel dla porażenia ładunkiem jądrowym.

R-9 była ostatnią radziecką rakietą strategiczną wykorzystującą ciekły tlen. W wojskach rakietowych pozostała po niej opinia jako jednej z najbardziej niezawodnych i dokładnych pod względem celności rakiet.

Po wycofaniu rakiety R-9A z uzbrojenia jedyny egzemplarz ustawiono przy wejściu do muzeum Sił Zbrojnych ZSRR, gdzie znajduje się do dnia dzisiejszego.

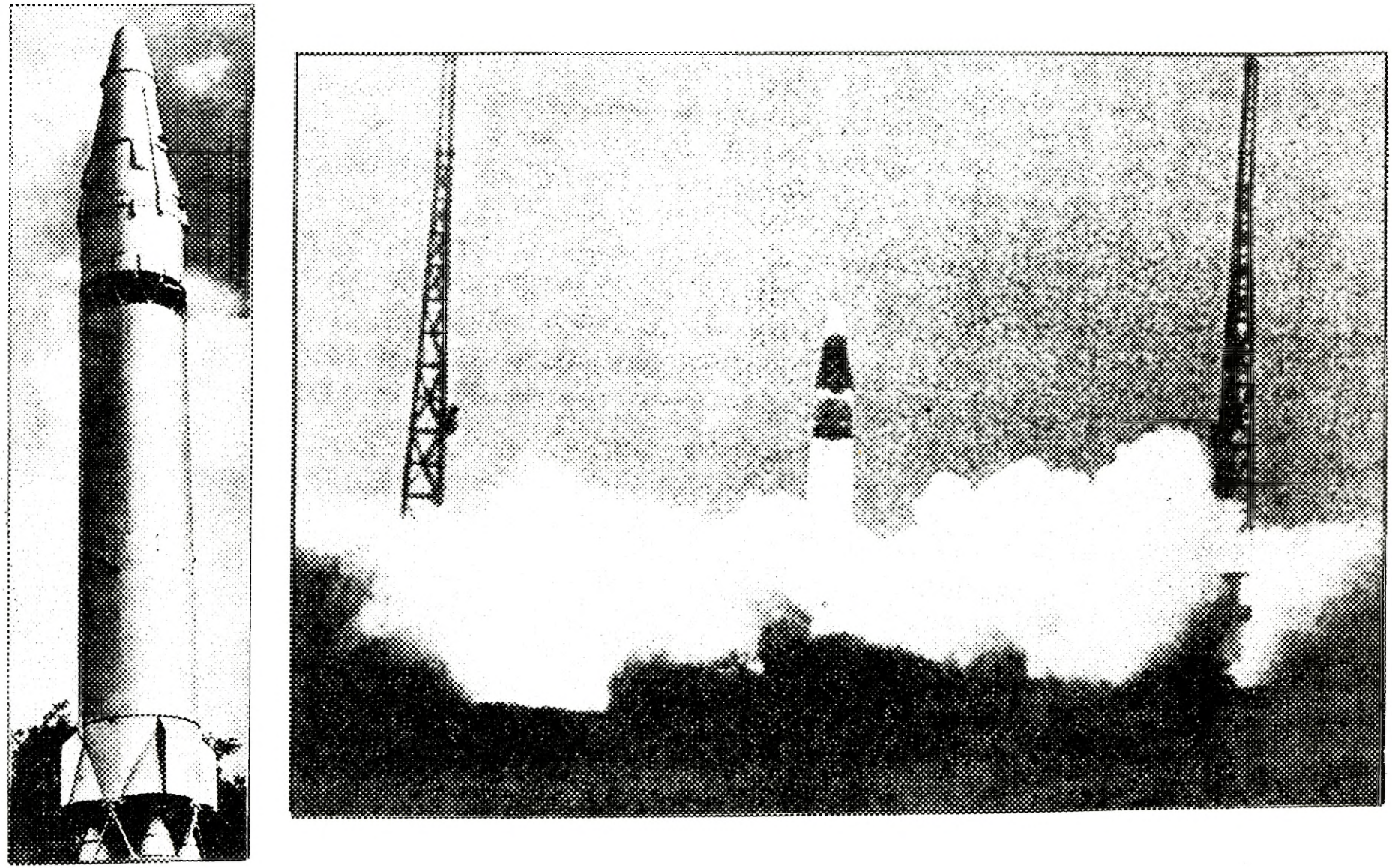
Podobnie jak konkurencyjna R-16 także R-9 była przyczyną tragedii. Dziwnym zrządzeniem losu dokładnie trzy lata po tragicznej katastrofie na płaszczyźnie nr 41, 24 października 1963 r. na tym samym poligonie, w jednej z podziemnych wyrzutni rakiety R-5 wybuchł pożar. Śmierć poniosło 7 specjalistów. Tym razem rakieta nie była zatankowana. Technicy wojskowi wykonywali bieżącą obsługę techniczną. Na swoje nieszczęście, przed rozpoczęciem pracy, nie sprawdzili czy stężenie tlenu nie przekracza dopuszczalnej wartości.

Konstrukcyjnie rakieta R-9 dzieliła się na dwa stopnie. Stopień pierwszy składał się z: przedziału zespołu napędowego z przymocowanymi na zewnątrz stabilizatorami o małej rozpiętości, integralnych zbiorników paliwa cylindrycznego kształtu oraz łącznika o kratownicowej konstrukcji. Stopień drugi tworzyły: cylindryczny przedział zespołu napędowego oraz górny stożkowy przedział mieszczący kulisty zbiornik utleniacza i stożkowy zbiornik substancji palnej. W przestrzeni pomiędzy zbiornikami umieszczono bloki systemy kierowania. Początkowo był to układ bezwładnościowy uzupełniony systemem radiokorekcji. Z czasem z podatnego na zakłócenia systemu radiotechnicznego zrezygnowano.

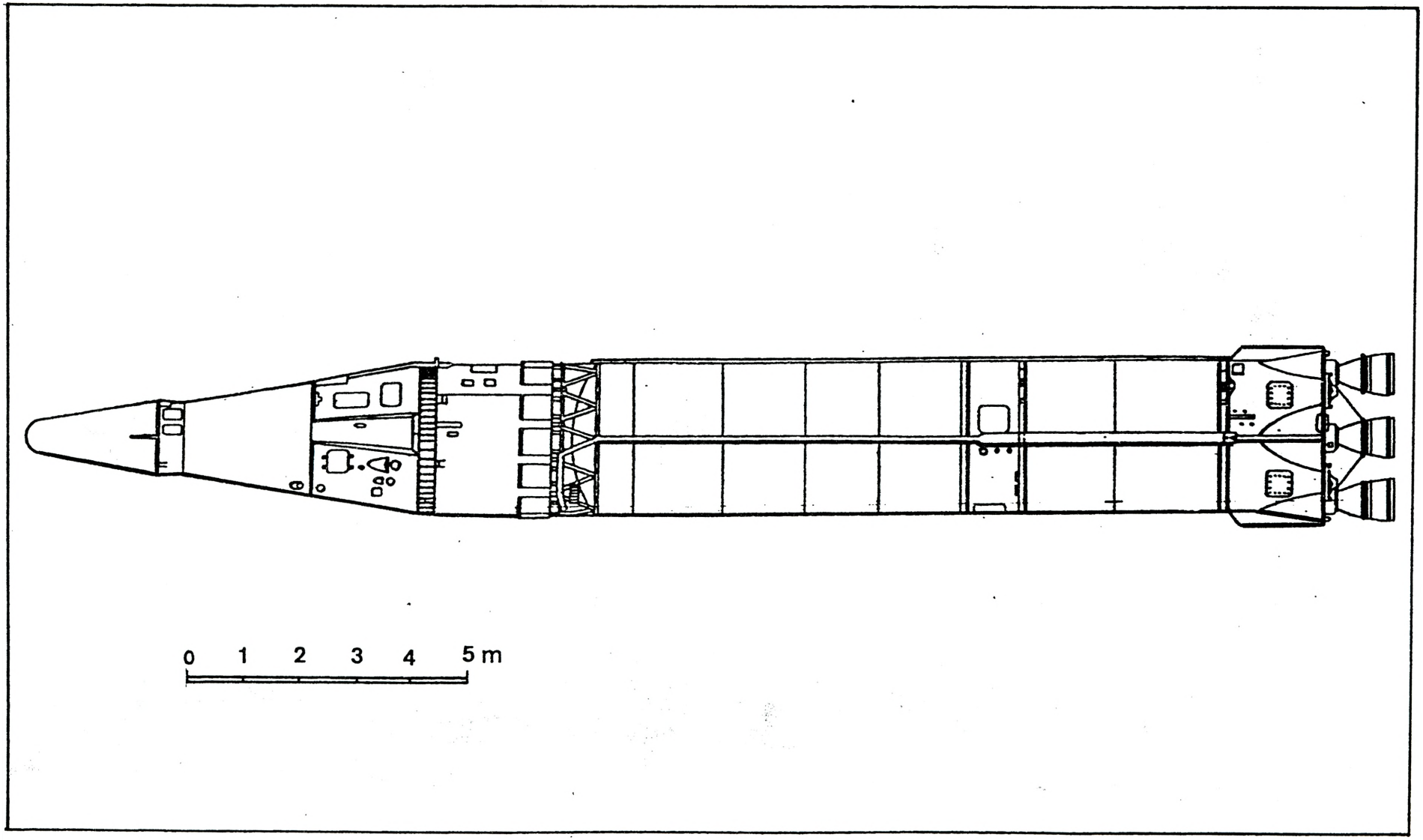
Napęd pierwszego stopnia stanowił czterokomorowy silnik RD-111, z wahliwymi komorami spalania, opracowany w GDŁ-OKB. Drugi stopień wyposażono w silnik RD-461 (RD-9) pochodzący z biura kierowanego przez S. Kosberga. Posiadał on cztery komory spalania oraz obrotowe dysze, charakteryzował się także rekordowym, wśród ówczesnych silników zasilanych naftą i ciekłym tlenem, impulsem jednostkowym o wartości 3230 (Ns/kg). Silnik pierwszego stopnia pracował stosunkowo krótko wskutek czego rozdzielenie stopni następowało na wysokości, gdzie wpływ ciśnienia dynamicznego na rakietę był znaczny. Było to o tyle

istotne, że drugi stopień o stosunkowo niewielkiej długości był niestateczny. W chwili wyłączenia silnika pierwszego stopnia, silnik drugiego stopnia posiadał 50% nominalnego ciągu. Do chwili, gdy silnik nie osiągnął obliczeniowego zakresu pracy siły sterujące rakietą nie były w stanie pokonać aerodynamicznych momentów wymuszających. Aby usunąć to niedomaganie wprowadzono specjalne, wychylane powierzchnie aerodynamiczne umieszczone na odrzuconym opływie przedziału silnikowego drugiego stopnia. Powierzchnie otwierały się po rozdzieleniu stopni. Następowało wówczas przemieszczenie środka parcia do tyłu i wzrost stateczności. Moment zrzutu opływu opóźniony był do momentu, gdy z jednej strony zmalał wpływ ciśnienia dynamicznego a z drugiej strony silnik drugiego stopnia osiągnął nominalny ciąg i rakieta mogła być sterowana zmianą kierunku wektora ciągu.

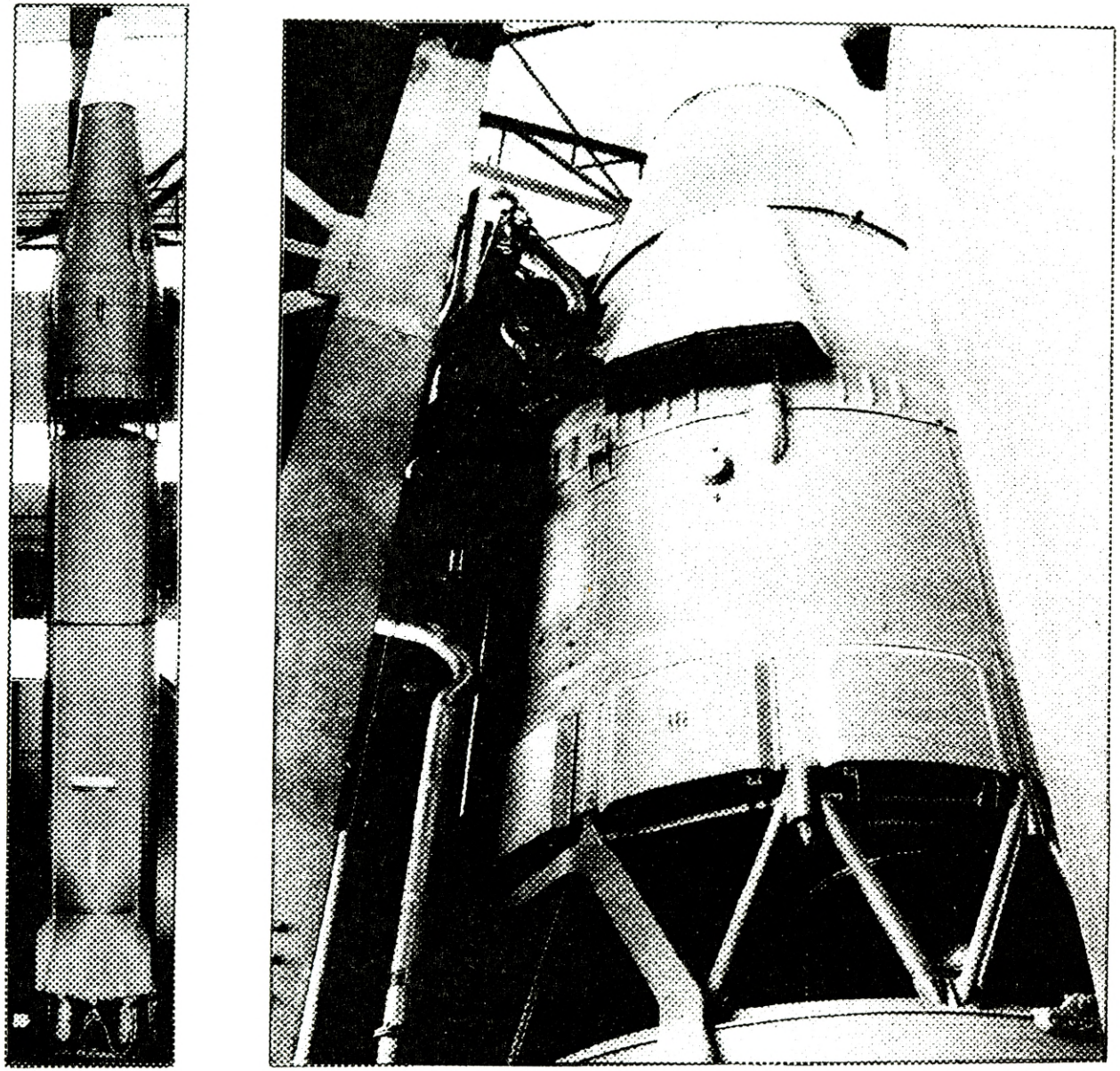
Wykorzystywano dwa rodzaje oddzielających się głowic bojowych tzw. „zwykłą" lub „ciężką". Głowica „zwykła" o masie 1700 kg wyposażona była w ładunek termojądrowy o mocy ok. 3 Mt, głowica „ciężka" ważąca 2200 kg posiadała moc ok. 4 Mt. Zasięg rakiety w zależności od użytej głowicy wynosił 13500 km lub 12500 km.



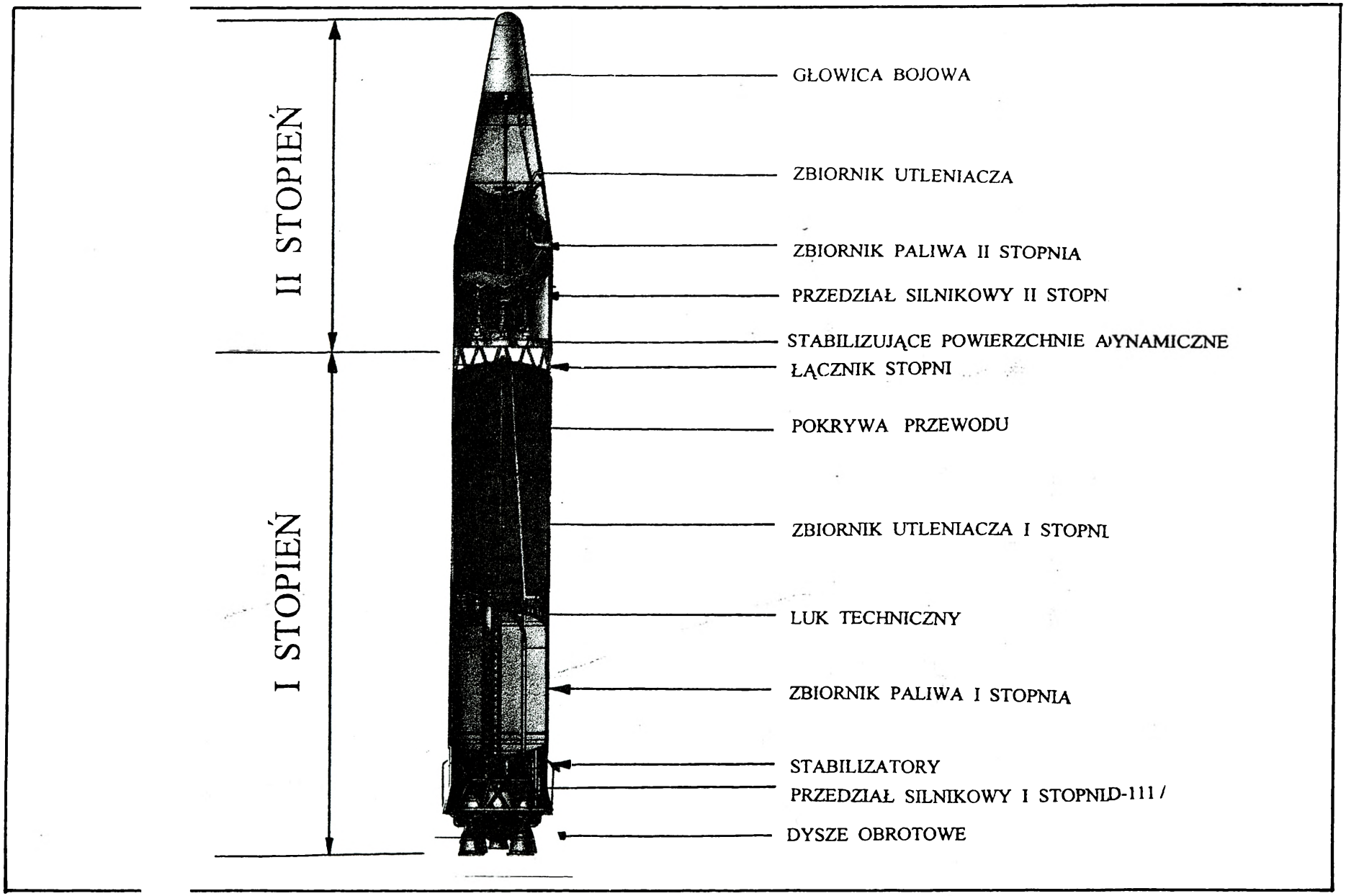
Rys. 133. Z lewej rakieta R-9A, z prawej moment startu z wyrzutni podziemnej



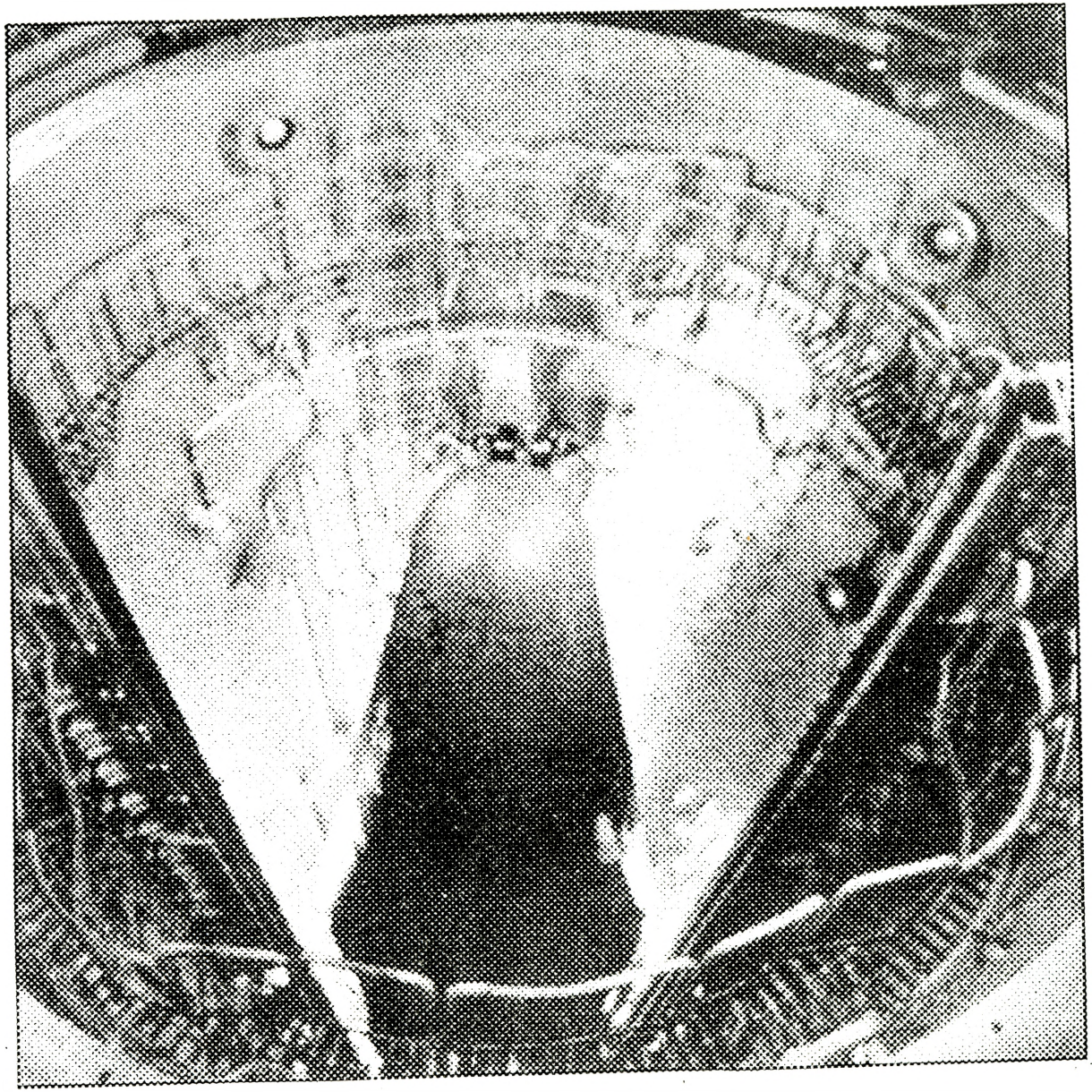
Rys 134 Rzut boczny rakiety R-9A / 8K75A /



ys . 135 . Szczegóły konstrukcyjne rakiety K-9A



Rys .136 Ogólna budowa rakiety R-9A



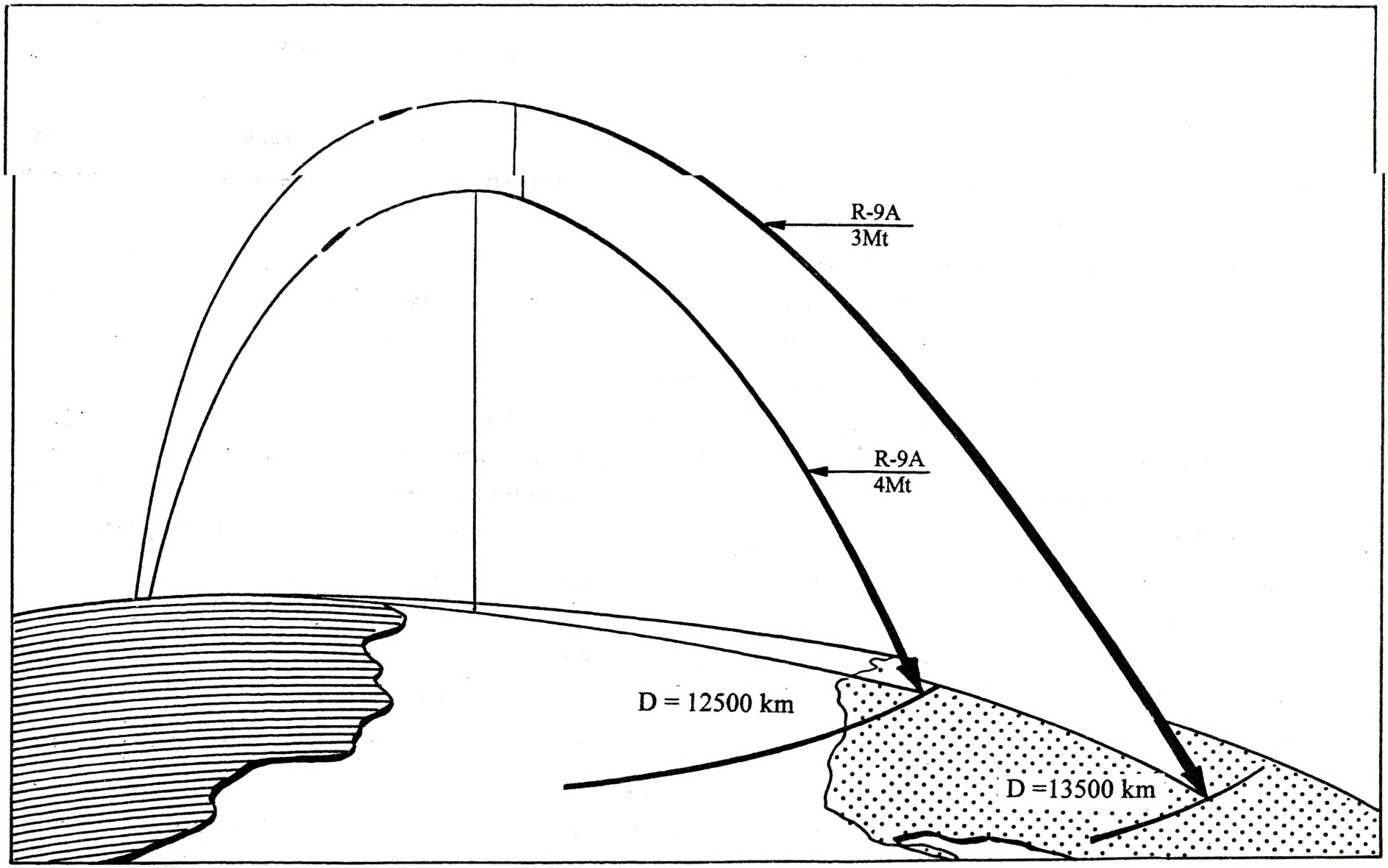
Rys .137 . Rakieta R-9A w wyrzutni silosie

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU 8K75

OZNACZENIE WOJSKOWE	:	R-9A
OZNACZENIE USA	:	SS-8
OZNACZENIE NATO	:	SASIN
DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA (m)	:	24,19
DŁUGOŚĆ I STOPNIA (m)	:	14,79
DŁUGOŚĆ II STOPNIA (m)	:	9,40
ŚREDNICA I i II STOPNIA (m)	:	2,68
MASA STARTOWA (t)	:	80,0
SILNIK I STOPNIA (typ)	:	RD-111
CIĄG NA ZIEMI (kN)	:	1383
CZAS PRACY (s)	:	105
SILNIK II STOPNIA (typ)	:	RD-461
CIĄG W PRÓŻNI (kN)	:	304,1
CZAS PRACY (s)	:	165
ZASIĘG MAX (km)	:	13500 (12500*)
GŁOWICA BOJOWA (rodzaj)	:	JEDNOŁADUNKOWA, JĄDROWA, ORBITALNA
MASA GŁOWICY (kg)	:	1700 (2200*)
MOC GŁOWICY (Mt)	:	3 (5)** 4 (10)**
BŁĄD TRAFIENIA (m)		1600 1600
KONSTRUKTOR/BIURO	:	S.P. KOROLEW, SKB-1

*/ Zasięg z głowicą typu ciężkiego (2200 kg).

**/ Według niektórych źródeł moc głowicy „lekkiej" i „ciężkiej" wynosiła odpowiednio 5 i 10 Mt.



Rys .138 Zasięgi rakiet R-9A z różnymi wariantami głowic

RAKIETOWY KOMPLEKS DALEKIEGO ZASIĘGU R-16 8K64 (SS-7 SADDLER)

Opracowanie pierwszej w świecie międzykontynentalnej rakiety balistycznej R-7 było z pewnością jednym ze znaczących osiągnięć radzieckiej nauki i techniki, pozwalającym nie tylko na rozpoczęcie formowania strategicznych sił rakietowo – jądrowych, ale także na prowadzenie badań przestrzeni kosmicznej. Jednak już w momencie rozpoczęcia prób w locie było wiadomo, że z uwagi na bojowe i eksploatacyjne charakterystyki rakiety nie będzie ona wprowadzona do uzbrojenia w dużych ilościach. Dalszy rozwój sił strategicznych mogło zapewnić opracowanie rakiet nowej generacji charakteryzujących się krótkim czasem przygotowania do startu oraz bardziej zwartą budową pozwalającą na umieszczenie ich w podziemnych wyrzutniach – silosach dla zabezpieczenia przed atakiem przeciwnika. Cel można było osiągnąć przede wszystkim dzięki pojawieniu się jądrowych ładunków bojowych dużej mocy mających mniejsze rozmiary i masy (w rakiecie R-7 ładunek bojowy miał masę około 5,3 t) oraz przejściem od pakietowego układu konstrukcyjnego do układu szeregowego (tandem) z poprzecznym dzieleniem stopni. Bardzo ważne znaczenie miało także pomyślne rozwiązanie przez konstruktorów trudnego problemu niezawodnego uruchamiania silnika rakietowego w rozrzedzonej atmosferze, tak aby silnik drugiego stopnia mógł rozpoczynać pracę po oddzieleniu się pierwszego stopnia rakiety.

Uzyskanie na początku 1959 r., informacji o rozpoczęciu w Stanach Zjednoczonych produkcji seryjnej pierwszych międzykontynentalnych pocisków balistycznych SM-65D Atlas D przyspieszyło podjęcie stosownych decyzji. Specjalnym postanowieniem Komitetu Centralnego partii z dnia 13 maja 1959 r. biura konstrukcyjne OKB-586 i OKB-1 otrzymały zadanie opracowania międzykontynentalnych rakiet balistycznych drugiej generacji. Ustalono krótkie terminy realizacji programów.

W OKB-586 M. Iangiela pracowano nad rakietą wykorzystującą wysokowrące komponenty paliwa: niesymetryczną dwumetylohydrazynę (substancja palna) oraz czterotlenek azotu (utleniacz).

Rakieta OKB-1 S. Korolowa miała być napędzana naftą i ciekłym tlenem. Prace w OKB-586 prowadzono w szybkim tempie. W trzeciej dekadzie października 1960 r. pierwsza rakieta oznaczona R-16 (8K64) przeznaczona do prób w locie była przygotowy-

wana do startu, na nowym stanowisku startowym nr 41, na poligonie Tiuratam. W tym samym czasie konkurencyjna R-9 (8K75) oczekiwała dopiero na dostawę silników z OKB-456.

W dniu 23 października 1960 r. w trakcie ostatniego etapu przedstartowej kontroli rakiety – napełnionej komponentami paliwa – w sieci elektrycznej automatyki zespołu napędowego wykryto niesprawności. Między innymi podczas sprawdzania zamiast piromembran magistrali utleniacza drugiego stopnia zadziałały piromembrany magistrali paliwa pierwszego stopnia. Kilka minut później samoczynnie zadziałały pironaboje zaworów odcinających generatora gazu pierwszego bloku silnika marszowego pierwszego stopnia. Agregat turbopompowy wypełnił się komponentami paliwa. W tym czasie na pomostach roboczych ustawionych wokół rakiety pracowało dziesiątki specjalistów, wielu innych przebywało w pobliżu rakiety. Zdrowy rozsądek nakazywał usunięcie wszystkich z płaszczyzny startowej, roztankowanie rakiety, przewiezienie jej na stanowisko techniczne i usunięcie niesprawności. Ewentualnie w skrajnym przypadku, prowadzenie dalszych prac na wyrzutni, ale z roztankowaną rakietą. Nie zważając na poważne niebezpieczeństwo postanowiono wymienić zawory gazogeneratora i główny rozdzielacz A-120 nie roztankowując rakiety. Prace nad usuwaniem niesprawności i dalszą przedstartową kontrola pocisku kontynuowano w dniu następnym. 24 października 1960 r. o godz. 18.45 czasu miejscowego, w trakcie przestawiania programatora czasowego systemu sterowania w położenie zerowe został podany niezamierzony sygnał na uruchomienie silników drugiego stopnia. W tym czasie wszystkie zabezpieczenia naziemne w układzie elektrycznym były zdjęte. Zilnik rozpoczął pracę. Struga ognia ogarnęła pierwszy stopień. Najpierw spalili się wszyscy ci, którzy znajdowali się na wielopiętrowych pomostach roboczych. W kilka sekund później płonął pierwszy stopień. Ogromny wybuch rozrzucił ludzi, szczątki rakiety i wyrzutni oraz palące się paliwo w promieniu stu metrów. Wszyscy, którzy byli w pobliżu rakiety zginęli natychmiast. Tych co byli dalej lub starali się uciec ogarnęła ognista kula i trujące opary paliwa, oni konali w straszliwych męczarniach. W największej katastrofie w historii techniki rakietowej zginęło, bądź zmarło w wyniku oparzeń, zatrucia i obrażeń 126 osób. Kilkadziesiąt było rannych i poparzonych. Zginęli między innymi: głównodowodzący Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia, główny marszałek artylerii M.I. Niedielin oraz główny konstruktor systemów kierowania B.M. Konoplew. Palenie papierosów uratowało życie głównemu konstruktorowi rakiety M.K. Iangiela. W chwilę przed katastrofą odszedł on od rakiety, aby zapalić

papierosa. Na jego oczach rakieta unicestwiła ponad sto osób: konstruktorów, specjalistów obsługi i żołnierzy. On sam nie odniósł fizycznych obrażeń, jednak załamanie nerwowe nie pozwoliło mu pracować przez najbliższy miesiąc.

Przyczyny katastrofy badała specjalnie powołana komisja państwowa, pod kierownictwem L. Breżniewa. W toku jej prac wykryto wiele błędów i poważnych uchybień, popełnionych podczas przygotowywania rakiety do startu. Nikogo nie ukarano, winni zaniedbań ponieśli śmierć.

W okresie kolejnych kilku miesięcy konstruktorzy z OKB-586 dopracowali rakietę. Drugi doświadczalny start był zaplanowany na 2 lutego 1961 r. Próba nie do końca była udana. Podczas lotu rakieta utraciła stateczność i spadła na ziemię. Konstruktorzy upewnili się jednak, że przyjęte rozwiązania są prawidłowe. Intensywne prace nad wyeliminowaniem usterek pozwoliły na zakończenie prób w locie do końca 1961 r. W grudniu tegoż roku pierwsze 6 rakiet odpalanych z naziemnych wyrzutni startowych osiągnęło gotowość bojową.

W końcu 1961 r. ZSRR posiadał w gotowości do użycia 6 pocisków R-16 oraz 4 pociski R-7. W tym czasie Stany Zjednoczone dysponowały 39 pociskami Atlas w wersji D i E.

Dowództwo Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia od początku zdawało sobie sprawę, że rozmieszczone na naziemnych stanowiskach startowych pociski są bardzo narażone na każdy atak przeciwnika. Rozwiązaniem problemu mogło być umieszczenie pocisku pod ziemią gdyż fala uderzeniowa, główny czynnik rażący wybuchu atomowego, miała niszczący wpływ głównie na obiekty położone na powierzchni ziemi. Od maja 1960 r. prowadzono pracę nad wersją przystosowaną do startu z podziemnych wyrzutni – silosów oznaczoną R-16U (8K64U). Pierwszy start pocisku przeprowadzono na poligonie Tiuratam w styczniu 1962 r. W końcu następnego roku. Kompleks rakietowy z pociskiem R-16U został przyjęty na uzbrojenie.

Do odpalania pocisku R-16U wykorzystywano technikę „gorącego startu". Silnik rakietowy pierwszego stopnia był uruchamiany we wnętrzu wyrzutni – silosu. Powtórne załadowanie wyrzutni było możliwe dopiero po kilku dniach, niezbędnych do dokonania napraw silosu oraz wymiany elementów wyrzutni, które uległy uszkodzeniu od działającego na nie strumienie gazów wylotowych startującego pocisku.

Rakieta była skonstruowana w tradycyjnym układzie „tandem". Pierwszy stopień składał się z przedziału silnikowego, zbiornika substancji palnej, przedziału wyposażenia, zbiornika utleniacza oraz łącznika. Zbiorniki o konstrukcji integralnej, naprężane w czasie lotu, zbiornik substancji palnej – dynamicznym ciśnieniem powietrza, zbiornik utleniacza – sprężonym powietrzem pochodzącym ze zbiorników umieszczonych w przedziale wyposażenia. Zespół napędowy składał się z silnika marszowego i sterującego. Silnik marszowy tworzyły trzy identyczne bloki złożone z: dwu komór spalania, generatora gazu oraz zespołu turbopompowego. Silnik posiadał cztery obrotowe komory spalania, zasilane od jednego zespołu turopomp. Rozdzielanie stopni zapewniały pirosworznie. Jednocześnie z ich zadziałaniem, na pierwszym stopniu, uruchamiane były cztery prochowe silniki hamujące.

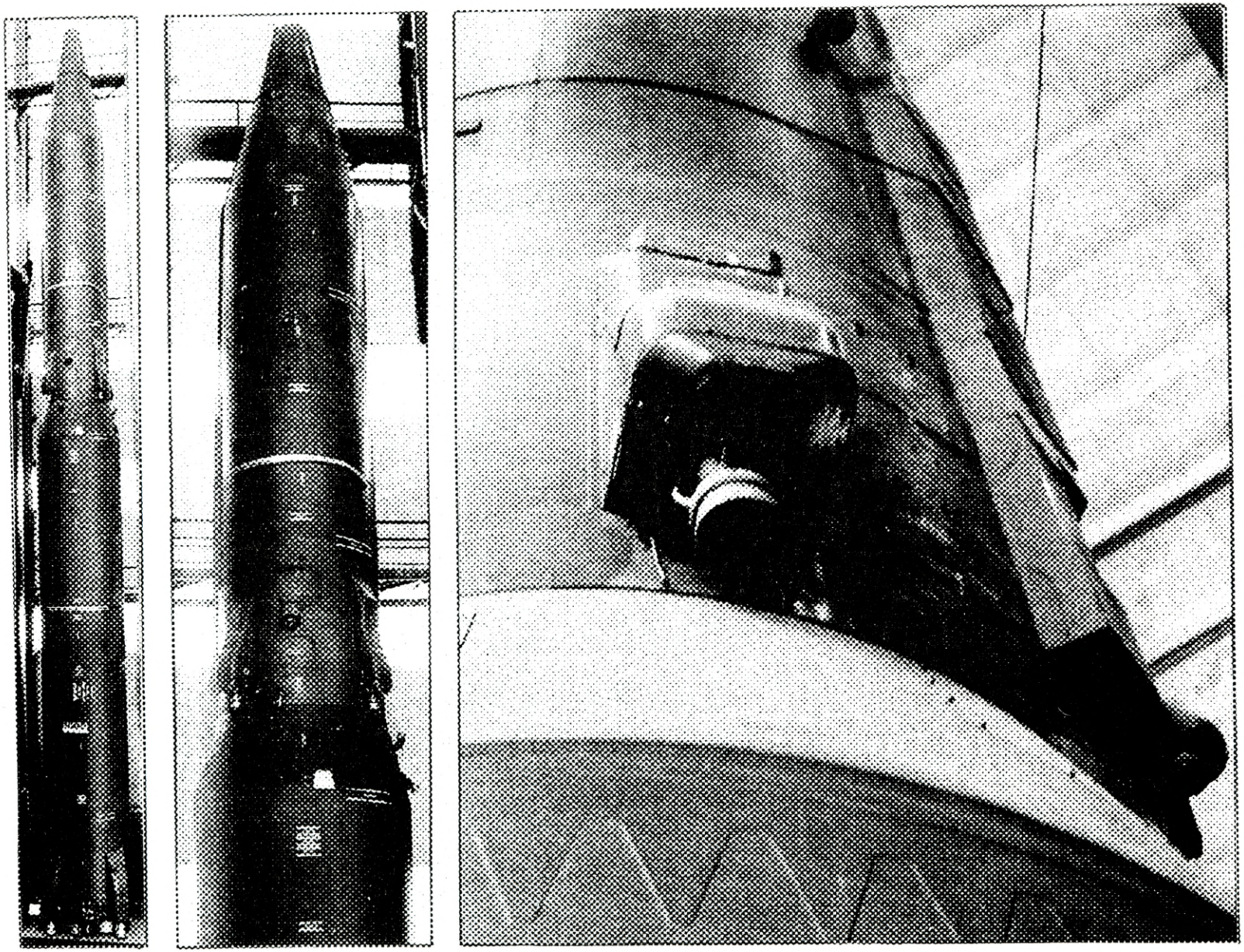
Drugi stopień rakiety posiadał analogiczną konstrukcję, posiadał jednak mniejsze wymiary. Oba zbiorniki naprężane były sprężonym powietrzem. W charakterze zespołu napędowego wykorzystywano pojedynczy blok, analogiczny do stosowanych na pierwszym stopniu.

Wszystkie silniki pracowały na tych samych komponentach paliwa: niesymetrycznej dwumetylohudrazynie i czterotlenku azotu, które przy wzajemnym kontakcie ulegały samozapłonowi.

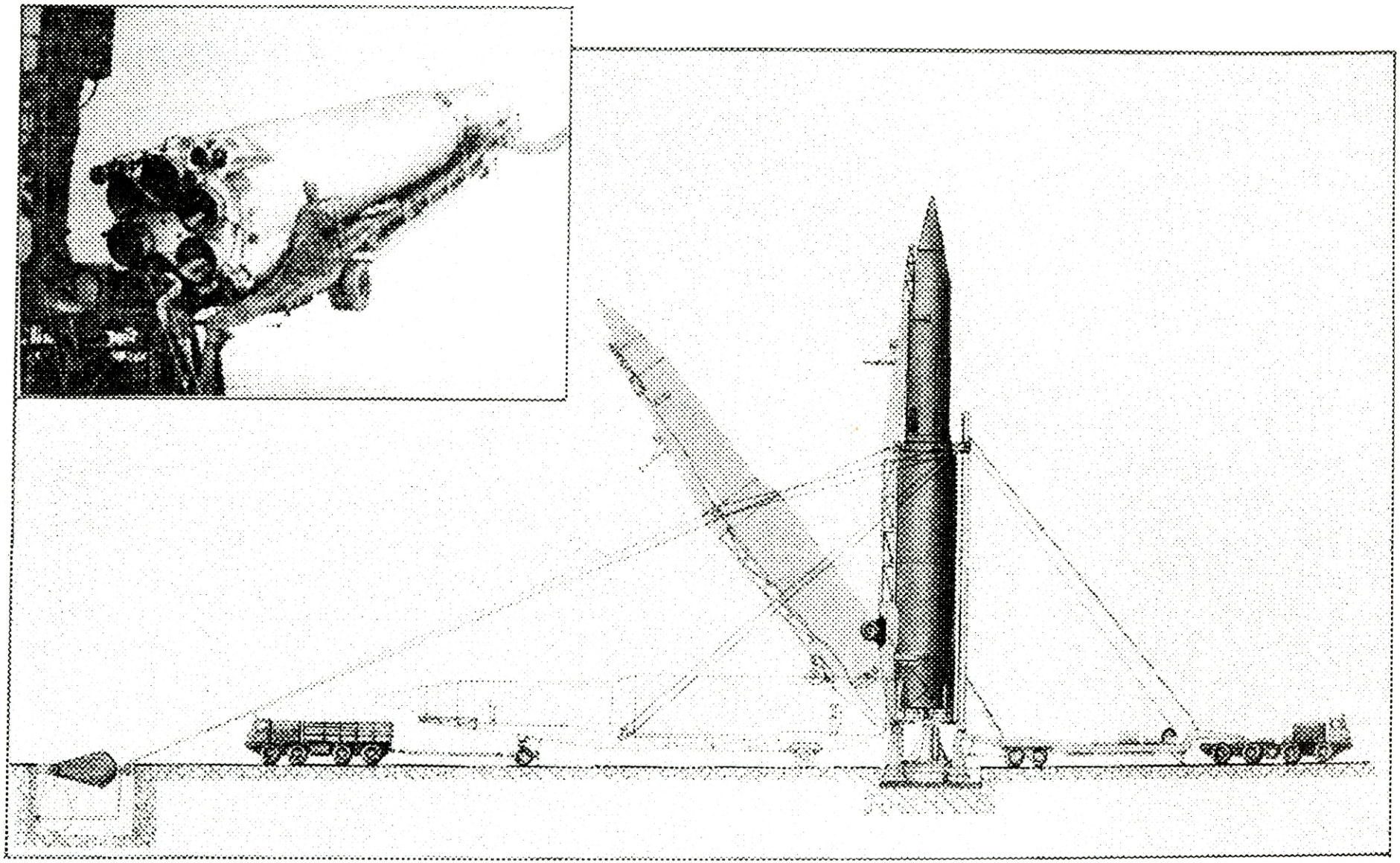
Rakieta R-16 posiadała autonomiczny bezwładnościowy układ kierowania. Po raz pierwszy na radzieckich rakietach zastosowano platformę z żyroskopami na łożyskach kulkowych. Oddzielająca się głowica bojowa posiadała ładunek termojądrowy o mocy 5 lub 10 Mt. Mała dokładność trafienia wynosząca około 2,7 km powodowała, że rakiety pomimo dużej mocy ładunku mogły niszczyć jedynie rozległe cele powierzchniowe.

Rakiety R-16 i R-16U były pierwszymi radzieckimi międzykontynentalnymi pociskami balistycznymi rozmieszczonymi operacyjnie w znacznych ilościach. Do końca 1963 r. rozmieszczono 64 rakiety. W latach 1965-1975 w gotowości do użycia było 186 pocisków.

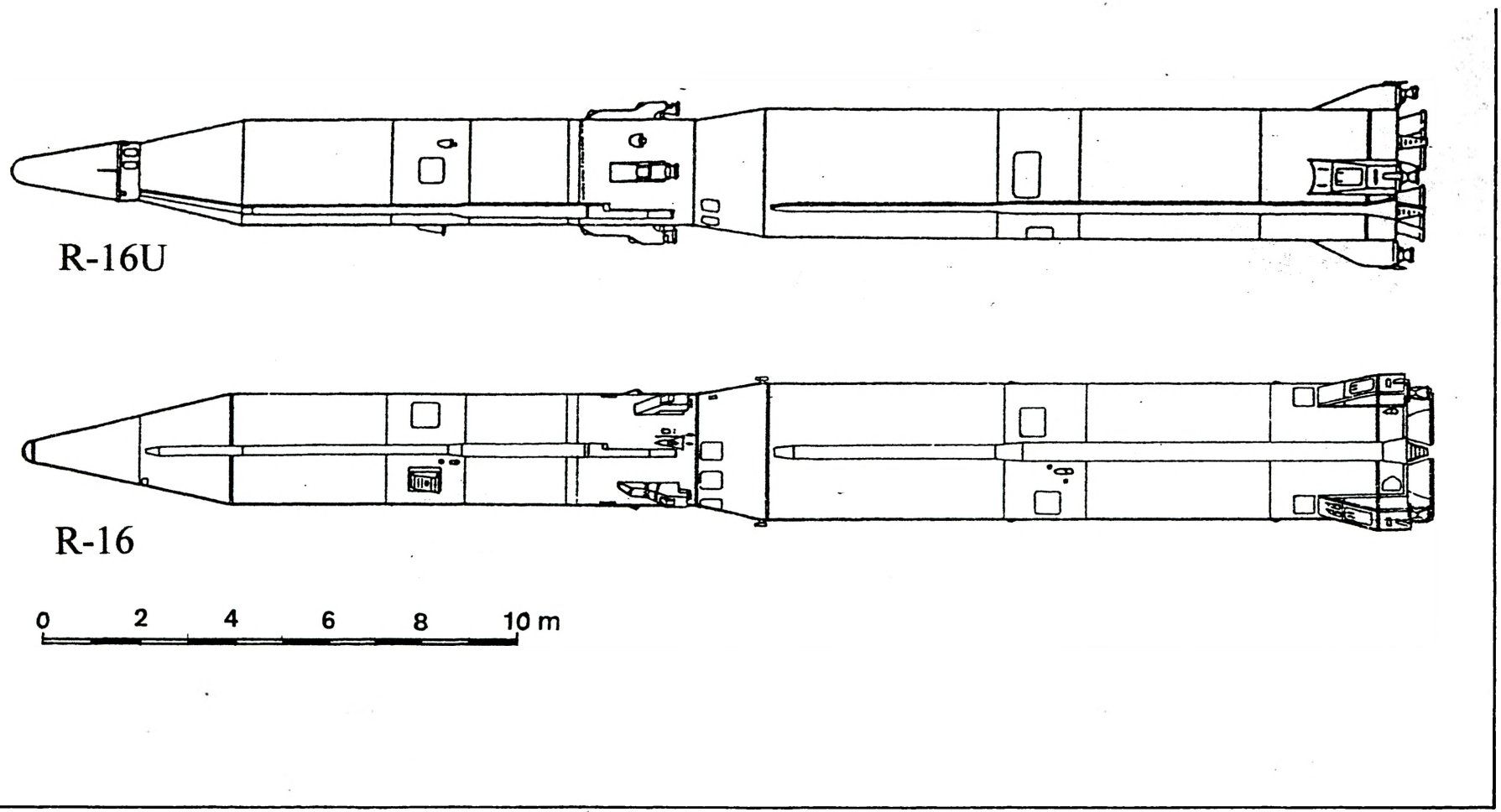
W przybliżeniu 2/3 rakiet było umieszczonych na odkrytych, naziemnych wyrzutniach, pozostałe w podziemnych wyrzutniach – silosach. Pomimo zastosowania przechowywalnego paliwa pociski, w stanie stałej gotowości bojowej, znajdowały się na wyrzutniach z pustymi zbiornikami. W 1976 r. rozpoczęto wycofywanie rakiet z uzbrojenia. Ostatnie pociski usunięto z wyrzutni na przełomie 1977/78 r.



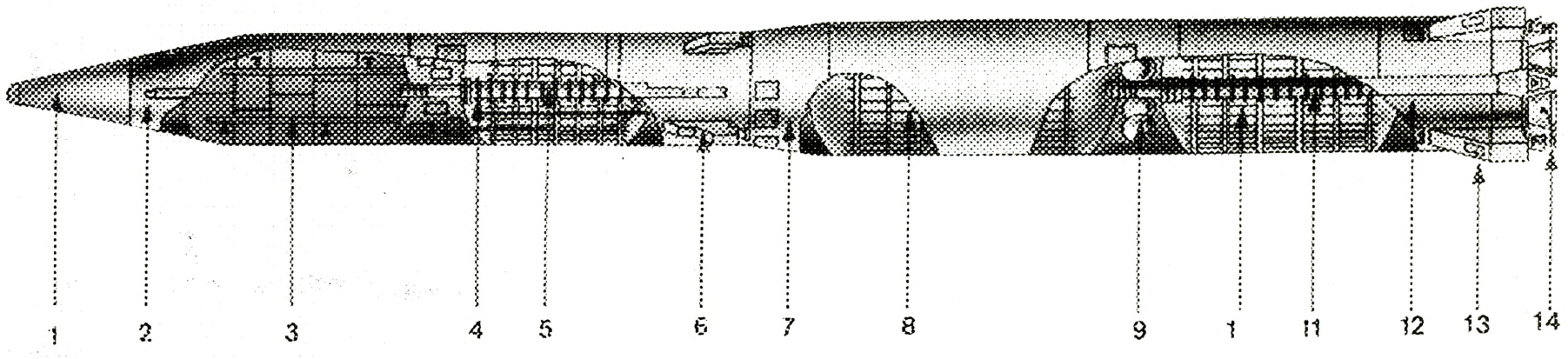
Rys .139 . Rakieta R-16 i jej szczegóły konstrukcyjne



Rys .140 Przygotowanie rakiety R-16 do startu

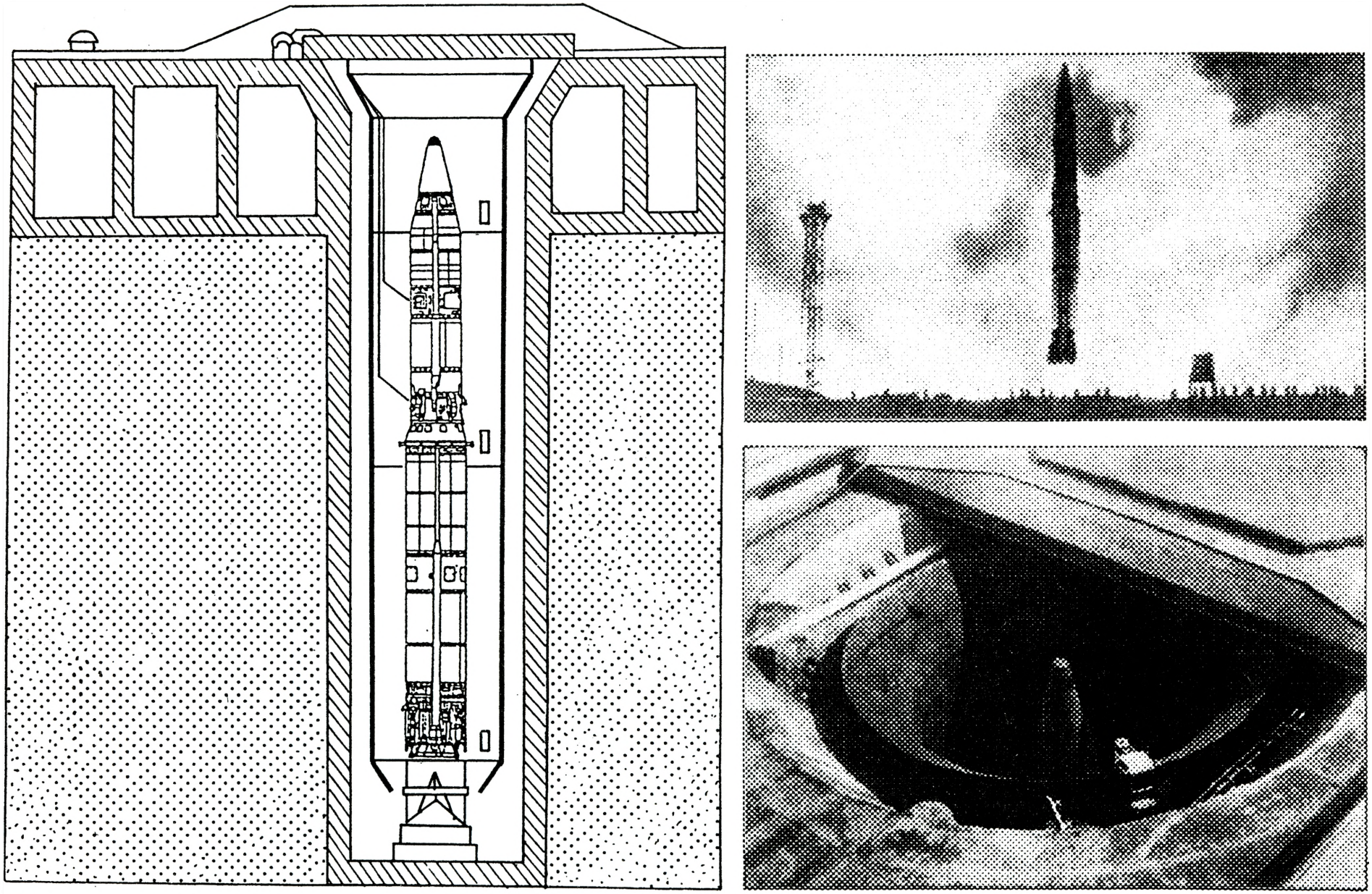


Rys .141 Różne wersje rakiet kompleksu 8K64 R-16



1. GŁOWICA BOJOWA
2. PRZEDZIAŁOPRZYRZĄDOWANIA
3. ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
4. ZBIORNIK PALIWA II STOPNIA
5. TURBOPRZEWOD UTLENIACZA II STOPNIA
6. SILNIKI STERUJĄCE
7. PRZEDZIAŁ PRZEJSCIOWY
8. ZBIORNIK UTLENIACZA I STOPNIA
9. KULISTE ZBIORNIKI NADCIŚNIENIA
10. ZBIORNIK PALIWA I STOPNIA
11. TURBOPRZEWÓD UTLENIACZA I STOPNIA
12. TYLNY PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
13. SILNIKI STERUJĄCE I STOPNIA
14. SILNIKI MARSZOWE I STOPNIA

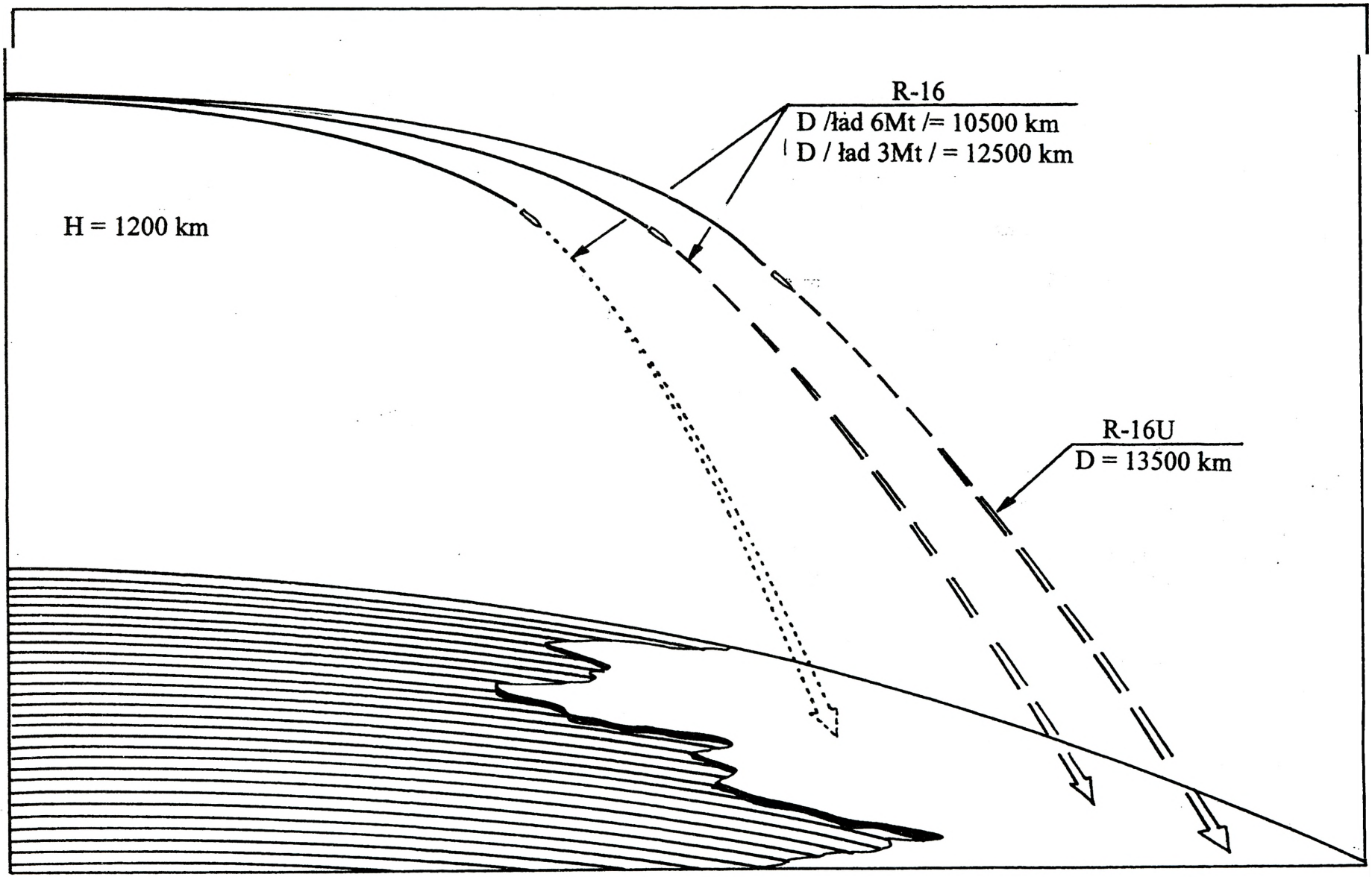
Rys. 142 . Budowa rakiety R-16 / schemat /



Rys .143 Z lewej przekrój pionowy wyrzutni podziemnej , z prawej widok górnej części oraz moment startu rakiety R-16

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU R-16

OZNACZENIE KOMPLEKSU	R-16	R-16U
OZNACZENIE USA	8K64	8K64U
OZNACZENIE NATO	SS-7 SADDLER	SS-7 Mod2 SADDLER
ROK WPROWADZENIA DO UZBROJENIA	1961	1963
BIURO KONSTRUKCYJNE	OKB-586	OKB-586
GŁÓWNY KONSTRUKTOR	M.K. Iangel	M.K. Iangel
DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA (m)	31,0	32,4
ŚREDNICA I STOPNIA (m)	3,0	3,0
ŚREDNICA II STOPNIA (m)	2,7	2,7
MASA STARTOWA (T)	140	148
ZASIĘG (km)	10500/12500	13000
TYP GŁOWICY BOJOWEJ	JĄDROWA	JĄDROWA
ILOŚĆ ŁADUNKÓW W GŁOWICY (szt.)	1	1
MOC ŁADUNKU JĄDROWEGO(Mt)	3 lub 6	kilka Mt
SILNIK I STOPNIA		
CIĄG NA ZIEMI (kN)	2227	2227
CZAS PRACY (s)	90	90
SILNIK II STOPNIA		
CIĄG W PRÓŻNI (kN)	8883	8883
CZAS PRACY (s)	90	90
BŁĄD TRAFIENIA (m)	2700	2700



Rys .144 Różne warianty zasięgów rakiet R-16

STRATEGICZNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-36 8K67 (SS-9 „SCARP")

Na początku lat 60 w b. ZSRR w gotowości bojowej znajdowały się kompleksy rakietowe z międzykontynentalnymi pociskami balistycznymi R-7A, R-16 i R-9A. Całkowita liczba wyrzutni nie przekraczała liczby 220. Kompleksy te charakteryzowały się złożoną eksploatacją i bardzo niską odpornością na oddziaływanie środków napadu przeciwnika.

Główny wysiłek projektantów nowego pokolenia międzykontynentalnych pocisków balistycznych w b. ZSRR był skierowany na zwiększenie bojowej efektywności oraz „przeżycia" kompleksów rakietowych w warunkach uderzenia jądrowego. Jedną z unikalnych prac w zakresie uzbrojenia strategicznego – w owym czasie – było opracowanie kompleksu z ciężką rakietą oznaczoną R-36. Jej opracowanie rozpoczęto w biurze konstrukcyjnym OKB-586 kierowanym przez M.K. Jangiela. Rakietowy kompleks z pociskiem R-36 miał charakteryzować się: krótkim czasem przygotowania rakiety do odpalenia, dużą niezawodnością i dużą dokładnością trafienia w cel oraz bardzo dużą odpornością na oddziaływanie czynników zewnętrznych. Jednym z głównych problemów jakie należało rozwiązać dla zapewnienia korzystnych bojowych i eksploatacyjnych charakterystyk kompleksu było zapewnienie możliwości długotrwałego przechowywania rakiety na wyrzutni, w stanie zatakowanym.

Nowe rakiety planowano rozmieszczać w pojedynczych szybowych wyrzutniach typu „05" rozśrodkowanych na takie odległości, aby dwie wyrzutnie nie mogły być porażone jednym wybuchem jądrowym.

Pociski R-36 przeznaczone były dla porażenia ważnych obiektów strategicznych, a także najważniejszych administracyjno – politycznych i przemysłowych ośrodków przeciwnika. Początkowo zamierzano opracować rakietę w dwóch wariantach różniących się sposobem startu z wyrzutni naziemnych i z podziemnych wyrzutni – silosów. Z bez perspektywicznego pierwszego wariantu szybko zrezygnowano.

Pierwsza próba w locie przeprowadzona 28 września 1963 r. na poligonie Tiuratam nie była udana. Kolejne próby wykazały liczne niedopracowania w nowej rakiecie. Tym niemniej państwowa komisja, którą kierował gen. lejtn. Michaił Grigoriew, pomimo początkowych niepowodzeń, uznała rakietę za perspektywiczną i pomimo trwających prób podjęto decyzje o przygotowaniu do roz-

poczęcia produkcji seryjnej rakiet i wyposażenia, a także budowy pozycji startowych i wyrzutni – silosów. Dopracowanie rakiety i jej próby trwały do maja 1966 r. A już w listopadzie 1966 r. w rejonie miasta Użur pierwszy pułk, wyposażony w rakiety R-36, osiągnął gotowość bojową, Oficjalnie kompleks rakietowy z pociskiem R-36 został przyjęty do uzbrojenia 21 lipca 1967 r.

W okresie powstawania pocisk R-36 był najcięższą na świecie międzykontynentalną rakietą. Jej masa startowa wynosiła około 184 t. Masa ładunku użytecznego, w zależności od ukompletowania głowicy bojowej, wynosiła 3,9-5,8 t. Opracowanie tak ciężkiej rakiety nie było celem samym w sobie, a wynikało z potrzeb efektywnego porażenia punktowych celów o wysokiej odporności jak i słabo chronionych dużych celów powierzchniowych. W latach 60 z powodu niezbyt wysokiej dokładności bezwładnościowych systemów kierowania zwiększenie mocy ładunku jądrowego było jedyną możliwością wzrostu bojowej efektywności. W pierwszych modyfikacjach rakiety stosowano jednoładunkowe głowice bojowe o mocy około 18 MT (lekka) (oznaczenie zachodnie SS-9 Mod.1) i około 25 MT (ciężka) (SS-9 Mod.2). Najcięższa amerykańska rakieta Titan II posiadała ładunek W-53 o mocy 9 Mt).

R-36 miała tradycyjny układ konstrukcyjny, dwa szeregowo połączone stopnie wyposażono w silniki rakietowe na ciekły materiał pędny. Konstrukcję nośną rakiety stanowiły integralne zbiorniki paliwa. Pomiędzy zbiornikami samozapłonowej substancji palnej (niesymetryczna dwumetylohydrazyna) i utleniacza (mieszanina kwasu azotowego z tlenkiem i dwutlenkiem azotu) pierwszego stopnia umieszczono przedział wyposażenia. Przedział paliwowy drugiego stopnia stanowił pojedynczy zbiornik, rozdzielony wewnątrz pośrednim sferycznym dnem. W górnej części zbiornika mieścił się utleniacz, w dolnej substancja palna. Rozwiązanie to, zmniejszające masę konstrukcji pocisku, pochodzące z biura konstrukcyjnego „Jużnoje" po raz pierwszy zastosowano w R-36. Zbiorniki pierwszego stopnia oraz dolna część zbiornika drugiego stopnia wykonano z prasowanych i chemicznie trawionych arkuszy z podłużnymi żebrami. Górną część zbiornika drugiego stopnia zbudowano z gładkich arkuszy blachy. Segment łączący, przedział wyposażenia oraz przedziały mieszczące zespoły napędowe posiadały nitowane pokrycie wzmocnione wręgami i podłużnicami. Do naprężania zbiorników wykorzystywano produkty spalania głównych komponentów paliwa.

Zespół napędowy pierwszego stopnia składał się z sześciokomorowego silnika marszowego i czterokomorowego silnika sterującego. Silnik marszowy tworzyły trzy identyczne bloki. Zasilanie w komponenty paliwa zapewniały trzy agregaty turbopompowe napędzane produktami spalania w gazogeneratorze głównych komponentów paliwa. Silnik sterujący posiadał 4 obrotowe komory

spalania zasilane z osobnego turboagregatu. Ciąg zespołu napędowego przy starcie wynosił około 2688 kN, a ciąg jednostkowy około 3000 m/s.

Zespół napędowy drugiego stopnia tworzył dwukomorowy silnik RD-219, bardzo podobny do bloków silnika pierwszego stopnia, lecz posiadający większą długość dyszy i większe ciśnienie w komorze spalania oraz analogiczny do stosowanego na pierwszym stopniu czterokomorowy silnik sterujący. Ciąg zespołu napędowego wynosił w próżni około 991 kN, czas pracy 125 sek., a impuls jednostkowy 3113 m/s.

Oddzielanie poszczególnych stopni następowało z wykorzystaniem pirosworzni oraz prochowych silników hamujących. System ten opracowano w OKB-568 i po raz pierwszy zastosowano w rakiecie R-14.

Bardzo istotną właściwością pocisku było praktyczne rozwiązanie problemu jego przechowywania w stanie zatakowanym. Zastosowanie w instalacji paliwowej specjalnych zaworów membranowych chroniących główne zespoły automatyki silników od oddziaływania komponentów i oparów paliwa pozwalało przechowywać pocisk przez 5 lat w stanie gotowości do użycia.

Przy projektowaniu kompleksu rakietowego z pociskami R-36 szczególną uwagę zwrócono na: maksymalne ograniczenie czynności obsługowych przed startem, zapewnienie odległościowej kontroli rakiety i systemu wyrzutni startowej oraz odległościowe jej odpalenie.

Kompleks startowy systemu rakietowego z pociskiem R-36 posiadał 6 rozśrodkowanych, bojowych pozycji startowych na których rozmieszczono pojedyncze podziemne wyrzutnie – silosy posiadające bardzo dużą odporność na działanie czynników zewnętrznych. W pobliżu jednej z pozycji bojowych rozmieszczono stanowisko dowodzenia kompleksu połączone liniami systemu kierowania i łączności z wszystkimi pozycjami startowymi.

Szybowa – podziemna wyrzutnia składała się z korpusu, gdzie rozmieszczono systemy techniczne oraz pionowego szybu, w którym wewnątrz startowego pojemnika znajdowała się gotowa do startu rakieta. Wyrzutnia była przykryta specjalną, ochroną, przesuwaną pokrywą zapewniającą hermetyzację szybu wyrzutni i ochronę rakiety. W dolnej części szybu było umieszczone wyposażenie startowe z układem kanałów odprowadzających gazy wylotowe, zapewniających normalne warunki gazodynamiczne dla

startu rakiety. Bezudarowe wyjście rakiety z wyrzutni zapewniały specjalne prowadnice na wewnętrznej powierzchni pojemnika startowego i okucia zamocowane na pierwszym stopniu pocisku.

Przygotowanie do startu i odpalenie rakiet mogło następować odległościowo ze stanowiska dowodzenia lub autonomicznie z punktu mieszczącego się w wewnątrz żelbetonowego korpusu wyrzutni.

Lata 60 przyniosły szybki rozwój systemów zwalczania rakiet balistycznych. Dalsze zwiększanie liczby własnych rakiet prowadziłoby jednak do wyniszczenia ekonomicznego państwa, należało więc znaleźć inne rozwiązanie, zwiększając szansę dotarcia własnych głowic do celu.

Jednym z projektów OKB-586 z tego okresu, któremu nadano priorytetowy charakter były prace nad powstaniem nowej wersji pocisku R-36 wyposażonej w orbitalną głowicę bojową. Duże możliwości energetyczne zespołów napędowych pierwszego i drugiego stopnia pocisku R-36 pozwalały na umieszczenie na kołowej lub lekko eliptycznej orbicie wokół Ziemi głowicy bojowej o obniżonej masie.

Orbitalne głowice zapewniały nieograniczony zasięg pozwalający razić cele nieosiągalne dla międzykontynentalnych rakiet balistycznych, a także możliwość porażenia tego samego obiektu z dwóch wzajemnie przeciwnych kierunków. Pozwalało to Wojskom Rakietowym Strategicznego Przeznaczenia planować atak rakietowy – jądrowy na najważniejsze cele na terytorium Stanów Zjednoczonych z południowego kierunku, gdzie u potencjalnego przeciwnika, w tym czasie nie było środków ostrzegania i przeciwdziałania rakietowego.

Oprócz tego część głowicowa rakiety orbitalnej miała znacznie krótszy czas dolotu do celu w porównaniu z czasem lotu międzykontynentalnej rakiety balistycznej, a prognozowanie miejsca upadku ładunku bojowego w oparciu o parametry ruchu na odcinku orbitalnym nie było możliwe. Ponadto mała wysokość lotu orbitalnej części głowicowej wynosząca 150-180 km utrudniała jej przechwycenie środkami obrony przeciwrakietowej.

Należy jednak podkreślić, że efektywność porażenia celu orbitalną częścią głowicową byłaby znacznie niższa niż w przypadku głowicy bojowej rakiety balistycznej, ponieważ masa ładunku bojowego stanowiła tylko 30-35% całkowitej masy części orbitalnej.

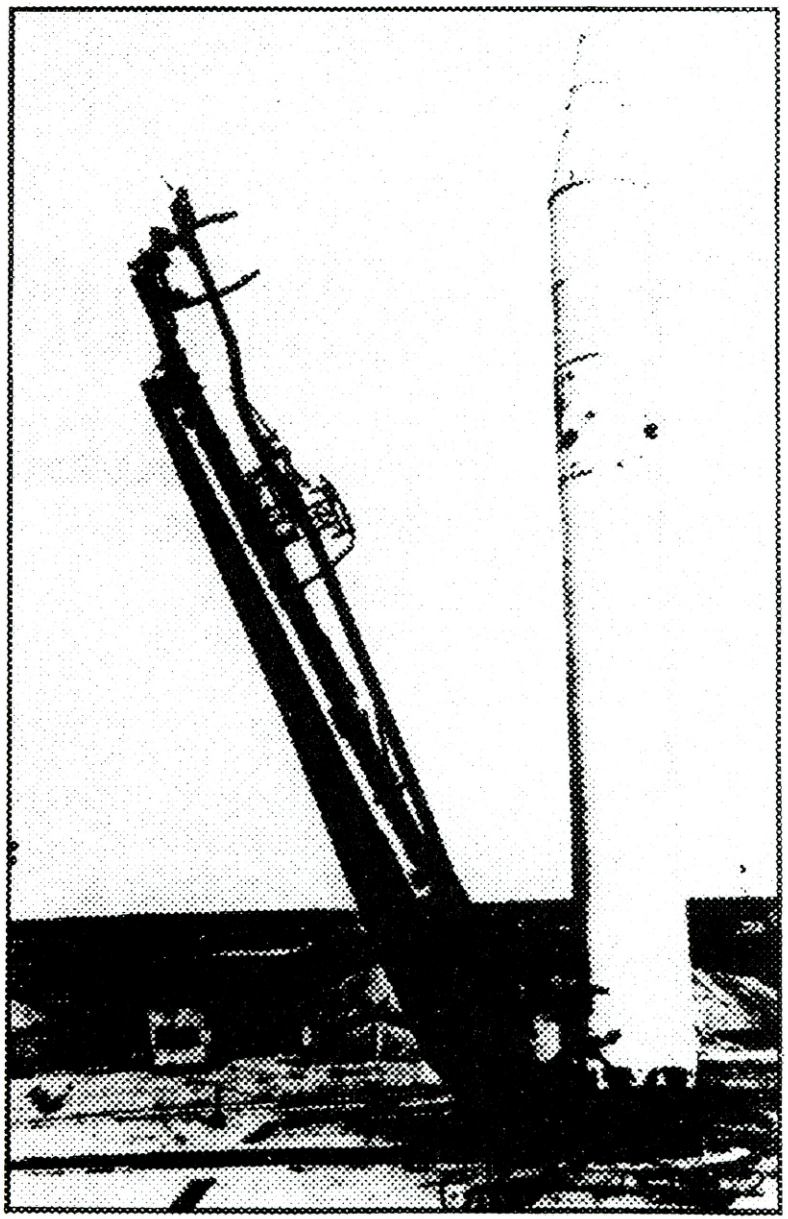
Oprócz ładunku bojowego posiadała ona także system kierowania oraz zespół napędowy, z zapasem paliwa, umożliwiającym stabilizację głowicy, korekcję jej orbity oraz nadanie impulsu hamującego niezbędnego do opuszczenia orbity i lotu do celu.

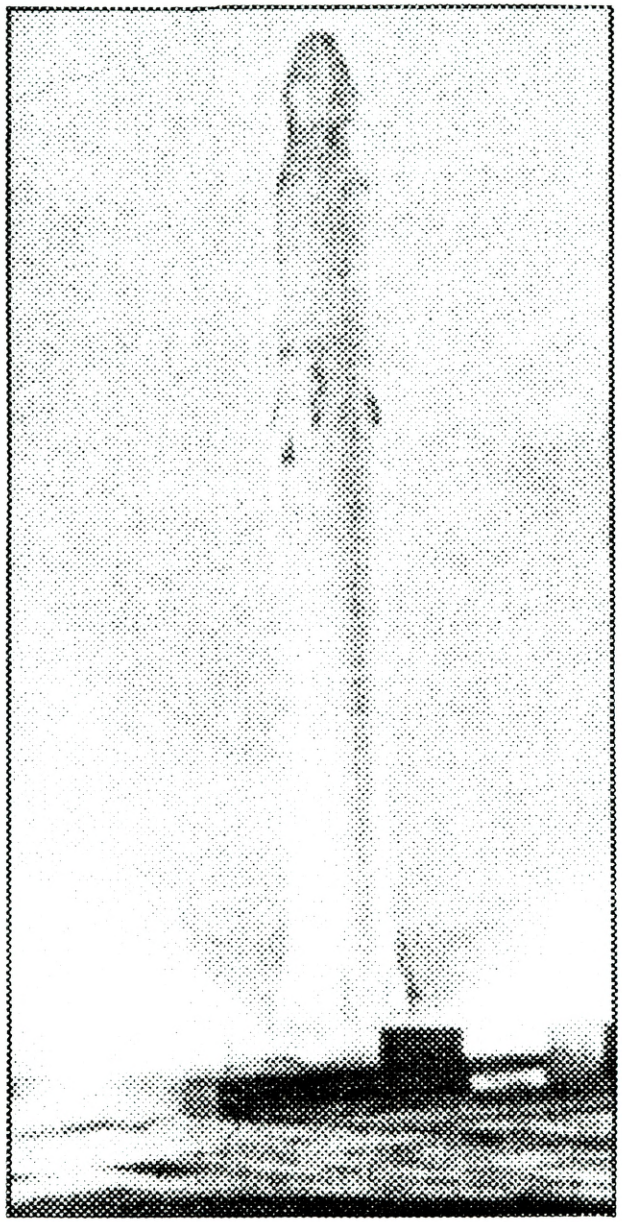
Próby w locie nowej wersji oznaczonej R-36 orb. (SS-9 Mod.3) prowadzono w latach 1965-68 na poligonie Tiuratam. Komisji państwowej przewodził komendant akademii im. F. Dzierżyńskiego generał lejtnant Fiedor Tonkich. Według danych zachodnich, latach 1965-70 przeprowadzono 22 próby w locie tej wersji pocisku, z których 3 służyły treningowi żołnierzy wojsk rakietowych. Pierwszy kompleks rakietowy z pociskiem R-36 orb. – rozlokowany w rejonie poligonu Tiuratam – osiągnął gotowość bojową w 1969 r. Dane o ilości rozmieszczonych rakiet R-36 orb. nie są znane. Ocenia się, że 18 wyrzutni z pociskami tego typu rozlokowano na poligonie Tiuratam. W związku z układem SALT-2 12 wyrzutni zdemontowano, a 6 przebudowano przystosowując do prób z innymi typami rakiet.

W maju 1972 r. pomiędzy ZSRR, a Stanami Zjednoczonymi został podpisany układ SALT-1 o ograniczeniu ofensywnych broni strategicznych. Zezwalał on na posiadanie przez sygnatariuszy układu odpowiednio 1618 (ZSRR) i 1054 (USA) strategiczne pociski rakietowe. Dążąc do wzrostu siły uderzeniowej w ramach posiadanego limitu, jeszcze przed podpisaniem układu opracowano i wprowadzono, rozdzielające się wieloładunkowe głowice bojowe MRV (Multiple Re-entry Vehicle).

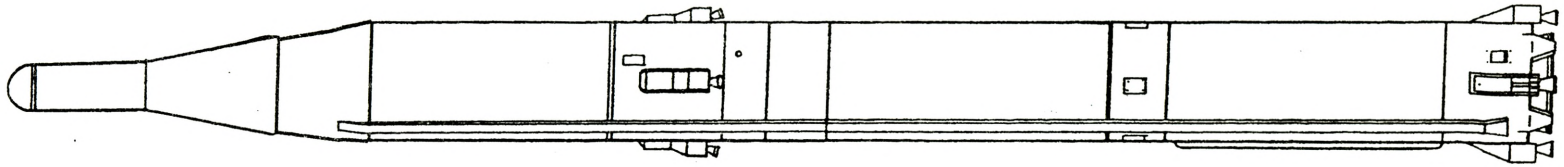
Jedną z pierwszych rakiet wyposażonych w głowicę tego rodzaju była kolejna wersja pocisku R-36 oznaczona na zachodzie SS-9 Mod. 4. Posiadała ona wyposażenie umożliwiające jednoczesny rozrzut trzech ładunków jądrowych na stosunkowo niewielkim obszarze. Moc każdego z ładunków wynosiła 4-5 Mt. Według danych zachodnich w okresie od sierpnia 1968 r. do listopada 1970 r. wykonano 22 próby z pociskami tej wersji. Zastosowanie wieloczęściowej głowicy wpłynęło ujemnie na dokładność trafienia, w porównaniu z wcześniejszymi modyfikacjami.

W końcu pierwszego roku użytkowania pocisków R-36 w uzbrojeniu znajdowało się 30 rakiet. W kolejnych latach ich liczba stopniowo wzrastała, by w 1971 r. osiągnąć wielkość 257 pocisków trzech wersji (SS-9 Mod.1,2 i 3). W 1971 r. wprowadzono także pierwsze 25 rakiet wielogłowicowych (SS-9 Mod.4). W 1973 r. po rozmieszczeniu kolejnych 75 pocisków z głowicami MRV ilośc rakiet wcześniejszych wersji zmniejszono do 188. W 1975 r. zaczęło wprowadzać do uzbrojenia nowe ciężkie pociski RS-20 redukując jednocześnie ilość R-36. Ostatnie z nich wycofano w 1979 r.

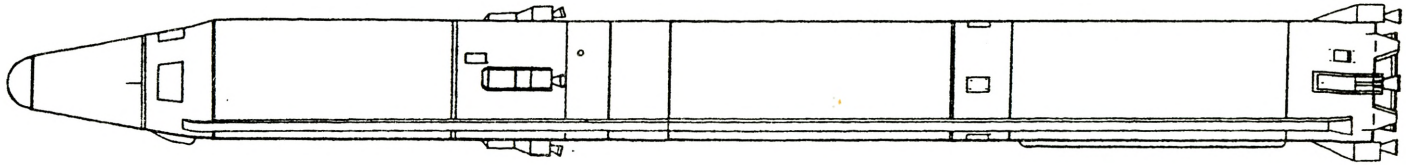




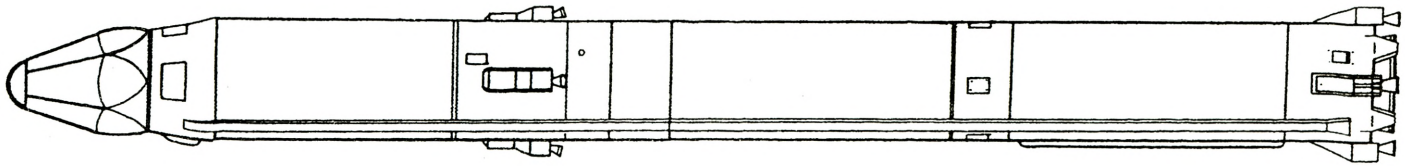
Rys .145 Rakiety kompleksu 8K67 , z lewej R-36 z prawej R-36R



R-36

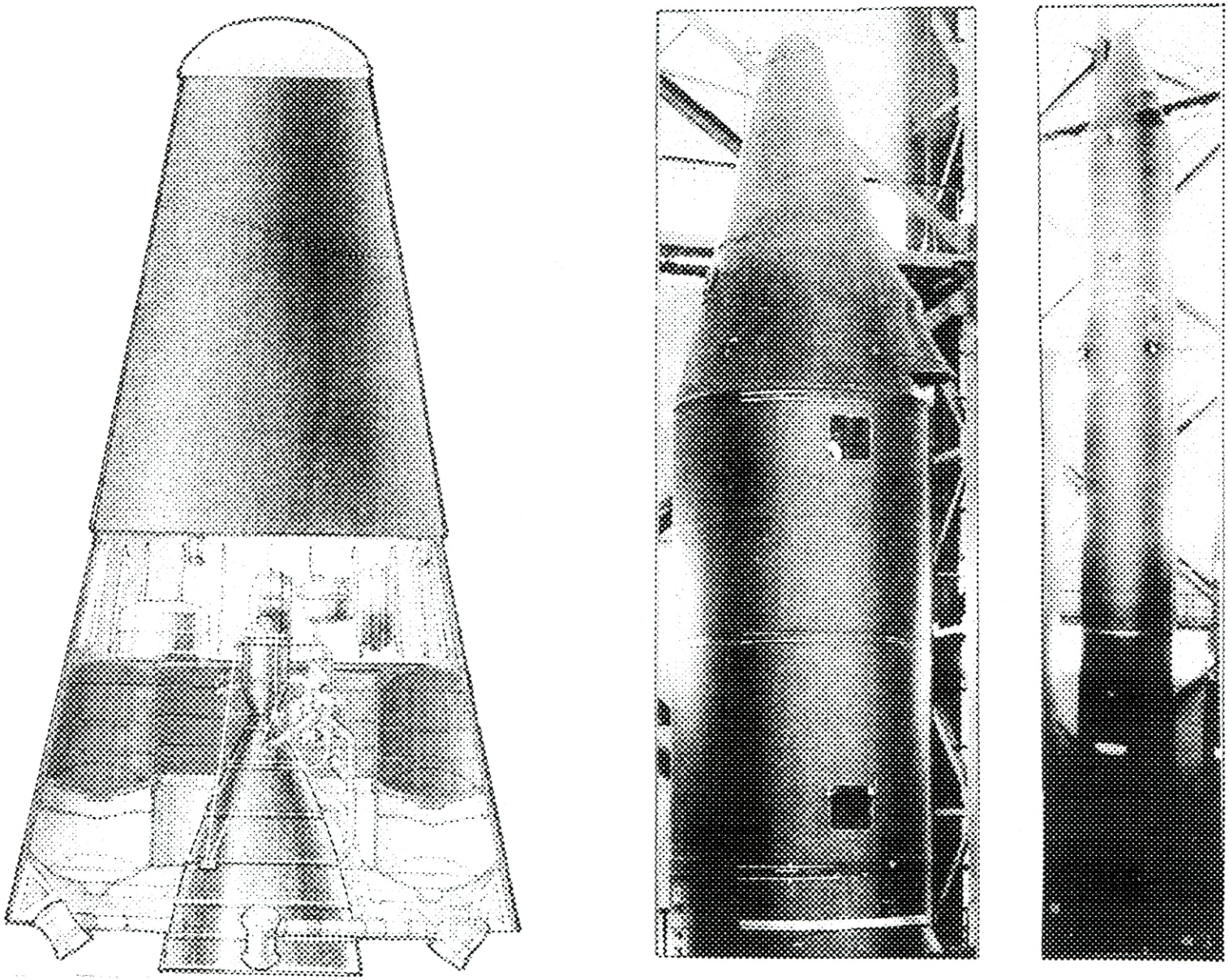


R-36 orb

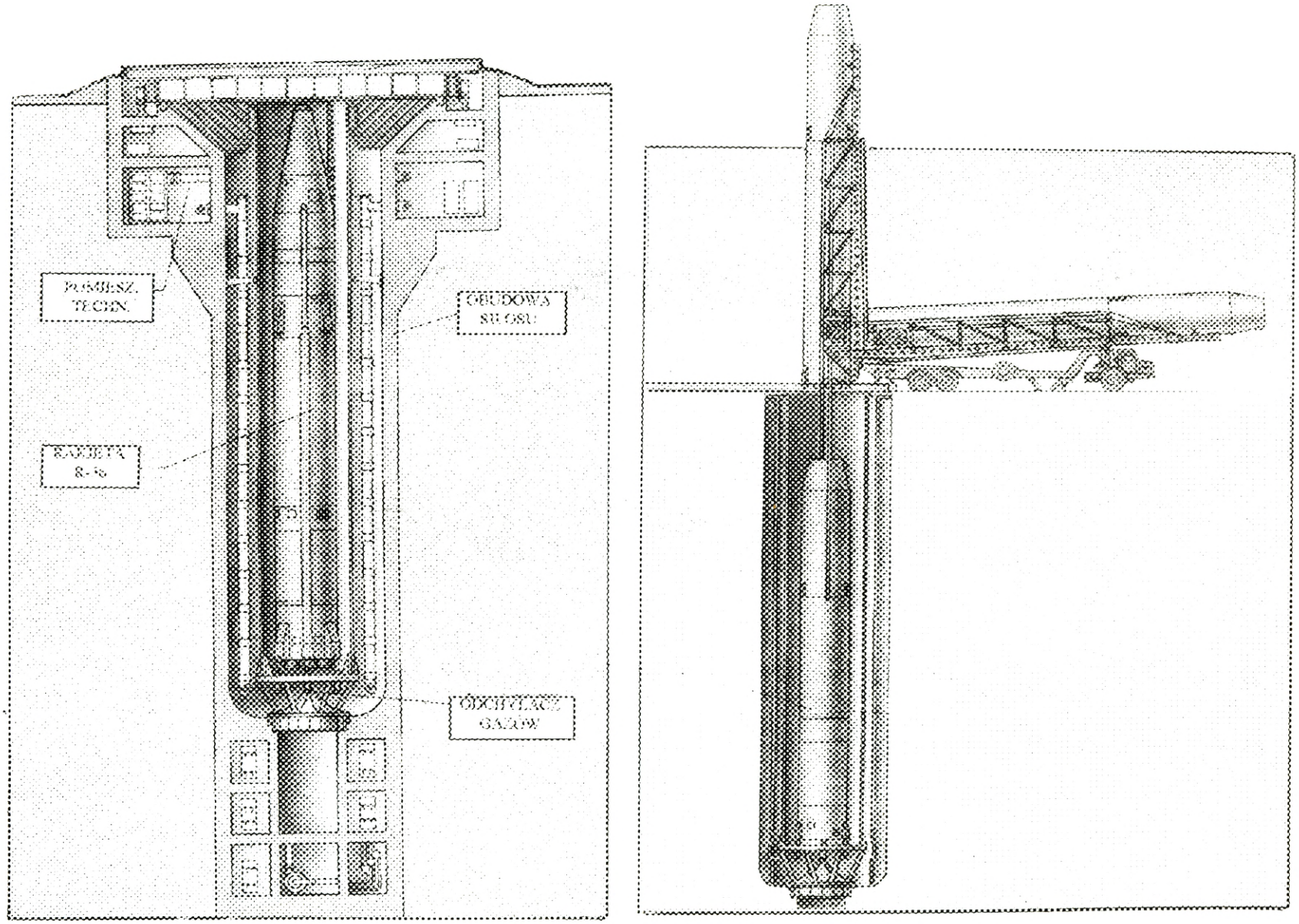


R-36R

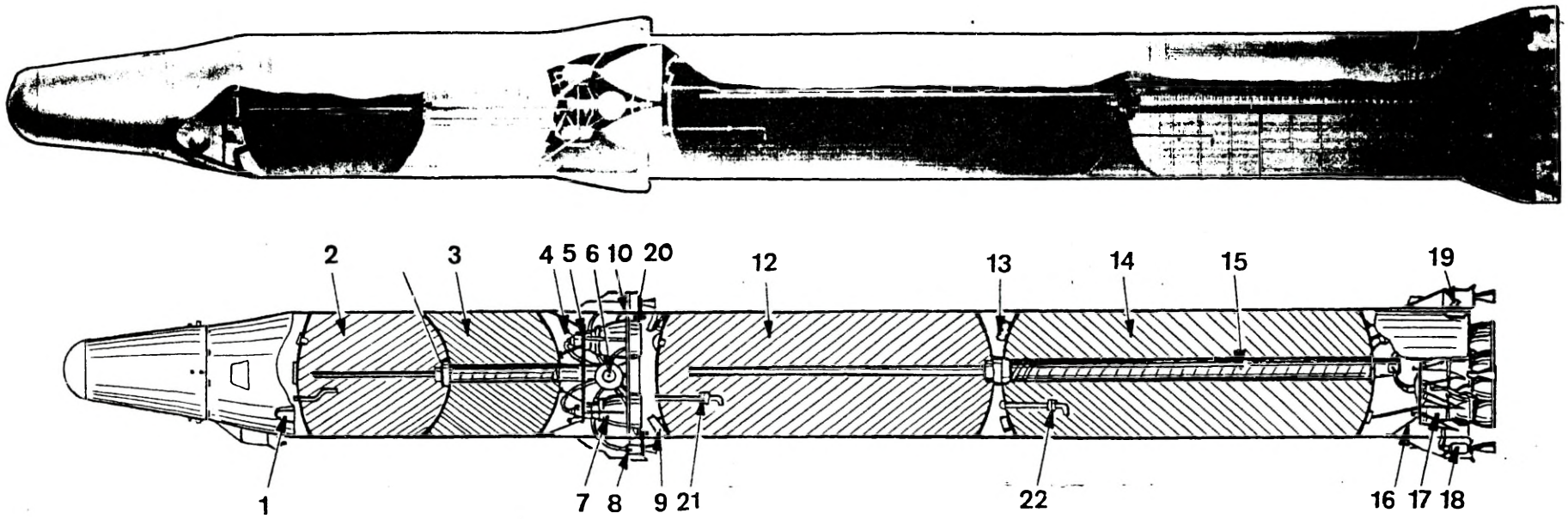
Rys .146 Różne wersje rakiet kompleksu 8K67



Rys .147 . Budowa głowicy orbitalnej rakiety R-36 orb. , oraz z prawej rakieta R-36



Rys .148 . Z lewej przekrój wyrzutni silosu rakiety R-36 , z prawej moment ładowania rakiety do silosu

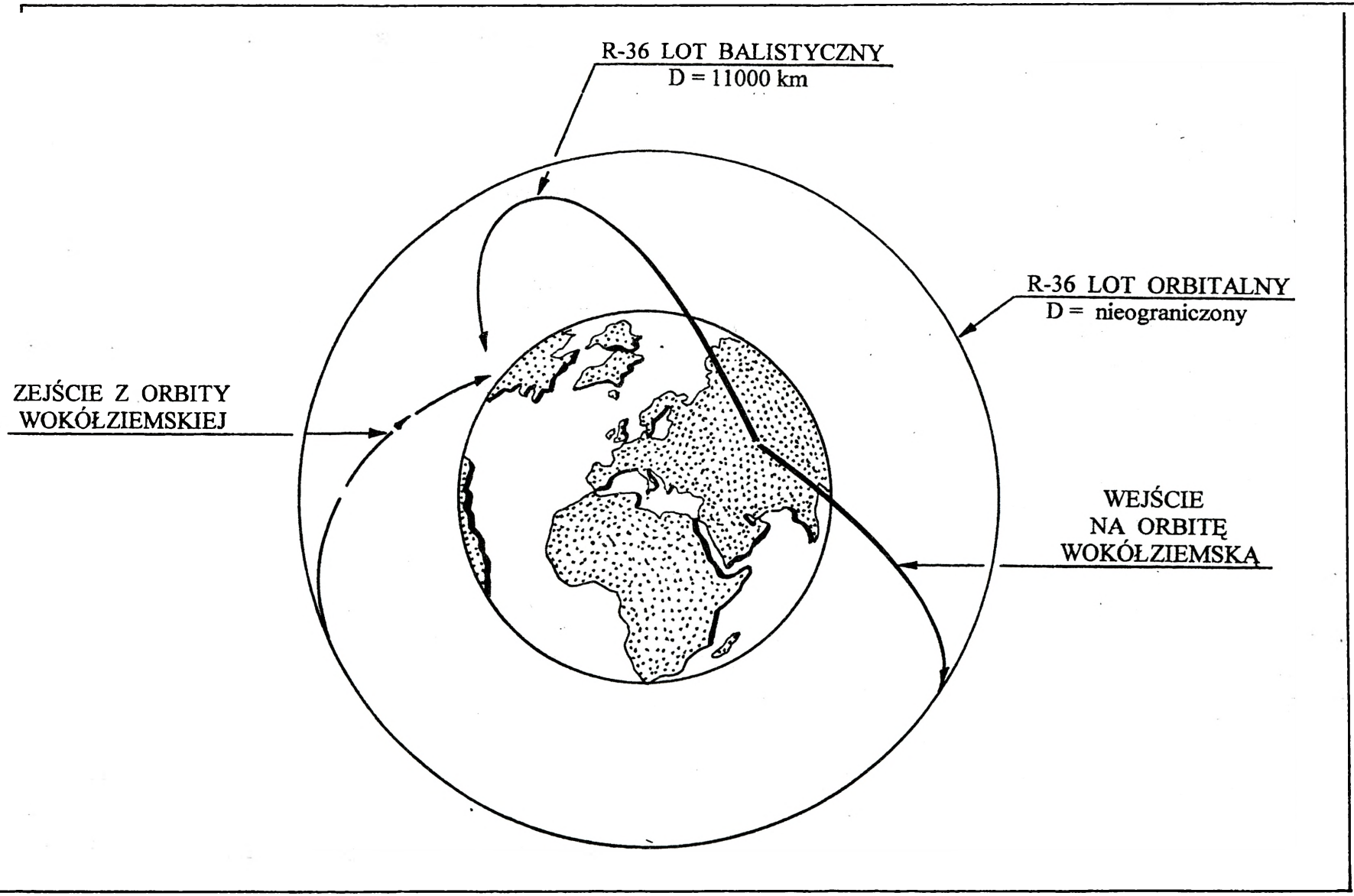


1. GÓRNA CZĘŚĆ OSŁONY PRZEWODÓW
2. ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
3. ZBIORNIK PALIWA II STOPNIA
4. DAJNIK CIŚNIENIA SYSTEMU REGULACJI CIĄGU
5. RAMA KONSTRUKCJI SILNIKOW II STOPNIA
6. TURBOPOMPA
7. DYSZE SILNIKÓW
8. SILNIKI STERUJĄCE II STOPNIA
9. SILNIKI HAMUJĄCE I STOPNIA
10. OSŁONA SILNIKA KOREKCYJNEGO
11. ZAWOR
12. ZBIORNIK UTLENIACZA I STOPNIA
13. BLOKI UKŁADU KIEROWANIA
14. ZBIORNIKI PALIWA I STOPNIA
15. PRZEWÓD UTLENIACZA
16. RAMA KONSTRUKCJI SILNIKÓW I STOPNIA
17. KOMORY SPALANIA
18. SILNIKI STERUJĄCE I STOPNIA
19. PRZEWOD DRENAŻOWY
20. DAJNIK CIŚNIENIA W ZBIORNIKU PALIWA
21. DAJNIK CIŚNIENIA W ZBIORNIKU UTLENIACZA I STOPNIA
22. DAJNIK CIŚNIENIA W ZBIRNIKU PALIWA I STOPNIA

Rys .149 Ogólna budowa rakiety R-36

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU R-36

OZNACZENIE KOMPLEKSU	8K67			8K67W
OZNACZENIE WOJSKOWE	R-36		R-36 Orb.	R-36R
OZNACZENIE USA	SS-9Mod.1	SS-9M2	SS-9M3	SS-9M4
DŁUGOŚĆ RAKIETY CAŁK. (m)	32,2	-	34,5	-
ŚREDNICA I STOPNIA (m)	3,05	3,05	3,05	3,05
MASA STARTOWA (t)	183,9	-	210,0	-
LICZBA STOPNI	2	2	2	2
SILNIK I STOPNIA CIĄG NA ZIEMI (kN)	 2688			
SILNIK II STOPNIA CIĄG W PRÓŻNI (kN) CZAS PRACY (s)	RD-219 991 125			
ZASIĘG LOTU RAKIETY (km)	11000	12000	Nieograniczony	12000
RODZAJ GŁOWICY BOJOWEJ	JEDNOŁADUNK.	JEDNOŁADUNK.	JEDNOŁADUNK.	WIELOŁADUNK.
MOC GŁOWICY BOJOWEJ (Mt)	18-25	20-25	20	3X4-5
BŁĄD KOŁOWY TREAFIENIA (km)	1,3	1,3	1,1	1,9
RODZAJ KIEROWANIA	INERCYJNY	INERCYJNY	INERCYJNY	INERCYJNY
KONSTRUKTOR/BIURO	M.K. JANGIEL K.B. JUŻNOE	M.K. JANGIEL K.B. JUŻNOE	M.K. JANGIEL K.B. JUŻNOE	M.K. JANGIEL K.B. JUŻNOE



Rys .150 Różne warianty zasięgów rakiety R-36

STRATEGICZNY KOMPLEKS RAKIETOWY RT-2 8K98 (SS-13 SAVGE)

Rozwój strategicznych kompleksów rakietowych w USA i ZSRR, w początkowym etapie opierał się na wykorzystywaniu do napędu rakiet ciekłego paliwa. W Stanach Zjednoczonych po wprowadzeniu do uzbrojenia niewielkich ilości pocisków Atlas i Titan pierwszeństwo dano rakietom napędzanym stałym materiałem pędnym. Właśnie w tym kierunku prowadzono dalsze prace w wyniku których, na przełomie lat 50 i 60 powstał najszerzej stosowany pocisk strategiczny Minuteman. Łącznie wyprodukowano 2410 rakiet tego typu. z czego 1850 rozmieszczono operacyjnie.

W Związku Radzieckim w owym czasie bardziej udane okazały się rezultaty prac z rakietami wykorzystującymi ciekły materiał pędny. W latach 1961-65 do uzbrojenia Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia wprowadzono pociski R-7, R-16, R-9A, R-36. Jednak rakiety te były bardziej kłopotliwe w eksploatacji od pocisków napędzanych stałym materiałem pędnym. Tankowanie ciekłego paliwa wydłużało czas przygotowania do startu, uniemożliwiało to odpalenie własnych rakiet strategicznych zanim lecące w stronę Związku Radzieckiego pociski przeciwnika osiągną cele. Ponadto było ono niebezpieczne, w trakcie tankowania paliwo parowało tworząc trujące i łatwopalne opary. Dlatego też w Ministerstwie Obrony Narodowej ZSRR z zainteresowaniem odnoszono się do możliwości opracowania rakiety na stały materiał pędny.

Prace w tym kierunku rozpoczęto w OKB-1 pod koniec lat sześćdziesiątych. W nowo projektowanej eksperymentalnej rakiecie RT-1 (8K95) użyto jednorodne paliwo na bazie nitrocelulozy. Brak możliwości wykonania przez NII-125 kierowany przez B.P. Żukowa ładunków o dużych wymiarach wymusił konieczność użycia na pierwszym i drugim stopniu rakiety zespołów napędowych złożonych z 4 oddzielnych silników. Rozwiązanie takie znacznie skomplikowało konstrukcję oraz spowodowało wzrost masy rakiety. Obrany kierunek nie był perspektywiczny, jednak w celu zdobycia doświadczeń prace kontynuowano. W marcu 1962 r. na poligonie Kapustin Jar po raz pierwszy odpalono trzystopniową rakietę balistyczną napędzaną stałym materiałem pędnym. W jednej z kolejnych prób przeprowadzonej w dniu 28 kwietnia 1962 r. pocisk o masie 36 t, wyposażony w głowicę ważącą 0,5 t uzyskał zasięg 2500 km.

W rezultacie przeprowadzonych badań, konstruktorzy w OKB-1 doszli do przekonania, że można opracować podobną rakietę o międzykontynentalnym zasięgu.

Rozpoczęto szeroko zakrojone prace naukowo – doświadczalne nad otrzymaniem wysokoenergetycznych niejednorodnych paliw stałych. W pracach brały udział liczne laboratoria, instytuty oraz zakłady przemysłu chemicznego. Wśród nich było także Biuro Konstrukcyjne „Arsenał" gdzie głównym konstruktorem był Piotr Aleksandrowicz Tjurin, specjalizujące się wcześniej w projektowaniu wyrzutni dla rakiet przeciwlotniczych oraz okrętowej artylerii przeciwlotniczej. Prace nabrały jeszcze większego tempa po ukazaniu się Postanowienia Rządu z dnia 4 kwietnia 1961 r., w którym OKB-1 zlecono opracowanie zupełnie nowego bojowego kompleksu rakietowego wykorzystującego pocisk napędzany stałym materiałem pędnym.

W procesie opracowania nowego kompleksu należało rozwiązać wiele naukowo – technicznych i produkcyjnych problemów związanych z systemem kierowania czy nowym typem wyrzutni. Jednak największe trudności związane były z opracowaniem zespołu napędowego. Technologia wytwarzania odpowiedniej jakości, niejednorodnego materiału pędnego była bardzo skomplikowana. Wieloskładnikowe paliwo było polimerem powstałym na bazie kauczuku butylowego (substancja palna) wiążącego drobno zmielone cząstki utleniacza – jakim był nadchloran amonu i sproszkowane aluminium, zwiększające ciepło spalania i impuls jednostkowy. Całość po wymieszaniu, podgrzaniu i odgazowaniu wlewano w postaci płynnej, pod ciśnieniem do korpusu komory spalania bezpośrednio w zakładzie chemicznym. Po polimeryzacji i badaniach defektoskopowych gotowy zespół napędowy był dostarczany do zakładu montażu końcowego rakiet. Paliwo mogło być przechowywane wewnątrz silnika latami, bez konieczności dokonywania jakichkolwiek obsług. Spalanie paliwa następowało na powierzchni materiału. Dzięki odpowiedniemu ukształtowaniu kanału wewnątrz ładunku uzyskiwano niezbędną powierzchnię spalania, od której zależy ciśnienie wewnątrz komory spalania, a tym samym i siła ciągu. Należy podkreślić, że zasady sterowania rakietami napędzanymi paliwem stałym były zupełnie nowe w stosunku do rakiet wykorzystujących paliwo ciekłe, gdzie ciąg mógł być regulowany poprzez zmianę ciśnienia, a tym samym ilości wtryskiwanego do komory spalania paliwa. Ciągu silnika na stały materiał pędny nie można było regulować. Ładunek paliwa można wykorzystywać do pełnego spalenia lub przerwać spalanie w wyniku otwarcia zasłonek na wierzchniej powierzchni korpusu silnika i gwałtownego spadku ciśnienia w jego wnętrzu. Te wszystkie skomplikowane problemy udało się rozwiązać konstruktorom z Biura

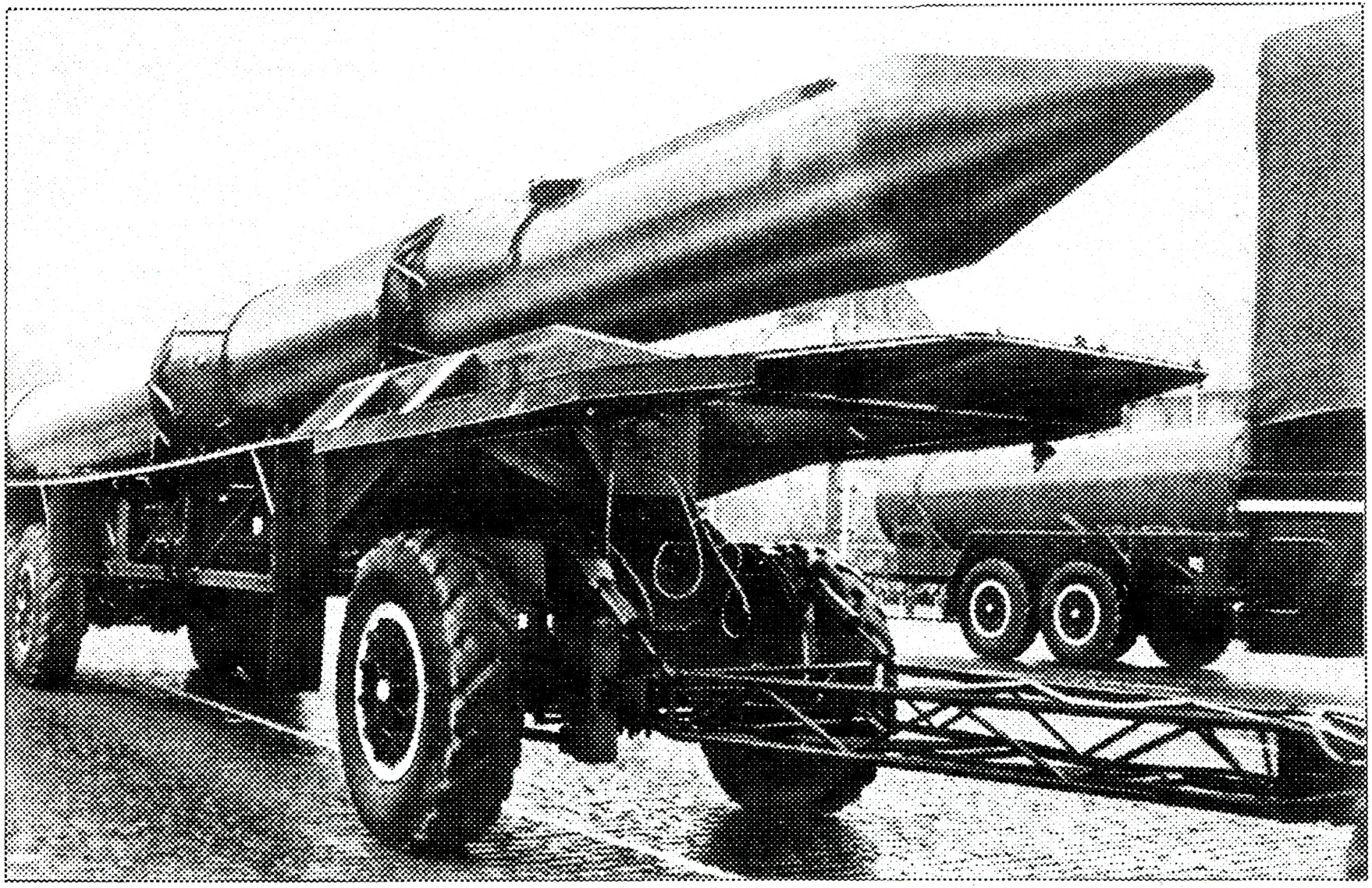
Konstrukcyjnego „Arsenał" i wykorzystując paliwo opracowane w Państwowym Instytucie Chemii Przemysłowej (dyrektor W.S. Szpak) dostarczyć ładunki napędowe dla pocisku RT-2.

Pierwszy Start rakiety RT-2 miał miejsce w lutym 1966 r. (główny konstruktor projektu M.N. Sadowski – zastępca głównego konstruktora w OKB-1) na Centralnym Poligonie Państwowym w pobliżu Plesiecka (oficjalnie powstał 2.01.1963 r.). Po prawie trzyletnich próbach i licznych dopracowaniach 18 grudnia 1968 r. Kompleks rakietowy z pociskiem RT-2 przyjęto do uzbrojenia. Początkowo RT-2 zamierzano wykorzystywać jako element mobilnego systemu strategicznego, jednak jej charakterystyki masowe uniemożliwiły opracowanie odpowiedniej wyrzutni.

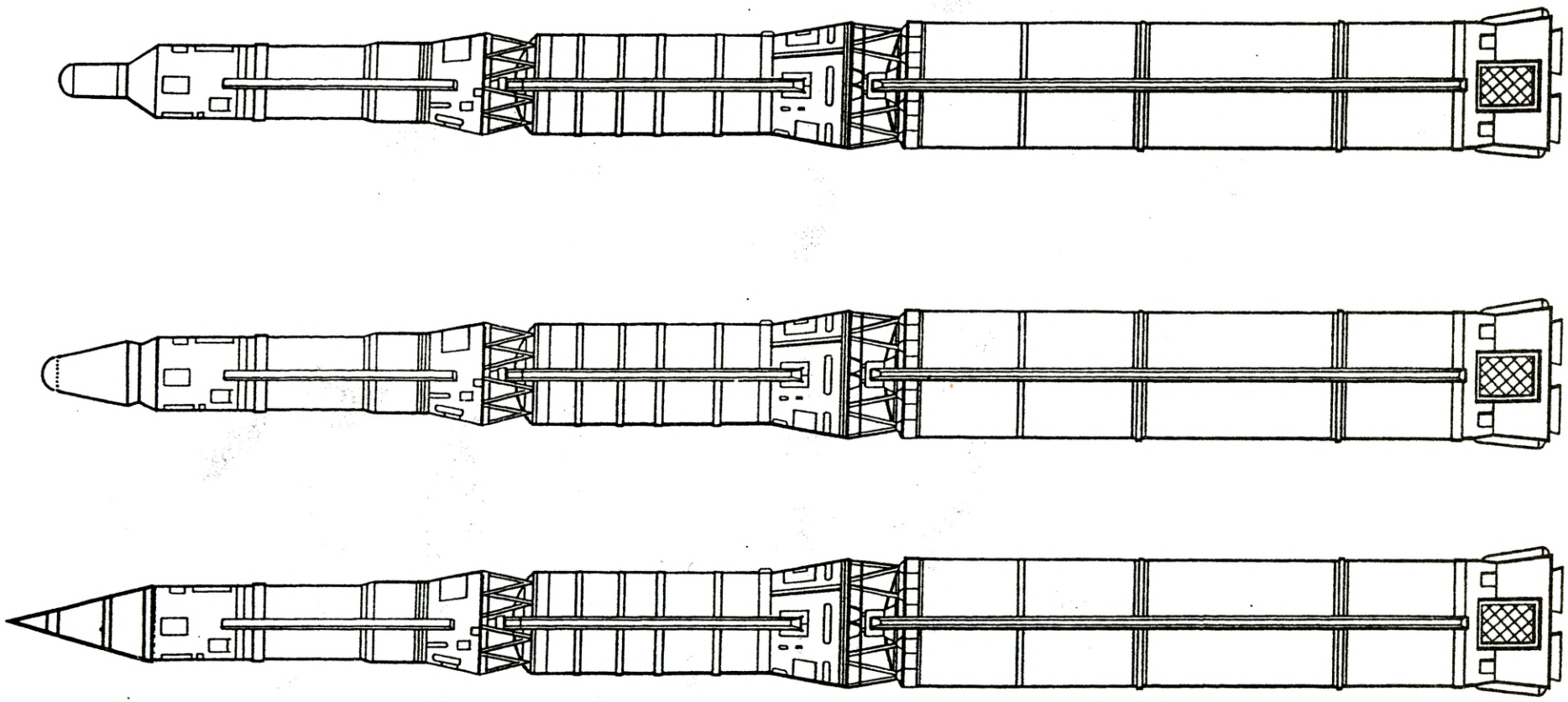
RT-2 była rakietą trzystopniową napędzaną silnikami na stały materiał pędny. Poszczególne stopnie były połączone łącznikami o konstrukcji kratownicowej, pozwalającymi na swobodny przepływ gazów pochodzących z silników marszowych drugiego i trzeciego stopnia. Zastosowano „gorący" sposób rozdzielania stopni. Korpusy silników pierwszego i drugiego stopnia wykonano ze stali. Dolną część każdego z nich wyposażono w zespół czterech obrotowych dysz. Silnik rakietowy trzeciego stopnia posiadał korpus mieszanej konstrukcji. Poszczególne stopnie różniły się średnicą i długością. Elementy bezwładnościowego systemu kierowania umieszczono w przedziale wyposażenia pomiędzy głowicą bojową a silnikiem trzeciego stopnia. Głowica pocisku oddzielała się o zużyciu paliwa w silniku trzeciego stopnia. Termojądrowy ładunek głowicy miał moc około 0,6 Mt i mógł trafić cel z dokładnością 1,9 km. Pociski RT-2 były przechowywane w nowych podziemnych wyrzutniach – silosach typu OS, skąd były odpalane metoda „gorącego" startu. Kontrolę gotowości technicznej oraz odpalanie rakiet przeprowadzano odległościowo z punktu dowodzenia.

W 1968 r. w Biurze Konstrukcyjnym „Arsenał" rozpoczęto prace nad nowszą wersją rakiety. 16 stycznia 1970 r. na poligonie k. Plesiecka nastąpił pierwszy start zmodernizowanego pocisku oznaczonego RT-2P (8K98P). W 1970 r. zmodernizowany pocisk RT-2P przyjęto na uzbrojenie. Nowe wersja odróżniała się od pierwowzoru udoskonalonym systemem kierowania dzięki czemu dokładność trafienia wzrosła i wynosiła 1,5 km. Moc ładunku jądrowego zwiększono do 0,75 Mt. Rakietę wyposażono w środki umożliwiające pokonywanie obrony przeciwrakietowej.

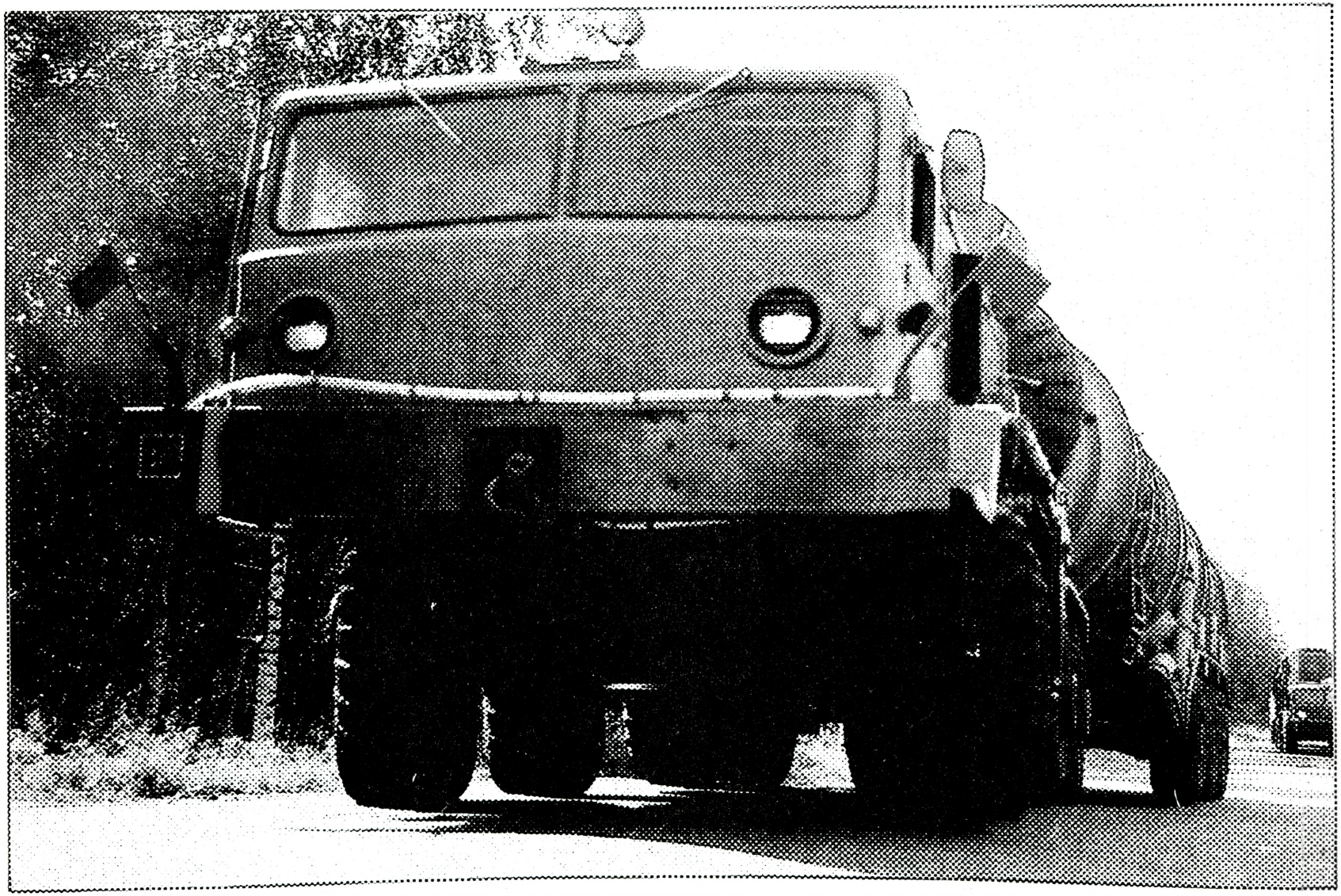
W 1969 r. w gotowości bojowej znajdowało się 40 pocisków. W roku następnym ich ilość wzrosła do 60 sztuk. Stan ten był utrzymywany do połowy lat 90, kiedy to pociski wycofano z użycia.



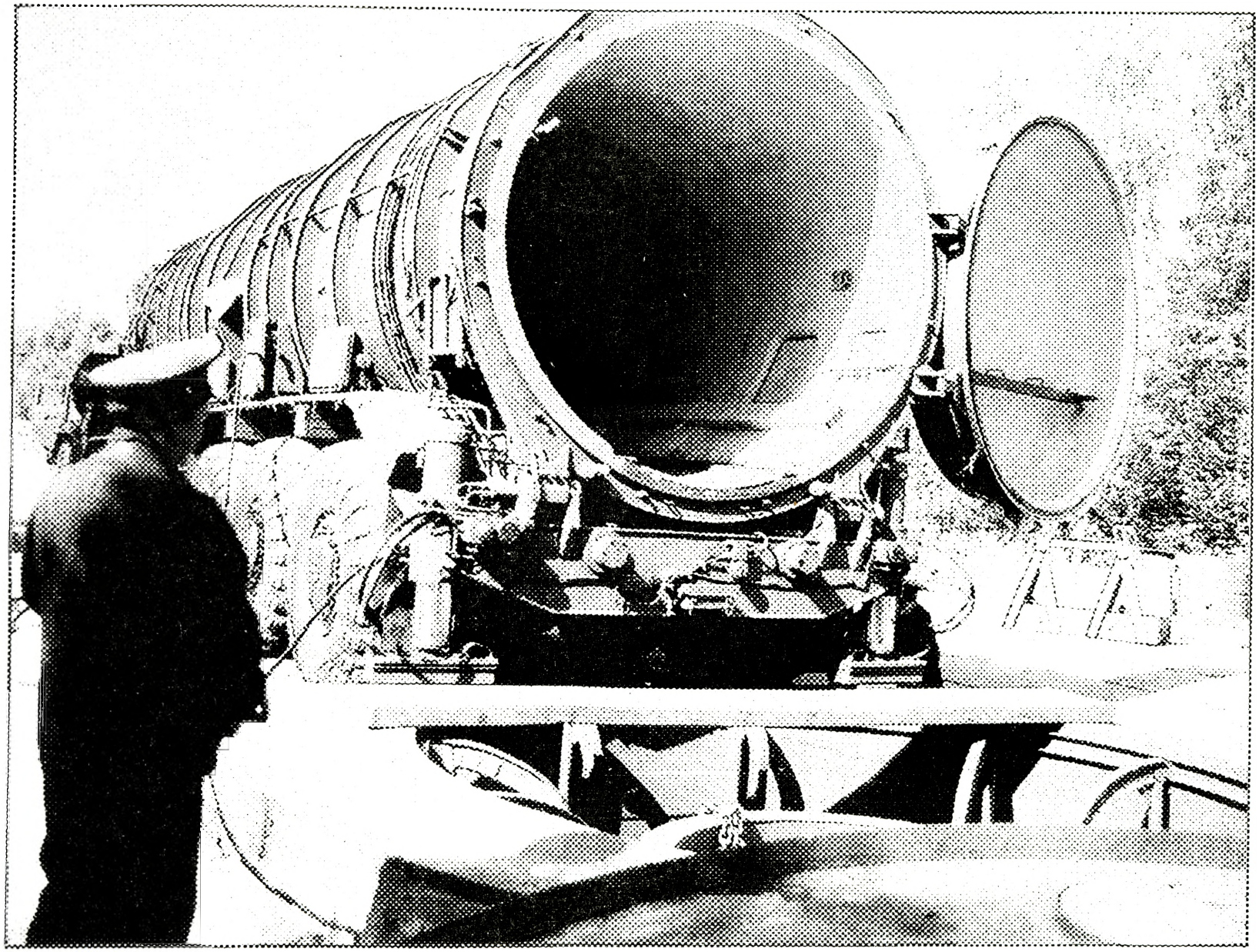
Rys .151 Prezentacja rakiet RT-2 / RS-12 / podczas parady w Moskwie



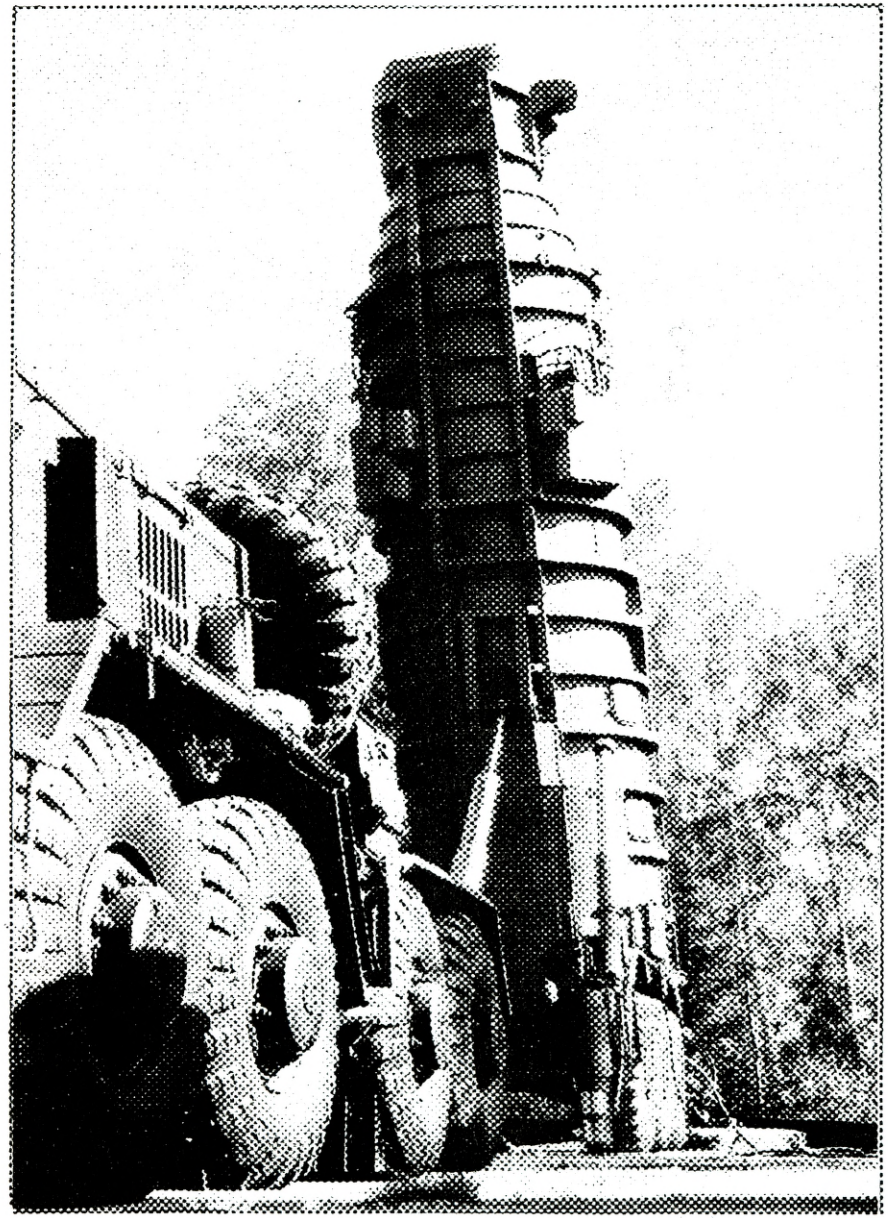
Rys .152 Różne wersje rakiet rodziny RS-12

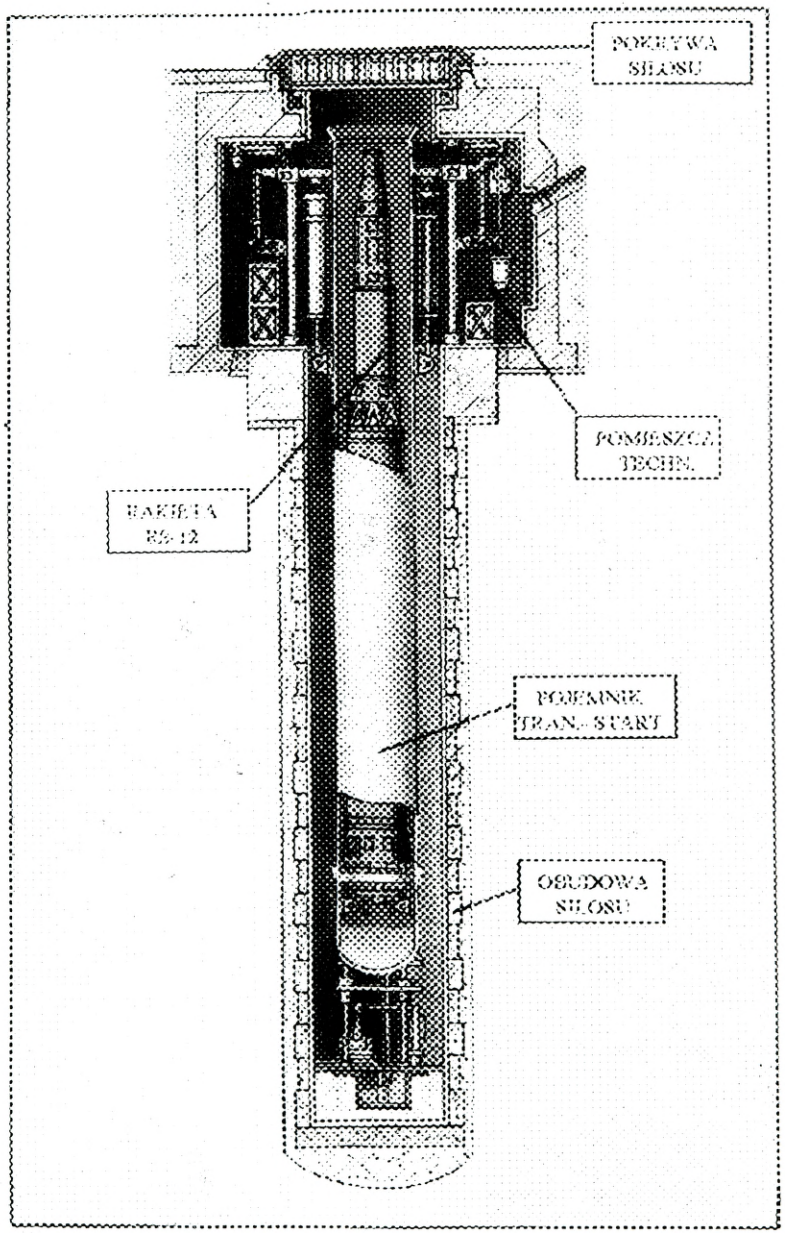


Rys .153 . Pojazd transportowo – załadowczy kompleksu 9K98P

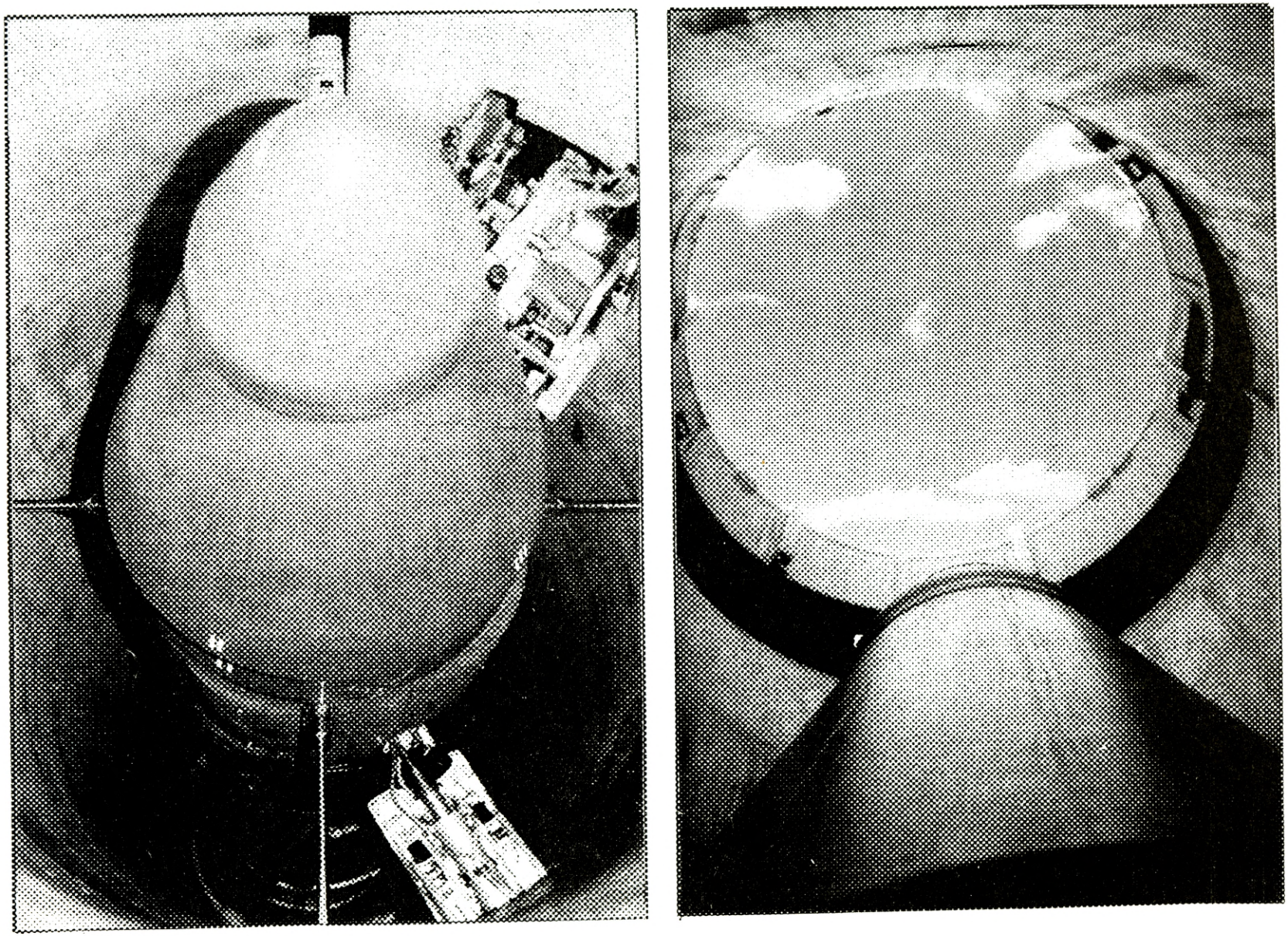


Rys .154 . Pojemnik transportowo-załadowczy rakiety RS-12

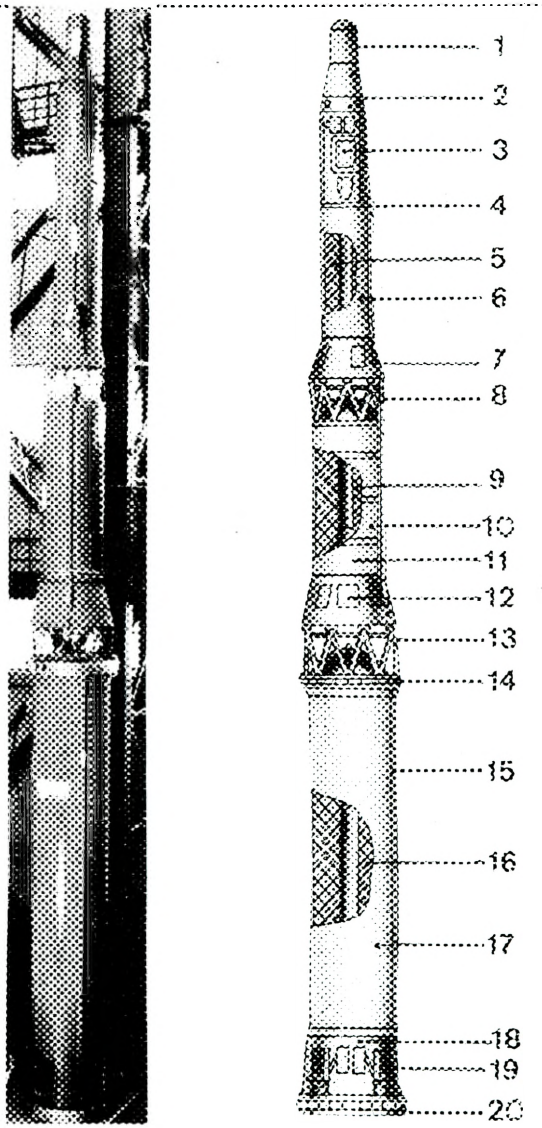




Rys . 155 . Z lewej moment ładowania rakiety RS-12 do silosu, z prawej przekrój podziemnej wyrzutni silosu



Rys . 156 . Różne ujęcia rakiety RS-12p. w podziemnej wyrzutni

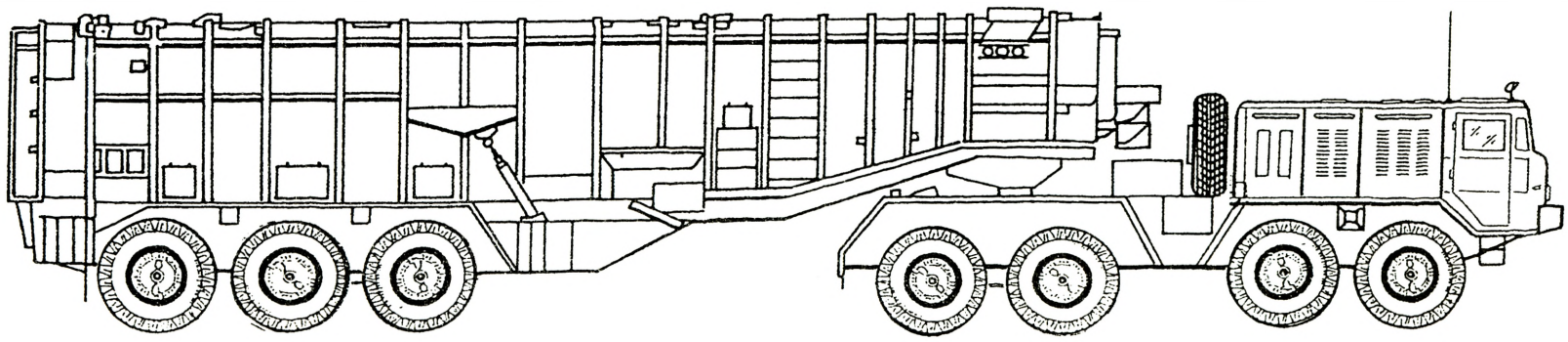


1 . GŁOWICA BOJOWA
2 . PRZEDZIAŁ ŁĄCZĄCY
3 . PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
4 ,9,15 OSŁONA PRZEWODÓW
5 . SILNIK III STOPNIA
6 . III STOPIEŃ RAKIETY
7 . TYLNY PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
8,13 . ŁĄCZNIKI AŻUROWE POSZCZEGÓLNYCH STOPNI
10 . SILNIK II STOPNIA
11 . II STOPIEŃ RAKIETY

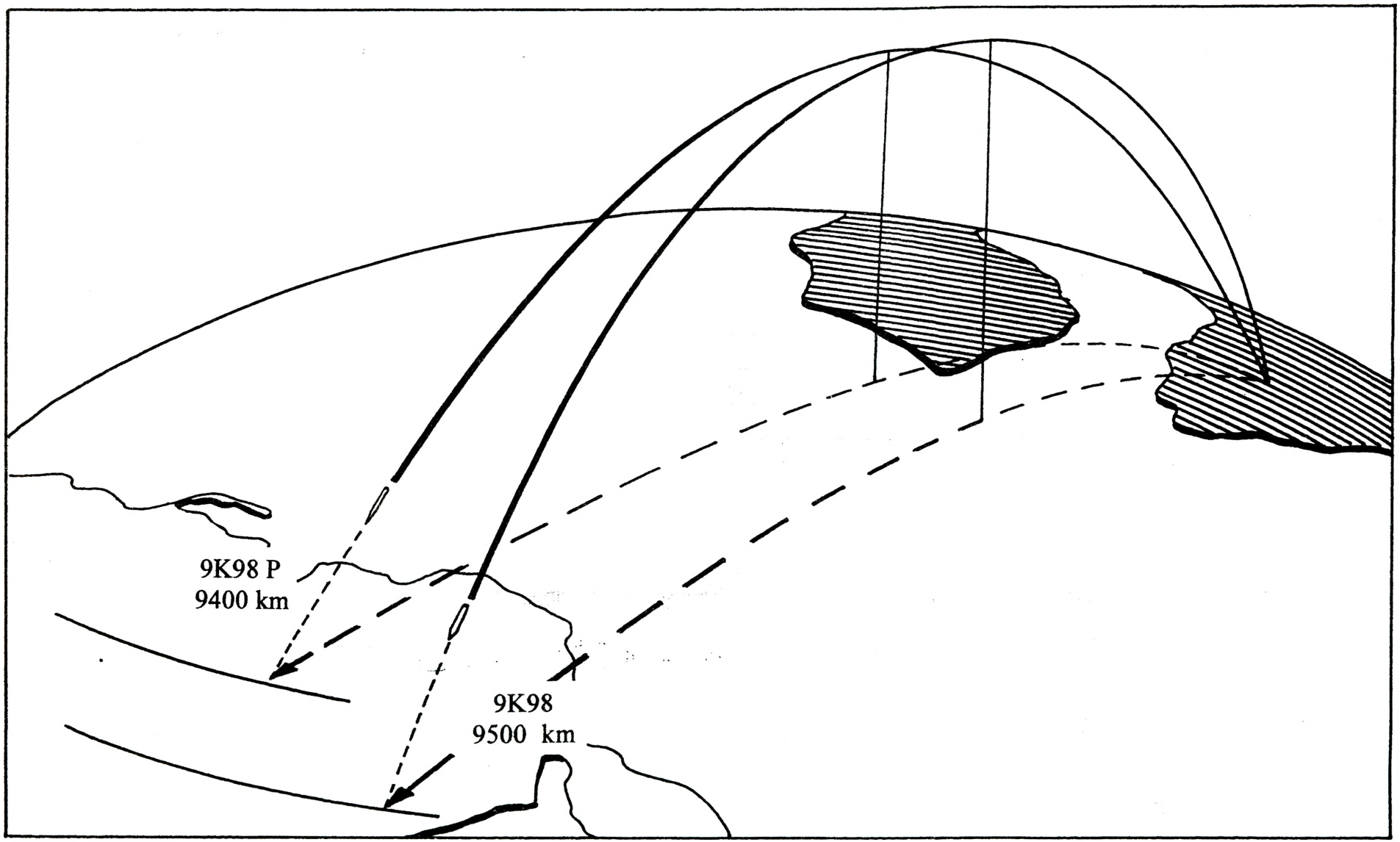
12 . TYLNY PRZEDZIAŁ II STOPNIA
14,20 . PIERŚCIEŃ PROWADZĄCY
16 . SILNIK I STOPNIA
17 . I STOOPIEŃ RAKIETY
18 . PRZEDZIAŁ TYLNY I STOPNIA
19 . STABILIZATORY AERODYNAMICZNE

Rys .157 . Ogólna budowa rakiety RS-12p.

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO - TECHNICZNE			
	OZNACZENIE KOMPLEKSU	8K98	8K98P
	OZNACZENIE WOJSKOWE RAKIETY	RT-2	RT-2P
	OZNACZENIE USA/NATO	RS-12	RS-12
	OZNACZENIE UMOWNE	SS-13 Mod.1 SAVAGE	SS-13 Mod.2 SAVAGE
	DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA RAKIETY (m)	21,7	21,6
	ŚREDNICA: I STOPNIA (m)	1,84	2,0
	II STOPNIA (m)	1,49	-
	III STOPNIA (m)	1,00	-
	MASA STARTOWA (t)	51,0	51,3
	ZASIĘG MAKSYMALNY (km)	9500	9400
	GŁOWICA BOJOWA: (typ)	JEDNOŁADUNKOWA – JĄDR.	JEDNOŁADUNKOWA – JĄDR.
	MOC GŁOWICY	0,6 (1,0)	0,75
	BŁĄD TRAFIENIA	1,9	1,5



Rys .**158** . Rzut boczny pojazdu transportowo – załadowczego kompleksu 9K98



Rys .159 Maksymalne zasięgi lotu różnych wersji kompleksu 8K98

MIĘDZKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY UR-100 8K84 (SS-11 „SEGO")

W cieniu dwóch głównych rywali opracowujących pociski balistyczne dalekiego zasięgu: OKB-1 (kierowany przez S.P. Korolowa) i OKB-586 (kierowane przez M.K. Jangiela), na początku lat 60. wyrósł groźny konkurent OKB-52 Włodzimierza Nikołajewicza Czełomieja. W ostatnim okresie drugiej wojny światowej biuro konstrukcyjne którym kierował W. Czełomiej OKB-51 zajmowało się m.in. badaniem zdobycznych pocisków V-1. W okresie powojennym w biurze opracowano własne odpowiedniki, pociski skrzydlate: 10-x; 14-x; 16-x. W pierwszej połowie lat 50 prace w tym kierunku uznano za nieperspektywiczne, a kolektyw biura włączono z dn. 1.03.1953 r. do OKB-155.

W 1955 r. biuro reaktywowano pod oznaczeniem OKB-52 i postanowieniem Rady Ministrów z dnia 8 sierpnia zlecono prace nad pociskiem okrętowym P-5. Głównym kierunkiem, prac biura były w tym okresie pociski morskie. Na przełomie lat 50 i 60 opracowano m.in. pociski: P-5, P-6, P-35, P-70. Pod koniec lat 50. z własnej inicjatywy rozpoczęto prace naukowo – badawcze nad pociskami balistycznymi dalekiego zasięgu.

30 marca 1963 r. ukazało się specjalne Postanowienie Rady Ministrów w którym OKB-52 zlecono opracowanie międzykontynentalnej rakiety balistycznej nowej generacji.

Do realizacji prac badawczo – rozwojowych zaangażowano znaczną ilość różnorodnych biur konstrukcyjnych, instytutów i ośrodków badawczych, współpraca których umożliwiła kolektywowi OKB-52 opracowanie pocisku w stosunkowo krótkim terminie. Wiosną 1965 r. na poligonie Tiuratam rozpoczęło badania w locie nowej rakiety oznaczonej UR-100 (8K84). 19 kwietnia przeprowadzono pierwszą próbę odpalając pocisk z naziemnego stanowiska startowego. Pierwszy start z wyrzutni – silosu miał miejsce 17 lipca 1965 r. Pierwsza seria prób ujawniła pewne niedopracowanie zespołu napędowego oraz systemu kierowania. Po wprowadzeniu zmian próby kontynuowano. Ostatecznie program prób w locie zakończono z wynikiem pozytywnym 27 października 1966 r. W następnym miesiącu 24 listopada bojowy kompleks rakietowy z pociskiem UR-100 przyjęto do uzbrojenia Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia.

W porównaniu z innymi rakietami tego okresu UR-100 posiadała mniejsze rozmiary i masa oraz była dogodniejsza w eksploatacji. Wielkim udogodnieniem było to, że pocisk w warunkach fabrycznych podlegał ostatecznemu montażowi, a ponadto był umieszczany w specjalnym transportowo – startowym pojemniku co w istotny sposób wpływało na podwyższenie jego niezawodności tak w okresie dyżurowania jak i lotu. Wymienione zalety, uzupełnione możliwością wieloletniego przechowywania pocisku oraz w razie zagrożenia osiąganiem gotowości do startu po upływie jednej minuty, sprawiły ze pocisk UR-100 wraz z kolejnymi modyfikacjami był najliczniej używany spośród radzieckich rakiet międzykontynentalnych. Na przełomie lat 1973/74 w uzbrojeniu znajdowało się 1030 pocisków UR-100 wszystkich wersji.

Rakieta UR-100 była konstrukcji dwustopniowej. Pierwszy stopień składał się z przedziału końcowego, zespołu napędowego, zbiorników paliwa i utleniacza. Zbiorniki paliwa o konstrukcji integralnej posiadały wspólne dno. Zespół napędowy stanowiły cztery silniki rakietowe z obrotowymi komorami spalania, pracujące w układzie zamkniętym. Silniki charakteryzowały się wysoka wartością jednostkowego impulsu ciągu co pozwoliło ograniczyć czas pracy pierwszego stopnia. Drugi stopień o konstrukcji podobnej do pierwszego posiadał mniejsze rozmiary. Jego zespół napędowy tworzyły: jednokomorowy silnik marszowy i czterokomorowy zespół sterujący. W charakterze komponentów paliwa użyto czterotlenku azotu (utleniacz) oraz niesymetrycznej dwumetylohydrazyny (substancja palna), które ulegały samozapłonowi przy wzajemnym kontakcie. Bezwładnościowy układ kierowania zapewniał dokładność trafienia około 1,4 km. Głowicowa część bojowa, oddzielająca się w locie po zakończeniu pracy drugiego stopnia, wyposażona była w pojedynczy ładunek bojowy o mocy około 1 Mt. Zasięg rakiet wynosił 10000 km.

Membranowe zawory oddzielające zbiorniki paliwa – wypełnione agresywnymi komponentami – od silników pozwalały przechowywać rakietę stale zatankowaną. Rakieta startowała bezpośrednio z pojemnika umieszczonego w szybowej wyrzutni. Kontrolę sprawności technicznej, przedstartowe przygotowanie i odpalanie rakiet z dziesięciu wyrzutni jednego bojowego kompleksu przeprowadzano odległościowo z punktu dowodzenia. Według ocen specjalistów amerykańskich wyrzutnie – silosy pocisków UR-100 odporne były na działanie nadciśnienia ok. 5 MPa.

Rakieta UR-100 była modernizowana i użytkowana w kilku wersjach. W 1970 r. do uzbrojenia zaczęto wprowadzać rakiety UR-100 UTTCh (ulepszone taktyczno – techniczne charakterystyki) (8K84M) posiadające unowocześnione głowice bojowe i system

kierowania. Na tej wersji rakiety umieszczono po raz pierwszy w Związku Radzieckim – środki do przenikania systemu obrony przeciwrakietowej.

W pierwszym roku użytkowania gotowość bojową osiągnęło 90 pocisków UR-100. Ich ilość bardzo szybko wzrastała, w 1969 r. w uzbrojeniu znajdowało się już 600 rakiet. W 1970 r. zaczęto wprowadzać pociski UR-100UTTCh, które stopniowo zastępowały poprzednią wersję. W 1972 r. ich stan wzrósł do 990 sztuk. Od następnego roku uległ on systematycznemu zmniejszeniu dzięki wprowadzaniu nowszych wersji, a od 1975 r. także pocisków czwartej generacji: MR-UR-100, R-36M i UR-100N. Ostatnie pociski UR-100UTTCh wycofano w 1986 r.

23 lipca 1969 r., na poligonie Tiuratam rozpoczęto próby w locie kolejnej wersji rakiety oznaczonej UR-100K (15A20). Badania zakończono 15 marca 1971 r.

Nowa rakieta przewyższała wcześniejsze wersje niezawodnością, dokładnością trafienia, a także zasięgiem. Dopracowano zespoły napędowe obu stopni m.in. zwiększając czas ich pracy. Znacznie rozbudowano system umożliwiający przenikanie przez środki obrony przeciwrakietowej. Opracowano nowy pojemnik transportowo – startowy. Trzykrotnie skrócono czas niezbędny do przeprowadzenia obsług technicznych rakiet i systemu wyrzutni głównie dzięki całkowicie zautomatyzowanej kontroli. Podwyższono odporność silosów.

W połowie lat 70 rakieta ta posiadała korzystne charakterystyki bojowe i niezawodnościowe. Zasięg 12000 km, dokładność trafienia 900 m, moc ładunku 1 Mt sprawiały, że rakieta była użytkowana aż do 1994 r.

16 czerwca 1971 r. z poligonu Tiuratam po raz pierwszy wystartowała nowa wersja rakiety oznaczona UR-100U (15A20U). Była ona wyposażona w głowicę bojową typu MRV (Multipe Re – entry Vehicle) posiadającą 3 ładunki bojowe o mocy po 350 kt. Ładunki nie były indywidualnie naprowadzane. Podczas prób osiągnięto zasięg 10500 km.

Rakiety wersji UR-100K i UR-100U rozpoczęto wprowadzać do uzbrojenia w 1973 r. W ciągu czterech lat gotowość bojową osiągnięto 420 pocisków (według danych amerykańskich po 210 sztuk każdej z wersji). Stan ten trwał do 1988 r. Później ich ilość stopniowo redukowano, zastępując pociskami piątej generacji (RS-12M i RS-22). Ostatnie pociski zdemontowano w 1994 r.

UR-100 była pierwszą radziecką rakietą mogącą wykonywać różnorodne zadania. Początkowo pociski były wycelowane w bazy bombowców strategicznych USAF. W latach następnych przeorientowano je na cele powierzchniowe w Stanach Zjednoczonych oraz Europie Zachodniej i Euroazji. Po wprowadzeniu wersji UR-100U wyposażonej w 3 ładunki bojowe głównymi jej celami stały się przemysłowe rejony oraz ośrodki łączności i dowodzenia w USA. Z uwagi na zbyt małą celność pociski z serii UR-100 nie były planowane do niszczenia silnie umocnionych celów np. podziemnych wyrzutni rakiet międzykontynentalnych.

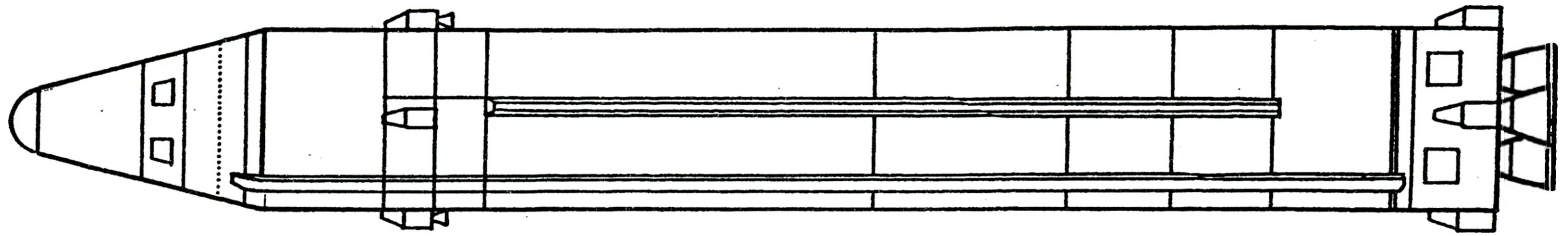
W 1974 r. na poligonie w Sary – Szagan poddawano intensywnym badaniom wariant UR-100 oznaczony na zachodzie SS-11 Mod. 4. Pocisk był wyposażony w 3-6 lekkich, niewielkich głowic bojowych, które posiadały bardzo małą prędkość przy wchodzeniu w gęste warstwy atmosfery. Według danych Departamentu Obrony USA głowice nie były indywidualnie naprowadzane. Przypuszczalnie taka konfiguracja mogła być przeznaczona dla przeprowadzenia ataków chemicznych lub biologicznych na duże ośrodki miejskie. Program nie został ukończony, a system nie był wprowadzony do uzbrojenia.

Pociski z rodziny UR-100 bazowały głównie w grupach po 10 wyrzutni dowodzonych z jednego punktu kontroli i odpalania. Wśród towarzyszącego wyposażenia zazwyczaj znajdowała się jedna wyrzutnia ćwiczebna oraz dwa urządzenia do umieszczania rakiet w wyrzutniach – silosach.

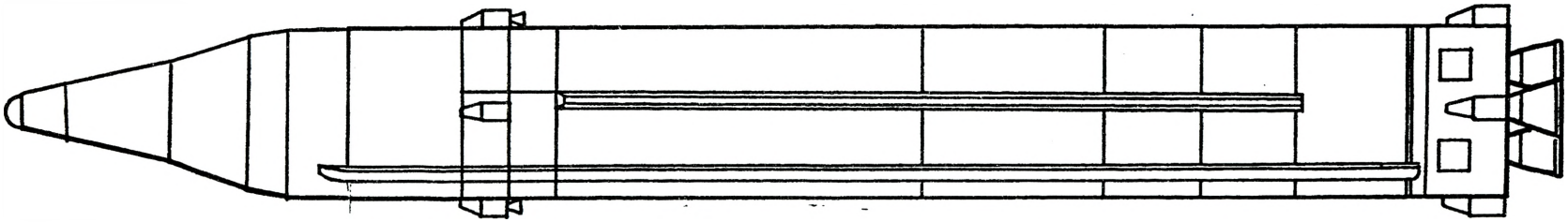
W końcu lat 80 zapasowe pociski były zmagazynowane w rejonie Kolosowa i Michailenek. Próby rakiet przeprowadzano w Leczińsku. Znajdowały się tam dwie wyrzutnie do prób oraz sześć wyrzutni treningowych.

Na zakończenie historii rakiety UR-100 warto wspomnieć o jeszcze jednym projekcie, który nigdy nie został zrealizowany. Postanowieniem KC KPZR i Rady Ministrów z dnia 3 maja 1963 r. zobowiązano OKB-52 do opracowania projektu nowego systemu obrony przeciwrakietowej „Taran" w oparciu o pocisk UR-100. Do pomocy kolektywowi W.N. Czełomieja wyznaczono akademika A.A. Minca. Ponadto w prowadzonych pracach miało uczestniczyć kierowane przez G.W. Kisunko OKB-30 (projektodawca i realizator projektu systemów przeciwrakietowych i eksperymentalnego – „A" (rakieta A-1000) i bojowego A-35 (rakieta A-350) i odpowiadać za zapewnienie rakiecie UR-100 możliwości energicznego manewrowania koniecznego dla przechwycenia manewrujących celów. System „Taran" miał wykorzystywać środki radiotechniczne opracowane dla zestawu A-35. Jedynym nowym elementem miała być wielokanałowa stacja radiolokacyjna CSO-S. Pocisk UR-100 w wariancie przeciwrakietowym planowano wyposażyć w

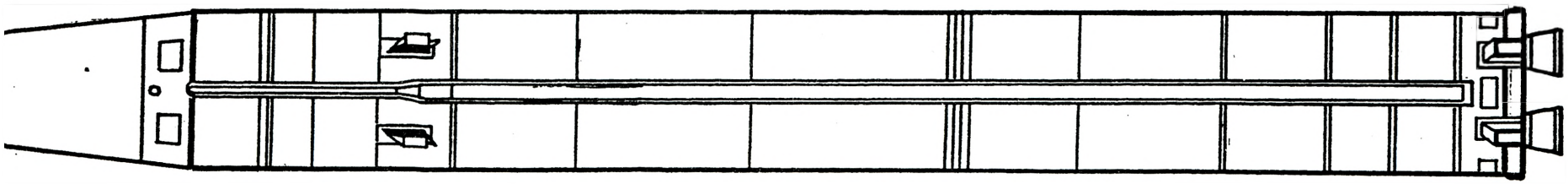
głowicę bojowa o mocy niemniejszej niż 10 Mt. W oparciu o wstępne obliczenia prowadzone pod nadzorem prof. M. Kiełdysza ustalono, że dla zniszczenia 100 pocisków Minuteman niezbędnych było 200 przeciwrakiet systemu „Taran". W 1964 r. prace nad systemem przerwano. Nie mały wpływ na podjętą decyzję miało odejście ze stanowiska Pierwszego Sekretarza KC KPZR N.S. Chruszczowa, będącego wielkim zwolennikiem W. N. Czełomieja.



UR-100

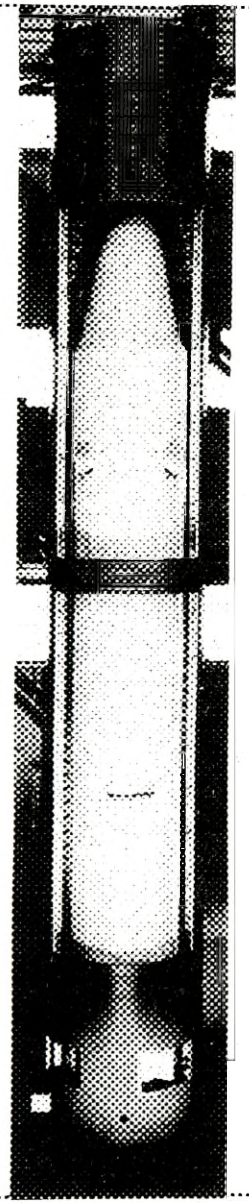


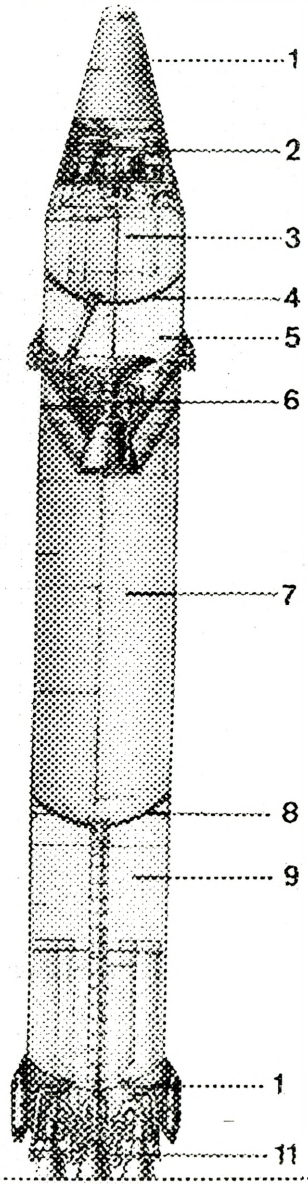
UR-100K



UR-100U

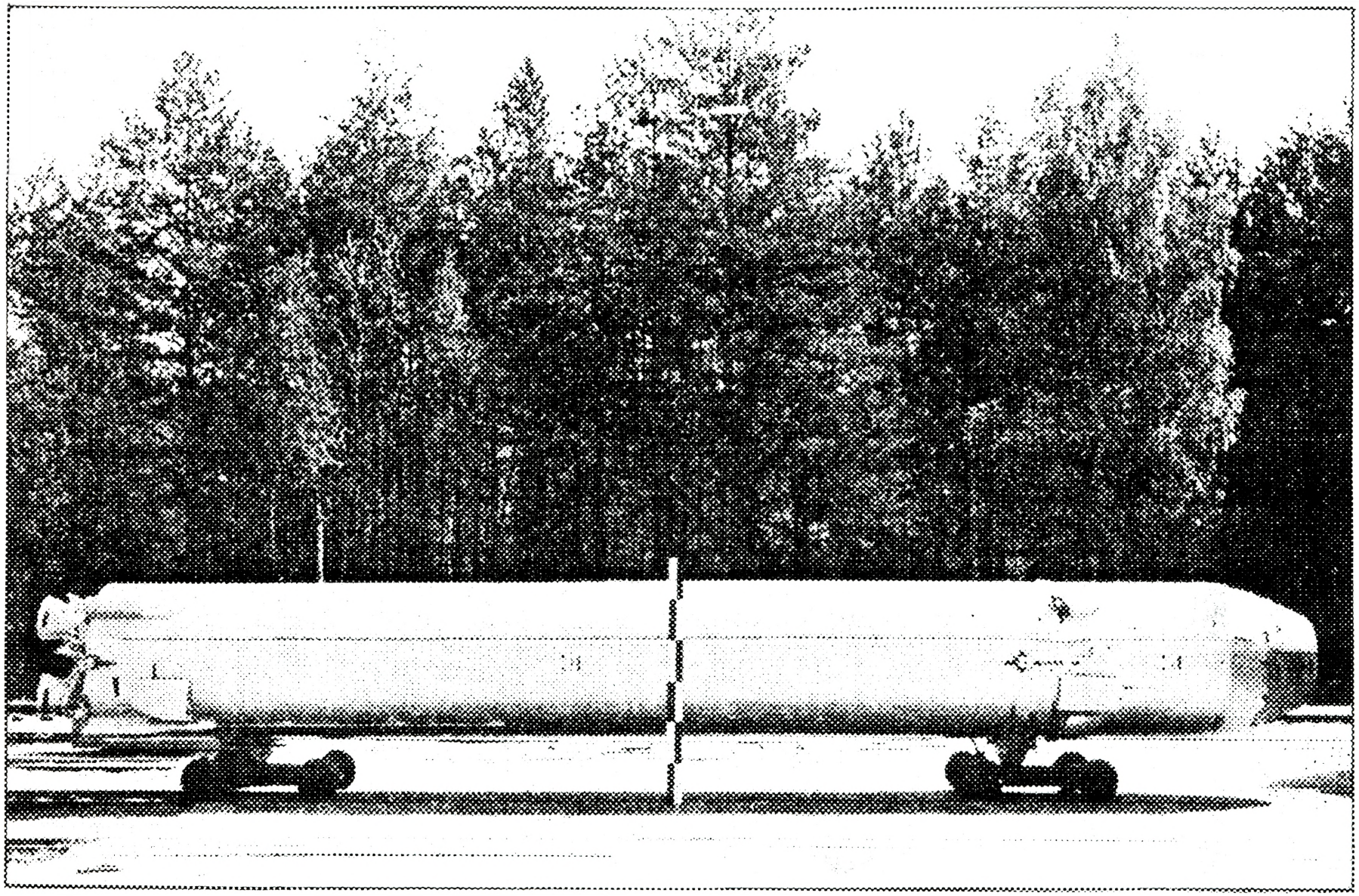
Rys .160 Różne wersje rakiet UR-100



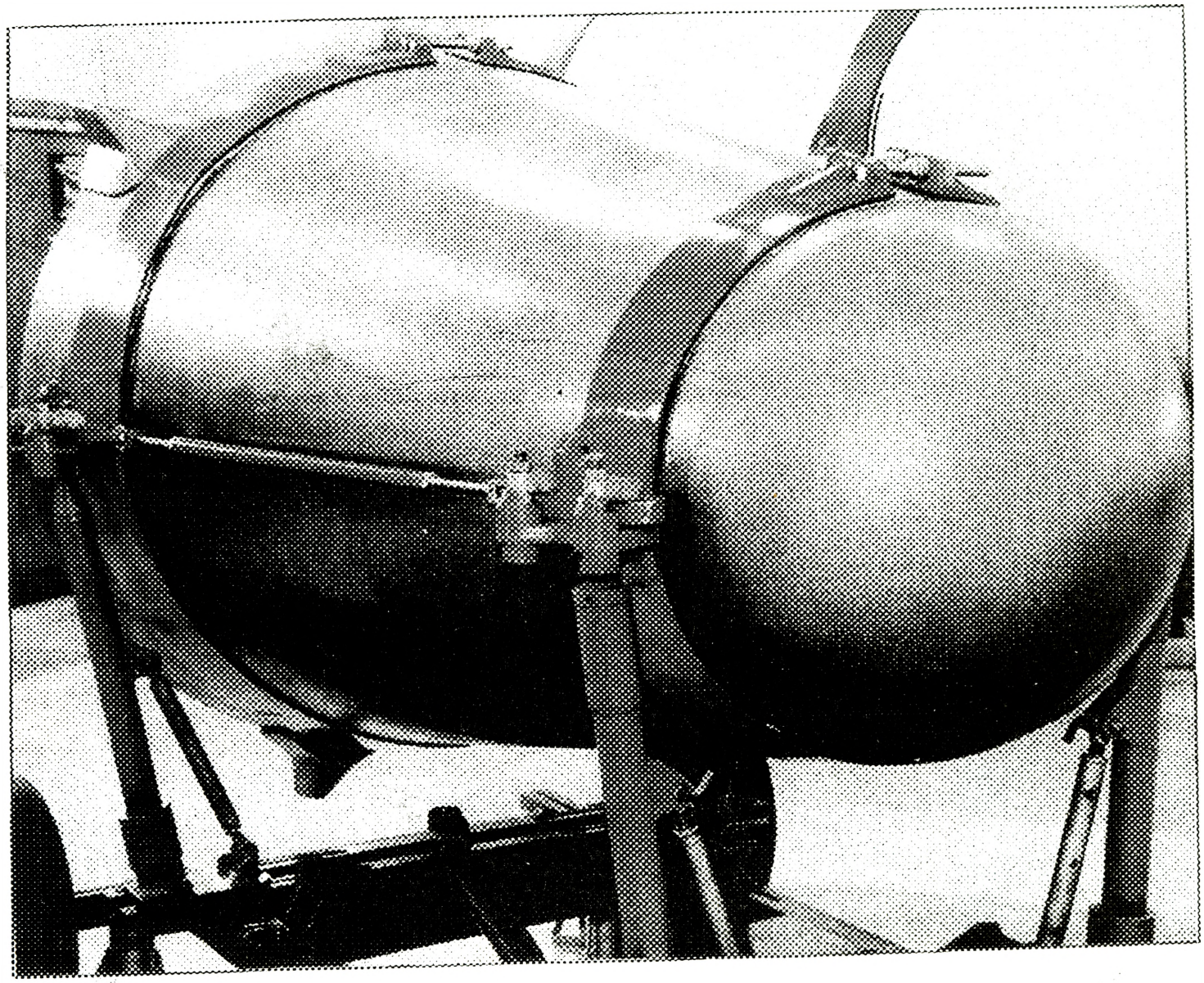


1 . GŁOWICA BOJOWA
2 . PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
3 . ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
4 . WSPÓLNA PRZEGRODA ZBIORNIKÓW UTLENIACZA I POLIWA
5 . ZBIORNIK PALIWA II STOPNIA
6 . SILNIK MARSZOWY II STOPNIA
7 . ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
8 . WSPÓLNA PRZEGRODA ZBIORNIKÓW UTLENIACZA I PALIWA
9 . ZBIORNIK PALIWA I STOPNIA
10 . TYLNY PRZEDZIAŁ I STOPNIA
11 . SILNIKI MARSZOWE I STOPNIA

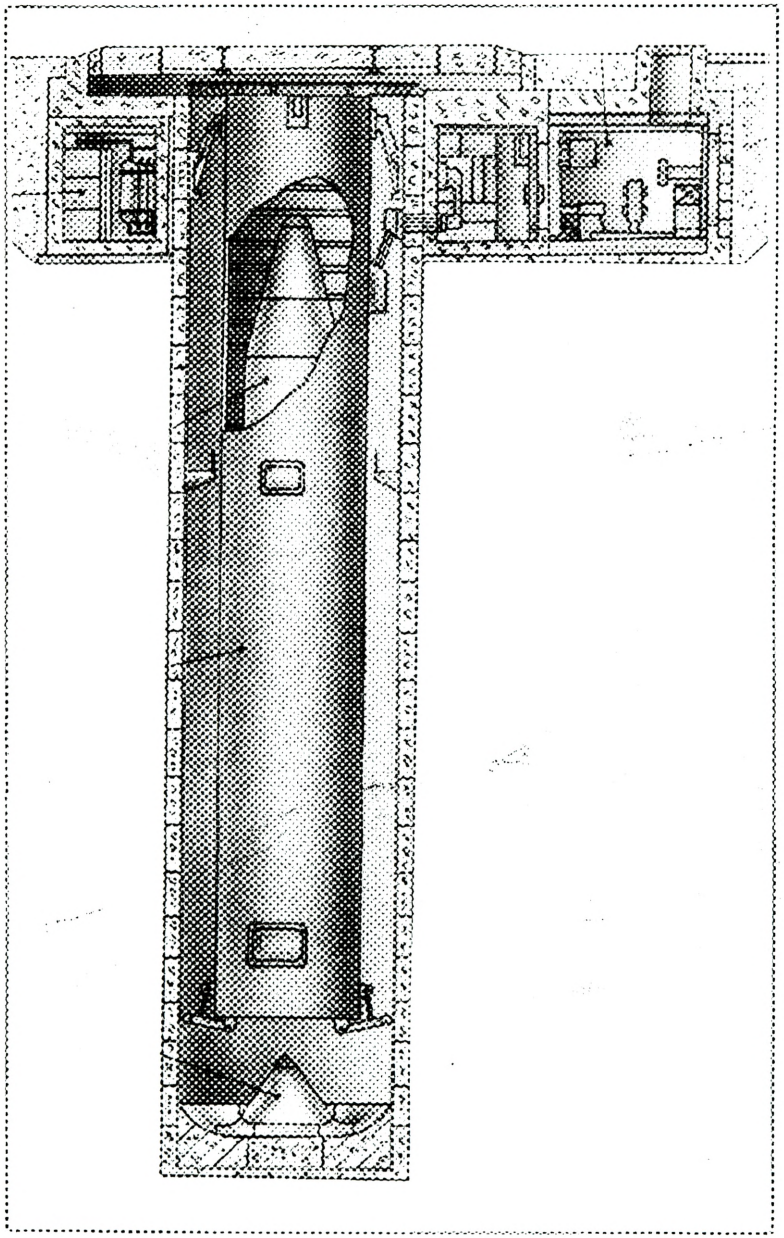
Rys .161 . Ogólny schemat konstrukcyjny rakiety UR-100

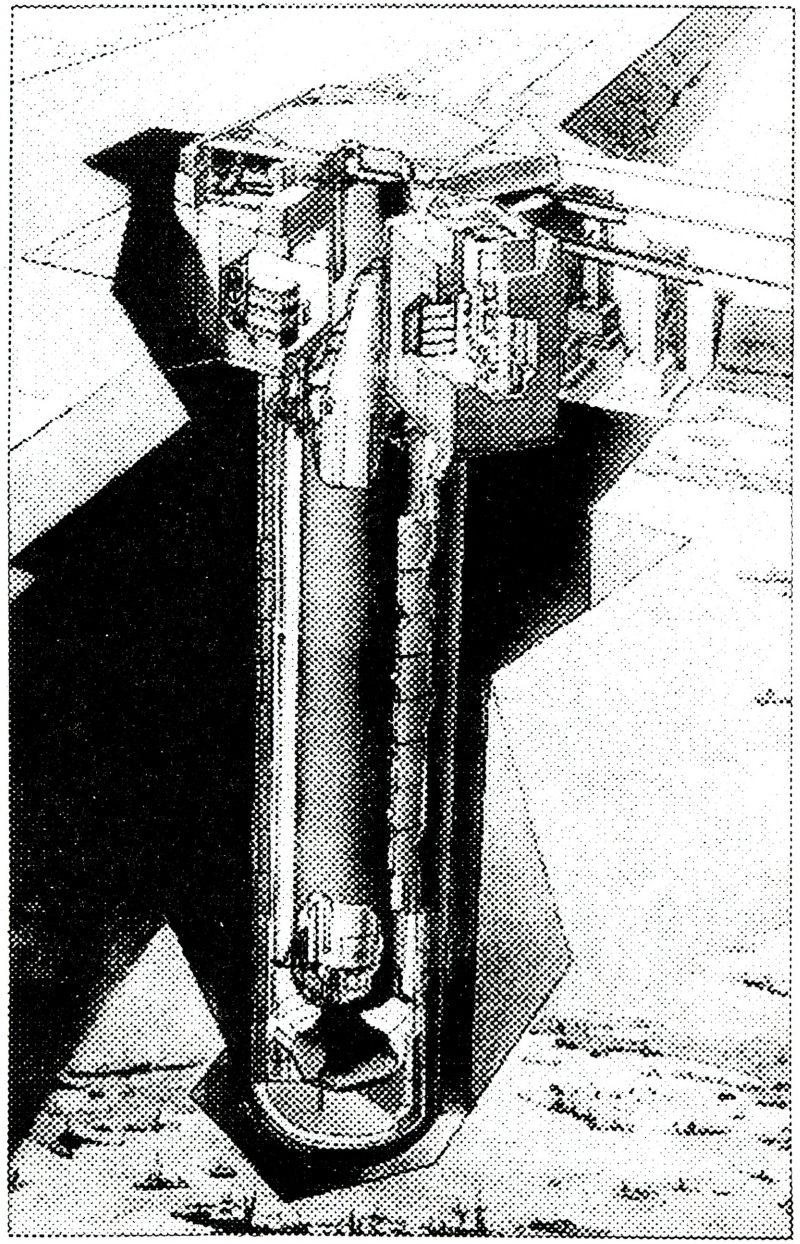


Rys .162 Rakieta UR-100K na wózku technologicznym

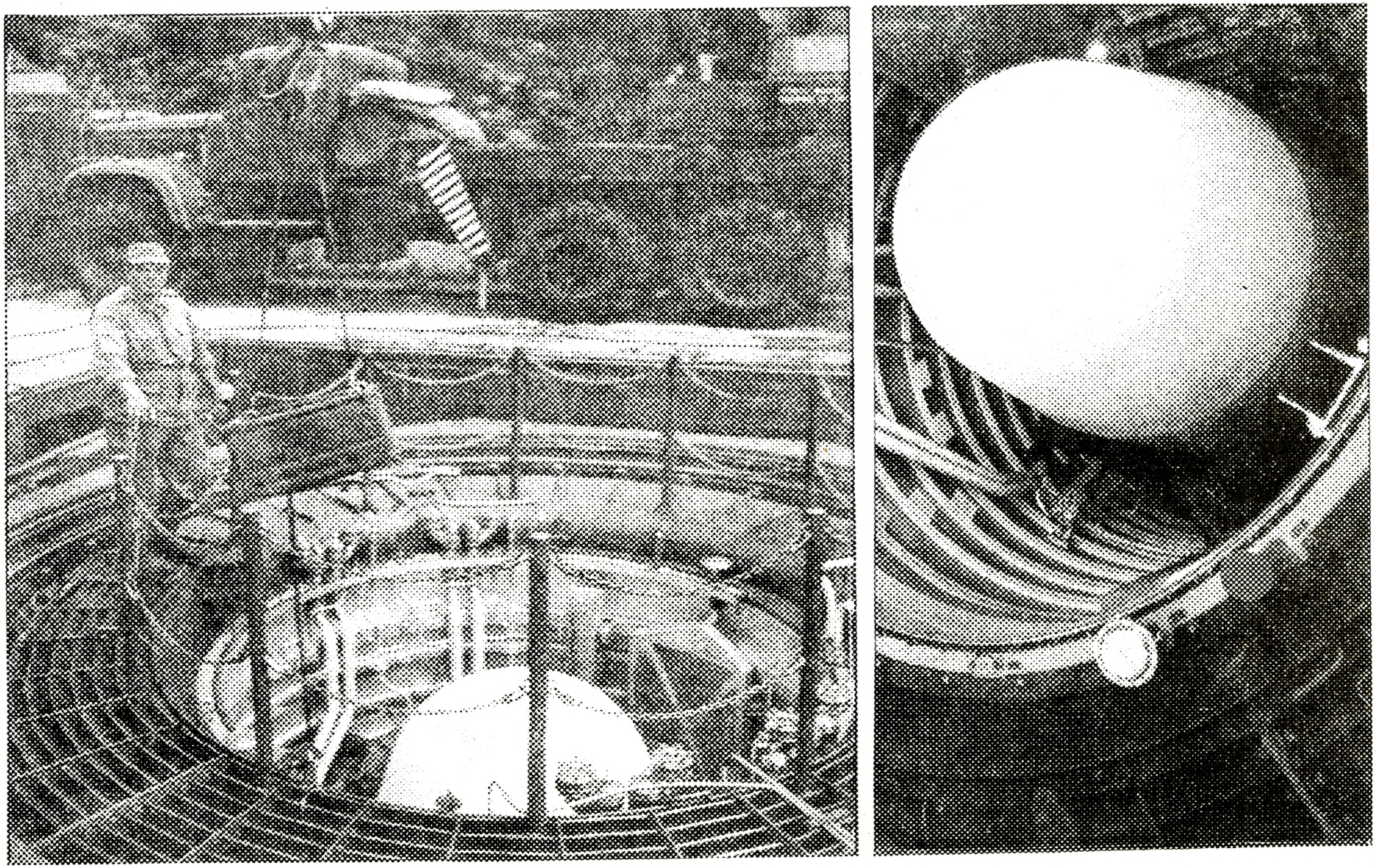


Rys .**163** . Głowica jądrowa rakiety UR-100K

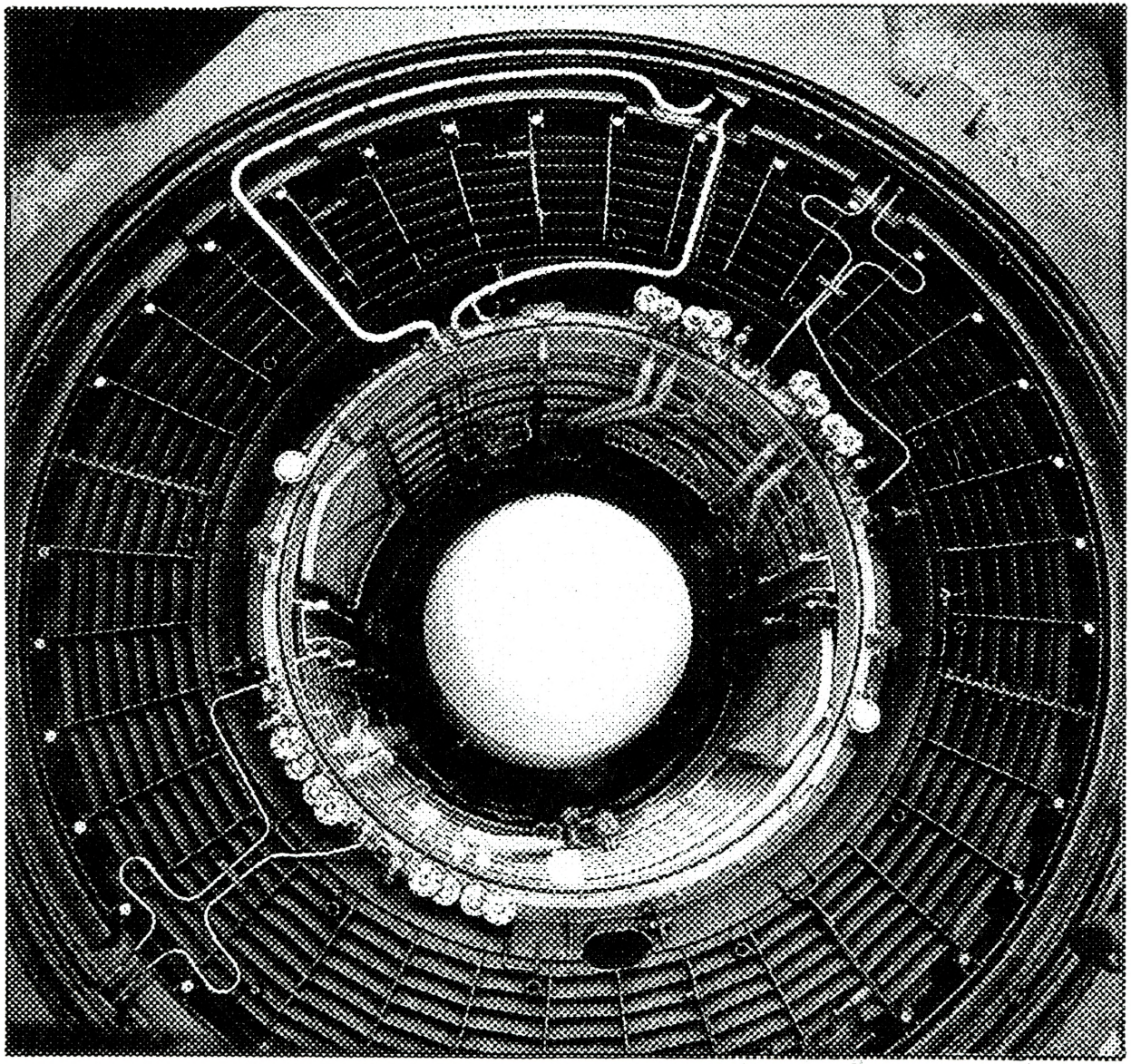




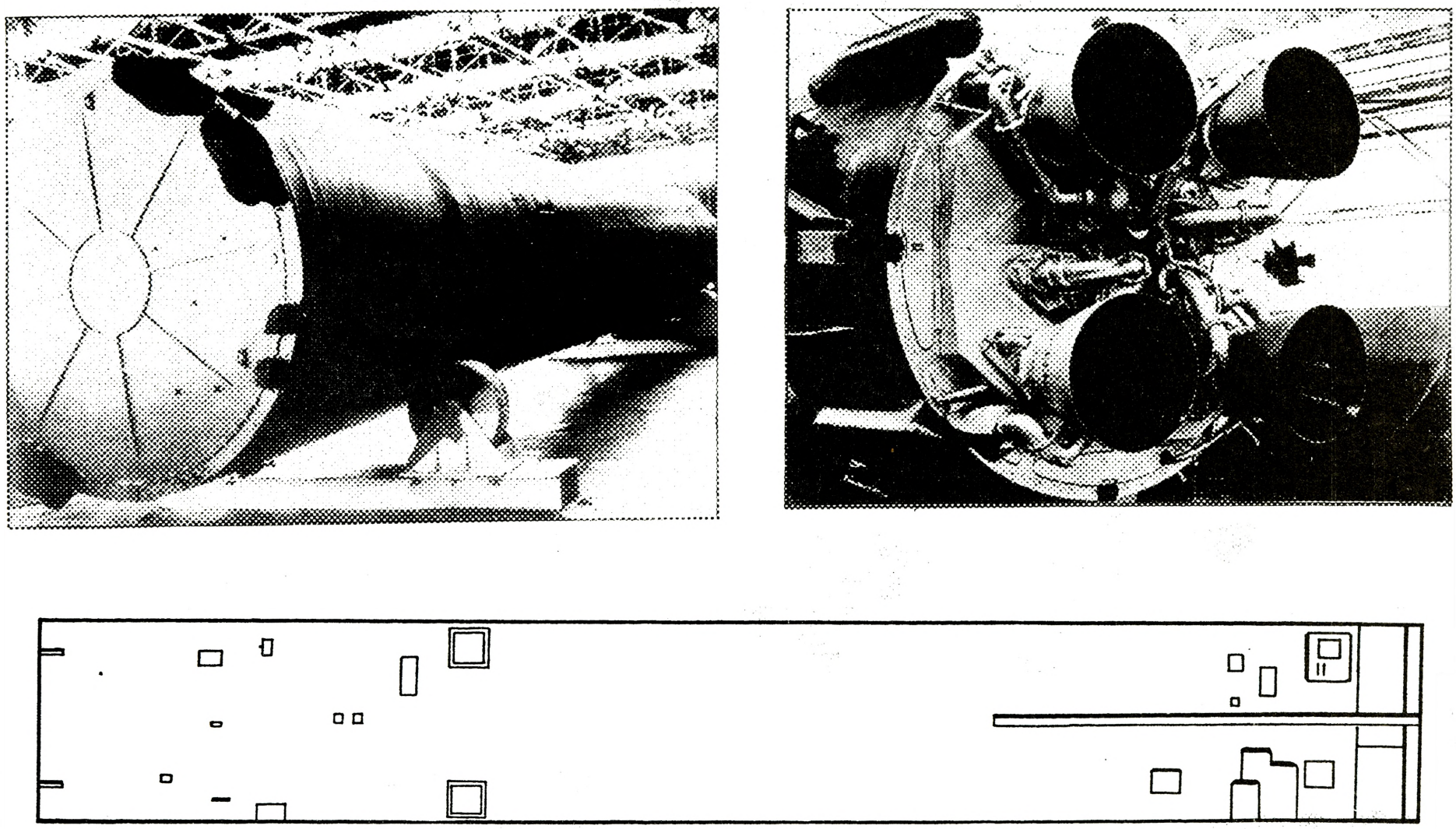
Rys .164 . Przekrój wyrzutni silosu rakiety UR-100



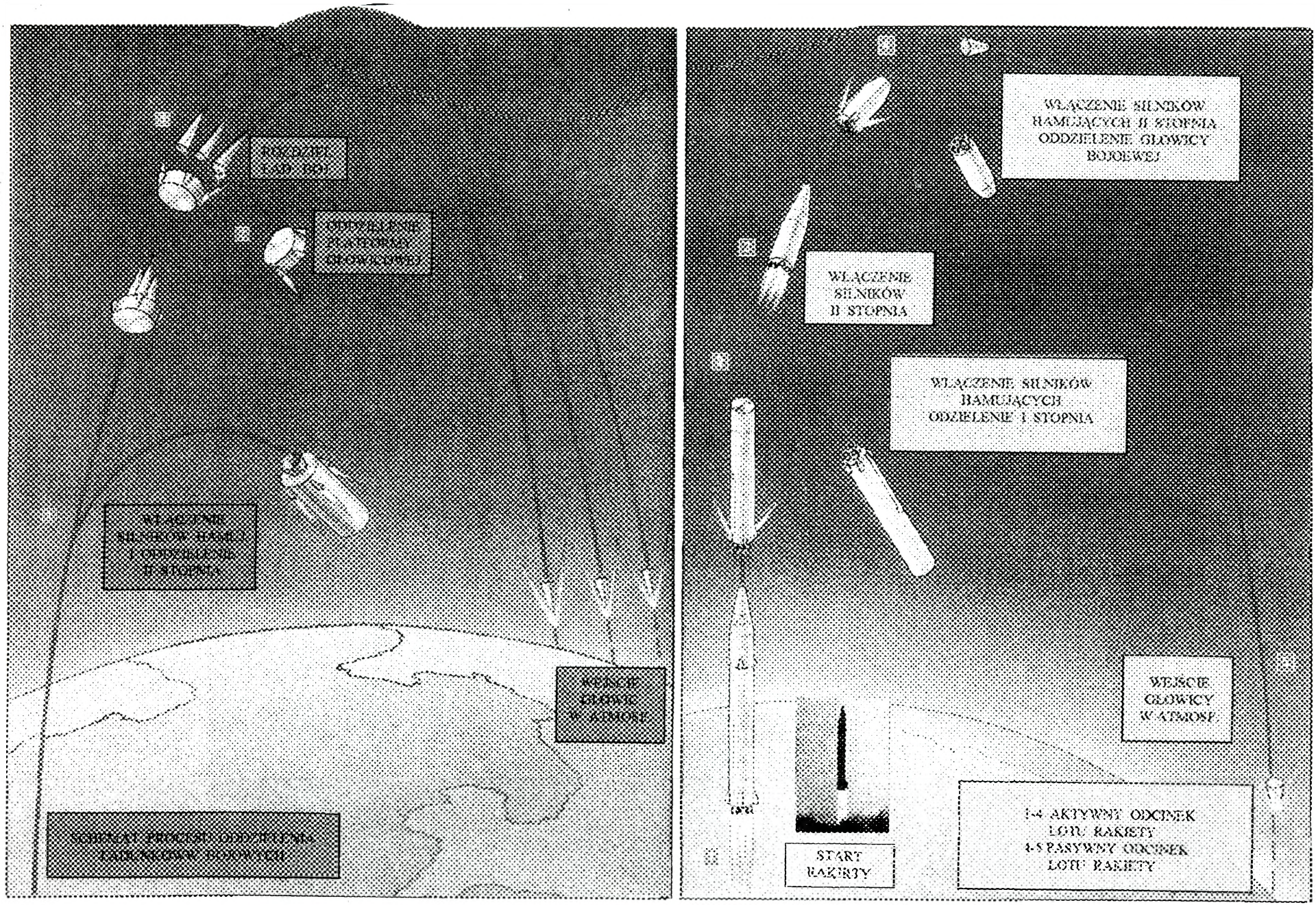
Rys .165 . Rakieta UR-100U w silosie wyrzutni



Rys .166 . Widok z góry na rakietę UR-100U w silosie wyrzutni



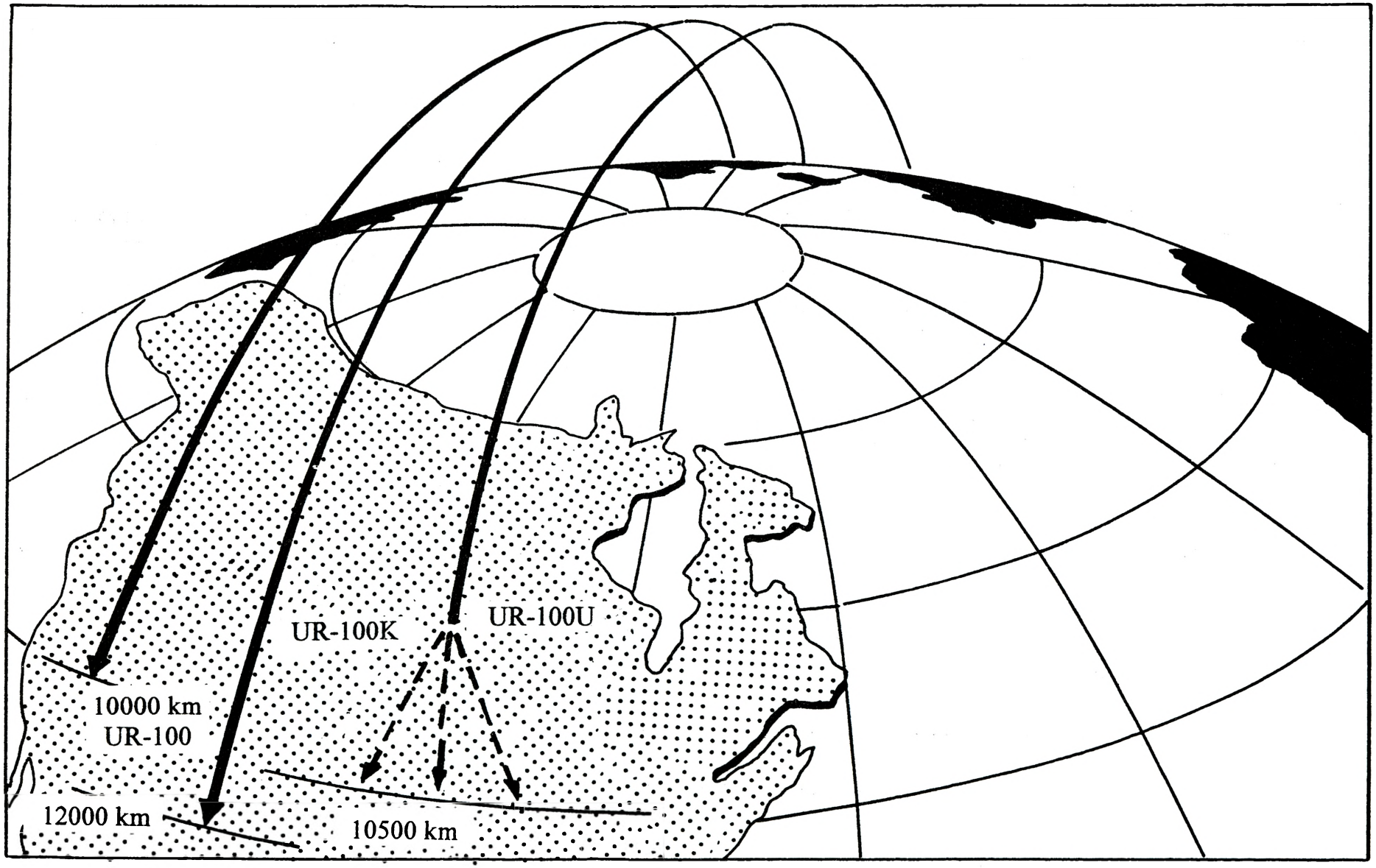
Rys . **167** . Pojemnik transportowo- startowy rakiety UR-100



Rys .168 . Poszczególne fazy lotu rakiet z lewej UR-100U , z prawej UR-100

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSÓW TYPU UR-100					
	OZNACZENIE KOMPLEKSU	8K84	8K84M	15A20	15A20U
	OZNACZENIE WOJSKOWE	UR-100	UR-100 UTTCh	UR-100K	UR-100U
	OZNACZENIE UMOWNE	-	-	RS-10	RS-10
	OZNACZENIE AMERYKAŃSKIE	SS-11 Mod.1	SS-11 Mod.1	SS-11 Mod.2	SS-11 Mod.3
	DŁUGOŚC CAŁKOWITA (m)	16,97	16,97	18,95	19,8
	ŚREDNICA	2,0	2,0	2,0	2,0
	MASA STARTOWA (t)	50(43*)		50,09	51,24
	ZASIĘG MAKSYMALNY (km)	10000	10000	12000	10500
	GŁOWICA BOJOWA (rodzaj)	JEDNOŁAD.	JEDNOŁAD.	JEDNOŁAD.	WIELOŁAD.
	RODZAJ ŁADUNKU BOJOWEGO	JĄDROWY	JĄDROWY	JĄDROWY	JĄDROWY
	ILOŚĆ ŁADUNKÓW I MOC (Mt)	1x1	1x1	1x1	3x0,25-0,35
	ŚREDNI BŁĄD TRAFIENIA (m)	1400	1400	900	900
	RODZAJ KIEROWANIA	BEZWŁADN.	BEZWŁADN.	BEZWŁADN.	BEZWŁADN.
	RODZAJ WYRZUTNI	PODZIEMNY SILOS	PODZIEMNY SILOS	PODZIEMNY SILOS	PODZIEMNY SILOS
	ROK WPROWADZENIA DO UZBRO-JENIA	1967	1970	1973	1973
	ROK ZJĘCIA Z UZBROJENIA	1974	1986	1994	1994
	GŁÓWNY KONSTRUKTOR	W.M. CZEŁOMIEJ	W.M. CZEŁOMIEJ	W.M. CZEŁOMIEJ	W.M. CZEŁOMIEJ

*/ Niektóre źródła określają masę na 43 t.



Rys .169 Zasięgi maksymalne rakiet wersji UR-100

MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY 15A15 MR-UR-100 (SS-17 SPANKER)

W lat 60 w Stanach Zjednoczonych rozpoczęto prace nad powstaniem systemu rozdzielającej się części głowicowej rakiety Minateman składającej się z trzech ładunków indywidualnie naprowadzanych na różne choć nieodległe cele. Wprowadzenie do uzbrojenia w grudniu 1970 r. rakiety Minuteman III wyposażyć w taki system znacznie pogorszyło pozycję Związku Radzieckiego. Rakiety radzieckie od razu stały się moralnie przestarzałe. Dodatkowo zintensyfikowano w USA prace nad systemami obrony przeciwrakietowej. Problem w Związku Radzieckim nie mógł być tylko rozwiązany drogą opracowania nowej rakiety. Należało także udoskonalić system dowodzenia siłami rakietowymi podwyższyć odporność wyrzutni startowych oraz punktów dowodzenia, a także rozwiązać cały szereg innych zadań.

Po przeprowadzeniu całego szeregu analiz różnych wariantów rozwoju sił rakietowych i przedstawieniu wyników kierownictwu kraju, postanowiono rozwijać ciężkie i średnie rakiety mogące przenieść z dużą precyzją znaczny ładunek użyteczny.

Biura konstrukcyjne otrzymały zadania opracowania rakiet międzykontynentalnych czwartej generacji. Biuro w Dniepropietrowsku (OKB-586) miało opracować pociski o średniej i dużej masie startowej, a biuro W.N. Czełomieja (KB-52) średnią rakietę dla zastąpienia rakiet z rodziny UR-100.

W wyniku prowadzonych prac w latach 1975-76 do uzbrojenia wprowadzono trzy typy nowych, ciężkich pocisków napędzanych ciekłym materiałem pędnym. Rakiety nowego pokolenia MR-UR-100; R-36M i UR-100N posiadały: większą precyzję rażenia – dzięki wyposażeniu w znacznie unowocześniony system naprowadzania współpracujący z komputerem pokładowym – wielogłowicową część bojową z ładunkami termojądrowymi indywidualnie naprowadzanymi na cele oraz nowe silosy o dużej odporności.

W OKB-586 w Dniepropietrowsku powstał nowy pocisk MR-UR-100 (15A15). Pracami kierował M.K. Iangiel. Po jego śmierci w październiku 1971 r. na czele biura stanął akademik W.F. Utkin.

Pierwszy start pocisku miał miejsce 26 grudnia 1972 r. na poligonie Tiuratam. Według ocen amerykańskich w latach 1972-74 dokonano 30 odpaleń pocisków MR-UR-100 w ramach prób w locie. Rakietę przyjęto do uzbrojenia Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia 30 grudnia 1975 r.

Rakieta posiada układ dwustopniowy oraz stopień bojowy z rozdzielającą się częścią głowicową. Zespół napędowy pierwszego stopnia składa się z jednokomorowego silnika marszowego pracującego w układzie zamkniętym oraz czterokomorowego silnika sterującego z obrotowymi komorami spalania, skonstruowanego w układzie otwartym. Napęd drugiego stopnia tworzy jednokomorowy silnik pracujący w układzie zamkniętym. Zmienianie kierunku wektora ciągu uzyskuje się dzięki doprowadzeniu w zakrytyczną część dyszy części gazów z komory spalania. Wszystkie silniki rakietowe pracują na wysokowrzących komponentach paliwa czterotlenku azotu i niesymetrycznej dwumetylochydrazynie. Zbiorniki paliwa naprężane azotem. Układ sterowania bezwładnościowy współpracujący z pokładowym komputerem. Dokładność trafienia około 470 m. Część głowicowa posiada 4 ładunki bojowe indywidualnego naprowadzania o mocy po 400 kt.

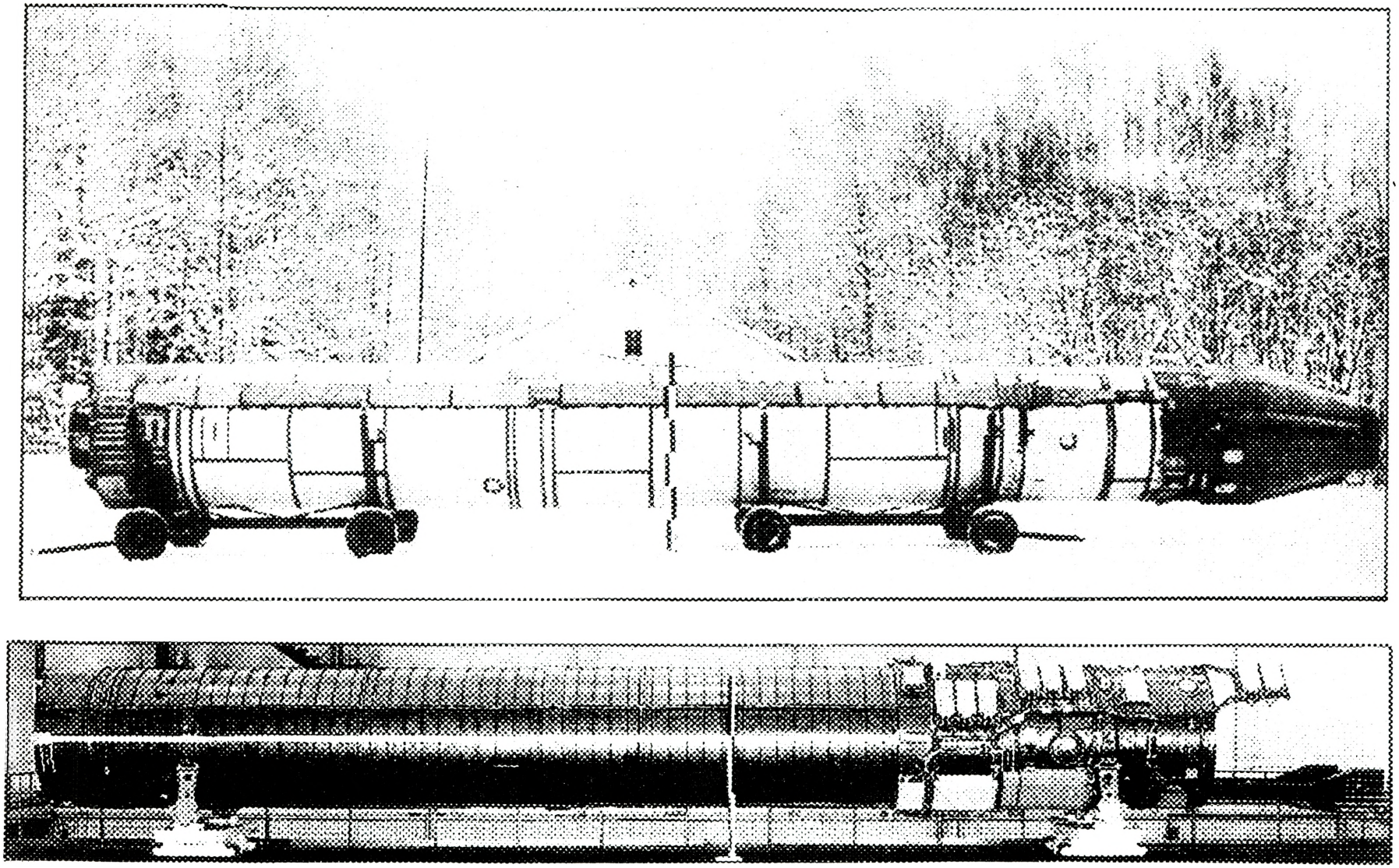
Nowe rakiety ustawiano w zmodernizowanych i znacznie wzmocnionych wyrzutniach – silosach, które wcześniej były wykorzystywane dla pocisków UR-100. Zmiana sposobu odpalania przechowywanych w silosach pocisków z „gorącego" na „zimny" sprawiła, że znaczna objętość szybu poprzednio wykorzystywana jako kanał odprowadzenia strumienia gazów wylotowych mogła być wypełniona dodatkową warstwą żelbetonu. Według ocen Departamentu Obrony USA unowocześnione wyrzutnie – silosy w których przechowywano pociski MR-UR-100 były odporne na ciśnienie 15-30 MPa. Prawdopodobnie część pocisków była umieszczona w superodpornych wyrzutniach wytrzymujących ciśnienie do 40,0 MPa.

W lutym 1976 r. rozpoczęto próby w locie modyfikacji pocisku wyposażonego w jednoładunkową głowicę bojową o mocy około 3,6 Mt. Według danych Departamentu Obrony USA, pociski te były przeznaczone do porażenia ośrodków dowodzenia wojskami lądowymi i marynarką wojenną. Były użytkowane stosunkowo krótko w ograniczonej ilości. Ocenia się, że w latach 1978-83 w gotowości bojowej znajdowało się 20 pocisków w wersji jednogłowicowej. (Oznaczenie amerykańskie SS-17 Mod.2).

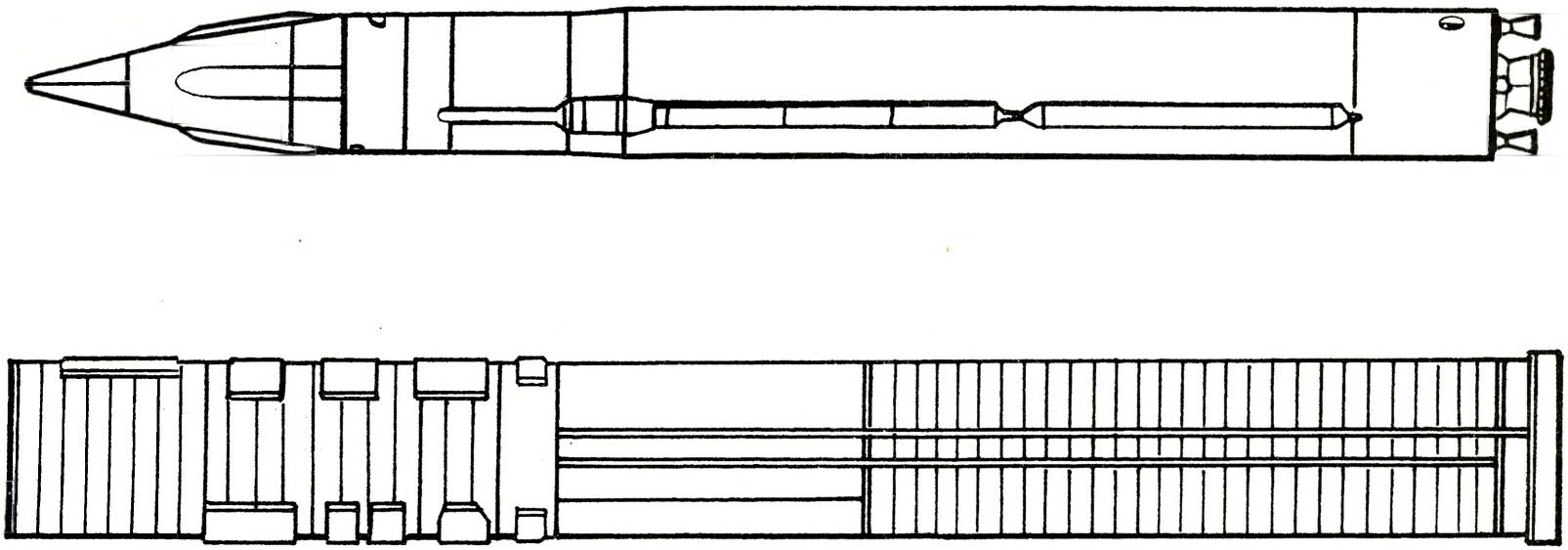
W połowie lat 70 modernizacji poddano wersję wielogłowicową. Pierwszy start ulepszonej rakiety posiadającej oznaczenie MR-UR-100U (15A16) miał miejsce 25 października 1977 r. na poligonie Tiuratam. Próby w locie kontynuowano do 15 września

1979 r. 17 grudnia 1980 r. kompleks z nową wersją pocisku został przyjęty do uzbrojenia. Dzięki ulepszeniu systemowi sterowania ładunki bojowe o mocy zwiększonej do 750 Kt mogły trafiać w celu z dokładnością do 350 m.

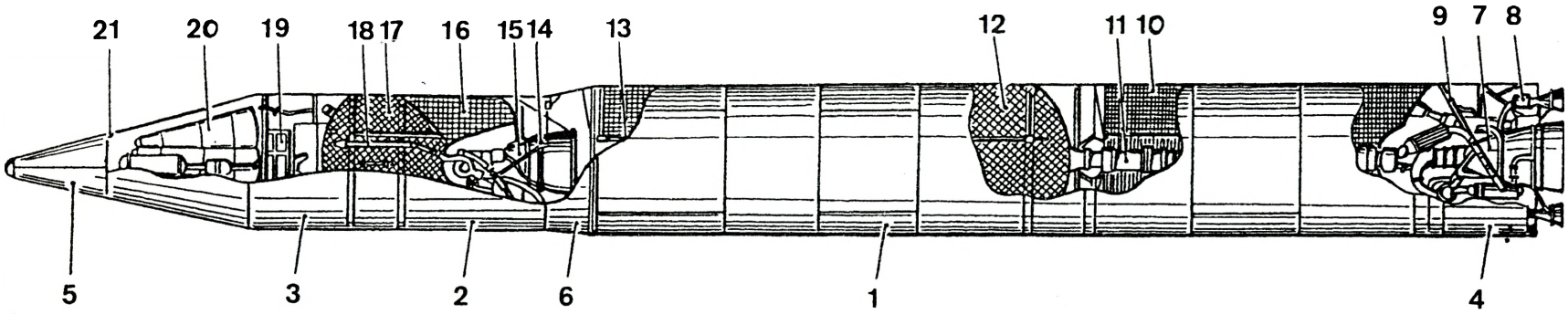
W końcu 1975 r. gotowość bojową uzyskało 10 pocisków MR-UR-100. W następnych latach ich ilość systematycznie wzrastała. W 1980 r. w uzbrojeniu znajdowało się 150 pocisków w wersjach z jedną i trzema głowicami bojowymi. W kolejnych latach były one zastępowane pociskami MR-UR-100U. Wyrzutnie – silosy rozlokowane były w dwóch bazach w rejonie miejscowości Kostroma i Jedrowo (Wypolzowo?). Stan 150 rakiet utrzymywał się do 1987 r. później zaczęto zmniejszać ich ilość w związku z wprowadzaniem pocisków piątej generacji RS-22. Redukując ilość rakiet MR-UR-100U Związek Radziecki przestrzegał ustaleń zawartych w Układzie SALT-II, podpisanym przez J. Cartera i L. Breżniewa 18 czerwca 1979 r. w Wiedniu. Ograniczał on ilość pocisków wyposażonych w głowice wieloładunkowe indywidualnie naprowadzane (MIRV), będących w posiadaniu Związku Radzieckiego do 820 sztuk. W połowie 1990 r. w użyciu było jeszcze 70 pocisków tego typu. Ostatnie z nich wycofano z uzbrojenia w 1994 r.



Rys .170 . Pojemnik transportowo- startowy / TPK / oraz rakieta MR-UR100

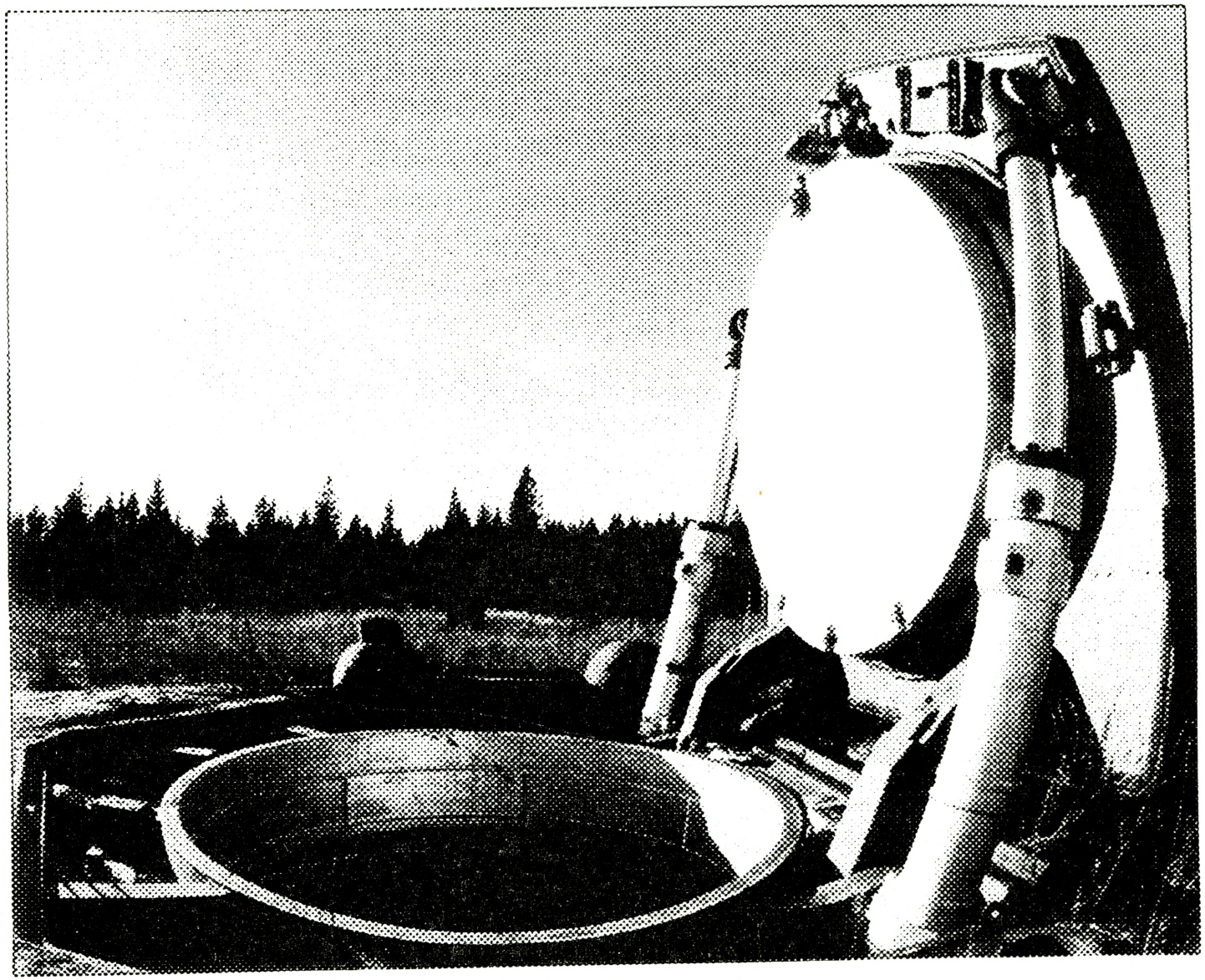


Rys .171 Rzut boczny rakiety MR-UR-100 oraz pojemnika transportowo-startowego



1 . I STOPIEŃ
2 . II STOPIEŃ
3 . PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
4 . TYLNY PRZEDZIAŁ
5 . OSŁONA PRZEDZIAŁU BOJOWEGO
6 . PRZEDZIAŁ ŁĄCZĄCY I i II STOPIEŃ
7 . STANOWISKO SILNIKA I STOPNIA
8 . SILNIKI STERUJĄCE
9 . RAMA MONTAŻOWA SILNIKA
10 . ZBIORNIK PALIWA I STOPNIA
11 . PRZEWÓD DOSTARCZAJĄCY UTLENIACZ
12 . ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
13 . PRZEWÓD
14 . RAMA MONTAŻOWA SILNIKA II STOPNIA
15 . STANOWISKO SILNIKA II STOPNIA
16 . ZBIORNIK PALIWA II STOPNIA
17 . ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
18 . PRZEWÓD NADCIŚNIENIA ZBIORNIKA UTLENIACZA
19 . BLOKI SYSTEMU KIEROWANIA
20 . ŁADUNKI BOJOWE / 4 szt /
21 . ZAMKI OSŁONY AERODYNAMICZNEJ PRZEDZ. BOJ.

Rys .172 . Ogólna budowa rakiety MR-UR-100



Rys . **173** . Pokrywa silosu wyrzutni rakiety MR-UR-100

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU MR-UR-100		
OZNACZENIE KOMPLEKSU	15A15	15A16
OZNACZENIE WOJSKOWE	MR-UR-100	MR-UR-100U
OZNACZENIE UMOWNE	RS-16A	RS-16B
OZNACZENIE AMERYKAŃSKIE	SS-17 Mod. 1	SS-17 Mod.3
OZNACZENIE NATO	SPANKER	SPANKER
DŁUGOŚĆ RAKIETY (m)	22,5	23,9
LICZBA STOPNI	2	2
ŚREDNICA I STOPNIA (m)	2,25	2,25
ŚREDNICA II STOPNIA (m)	2,10	2,10
MASA STARTOWA (tony)	71,1	72,0
RODZAJ ŁADUNKU BOJOWEGO	WIELOGŁOWICOWA	WIELOGŁOWICOWA
ILOŚĆ GŁOWIC I MOC (Kt)	4x400	4x750
ZASIĘG LOTU (km)	10000	10000
ŚREDNI BŁĄD TRAFIENIA (m)	470	350
RODZAJ KIEROWANIA	BEZWŁADNOŚCIOWY	BEZWŁADNOŚCIOWY
RODZAJ WYRZUTNI	PODZIEMNA (SILOS)	PODZIEMNA (SILOS)
ROK WPROWADZENIA DO UZBROJENIA	1975	1980
ZDJĘCIE Z UZBROJENIA	1954	1994
GŁÓWNY KOSTRUKTOR/BIURO	W.F. UTKIN K.B. JUŻNOJE	W.F. UTKIN K.B. JUŻNOJE

MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY 15A14 R-36M (SS-18 SATAN)

Równolegle z pracami nad powstaniem pocisku MR-UR-100, w Dniepropietrowsku rozwijano nową ciężka rakietę o oznaczeniu R-36M. Prace prowadzono w oparciu o wcześniejszy projekt pocisku R-36, który poddano daleko idącej modernizacji. Pierwsza próba w locie nowej rakiety miała miejsce 21 lutego 1973 r. na poligonie Tiuratam. Według ocen amerykańskich do końca 1974 r. wykonano 35 próbnych startów. Złożoność problemów, które należało rozwiązać podczas dopracowania całego kompleksu spowodowała, że próby przeciągały się i ostatecznie trwały około dwa i pół roku. Nowy kompleks rakietowy z pociskiem RS-20A (oznaczenie używane podczas negocjacji układów rozbrojeniowych) osiągnął gotowość bojową 30 grudnia 1975 r. W ramach prowadzonych prac opracowano dwie wersje głowicowej części pocisku: jednoładunkową o mocy 24 Mt oraz z ośmioma głowicami indywidualnie naprowadzanymi o mocy po 0,5 Mt. Próba rakiety R-36M, wyposażonej w wieloczłonową głowice MIRV, przeprowadzona w sierpniu 1973 r. była pierwszym tego rodzaju eksperymentem w Związku Radzieckim. Pociski RS-20A wyposażone w głowice MIRV zaczęto rozmieszczać na stanowiskach bojowych w 1976 r. Dla pierwszych dwudziestu pocisków wybudowano nowe wyjątkowo odporne wyrzutnie – silosy. Następne montowano w zmodernizowanych i wzmocnionych silosach uprzednio wykorzystywanych dla rakiet R-36. Przebudowa wyrzutni po pociskach R-36 była elementem ogromnego programu modernizacji podziemnych wyrzutni – silosów realizację którego rozpoczęto na początku lat 70. Ogółem przebudowano i jednocześnie znacznie wzmocniono 818 wyrzutni. Według ocen amerykańskich większość z nich może wytrzymać ciśnienie do 40 MPa.

Pocisk R-36M konstrukcyjnie składał się z dwu stopni oraz jednoładunkowej części głowicowej lub stopnia bojowego z osmioma głowicami indywidualnie naprowadzanymi. Zespół napędowy pierwszego stopnia tworzyły 4 autonomiczne jednokomorowe silniki posiadające obrotowe dysze. Drugi stopień był napędzany jednokomorowym silnikiem marszowym oraz czterokomorowym silnikiem sterującym.

W celu skrócenia długości rakiety zbiorniki paliwa drugiego stopnia posiadają wspólne dno, a zespół napędowy jest częściowo umieszczony wewnątrz zbiornika substancji palnej, który posiada kształt pierścieniowy. Wszystkie silniki pracowały na ciekłych komponentach paliwa: czterotlenku azotu i niesymetrycznej dwumetuylohydrazynie.

Rozdzielenie marszowych i oddzielenie bojowego stopnia następowało metodą gazodynamiczną drogą otwarcia specjalnych dysz i wypływu gazu naprężającego zbiorniki paliwa.

Bezwładnościowy układ sterowania współpracujący z komputerem pokładowym zapewniał dokładność trafienia 430 m. Rakieta była wyposażona w kompleks środków ułatwiających przenikanie obrony przeciwrakietowej.

Pociski były przechowywane w pojemnikach transportowo – startowych umieszczanych w wyrzutniach – silosach, z których były odpalane metoda „zimnego startu". Przygotowanie do startu i odpalenie pocisku przebiegało automatycznie po otrzymaniu sygnału z punktu dowodzenia.

Pociski RS-20A znajdowały się w gotowości bojowej do końca 1982 r., kiedy zastąpiono je rakietami nowej wersji RS-20B. W szczytowym okresie używania, w latach 1976-79, na uzbrojeniu znajdowało się 36 pocisków R-36M w wersjach jedno i ośmiogłowicowej.

W końcu lat 70 do uzbrojenia zaczęto wprowadzać nową wersję rakiety posiadającą oznaczenie R-36MUTTCh (15A18; RS-20B). W porównaniu z poprzedniczką posiada ona unowocześniony i bardziej precyzyjny system kierowania, zmodyfikowany stopień bojowy oraz nowe środki ułatwiające przenikanie obrony przeciwrakietowej. W pierwszej kolejności gotowość bojową osiągnęły rakiety jednogłowicowe. Dzięki zastosowaniu lżejszej głowicy o mocy 20 Mt ich zasięg wynosił około 16000 km. W 1979 r. gotowość bojową osiągnęły rakiety wyposażone w system wielogłowicowy. Wzrost możliwości energetycznych zespołów napędowych pozwolił na zwiększenie do dziesięciu liczby głowic bojowych. Dokładność trafienia wzrosła do 250 m. Zwiększenie możliwości energetycznych zespołu napędowego bloku bojowego pozwoliło na „rozprowadzanie" głowic na większym obszarze.

Ocenia się, że pociski RS-20B w wariancie jednogłowicowym były użytkowane w latach 1977-1982. Największa ich ilość 162 szt. pełniła gotowość bojową w 1980 r. W kolejnych latach zastąpiono je wersją wielogłowicową. Od 1983 r. na uzbrojeniu znajdowało się 308 pocisków RS-20B w wersji MIRV. Stanowiły one ogromną siłę bojową. Według ocen amerykańskich 200 pocisków po-

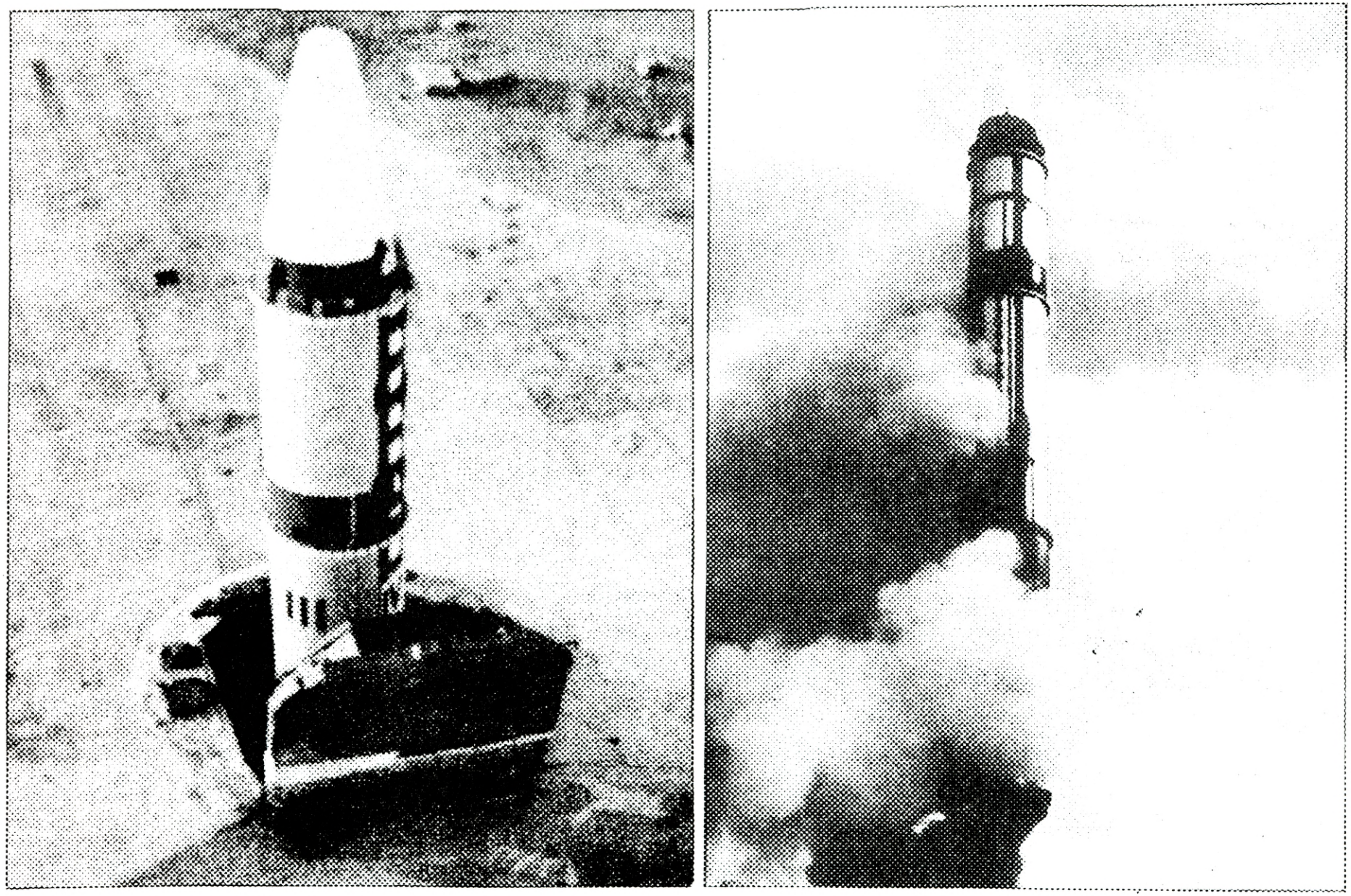
siadających 2000 głowic bojowych o mocy po 0,5 Mt i dokładności trafienia 250 m było przeznaczonych do ataku tysiąca wyrzutni rakiet Minuteman. Pozostałe 108 pocisków z 1080 ładunkami bojowymi było wycelowanych w inne ważne obiekty w USA takie jak: bazy lotnicze i morskie, centra dowodzenia i łączności itp.

W 1986 r. rozpoczęto próby w locie kolejnej modyfikacji oznaczonej R-36M2 (15A18M, RS-20W) (SS-18 Mod.5). Pierwsze starty nie były udane. Podczas próby 2 kwietnia 1986 r. pocisk eksplodował wkrótce po opuszczeniu wyrzutni, w sierpniu podczas kolejnej próby uległ zniszczeniu w chwili oddzielania pierwszego stopnia. Pierwszy udany lot miał miejsce w grudniu 1986 r. Próby wykonywano na poligonie Tiuratam.

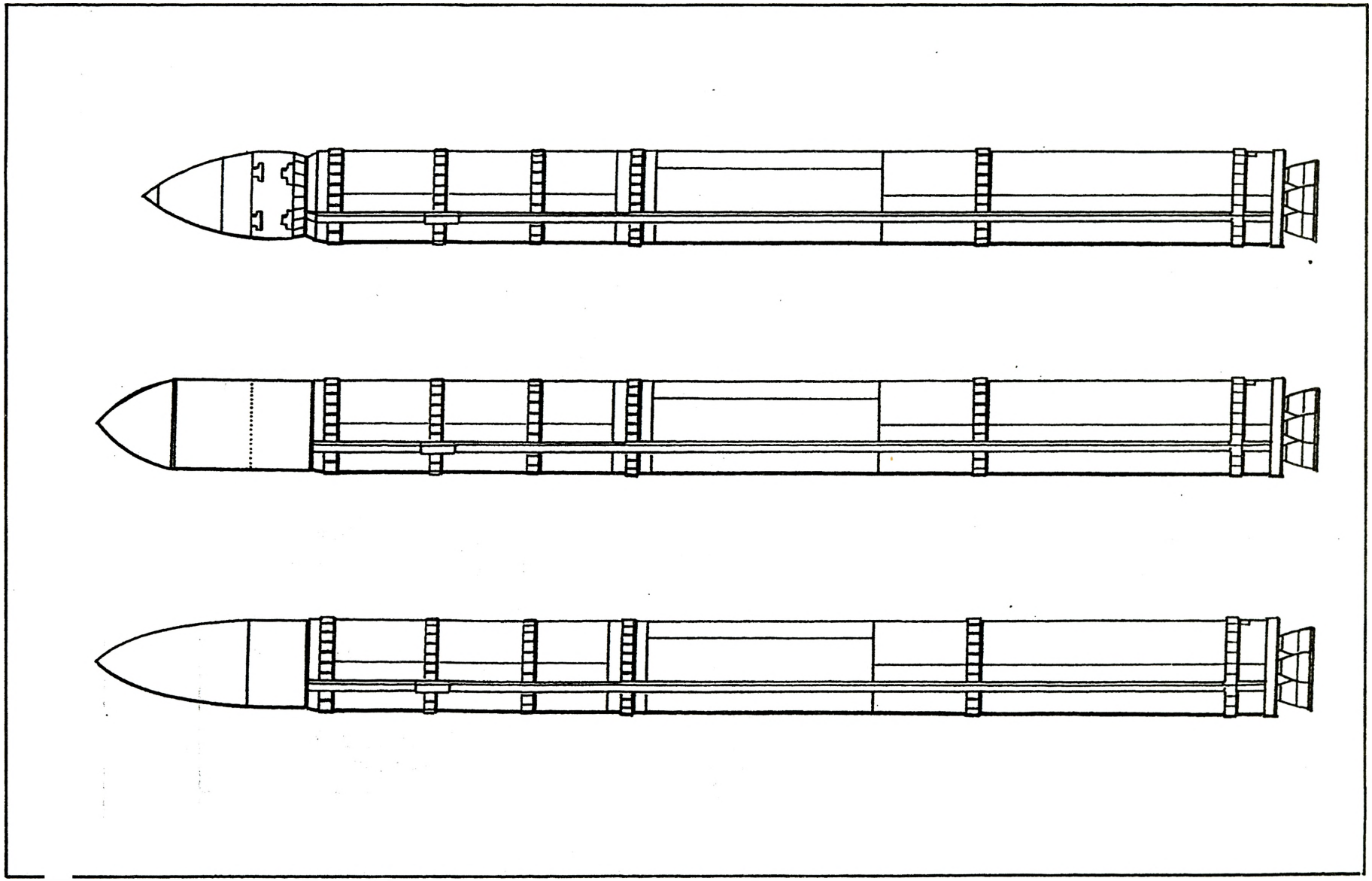
Pod koniec lat 80 pociski tej wersji zaczęto wprowadzać do uzbrojenia zastępując wcześniejszą odmianę. W nowej rakiecie zwiększono dokładność trafienia a każdą z 10 głowic bojowych posiadała ładunek o mocy 0,75 Mt.

Według ocen amerykańskich na przełomie lat80 i 90 rozwijano także jednogłowicowy wariant pocisku RS-20W wyposażony w ładunek bojowy o mocy około 20 Mt.

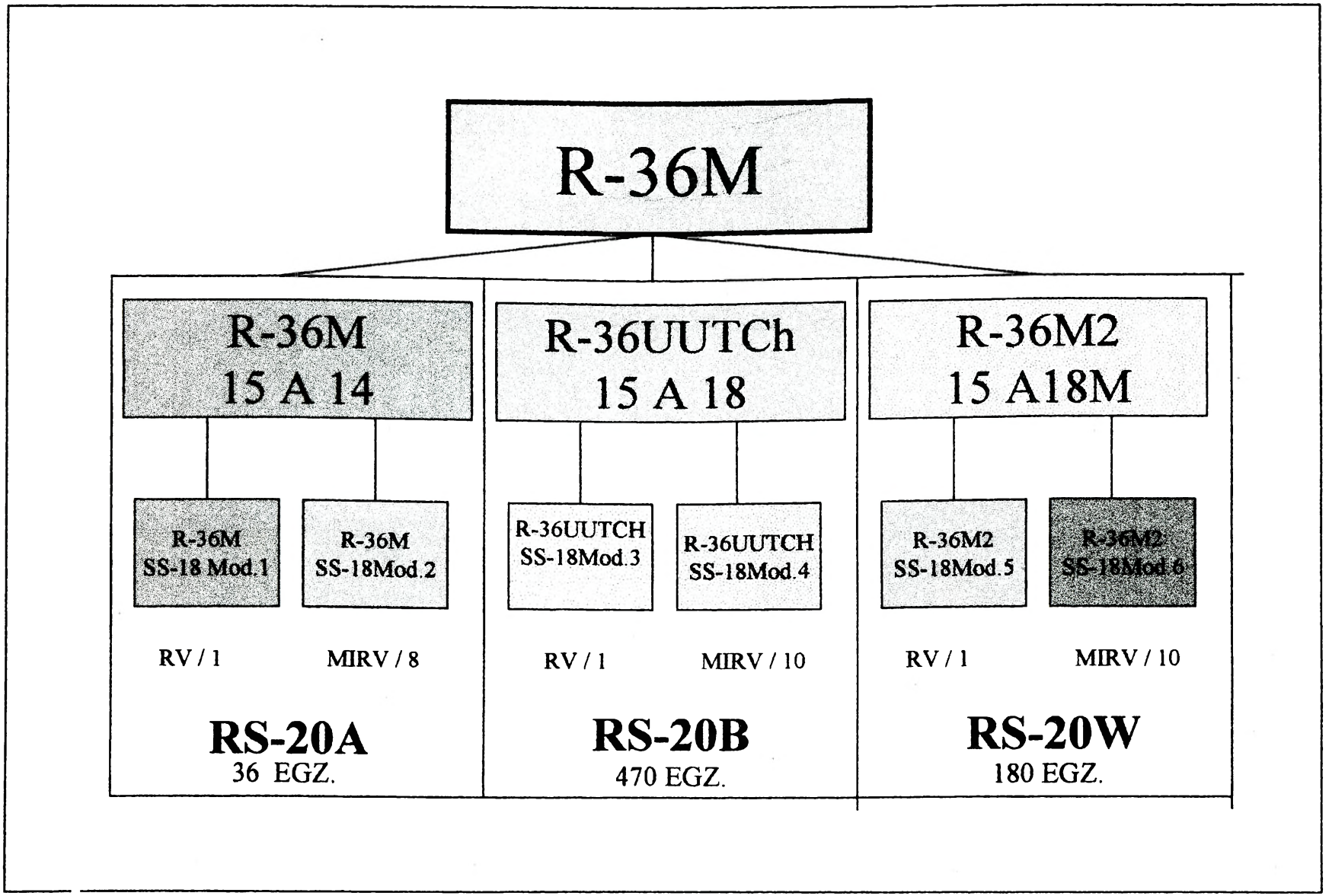
W połowie 1991 r. w gotowości bojowej znajdowało się 308 pocisków RS-20B i W rozmieszczonych na terenie Rosji (204 szt.) i Kazachstanu (104 szt.). Po rozpadzie ZSRR w wyniku prowadzonych negocjacji w terminie do 11.09.1996 r. wszystkie pociski znajdujące się w Kazachstanie zostały przewiezione do Rosji, gdzie uległy likwidacji. W lipcu `997 r. w gotowości do użycia znajdowało się 180 rakiet rozmieszczonych w czterech bazach Użur (52), Alejsk (30), Kartały (46) i Dombarowskij (52). Przy pełnym wykonaniu postanowień Układu o redukcji strategicznych broni ofensywnych (START) podpisanego z USA 31.07.1991 r. i ratyfikowanego przez parlament rosyjski 4.11.1992 r. Rosja będzie posiadała 154 pociski.



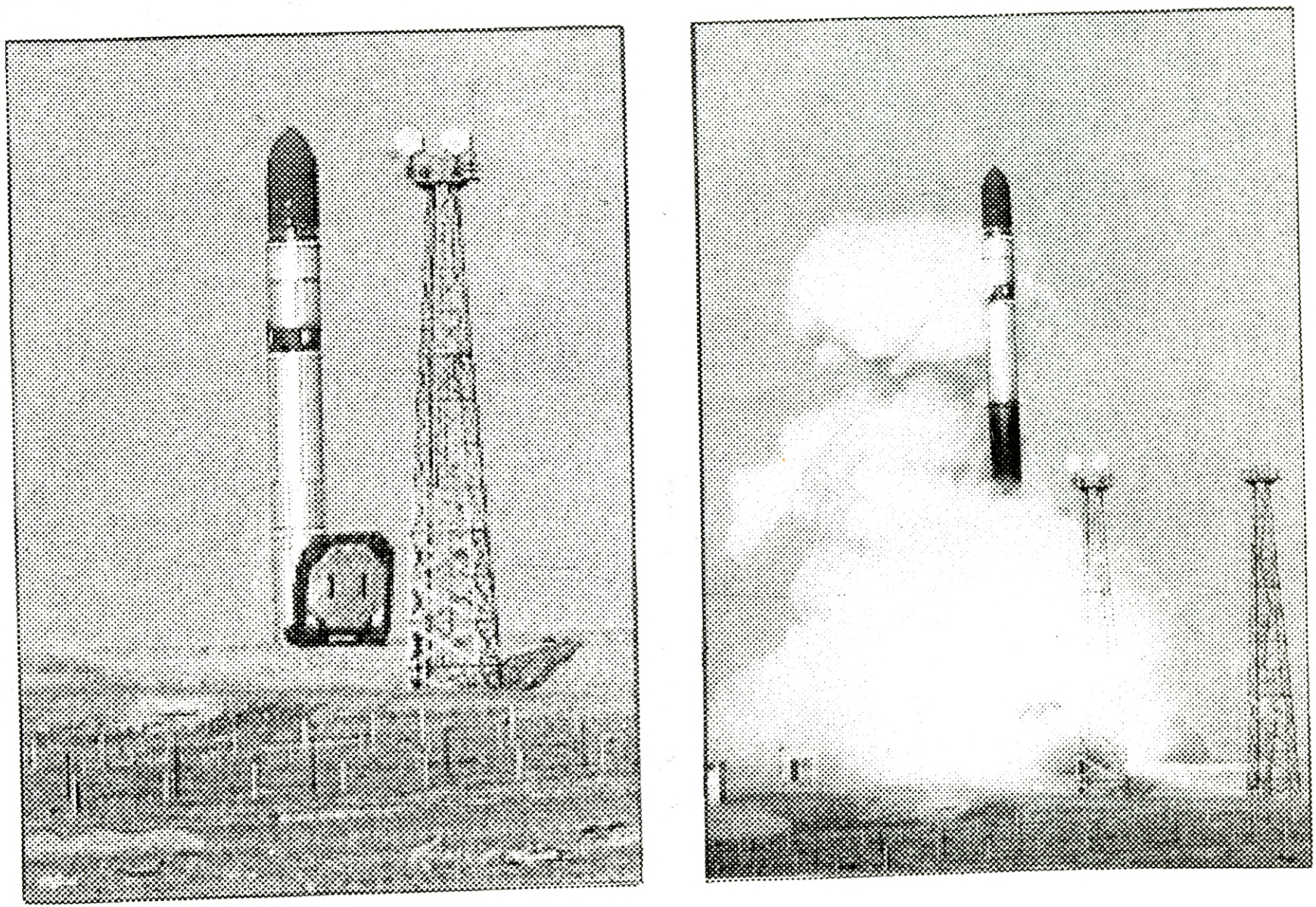
Rys .174 . Fragmenty startu rakiety RS-20A / R-36M. /



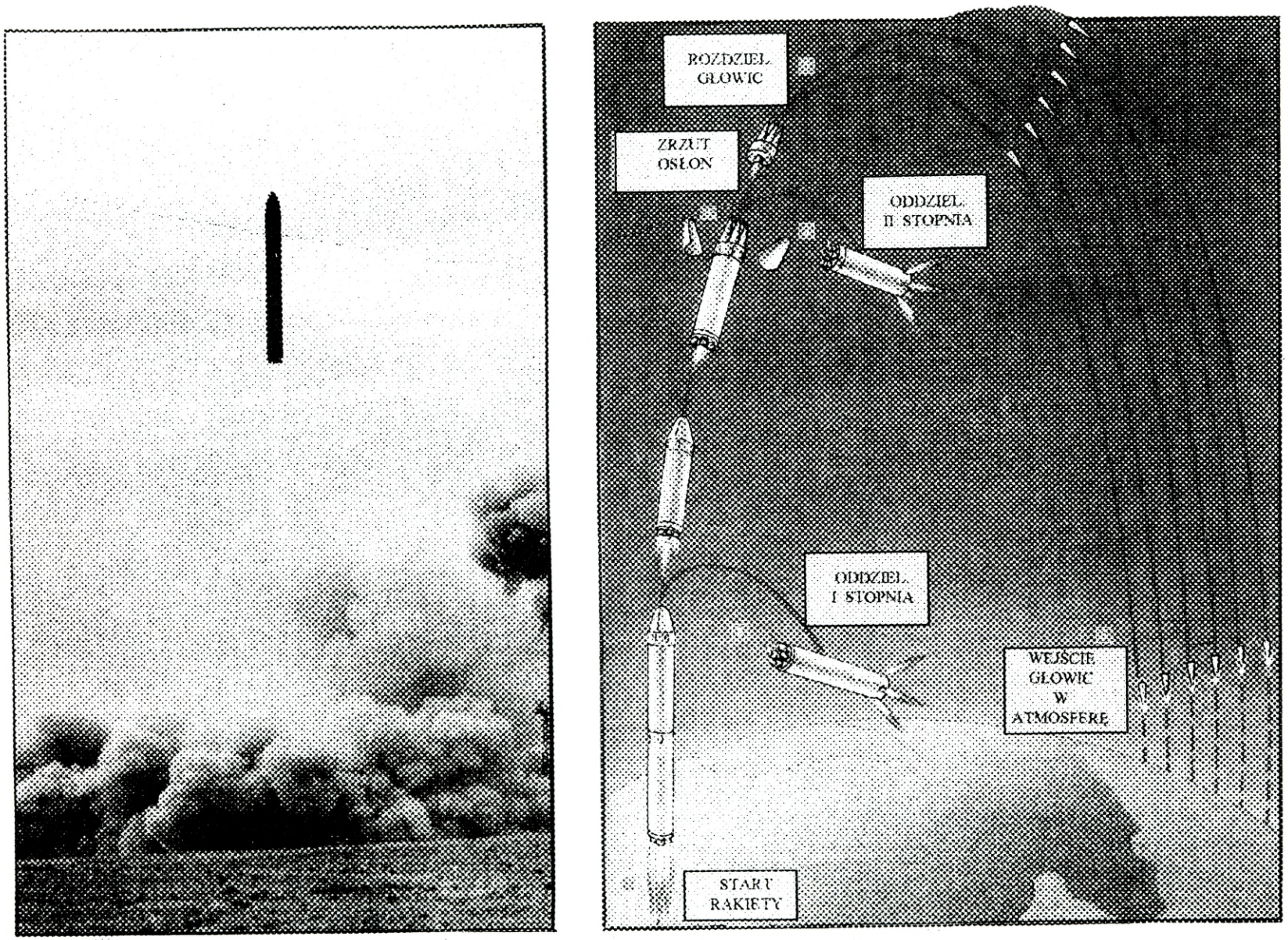
Rys . 175 . Rakiety z serii RS-20 , od góry RS-20A, RS-20B i RS-20W



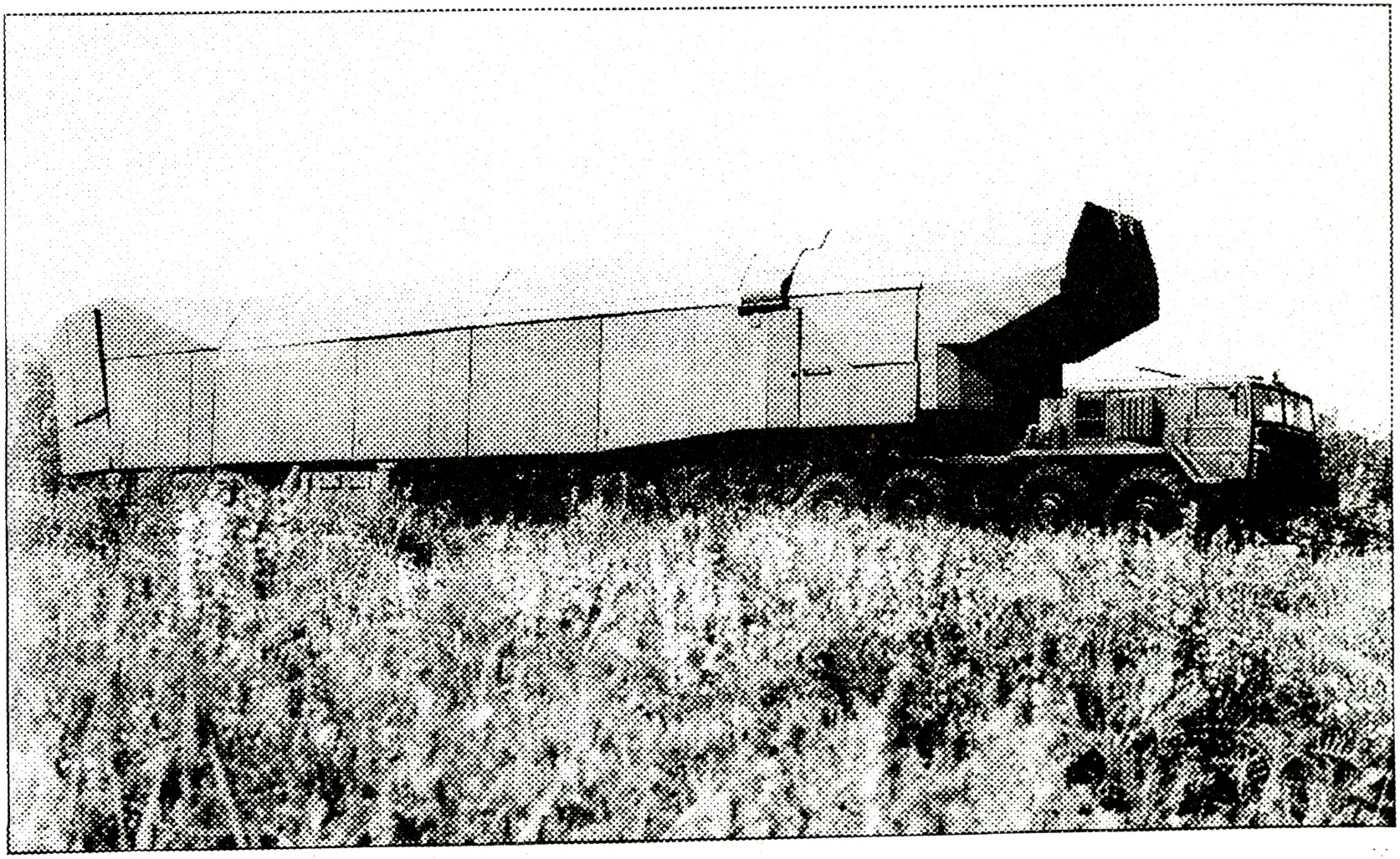
Rys. 176 . Wersje rozwojowe rakiet serii R-36M



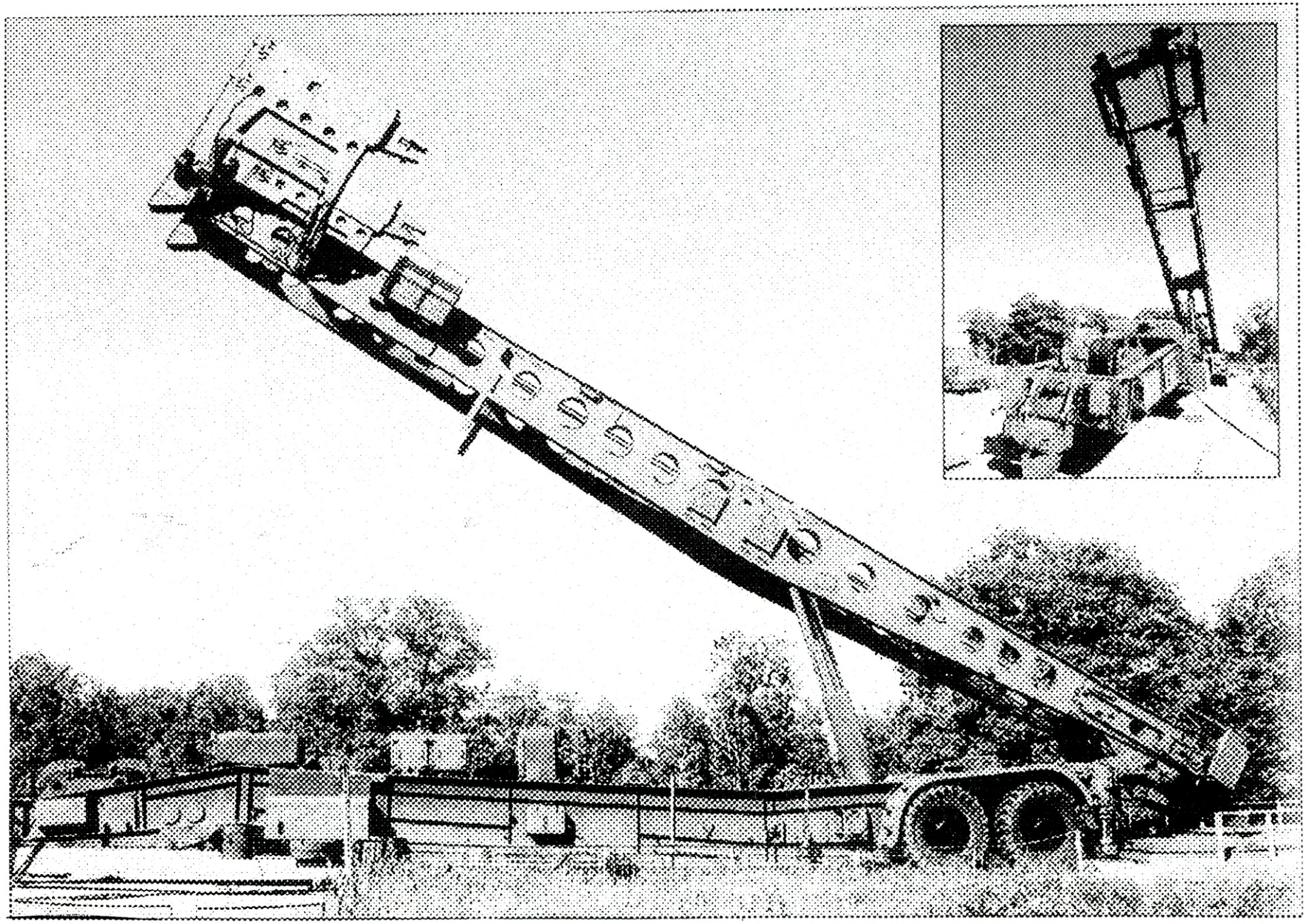
Rys .177 . Poszczególne fazy startu rakiety RS-20B



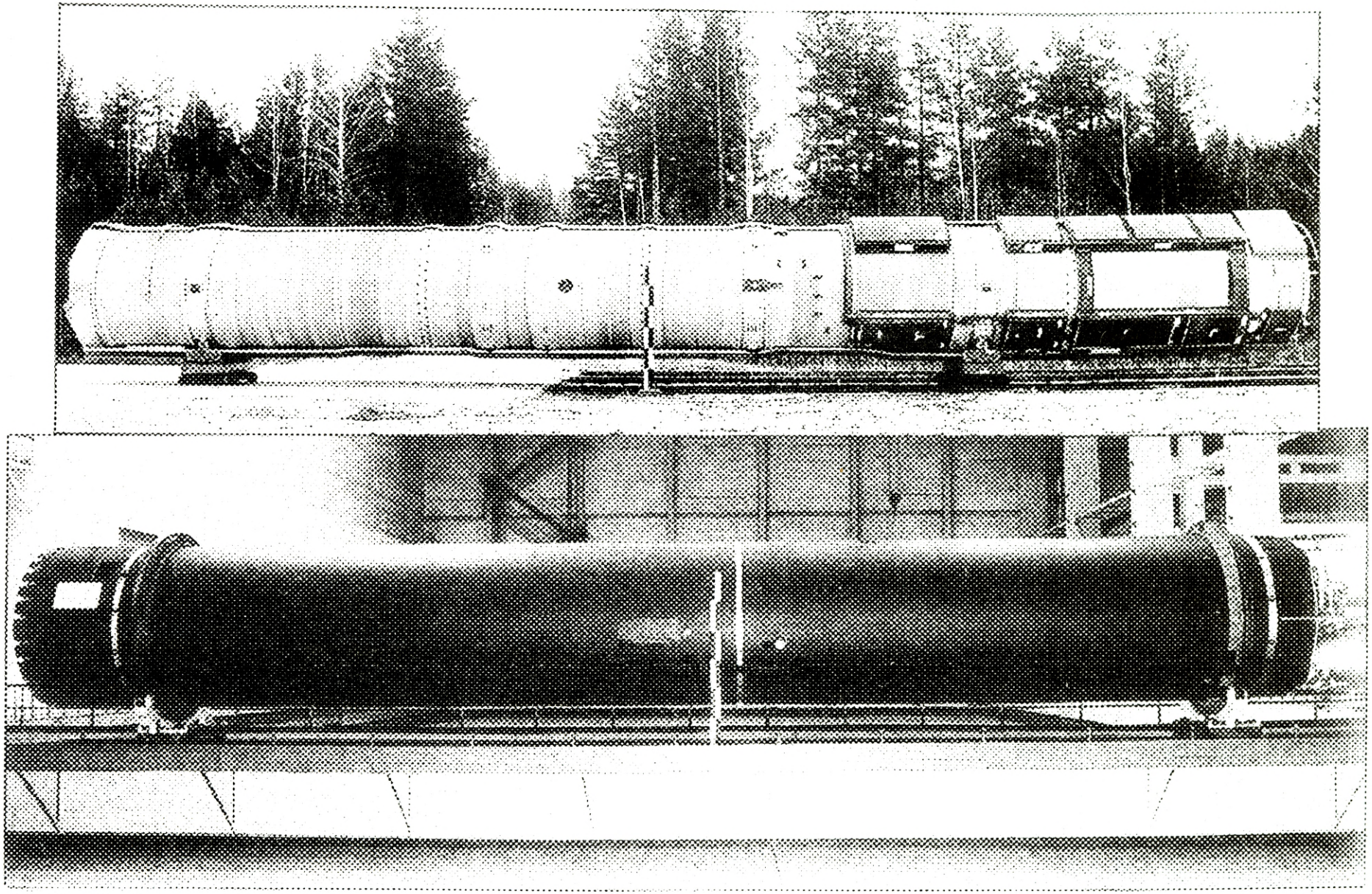
Rys .178 . Moment startu oraz poszczególne fazy lotu rakiety RS-20W



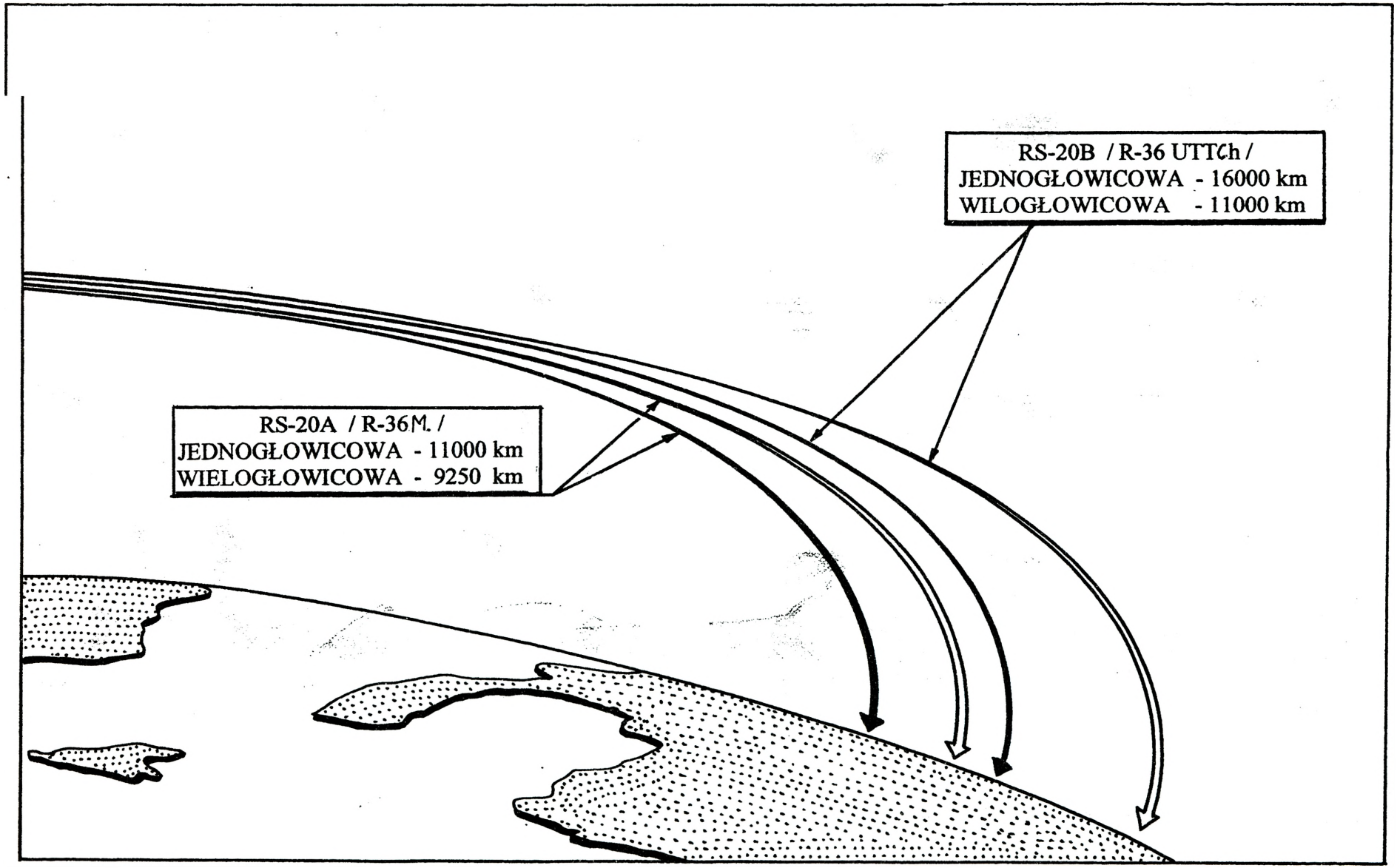
Rys . 179 . Pojazd specjalny TUAP-2 do transportu i ustawiania rakiety w wyrzutni



Rys .180 . Pojazd ustawiająco- ładujący rakietę do wyrzutni-silosu



Rys . 181 . Pojemniki transportowo- startowe rakiet RS-20A i RS-20W



Rys . 182 . Zasięgi maksymalne rakiet RS-20A i RS-20B

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU						
OZNACZENIE KOMPLEKSU	15A14		15A18			15A18M
OZNACZENIE WOJSKOWE	R-36M		R-36 MUTTCH			R-36 M2
OZNACZENIE UMOWNE	RS-20A					RS-20W
OZNACZENIE USA	SS-18 Mod.1	SS-18 Mod.2	SS-18 Mod.3	SS-18 Mod.4	SS-18 Mod.5	SS-18 Mod.6
OZNACZENIE NATO	SATAN	SATAN	SATAN	SATAN	SATAN	SATAN
DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA (m)	33,6		34,3			34,3
ŚREDNICA MAKSYMALNA (m)	3,0		3,0			3,0
MASA STARTOWA (t)	215		217			-
MASA GŁOWICY (t)	7,2		8,8			
LICZBA STOPNI RAKIETY	2	2	2	2	2	2
ZASIĘG MAKSYMALNY (km)	10500	9250	16000	11000		
RODZAJ GŁOWICY	RV**	MIRV*	RV	MIRV	MIRV	RV
ILOŚĆ ŁADUNKÓW (MOC) (Mt)	1/24	8/0,5	1/20	10/0,5	10/0,75	1/20
BŁĄD TRAFIENIA (m)	430	430		250		
RODZAJ KIEROWANIA	Bezwładn.	Bezwładn.	Bezwładn.	Bezwładn.	Bezwładn.	Bezwładn.
RODZAJ WYRZUTNI	Podziemna	Podziemna	Podziemna	Podziemna	Podziemna	Podziemna
ROK WPROWADZ. DO UZBR.	1975	1076	1977	1979		
ROK ZDJĘCIA Z UZBROJENIA	1982		1982			
GŁÓWNY KONSTR./BIURO	W. UTKIN	W. UTKIN	W. UTKIN	W. UTKIN	W. UTKIN	W. UTKIN

*/ MIRV – głowica wieloładunkowa

**/ RV – głowica jednoładunkowa

MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY 15A30 UR-100N (SS-19 STILETTO)

Trzecią rakietą czwartej generacji wprowadzoną do wyposażenia w połowie lat 70 była UR-100N opracowana w OKB-52 W.N. Czełomieja. Podobnie jak MR-UR-100 tak i UR-100N przeznaczona była do zastąpienia pocisków UR-100 (SS-11). Pierwszą próbę w locie, nowego pocisku, przeprowadzono 3 kwietnia 1973 r. na poligonie Tiuratam. Według ocen amerykańskich do końca 1974 r. odbyło się 27 doświadczalnych startów. Przyjęcie pocisku do wyposażenia Wojsk Rakietowych Strategicznego Przeznaczenia nastąpiło w grudniu 1975 r.

Pocisk składa się z dwu stopni marszowych, przedziałów łączących oraz stopnia bojowego z rozdzielającą się częścią głowicową. Zbiorniki paliwa integralne i spawane na obu stopniach posiadają wspólne dno. Zespół napędowy pierwszego stopnia tworzą cztery silniki jednokomorowe, pracujące w układzie zamkniętym, wyposażone w obrotowe dysze. Drugi stopień jest wyposażony w jednokomorowy silnik marszowy oraz czterokomorowy silnik sterujący z ruchomymi komorami spalania. Wszystkie silniki są zasilane czterotlenkiem azotu i niesymetryczną dwumetylohydrazyną.

Bezwładnościowy układ kierowania współpracuje z komputerem pokładowym i zapewnia poszczególnym głowicom dokładność trafienia 350 m. Wspólnie z naziemnym systemem komputerowym zapewnia odległościowe kontrolowanie parametrów systemów pokładowych, przedstartowe przygotowanie, odległościowe przecelowanie oraz odpalenie rakiety. Rozdzielająca się część bojowa pocisku posiada 6 głowic indywidualnie naprowadzanych z ładunkami bojowymi o mocy po 0,2 Mt, mogącymi razić wysokoodporne i ochraniane systemami przeciwrakietowymi punktowe cele.

Do transportu, przechowywania i odpalania rakiety służy pojemnik, który jest umieszczony w specjalnie opracowanych dla tego typu rakiet wyrzutni – silosów. Instalacja paliwowa pocisku i konstrukcja pojemnika umożliwiają przeprowadzanie operacji roztankowania i napełniania rakiety komponentami paliwa i sprężonymi gazami. Start rakiety następuje bezpośrednio z pojemnika metoda gorącego startu, tj. z wykorzystaniem silników marszowych pierwszego stopnia. Oddzielenie marszowych i bojowego stop-

nia następuje przy pomocy wybuchowych pirosworzni i hamowania oddzielanych stopni przy pomocy prochowych silników rakietowych.

Pierwszą rakietą wyposażona w system MIRV, wypróbowaną w Związku Radzieckim, była R-36M, tym niemniej pocisk UR-100N wyposażony w sześć głowic indywidualnie naprowadzanych był wprowadzony do uzbrojenia jako pierwszy. Pocisk w tej wersji znajdowały się w gotowości bojowej w latach 1975-82. W szczytowym okresie ich używania w latach 1979-81 w WRSP było 180 pocisków. W drugiej połowie lat 70 w wyposażeniu znajdowało się także około 60 pocisków w odmianie wyposażonej w pojedynczą głowicę bojową o mocy 5 Mt.

Rakietowy kompleks balistyczny z międzykontynentalnym pociskiem UR-100N był znacznym krokiem naprzód w rozwoju techniki rakietowej. Jednak jak pokazał proces eksploatacji nie był on pozbawiony pewnych niedostatków. Podczas przeprowadzania szkolno – treningowych odpaleń z pozycji bojowych ujawniały się defekty zespołu napędowego jednego ze stopni. Sprawa stała się głośna. Ze stanowiska zdjęto pierwszego zastępcę głównodowodzącego WRSP gen. płk. M.G. Grigoriewa, który w czasie badań państwowych pocisku był przewodniczącym komisji, która nadzorowała próby i rekomendowała pocisk do przyjęcia na uzbrojenie.

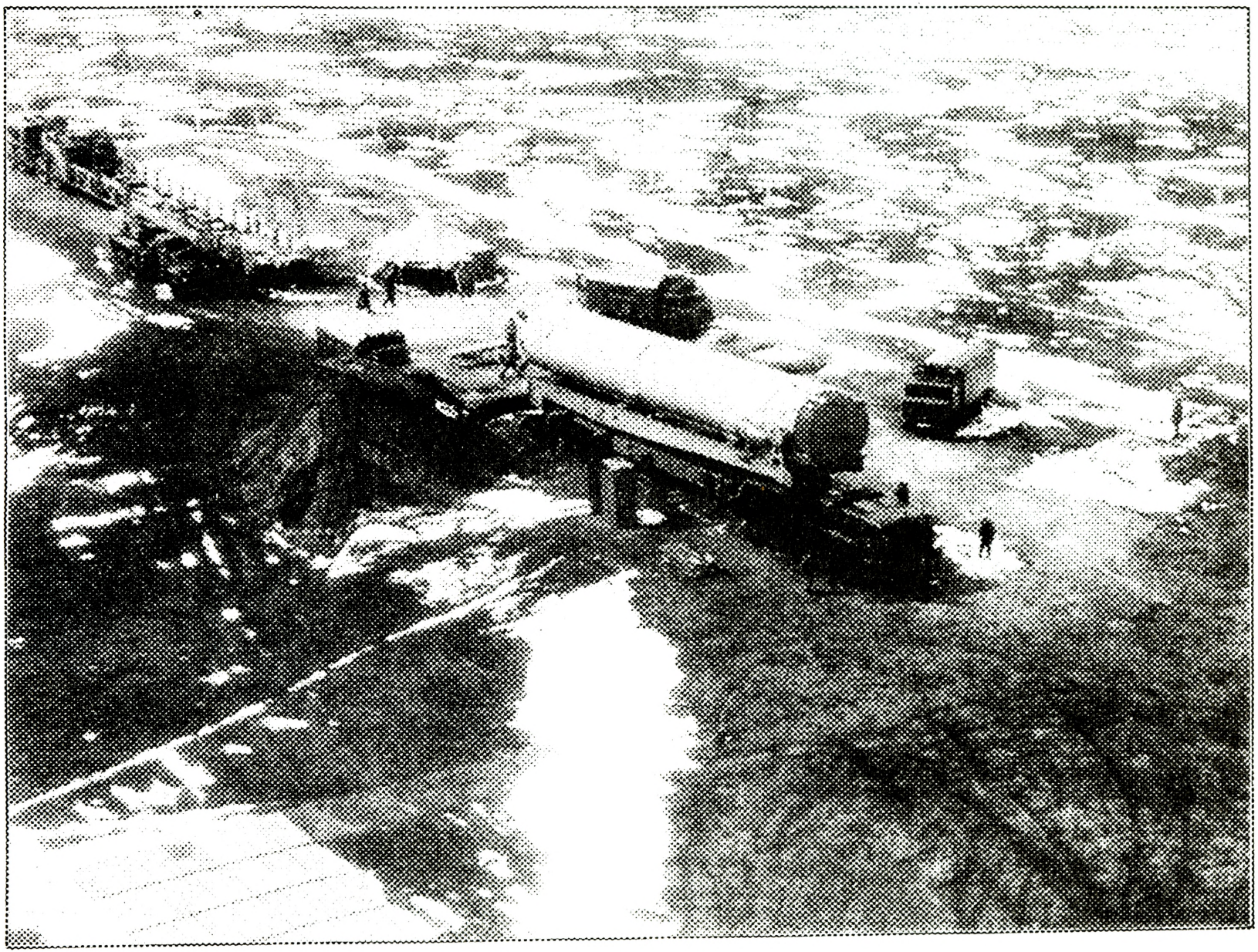
Techniczne niedostatki przyśpieszyły prace prowadzone nad nową wersją pocisku oznaczoną UR-100NU. Próby w locie rozpoczęto 26 października 1977 r. W listopadzie 1979 r. nowy kompleks przyjęto do uzbrojenia dla zamiany poprzednika.

Nowa wersja posiadała ulepszony zespół napędowy oraz system kierowania, a także nową platformę do rozprowadzania głowic bojowych. Zasięg rakiety zwiększył się do 10000 km, moc ładunków bojowych wzrosła do 0,5 Mt, a dokładność trafienia osiągnęła wartość 300 m.

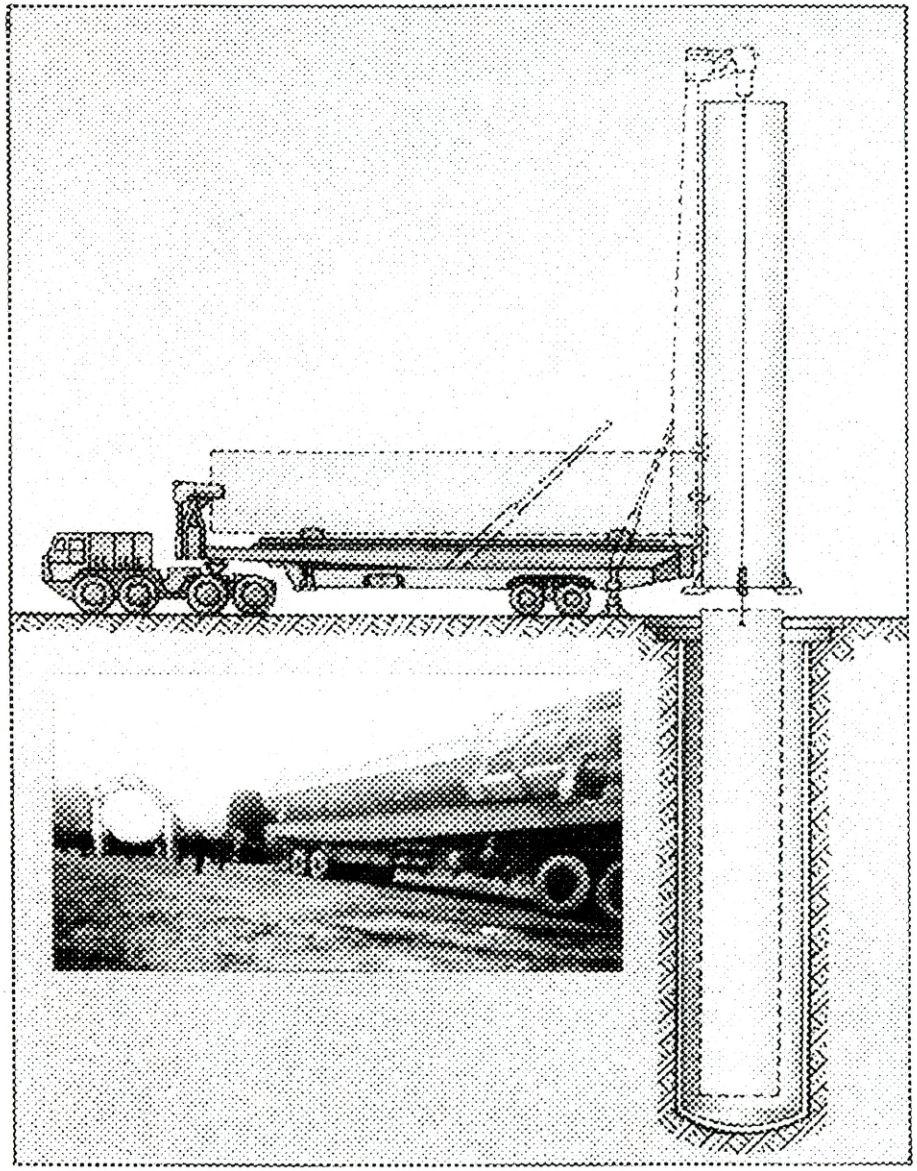
Znacznym dopracowaniom poddano punkty dowodzenia kompleksem. Wiele systemów wymieniono na nowe. Zwiększono stopień odporności wyrzutni. Większość z nich wytrzymywała ciśnienie do 40 MPa. Znacznie uproszczono eksploatacje całegho kompleksu.

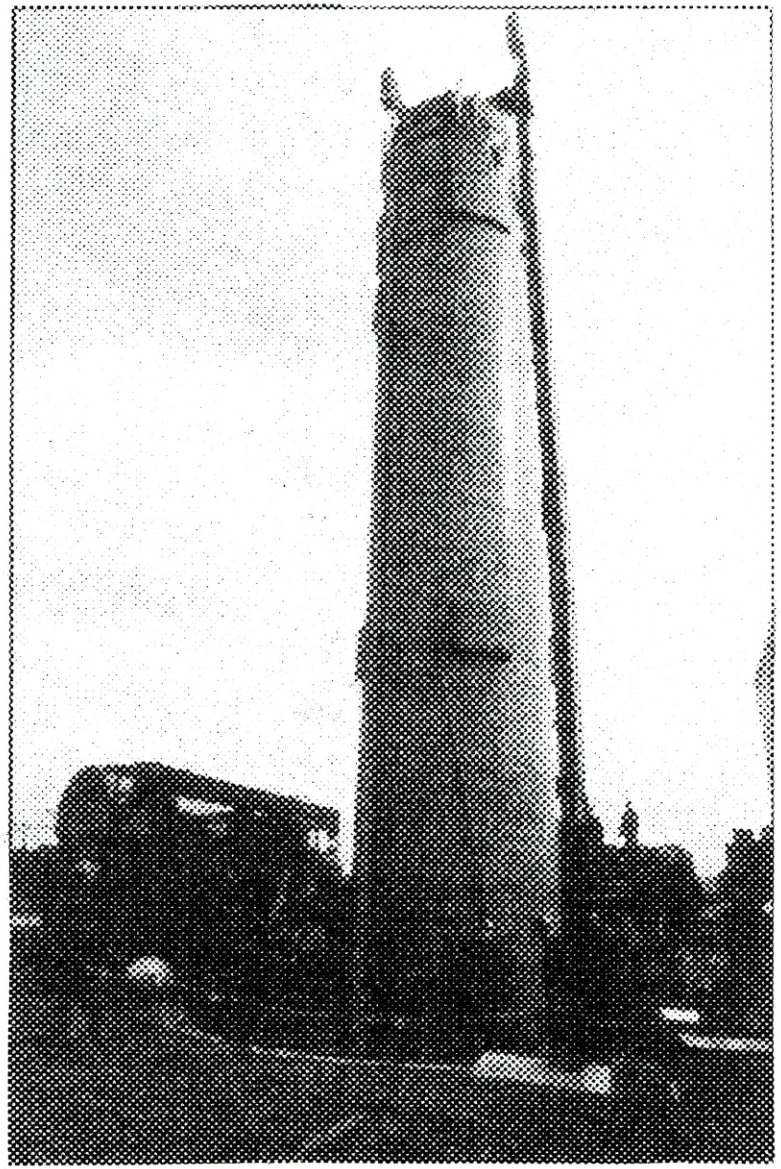
Nową wersję pocisku wprowadzono w szybkim tempie. W latach 1980-82 gotowość bojową osiągnęło 240 pocisków, którymi zastąpiono wcześniejsze odmiany. W szczytowym okresie użytkowania w latach 1985-87 w pułkach bojowych znajdowało się 360

pocisków. Poczynając od 1988 r. ich ilość stopniowo zmniejszano w związku z wprowadzaniem nowych pocisków piątej generacji. W połowie 1991 r. w gotowości bojowej znajdowało się 300 pocisków w 4 bazach: w Kozielsku (60 wyrzutni) i Tatiszczewie (110) na terytorium Rosji oraz w Pierwomajsku (40) i Chielnickim (90) na Ukrainie. Po rozpadzie Związku Radzieckiego, w terminie do 31.05.1996 r., pociski rozmieszczone na Ukrainie zdemontowano i przewieziono do Rosji po czym zlikwidowano. W połowie 1997 r. w gotowości bojowej pozostawały pociski w bazach w Kozielsku i Tatiszczewie.

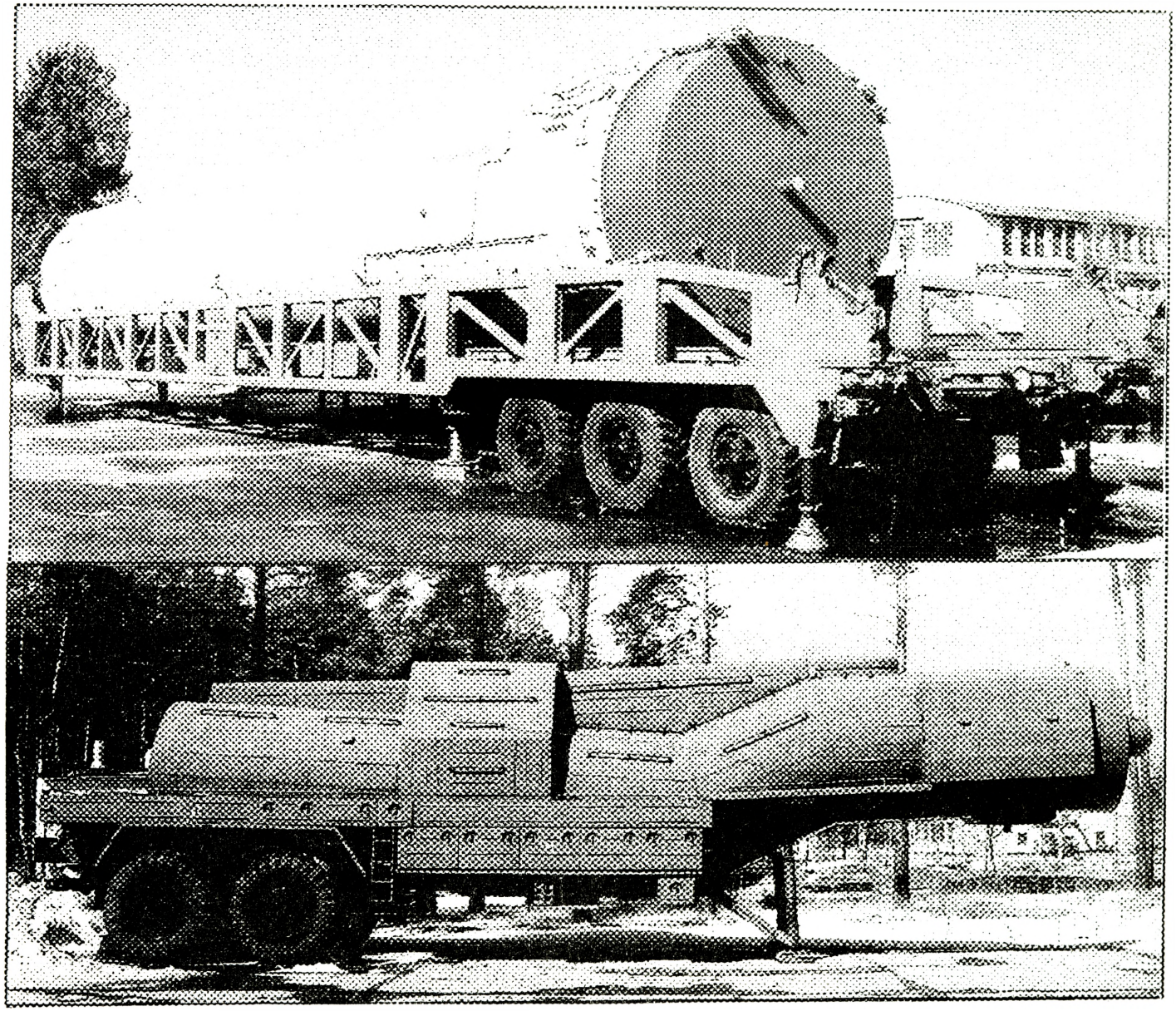


Rys . **183** . Przygotowanie rakiety UR-100N do załadunku w wyrzutnię

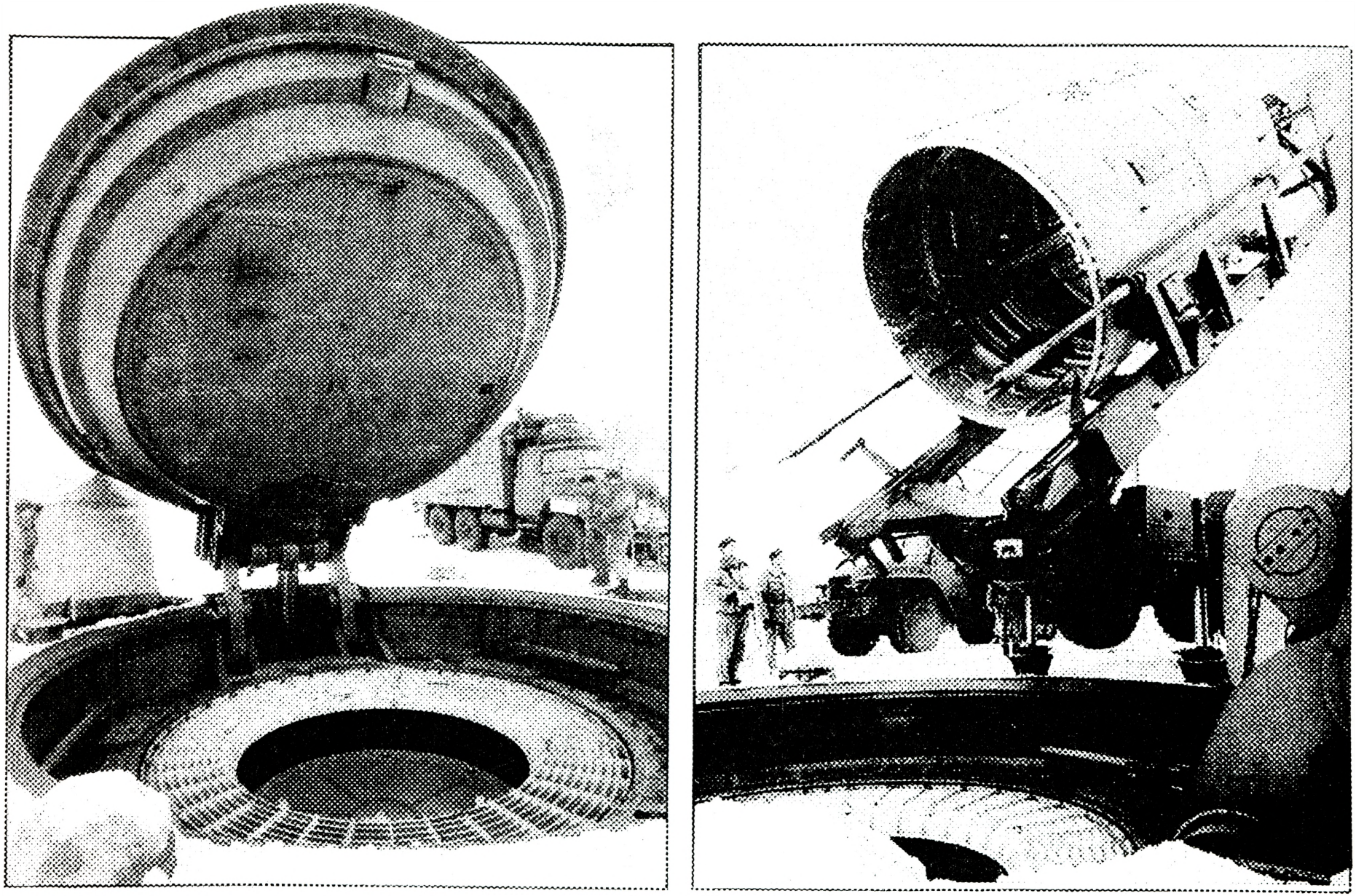




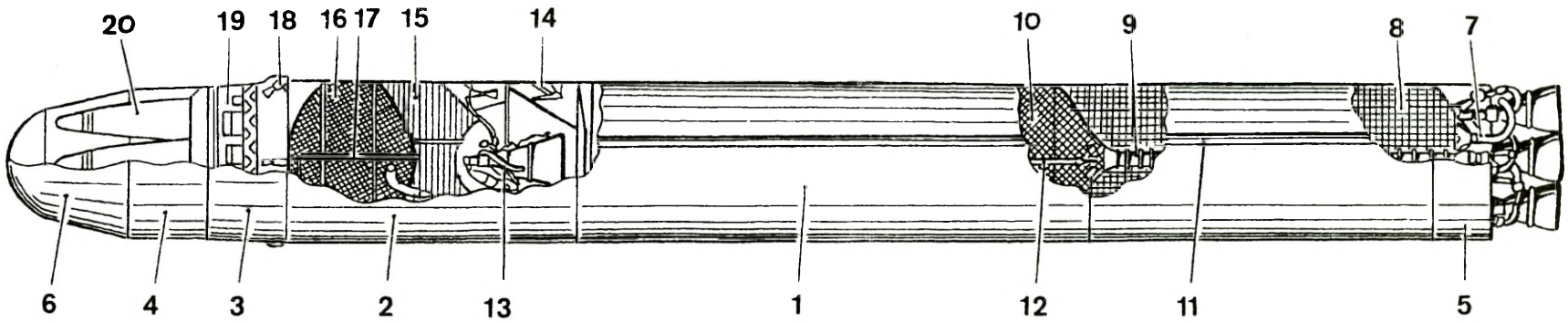
Rys . 184 . Ładowanie rakiety do wyrzutni za pomocą UTPK-1



Rys .185 . Pojazdy pomocnicze , od góry uniwersalna naczepa do transportu TPK , na dole cysterna do przewożenia komponentów paliwa



Rys . 186 . Z lewej pokrywa wyrzutni-silosu, z prawej moment
Ładowania elementów TPK za pomocą pojazdu TUAP-2



1. KORPUS I STOPNIA
2. KORPUS II STOPNIA
3. HERMETYCZNY PRZEDZIAŁ OPRZYRZĄDOWANIA
4. GŁOWICA BOJOWA
5. TYLNY PRZEDZIAŁ I STOPNIA
6. OSŁONA CZĘŚCI GŁOWICOWEJ
7. SILNIK I STOPNIA
8. ZBIORNIK PALIWA I STOPNIA
9. TURBOPRZEWÓD UTLENIACZA
10. ZBIORNIK UTLENIACZA I STOPNIA
11. POKRYWA PRZEWODÓW
12. PRZEWODY
13. SILNIK II STOPNIA
14 ELEMENTY SIŁOWE KORPUSU
15. ZBIORNIK PALIWA II STOPNIA
16. ZBIORNIK UTLENIACZA II STOPNIA
17. PRZEWODY
18. SILNIKI HAMUJĄCE
19. PRZYRZĄDY UKŁADU KIEROWANIA
20. BLOK BOJOWY

Rys. 187. Ogólna budowa rakiety UR-100N / RS-18 /

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU 15A30			
OZNACZENIE KOMPLEKSU	15A30		15A35
OZNACZENIE WOJSKOWE	UR-100N		UR-100NU
OZNACZENIE UMOWNE	RS-18		RS-18
OZNACZENIE AMERYKAŃSKIE	SS-19 Mod. 1	SS-19 Mod. 2	SS-19 Mod. 3
OZNACZENIE NATO	STILETTO	STILETTO	STILETTO
DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA (m)	24,0	24,0	24,3
ŚREDNICA RAKIETY (m)	2,5	2,5	2,5
MASA STARTOWA (t)	103	-	105,6 (103,4)
LICZBA STOPNI	2	2	2
ZASIĘG MAKSYMALNY (km)	9650	10000	10000
RODZAJ GŁOWICY BOJOWEJ	MIRV WIELOŁADUNK.	RV JEDNOŁADUNK.	MIRV WIELOŁADUNK.
ILOŚĆ ŁADUNKÓW (MOC) (Mt)	6/0,2	1/5	6/0,5
ŚREDNI BŁĄD TRAFIENIA (m)	380	-	300
RODZAJ KIEROWANIA	BEZWŁADN.	BEZWŁADN.	BEZWŁADN.
RODZAJ WYRZUTNI	PODZIEMNA	PODZIEMNA	PODZIEMNA
ROK WPROWADZENIA DO UZBROJENIA	1975	-	1979
ROK ZDJĘCIA Z UZBROJENIA	-	-	-
GŁÓWNY KONSTRUKTOR	W. N. CZEŁOMIEJ	W. N. CZEŁOMIEJ	W. N. CZEŁOMIEJ

MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY 15Ż60, 15Ż61 – RT-23 (SS-24 „SCALPEL")

Od połowy lat 70 w Biurze Konstrukcyjnym „Jużnoje" pod kierownictwem W. Utkina prowadzono prace nad powstaniem nowego uniwersalnego pocisku międzykontynentalnego przeznaczonego dla wyrzutni ruchomych oraz stacjonarnych. Rozwój pocisku prowadzono zgodnie z warunkami układu SALT-2, który dopuszczał opracowywanie jednej nowej rakiety strategicznej bazowania lądowego. Równocześnie pracowano nad dwoma wariantami pocisku przeznaczonymi do odpalania z wyrzutni mobilnych, jak i z wyrzutni – silosów. Pierwsze odpalenie pocisku miało miejsce 26 października 1982 r. na poligonie w Plesiecku. Próbna nie była udana, zawiódł silnik pierwszego stopnia. Dalsze badania i dopracowanie systemu trwało stosunkowo długo. Wariant pocisku odpalany z ruchomej wyrzutni na platformie kolejowej przyjęto do uzbrojenia w 1987 r. Wariant bazowania stacjonarnego trzy lata później.

Rozpoczęta w 1987 r. produkcja seryjna pocisków została czasowo zahamowana w maju 1988 r. na skutek wybuchu w zakładach w Pawłogradzie, gdzie produkowano ładunki napędowe. Silników rakietowych pocisku. Według danych zachodnich w wyniku eksplozji dwunasto – tonowego ładunku zginęły 3 osoby.

Obecnie operacyjnie jest rozmieszczonych 36 pocisków zgrupowanych w trzech dywizjach Bojowych Kolejowych Kompleksów Rakietowych. Dywizje składają się z czterech pułków, z których każdy stanowi jeden pociąg bojowy posiadający 3 wagony – wyrzutnie oraz wagony zabezpieczenia, ochrony i socjalno – bytowe.

Dywizje są rozlokowane w 3 bazach w rejonie stacji: Kostroma, Berszt i Krasnojarsk. Każda baza posiada 4 żelbetonowe ukrycia o długości 462 m, wysokości 10,4 m oraz szerokości 9,2 m. Służące do przechowywania pociągów. Dwa ukrycia w bazie posiadają urządzenia obsługowe. Wyrzutnie kolejowe były wyprodukowane w m. Iurga osiowe wagony z otwieranymi dachami posiadają długość 25,6 m, wysokość 5 m i szerokość 3,2 m.

Pociski przeznaczone do bazowania stacjonarnego rozmieszczone były w grupach po 10 wyrzutni dowodzonych z jednego punktu, umieszczonego w zmodyfikowanym silosie. W połowie 1991 r. w gotowości bojowej znajdowało się 56 pocisków. Dziesięć z

nich znajdowało się w rejonie Tatiszczewa, pozostałe w pobliżu Piewomajska na Ukrainie. Pociski umieszczono w zmodyfikowanych silosach, używanych wcześniej dla rakiet UR-100NU. Obecnie po wycofaniu rakietowego uzbrojenia jądrowego z Ukrainy, WRSP posiadają zaledwie dziesięć pocisków RT-23 umieszczonych w silosach.

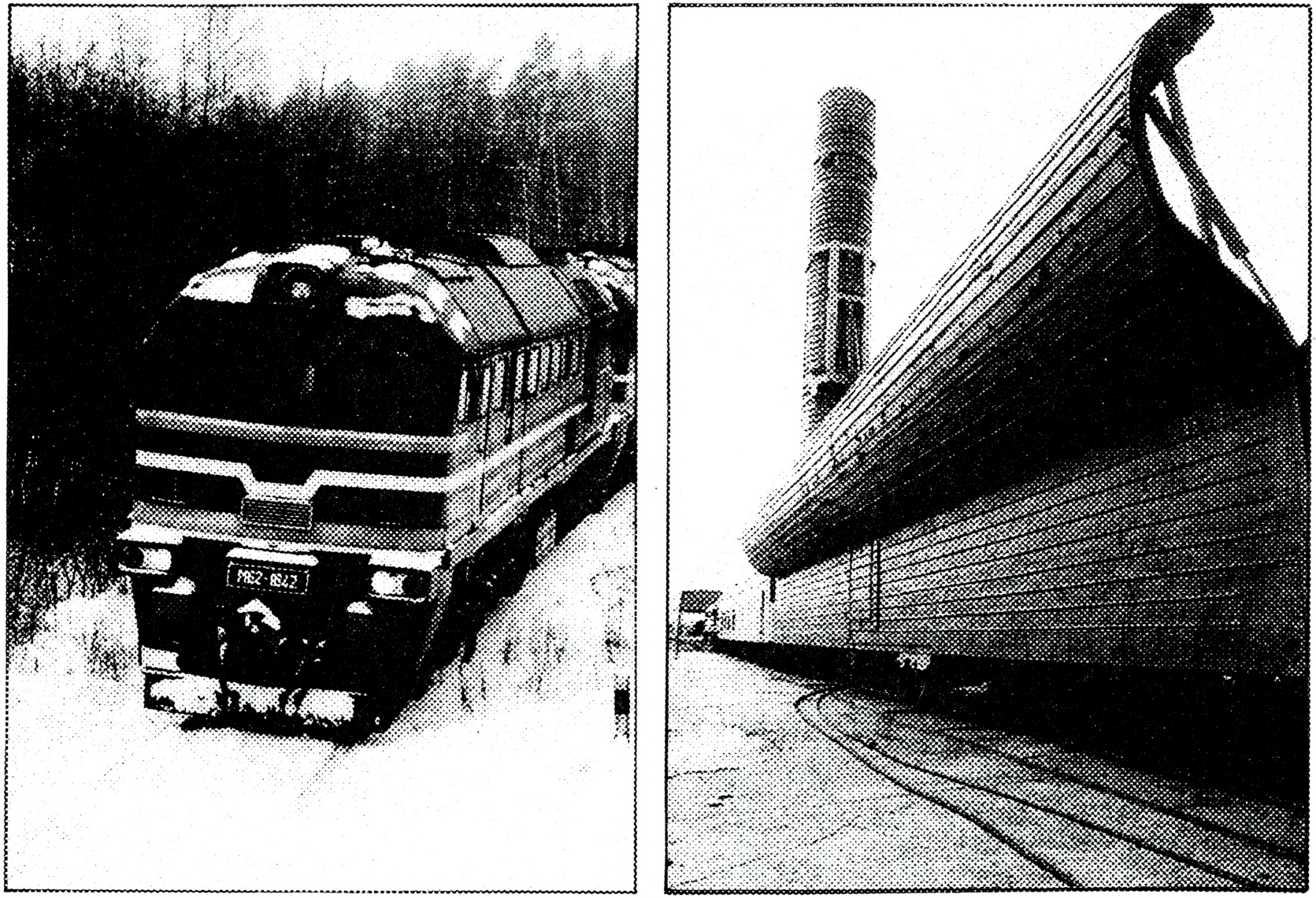
RT-23 to czterostopniowy, międzykontynentalny pocisk balistyczny piątej generacji. Pierwsze trzy stopnie pocisku są wyposażone w silniki rakietowe na paliwo stałe. Korpusy silników typu „kokon" wykonane są z materiału kompozytowego. Czwarty, bojowy stopień ma silniki rakietowe na paliwo ciekłe. Konstrukcja wszystkich stopni marszowych jest bardzo podobna. W celu skrócenia pocisku dysze silników są częściowo zagłębione w komory spalania. Ponadto dysze silników drugiego i trzeciego stopnia wysuwają się w położenie robocze dopiero po włączeniu się silnika odpowiedniego stopnia. Czwarty stopień zapewnia uzyskanie zaprogramowanej prędkości lotu i kąta ustawienia części głowicowej oraz rozwinięcie głowic w szyk bojowy. Łączna masa pocisku wynosi 104,5 tony. Może on przenieść do celu część głowicową (bojową) o masie 4,05 t. Na rozdzielającej się części głowicowej umieszczono 10 głowic bojowych z ładunkiem o mocy po 0,55 Mt. Zmodernizowane głowice osiągają celność 200 m i charakteryzują się dużą odpornością na czynniki rażące wybuchu jądrowego. Duża precyzja trafienia umożliwia atakowanie celów silnie umocnionych. Pocisk ma bezwładnościowy układ kierowania współpracujący z komputerem pokładowym. We współpracy z systemami naziemnymi zapewnia on: automatyczne przeprowadzenie przygotowania przedstartowego, przecelowanie rakiety przed startem, start rakiety oraz – już samodzielnie – sterowanie pociskiem w locie. Część głowicowa wyposażona jest w kompleks środków umożliwiających przenikanie obrony przeciwrakietowej.

Odpalanie pocisku następuje z pojemnika transportowo – startowego za pomocą prochowego generatora ciśnienia metodą „zimnego startu". Sterowanie rakietą na odcinku pracy pierwszego stopnia zapewnione jest przez obrót dyszy silnika marszowego. Na następnych odcinkach lotu dzięki odchylaniu stopnia bojowego oraz sterów aerodynamicznych umieszczonych na przednim opływie. Rozdzielenie poszczególnych stopni następuje za pomocą wydłużonych ładunków wybuchowych oraz prochowych akumulatorów ciśnienia.

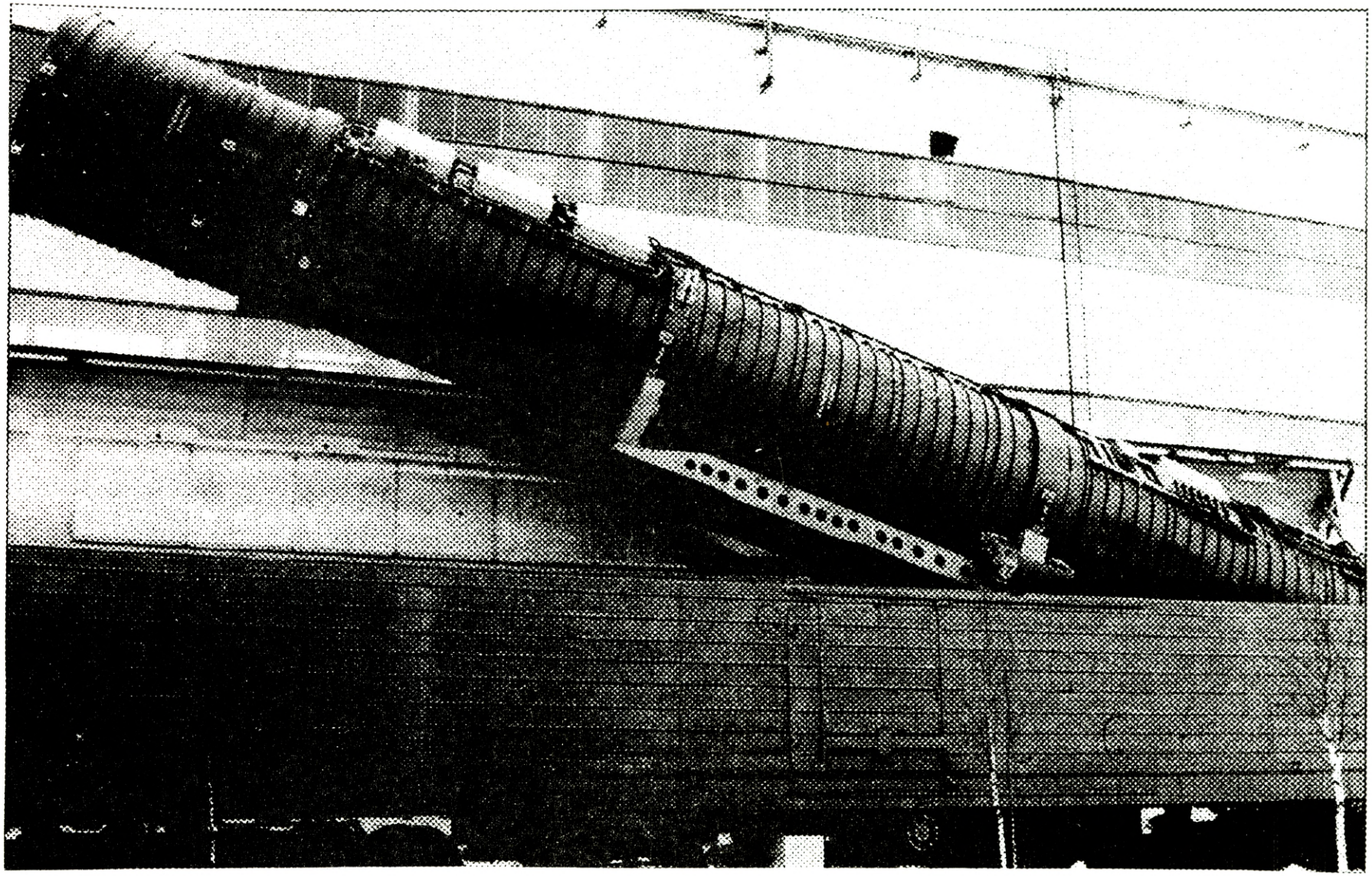
Wersja pocisku przeznaczona do odpalania z wyrzutni kolejowych różni się od odmiany bazującej w silosach odmiennym sposobem regulowania kierunku wektora ciągu silnika pierwszego stopnia, inną konstrukcją przedniego opływu aerodynamicznego oraz odmiennym sposobem wstępnego przycelowania rakiety.

Start rakiety następuje z pojemnika transportowo – startowego, po uprzednim ustawieniu go w położenie pionowe za pomocą siłownika hydraulicznego. Wykorzystywany jest do tego celu prochowy silnik rakietowy. System przycelowania pocisku umożliwia jego start z dowolnego punktu na trasie pociągu.

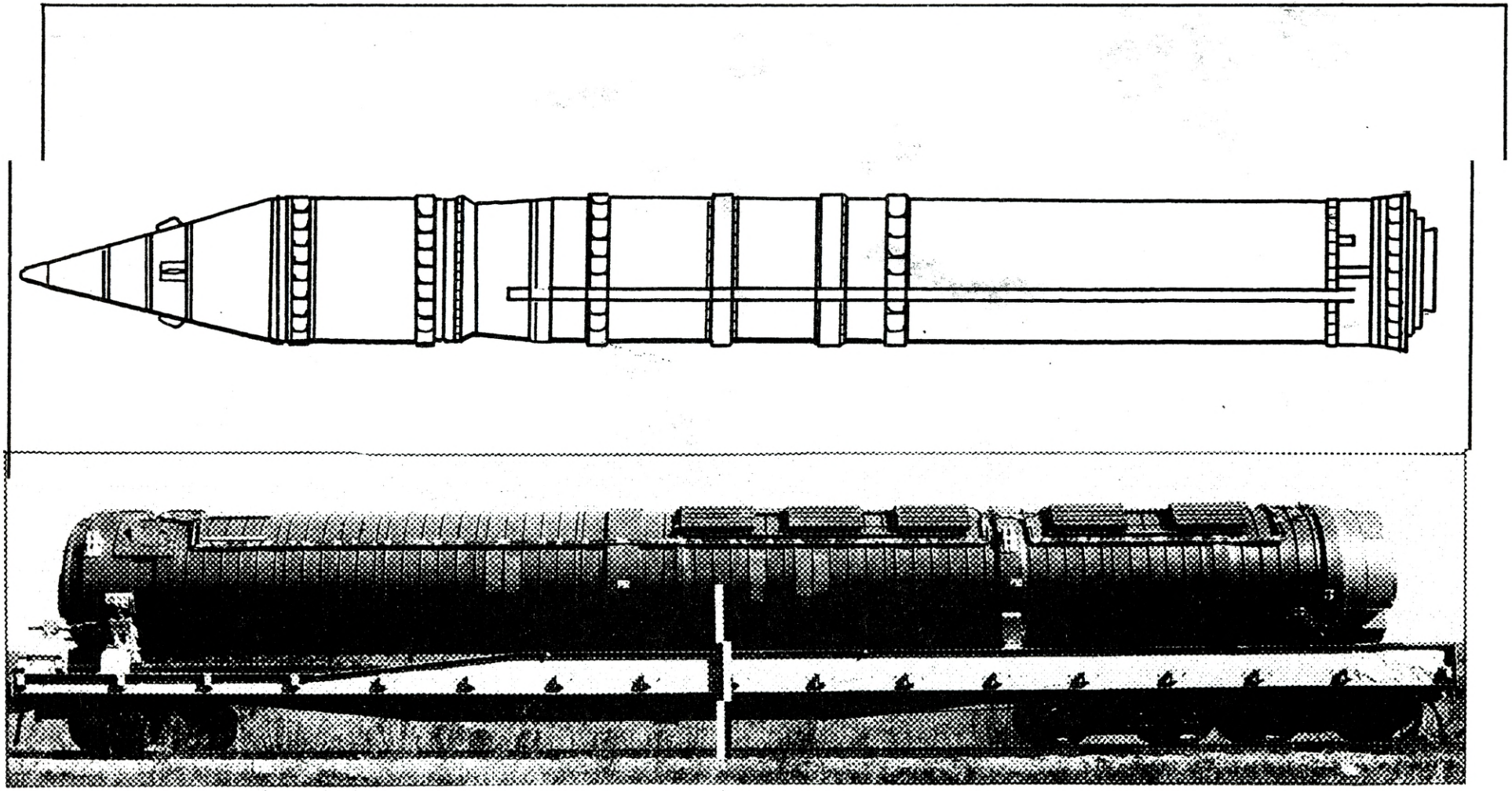
Do sterowania pociskiem na odcinku pracy pierwszego stopnia wykorzystywany jest dodatkowy strumień gorącego gazu doprowadzany w zakrytyczną część dyszy.



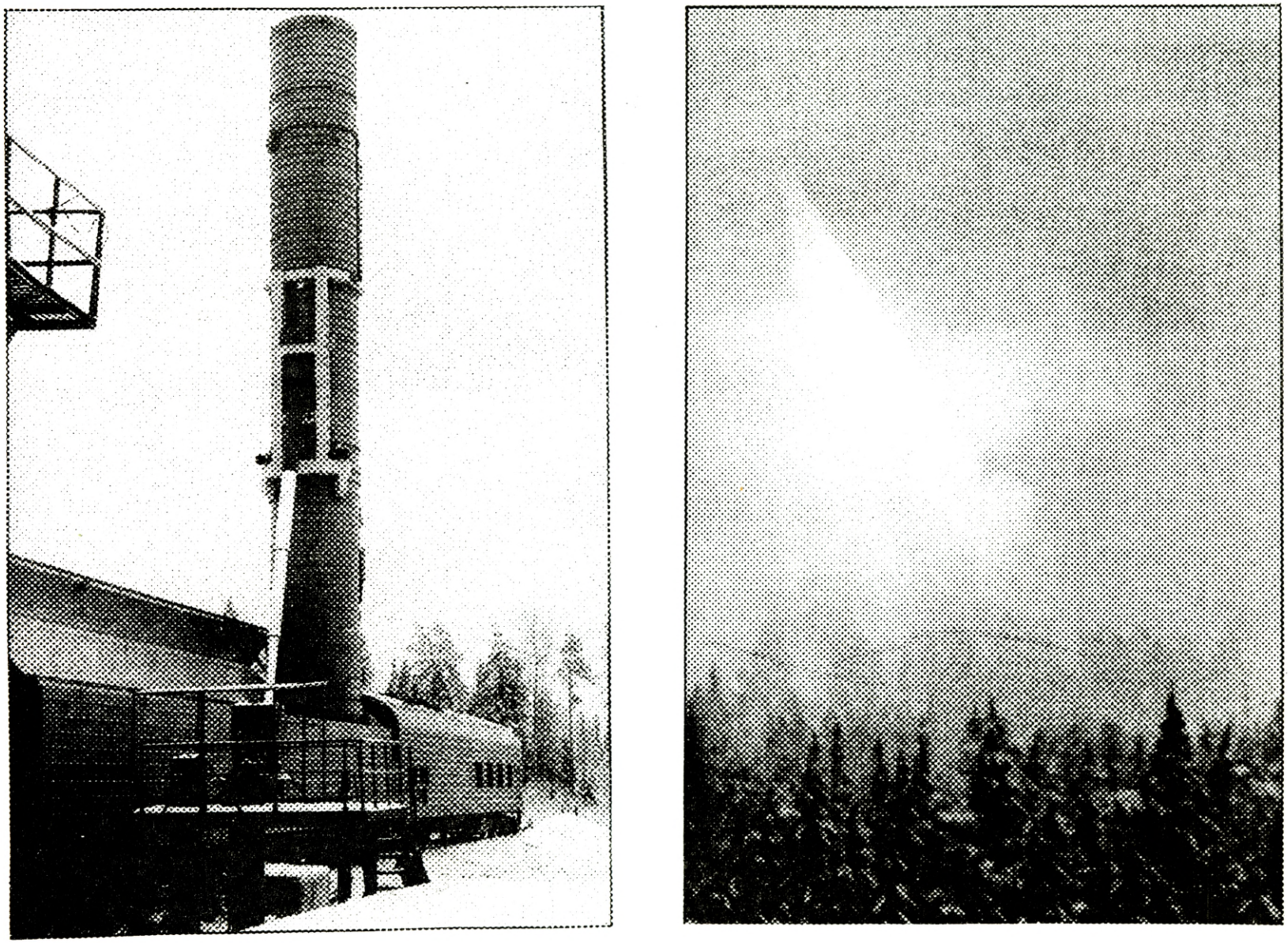
Rys . 188 . Bojowy Kolejowy Kompleks Rakietowy , z lewej lokomotywa , z prawej wagonowa wyrzutnia



Rys .189 . Moment podnoszenia TPK na wyrzutni wagonowej .



Rys . 190 . Rakieta RS-22 oraz na dole pojemnik transportowo-startowy na platformie kolejowej



Rys . 191 . Z lewej wyrzutnia kolejowa rakiety RS-22 na SS ,
z prawej rakieta w chwilę po starcie

1 . ROZKŁADANY OPŁYW GŁOWICY

2 . OSŁONA GŁOWICY

3 . BLOKI BOJOWE

4 . STOPIEŃ ROZDZIAŁU BLOKÓW BOJ.

5 . PRZEDZIAŁ PRZEJŚCIOWY

6 . SILNIK MARSZOWY III STOPNIA

7 . PRZEDZIAŁ PRZEJŚCIOWY

8 . SILNIK MARSZOWY II STOPNIA

9 . PRZEDZIAŁ SILNIKOWY II STOPNIA

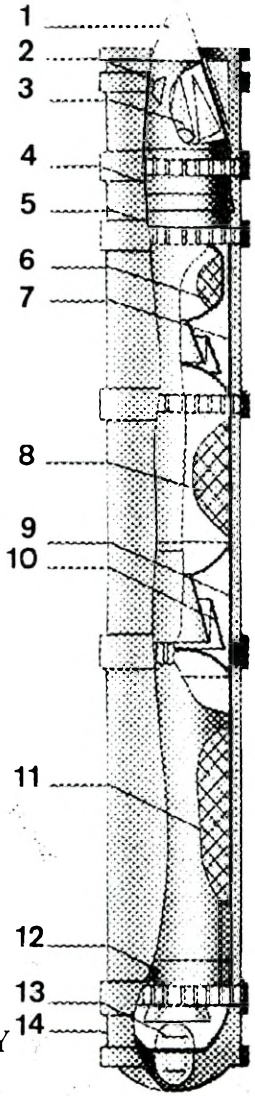
10 . PRZEDZIAŁ PRZEJŚCIOWY

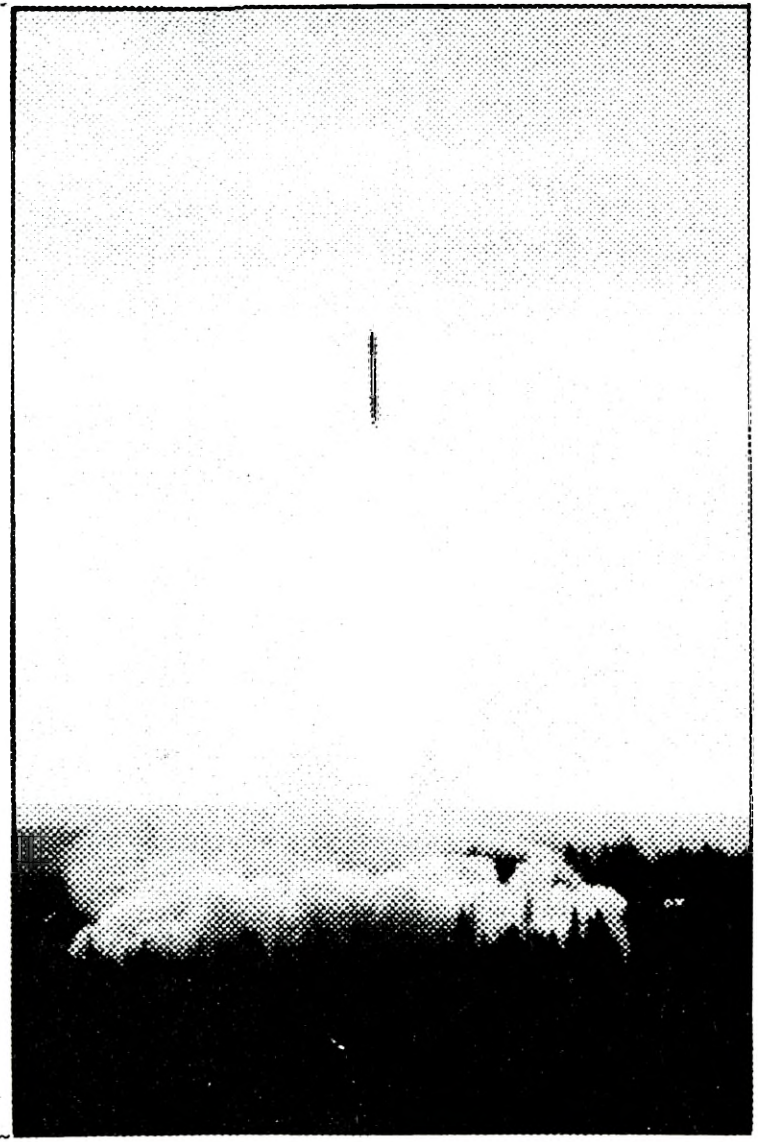
11 . SILNIK MARSZOWY I STOPNIA

12 . TYLNY PRZEDZIAŁ SILNIKOWY

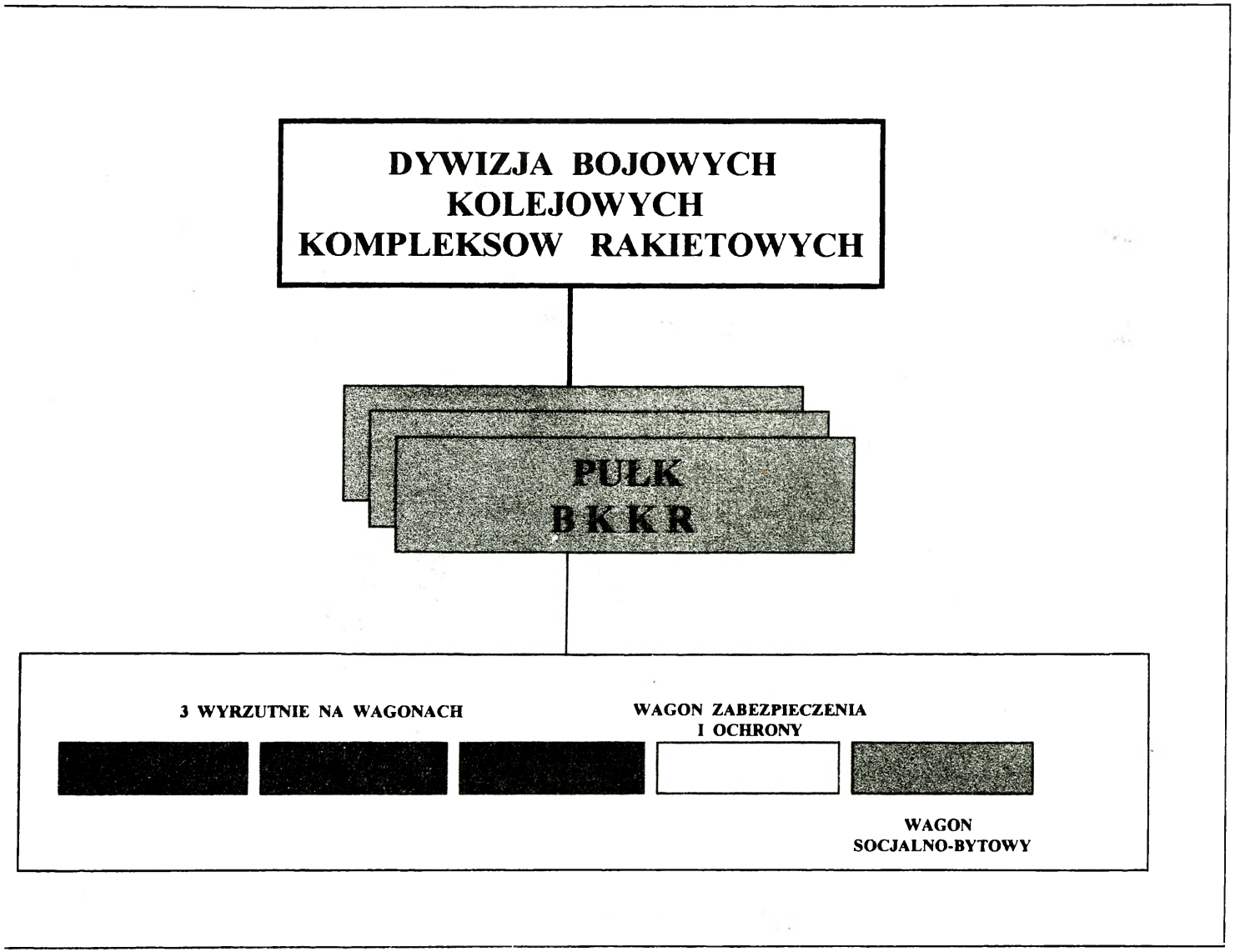
13 . AKUMULATOR PROCHOWY

14 . POJEMNIK TRANSPORTOWO-STARTOWY

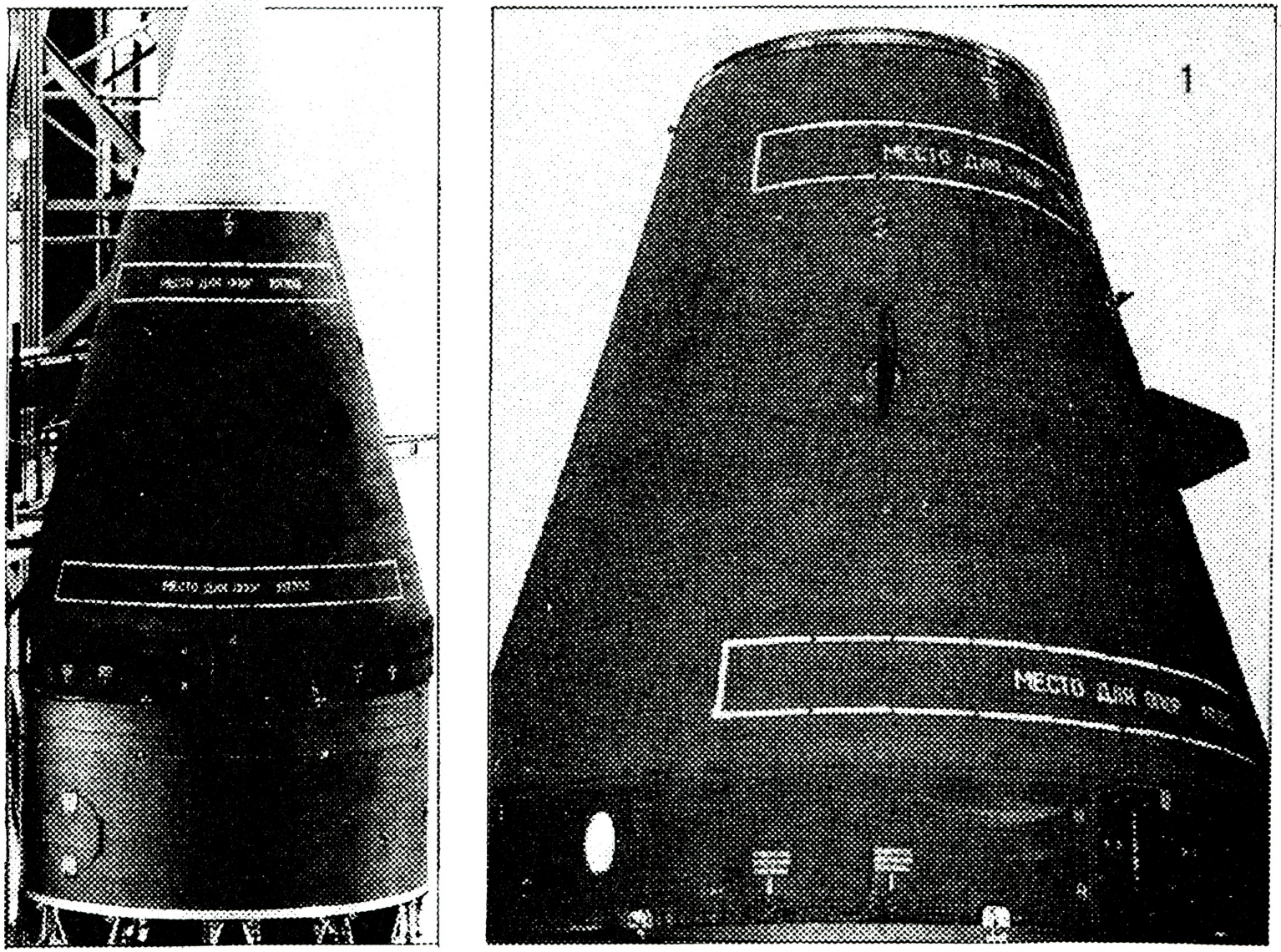




Rys .**192** . Ogólna budowa rakiety RS-22



. 193 . Ogólna organizacja kolejowych kompleksów wyposażonych w rakiety RS-22



Rys . 194 . Ogólny widok oraz szczegóły konstrukcyjne głowicy bojowej rakiety RS-22

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU		
OZNACZENIE KOMPLEKSU	15Ż60	15Ż61
OZNACZENIE WOJSKOWE	RT-23	RT-23
OZNACZENIE UMOWNE	RS-22A	RS-22B
OZNACZENIE USA	SS-24 Mod.1	SS-24 Mod.2
OZNACZENIE NATO	SCALPEL	SCALPEL
DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA RAKIETY(m)	23,3	23,4
ŚREDNICA RAKIETY (m)	2,4	2,4
MASA STARTOWA (t)	104,5	104,5
LICZBA STOPNI RAKIETY	3	3
ZASIĘG MAKSYMALNY (km)	10100	10100
RODZAJ GŁOWICY	WIELOŁADUNKOWA	WIELOŁADUNKOWA
ILOŚĆ ŁADUNKÓW (MOC) (Mt)	10/0,55	10/0,55
MASA GŁOWICY (t)	4,05	4,05
BŁĄD TRAFIENIA (m)	200	200
RODZAJ KIEROWANIA	BEZWŁADNOŚCIOWY	BEZWŁADNOŚCIOWY
RODZAJ WYRZUTNI	KOLEJOWA	STACJONARNA - PODZIEMNA
ROK WPROWADZ. DO UZBR.	1987	1990
GŁÓWNY KONSTR./BIURO	W. UTKIN/KBJ	W. UTKIN/KBJ

MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY 15Ż58 RS-12M „TOPOL" (SS-25 „SICKLE")

Po zakończeniu prac nad systemem „PIONIER" (RSD-10) w Moskiewskim Instytucie Techniki Cieplnej przystąpiono do opracowania lekkiego pocisku międzykontynentalnego oznaczonego RT-2PM. Pracami kierował A.D. NADIRADZE, a po jego śmierci inżynier B. ŁAGUTIN.

Niepowodzenia związane z wcześniejszym programem oznaczonym RT-21 (SS-16) nie zniechęciło konstruktorów. Nowy projekt przewidywał, że pocisk także będzie odpalany z samobieżnej wyrzutni kołowej. Pierwszy etap prób i testów rozpoczęto startem rakiety w dniu 27.10.1982 r. na poligonie rakietowym Plesieck. Próbne starty wykryły wiele wad, które systematycznie usuwano. Kolejne serie odpaleń rakiet przeprowadzono na przestrzeni kilku lat, do 1985 roku testowano wszystkie układy kompleksu jak i skuteczność rażenia. Równocześnie rozpoczęto prace nad przygotowaniem infrastruktury niezbędnej do operacyjnego rozwinięcia tego kompleksu. Głównymi rejonami rozwinięcia były rejony miast: JOSZKAR – OŁA I JURIA, w 1985 roku rozszerzono ilość miejsc dyslokacji kompleksów do 20.W każdym z nich planowano wybudować po 9 schronów mieszczących samobieżne wyrzutnie. Sukcesy ostatniego etapu prób przeprowadzonych w 1985 roku spowodowały, że państwowa komisja pod przewodnictwem generała lejtnanta A.G. FUNTIKOWA zarekomendowała rozpoczęcie produkcji seryjnej. W dniu 23.07.1985 roku sformowano pierwszy pułk rakiet RS-12M „TOPOL" w miejscowości OSZKAR OŁA, którego dowódcą został naznaczony pułkownik W.W. DREMOW. Pułk ten posiadał charakter szkolno – doświadczalny, a jego głównym zadaniem było wypracowanie odpowiednich zasad użycia oraz taktyki. Drugą jednostką rozmieszczoną w rejonie m. NIŻYNYJ TAGIŁ był pułk typowo bojowy wyposażony w mobilne SD. System dowodzenia nie był jednak całkowicie dopracowany i stwarzał wiele problemów. Dopracowane SD dostarczono dopiero w 1988 roku do pułku rakiet stacjonującego w m. IRKUCK i dowodzonego przez podpułkownika G.N. SIEMIENOWA. Mimo, iż produkcja seryjna rakiet odbywał się od 1985 roku to jednak ciągle kontynuowano. Ostatnie próbne odpalenie rakiety odbyło się 23.12.1987 roku. Komisja państwowa po opracowaniu całego zestawu dokumentacji w 1988 roku postanowiła przyjąć kompleks RT-2PM „TOPOL" do uzbrojenia strategicznych wojsk rakietowych (RWSN). Według ocen amerykańskich pod koniec 1985 r. kompleks „TOPOL"

znajdował się na wyposażeniu trzech pułków, łącznie 27 wyrzutni. Do czasu wymiany dokumentów układu „Start" w 1991 roku w uzbrojeniu wojsk znajdowało się już 288 rakiet w 32 pułkach rozlokowanych w 9 bazach. Po rozpadzie ZSRR, 8 pułków (72 wyrzutnie) stacjonujących na Białorusi (m. LIDA, MOZYR) przemieszczono na teren Federacji Rosyjskiej. Trudności finansowe ministerstwa obrony Rosji spowodowały, że w latach 90 tempo rozmieszczania nowych rakiet zostało znacznie spowolnione. Jeżeli np. w 1991 roku wyprodukowano 62 kompleksy to w roku 1994 tylko już 9 sztuk. Ocenia się, że w końcu 1996 r. w gotowości operacyjnej znajdowało się 351 wyrzutni rozmieszczonych w 10 bazach, Organizacyjnie w skład pułku rakietowego wchodzi: 9 wyrzutni, natomiast 3-5 pułków tworzy dywizję rakietową. Baza rakietowa zabezpiecza logistycznie związek taktyczny rakiet. Dywizje pięciopułkowe (45 wyrzutni) rozmieszczono w m. KAŃSK; NOWOSYBIRSK; NIŻNYJ – TAGIŁ; JURJA. Dywizje czteropułkowe bazują w m. TEJKOWO; IRKUCK, JOSZKAR – OŁA; BARNAUŁ. Dwupułkową dywizję rozwinięto w bazie DROWIANNAJA. Natomiast pojedynczy pułk w m. WYPOŁZOWO. Stany Zjednoczone uważały, że ZSRR opracowując kompleks oznaczony RT-2PM narusza postanowienia układu SALT-II, który zezwalał na rozwój tylko jednego modelu kompleksu a był nim w owym czasie RT-23. Natomiast ZSRR utrzymywał, że SS-25 (RS-12M) nie jest nowym kompleksem. A tylko modernizacją istniejącego RT-2P (SS-13), stąd też oznaczenie RT-2PM, a jego charakterystyki przewyższają osiągi poprzednika w stopniu dopuszczalnym układem. W rzeczywistości Rosjanie zastosowali także i w tym przypadku maskowanie. Ładunek użyteczny nowego pocisku rakietowego był dwukrotnie większy od RS-12M, a układ dopuszczał tylko wartość 5-6%. RS-12M był raczej kolejną wersją nieudanego kompleksu RT-21 (SS-16), który z powodu problemów technicznych, po próbnym użytkowaniu w dwóch doświadczalno – szkolnych pułkach został wycofany z użycia, a produkcję dalszą wstrzymano.

Kompleks RS-12M „TOPOL" (SS-25) od początku był krytykowany także w Rosji z powodu licznych wypadków i awarii był nazwany przez dziennikarzy „CZARNOBYLEM NA KOŁACH". Najwięcej problemów wynikło z eksploatacją wyjątkowo ciężkiego i długiego pojazdu – wyrzutni. Tylko w 1984 roku wydarzyło się 10 wypadków, w tym także, gdzie pojazd z rakietą przewrócił się do góry kołami. Przeprowadzono doszkolenia kierowców – operatorów oraz ograniczono prędkości jazdy po drogach. Użytkowanie ruchomych wyrzutni stwarzało też znacznie większe problemy z obroną i ochroną. Należało zwiększyć i rozbudować system zabezpieczenia wyrzutni na stanowiskach polowych, rozśrodkowanych wokół baz. Tak np. podczas kryzysu moskiewskiego ew sierpniu

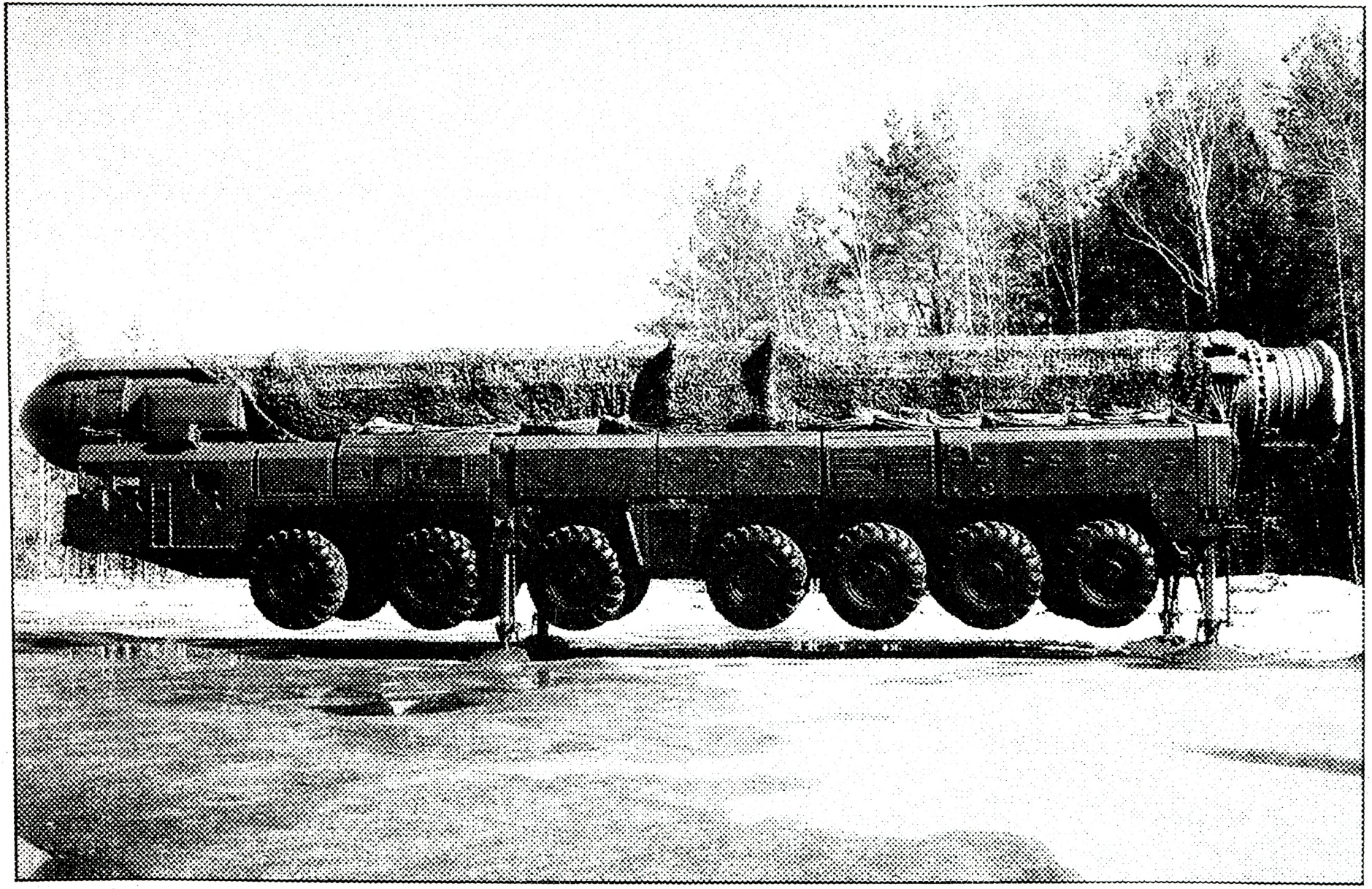
1991 r. głównodowodzący strategicznych wojsk rakietowych gen. J.P. MAKSIMOW nalegał aby wszystkie wyrzutnie kompleksu „TOPOL" powróciły ze stanowisk do baz macierzystych.

RT-2PM jest trzystopniowym, międzykontynentalnym kompleksem balistycznym piątej generacji. Konstrukcja pierwszego stopnia składa się z cylindrycznego korpusu wykonanego z kompozytu na bazie włókna szklanego oraz stalowych den wypełnionego ładunkiem stałego materiału pędnego. Dysza stała częściowo zagłębiona w komorę spalania. W tylnym przedziale rozmieszczono prochowe silniki sterujące. Na zewnętrznej części korpusu zamontowano nieruchome stabilizatory i cztery stery aerodynamiczne konstrukcji kratownicowej (ażurowej). Powierzchnie te są rozkładane po opuszczeniu rakiety z pojemnika transportowo – startowego. Drugi i trzeci stopień posiadają analogiczną konstrukcję, silnik trzeciego stopnia w odróżnieniu od pozostałych posiada w górnej powierzchni dysze sterujące. Część głowicowa posiada pojedynczy ładunek termojądrowy o mocy 0,55 Mt. System kierowania rakiety zbudowany jest w oparciu o układ bezwładnościowy oraz komputer pokładowy. System ten łącznie z układami wyrzutni umożliwia odpalenie rakiety z dowolnego przypadkowego punktu trasy marszu lub rejonu rozśrodkowania. Aparatura systemu kierowania zapewnia automatyczne przeprowadzenie przedstartowego przygotowania, odpalenia i sterowania lotem z zadaną dokładnością. Sterowanie rakietą na odcinku lotu (pracy) I-stopnia odbywa się za pomocą sterów aerodynamicznych, oraz gazowych umieszczonych w dyszy silnika marszowego. Na kolejnych stopniach wykorzystuje się dodatkowy strumień gazów, który jest doprowadzany do zakrytycznej części dysz, a także dyszami systemu korekcji przechylenia.

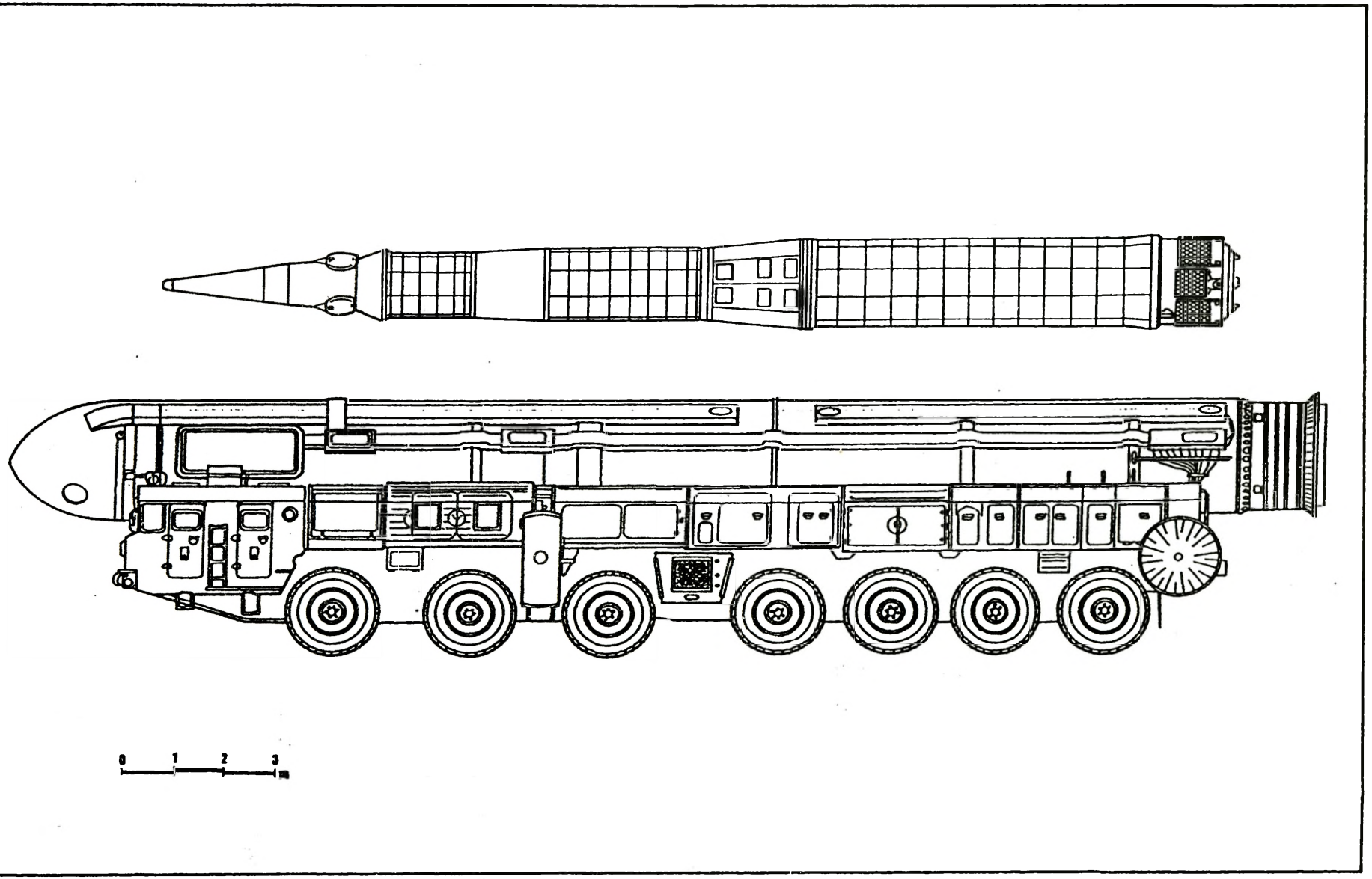
Rakiety RT-2PM wytwarzane są w zakładach budowy maszyn w Wotińsku, w tych samych, w których wcześniej produkowano kompleksy RSD-10 „PIONIER". Producentem siedmioosiowego podwozia – wyrzutni na bazie pojazdu MAZ 547V, są Mińskie Zakłady Samochodowe, tradycyjny dostawca ciężkich wyrzutni samobieżnych dla wojsk rakietowych. Systemy wykonawcze wyrzutni i końcowy montaż na podwoziu wykonywany jest w zakładach „BARRIKADY" w WOŁGOGRADZIE. Układ topogeodezyjny – autonomiczny dla wyrzutni – pojazdu opracowano w WNII – „SIGNAL" w SANKT-PETERSBURGU. Wyrzutnie systemu „TOPOL" przechowywane są w specjalnym żelbetonowych hangarach o rozmiarach: długości 30,4 m, szerokości – 8,1 m i wysokości – 7,2 m. Hangary posiadają rozsuwane dachy, co umożliwia odpalenie rakiet bez konieczności wyjazdu. W przypadku sytuacji kryzysowej pułki rakietowe przemieszczane są do rejonów alarmowych, w których wyznaczonych jest kilka stanowisk startowych zasadni-

czych i pozornych. Rakieta jest umieszczana w pojemniku transportowo startowym (TPK) w zakładach produkcyjnych. Przed odpaleniem rakiety pojemnik jest podnoszony w położenie pionowe za pomocą siłownika hydraulicznego. Pojazd wyrzutnia jest poziomowany i stabilizowany na powierzchni ziemi za pomocą czterech hydraulicznych podpór. W składzie kompleksu „TOPOL" znajduje się szereg pojazdów zabezpieczających: ruchome SD (gdy pułk działa poza bazą); pojazd do testowania rakiety i wyrzutni; samobieżny radiolokator meteorologiczny, warsztat, magazyn części zamiennych, pojazd kontroli itp. Ponadto pułk posiada liczne pojazdy opancerzone typu: BTR-70 i MTLB – służące do ochrony i osłony wyrzutni podczas przemarszu lub postoju. Dla zabezpieczenia potrzeb socjalnych obsługi wykorzystuje się specjalne pojazdy nazywane potocznie „poliewoj gorodok". Na bazie pojazdu MAZ543 służą one jako obiekty socjalno–bytowe (hotel i kuchnia–stołówka). Pojazd oznaczony AO-543.1 przeznaczony jest do odpoczynku dla 24 żołnierzy, natomiast: AS-543.1 –przeznaczony dla przygotowania całodziennych posiłków dla obsługi kompleksu.

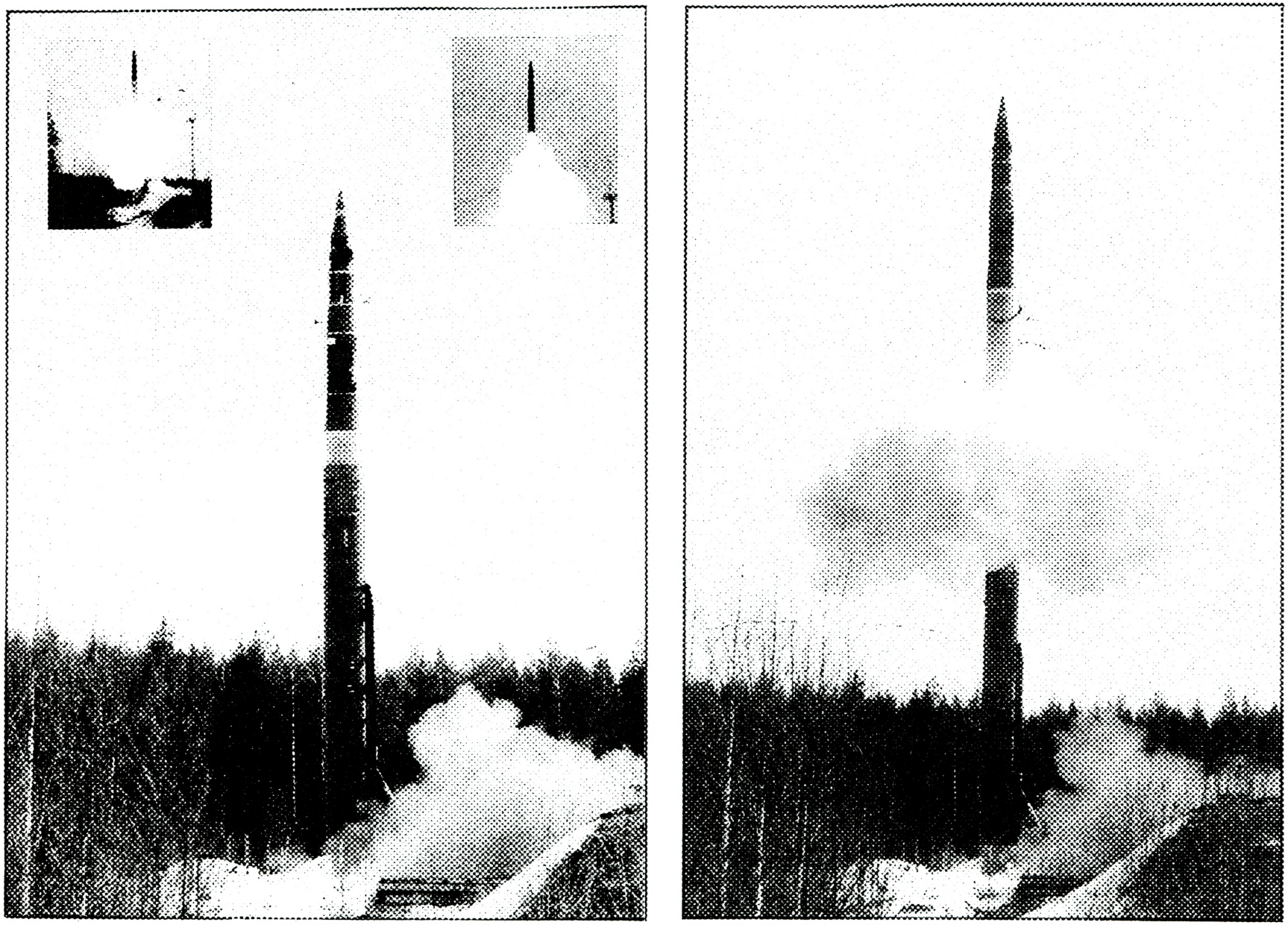
W następstwie rozpadu ZSRR w 1991 roku Federacja Rosyjska stała się spadkobierczynią strategicznego ofensywnego uzbrojenia ZSRR. Wszystkie prace prowadzone nad dalszym rozwojem kompleksów rakietowych w KB – „JUŻNOJE" były przerwane, ponieważ znajduje się ono na terytorium Ukrainy. Od tej chwili w Rosji zostały tylko dwa biura konstruktorskie zajmujące się rozwojem rakiet balistycznych, dawne OKB-52 obecne BK „SALJUT", gdzie powstały rakiety: UR-100, UR-100K, UR-100N oraz MIT budzący kompleksy: TIEMP-2S; PIONIER i TOPOL. Aktualnie prace rozwojowe prowadzone są tylko nad kompleksem „TOPOL" w biurze MIT. Kompleks „TOPOL-M" od połowy lat 80 modernizowany jest w kierunku dostosowania rakiety do wyrzutni stacjonarnej (silosu podziemnego), których w Rosji jest kilkaset sztuk. W grudniu 1994 przeprowadzono na poligonie PLESIECK pierwszą próbę odpalenia rakiety kompleksu TOPOL-M2 z wyrzutni szybowej – silosu. Kompleks TOPOL-M2 posiada nowy blok bojowy z ładunkiem jądrowym charakteryzującym się ulepszonymi własnościami aerodynamicznymi i balistycznymi. Udoskonalony także system pokonywania obrony przeciwrakietowej. Kompleks TOPOL-M2 planuje się rozmieścić w miejscach bazowania dotychczasowego rakiet UR-100N UTTCh i R-36M. W rezultacie na przełomie XX i XXI wieku podstawę uzbrojenia strategicznych wojsk rakietowych będą stanowić kompleksy TOPOL-M w wersji ruchomej i stacjonarnej. Jak oceniają analitycy zachodni zdolności produkcyjne przemysłu wynoszą obecnie około 40 kompleksów rocznie, co w rezultacie w 2003 roku dałoby ogólną liczbę około 690, dodając do tego 105 kompleksów UR-100N, U–daje łączną liczbę 795 kompleksów rakiet strategicznych bazowania lądowego.



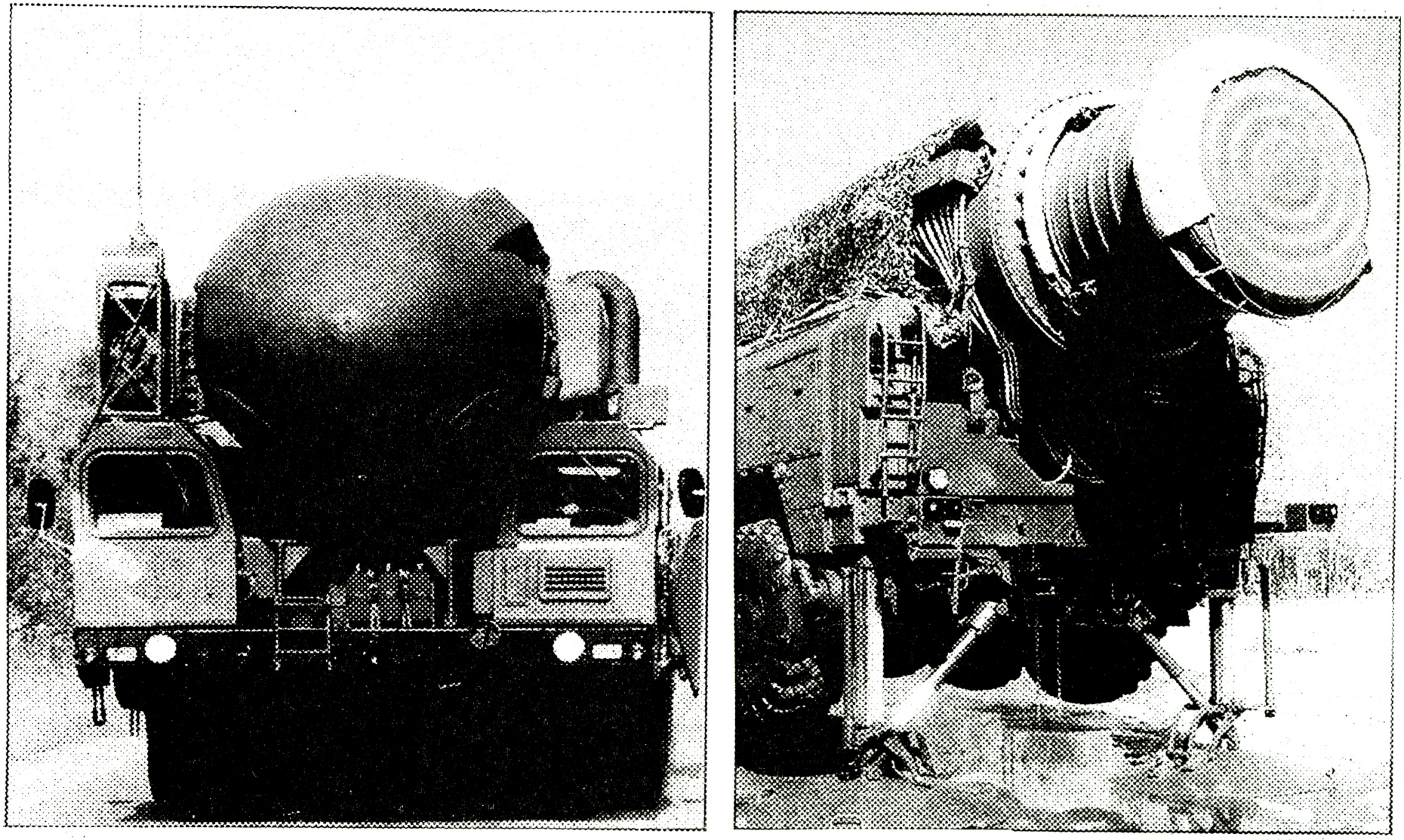
Rys . 195 . Wyrzutnia kompleksu samobieżnego RS-12m. TOPOL



Rys . 196 . Rzut boczny wyrzutni i rakiety kompleksu TOPOL

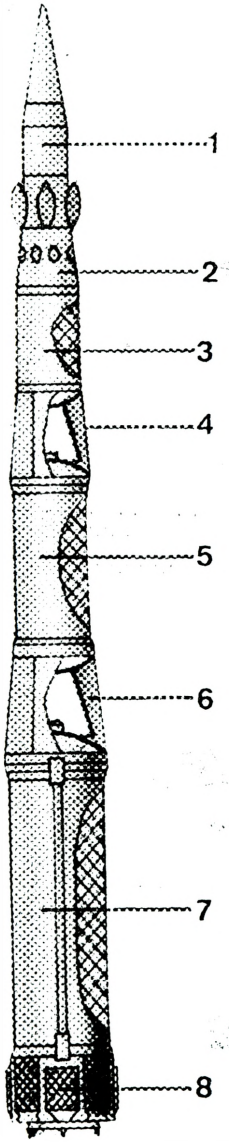


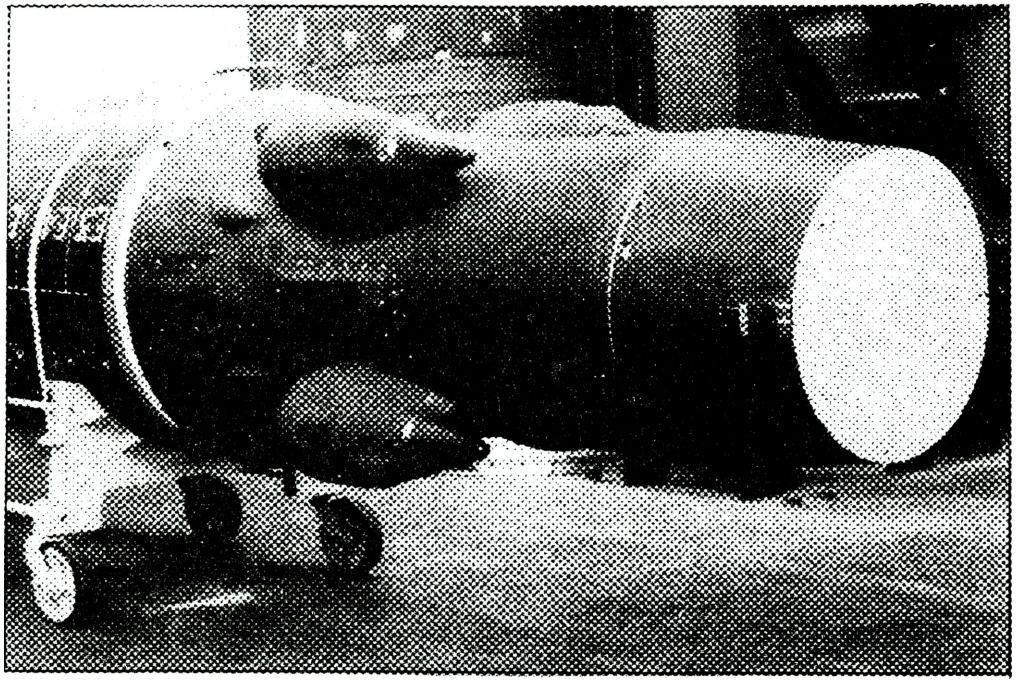
Rys .197 . Fazy startu rakiety RS-12 M



Rys . 198 . Szczegóły konstrukcyjne wyrzutni kompleksu TOPOL

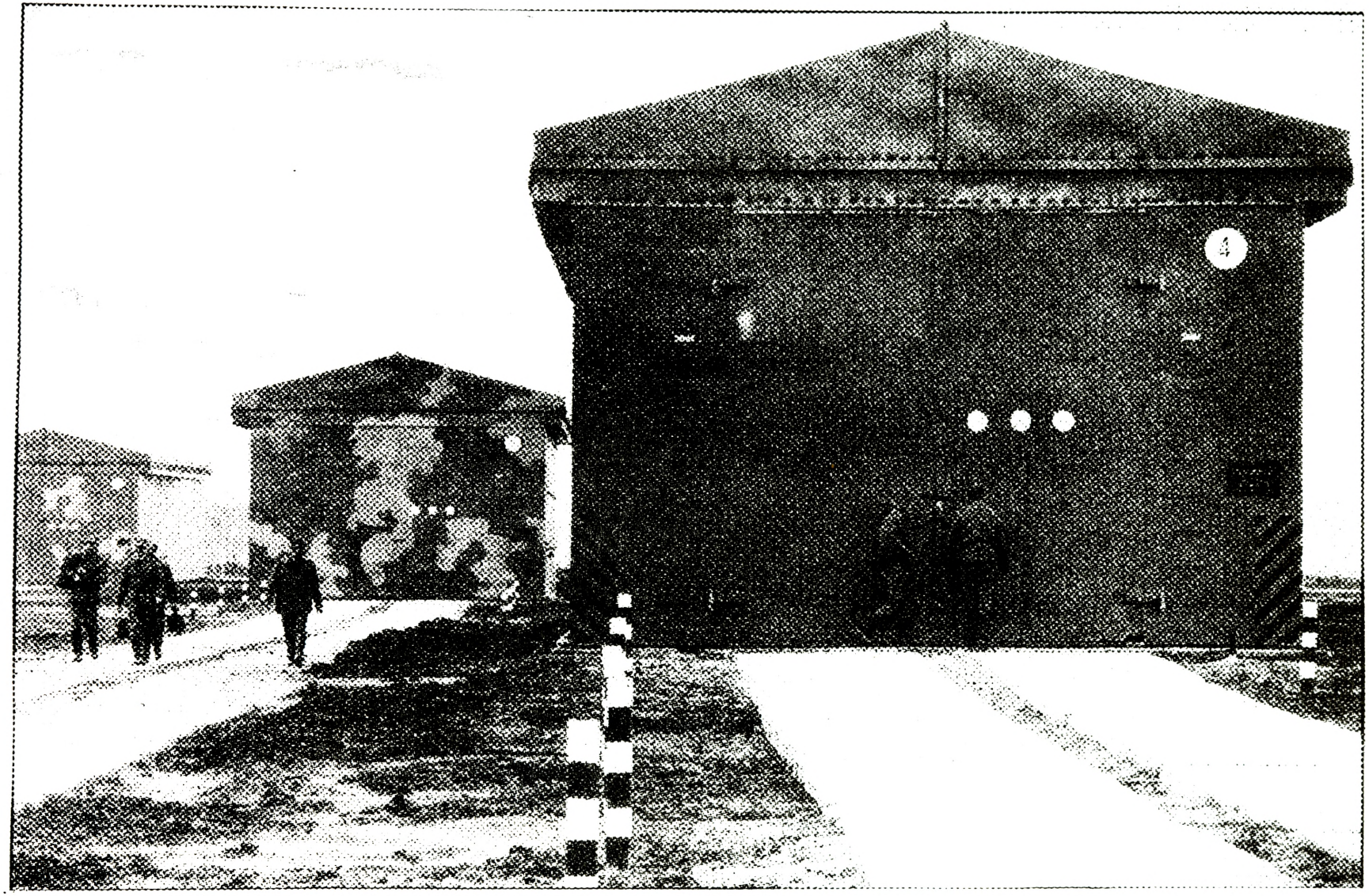




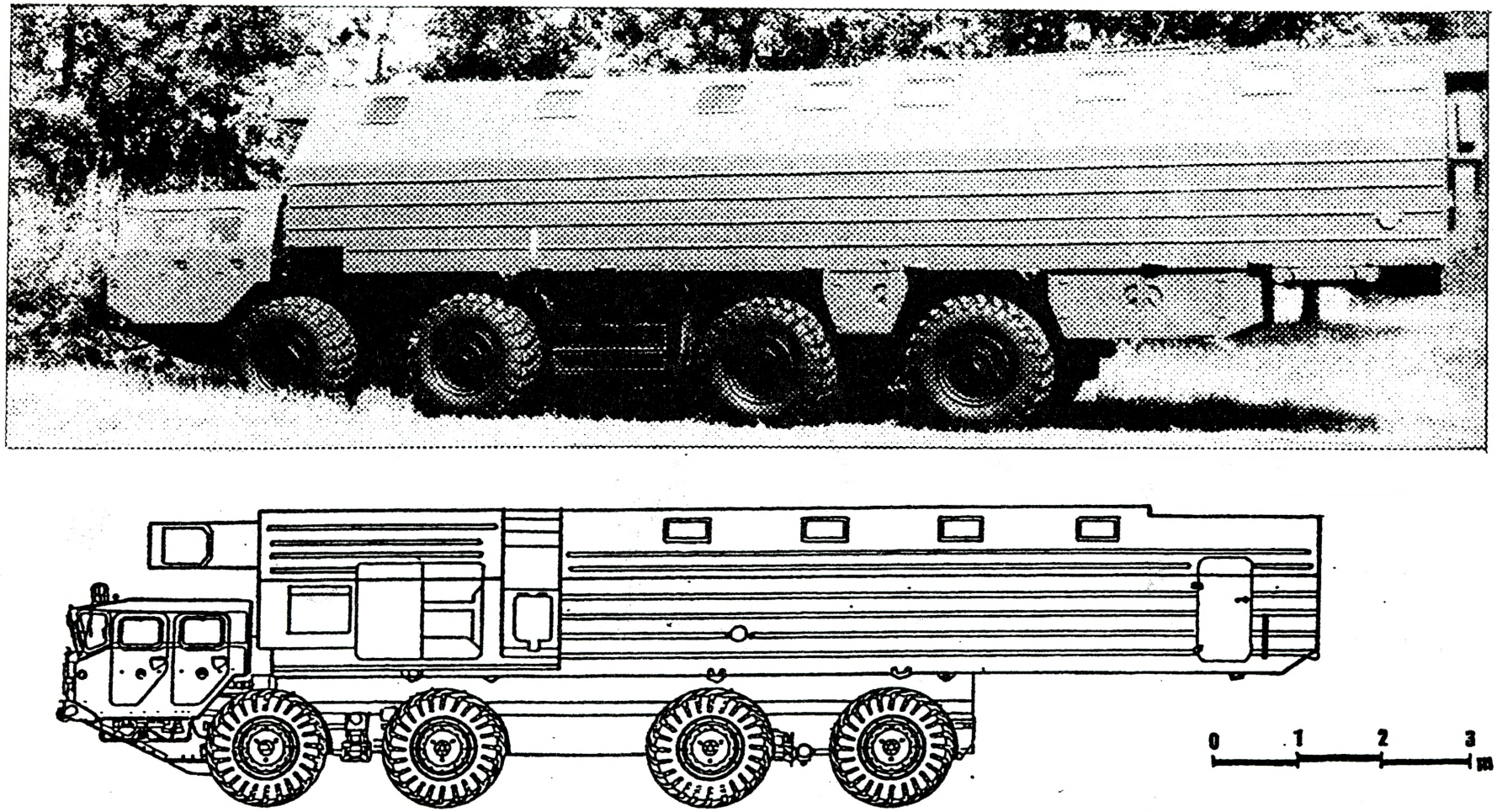


1. GŁOWICA BOJOWA
2. PRZEDZIAŁ PRZEJŚCIOWY
3. SILNIK MARSZOWY III STOPNIA
4. PRZEDZIAŁ PRZEJŚCIOWY
5. SILNIK MARSZOWY II STOPNIA
6. PRZEDZIAŁ PRZEJŚCIOWY
7. SILNIK MARSZOWY I STOPNIA
8. STABILIZATORY AERODYNAMICZNE

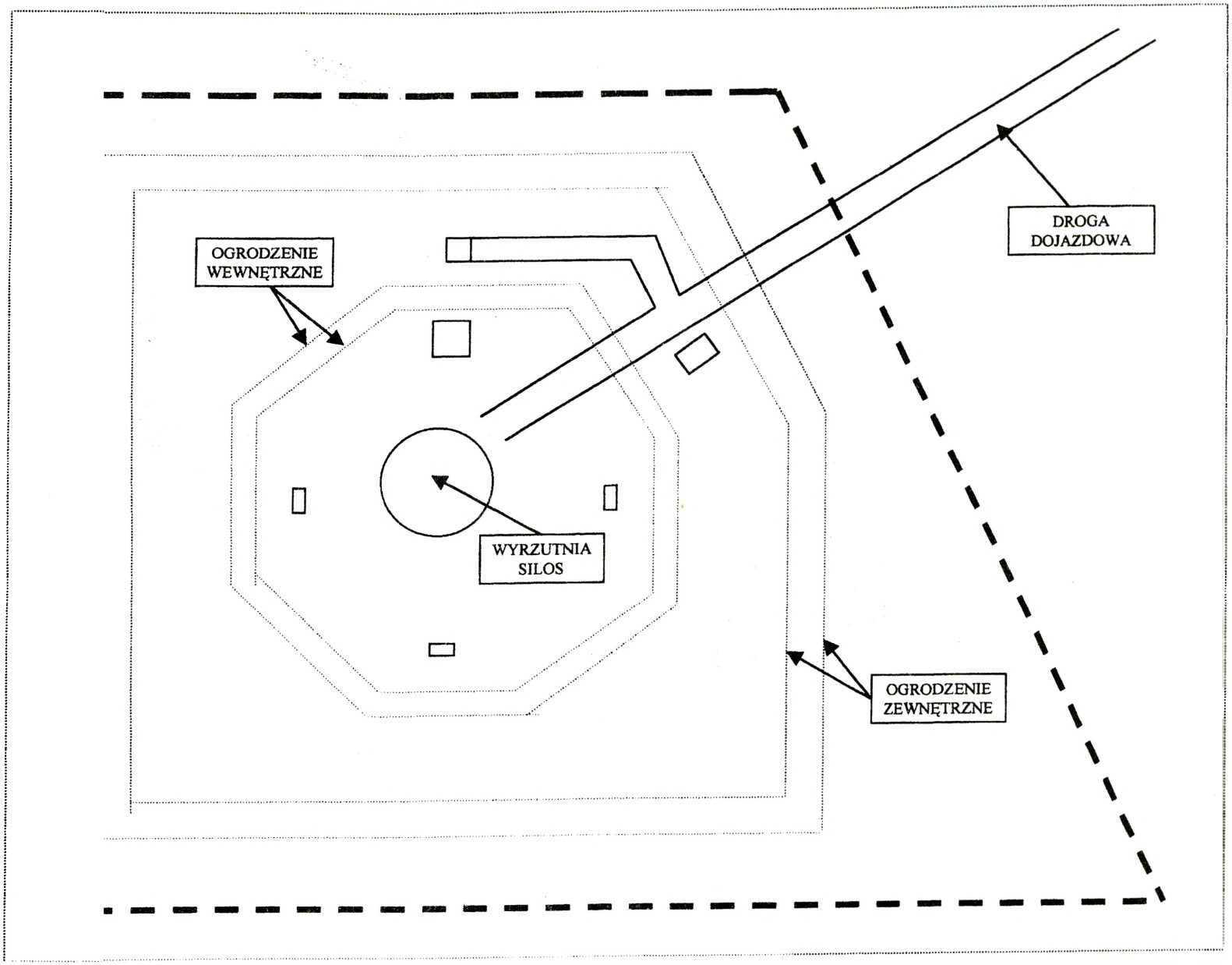
Rys. 199. Ogólny schemat budowy rakiety RS-12 M.



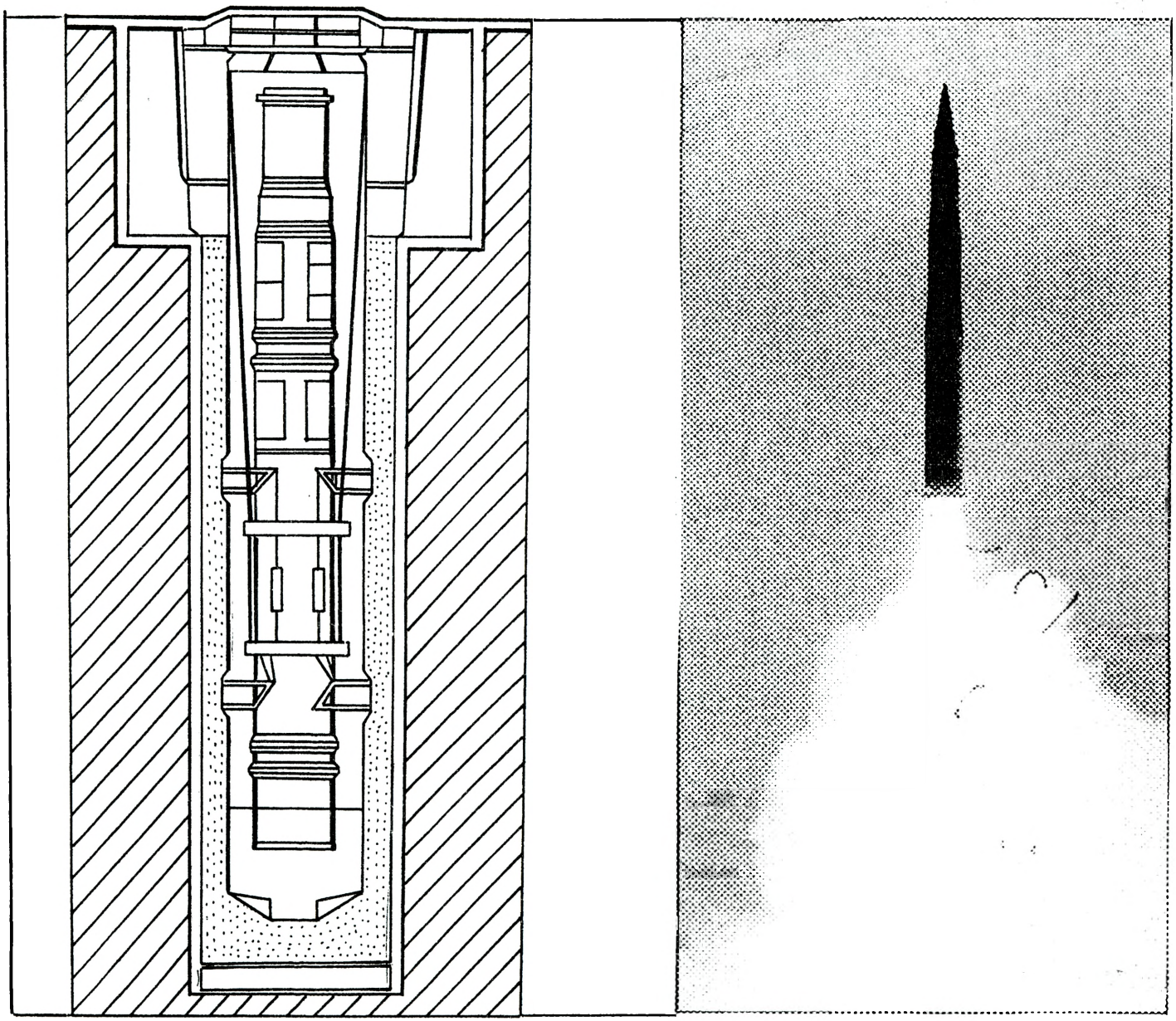
Rys . 200 . Pomieszczenia - hangary do przechowywania wyrzutni kompleksu TOPOL / m. JOSKAR-OLA /



Rys . 201 . Pojazdy specjalne i zabezpieczające funkcjonowanie kompleksu TOPOL , od góry hotel poniżej SD



s . 202 . Pozycja startowa kompleksu RS-12M2 / wariant stacjonarny /



Rys . 203 . Przekrój pionowy wyrzutni silosu wersji stacjonarnej kompleksu TOPOL

PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO – TECHNICZNE KOMPLEKSU		
OZNACZENIE KOMPLEKSU	15Ż58	
OZNACZENIE WOJSKOWE	RT-2PM-OS „TOPOL"	RT-2PM-OS „TOPOL M"
OZNACZENIE UMOWNE	RS-12M	RS-12M2
OZNACZENIE USA	SS-25	SS-27
OZNACZENIE NATO	SICKLE	SICKLE
DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA RAKIETY(m)	21,5	22,7
ŚREDNICA RAKIETY: I STOP.: (m)	1,8	1,86 (1,95)
II STOP.: (m)	1,55	
III STOP.: (m)	1,34	
MASA STARTOWA RAKIETY (t)	45,1	47,2
LICZBA STOPNI RAKIETY	3	3
ZASIĘG MAKSYMALNY (km)	10500	10000
RODZAJ GŁOWICY	JEDNOŁADUNKOWA (RV)	JEDNOŁADUNKOWA (RV)
ILOŚĆ ŁADUNKÓW (MOC) (Mt)	1/0,55	1/1
MASA GŁOWICY BOJOWEJ (t)	ok.1	ok. 1.2
BŁĄD TRAFIENIA (m)	200	200
ROK WPROWADZENIA DO UZBROJENIA	1985	1997
GŁÓWNY KONSTR./BIURO	A.D. NADIRADZE/MIT	B. ŁAGUTIN/MIT
RODZAJ WYRZUTNI	SAMOBIEŻNA - KOŁOWA	PODZIEMNA/SILOS

LITERATURA:

1. AFANASJEW Igor - R-12 SANDAŁOWOJE DEREWO – M. HOBBY, Moskwa – 1997.
2. KARPIENKO A.W. - PODWIŻNYJE RAKIETNYJE KOMPLEKSY–NEWSKIJ BASTION, Sankt Petersburg – 1996. STRATEGICZESKOGO NAZNACZENIJA
3. KARPIENKOW A.W. - RUSKOJE RAKIETNOJE ORUŻIJE 1943-93 – PIKA, Sankt Petersburg – 1993.
4. KOLESNIKOW A.G. - STRATEGICZESKOJE RAKIETNO – JADERNOJE – ARMIEJSKIJ SPRAWOCZNIK, Moskwa – 1996 ORUŻIJŁ.
5. CHOCHRAN Thomas; ARKIN William; NORRIS Robert; SANDS Jeffrey - SOVIET NUCLEAR WEAPONS – HARPPER AND ROW, New York – 1992.
6. PILECKI Szymon - LOTNICTWO I KOSMONAUTYKA – WYDAWNICTWA KOMUNIKACJI I ŁĄCZNOŚCI; Warszawa - 1984. Zarys encykolpedyczny.
7. KOENIG William; SCOFIELD Peter - SOVIET MILITARY POWER 0 PARK SOUTH BBOKS, New York – 1983.
8. BURAKOWSKI Tadeusz; SCOFIELD Peter - RAKIETY BOJOWE 1900-1970 – WYDAWNICTWO MON, Warszawa – 1974.
9. GŁUSZKO B.P. - KOSMONAWTIKA – ENDKLOPEDIA – SOWIETSKAJA ENCIKŁOPEDIA, Moskwa – 1985.
10. WOŁKOGONOW D.A. - ARMIJA SOWIETSKAJA – PLANETA, Moskwa – 1987.
11. BURAKOWSKI Tadeusz; SALA Aleksander - RAKIETY I POCISKI KIEROWANE – WYDAWNICTWO MON, Warszawa - 1960. Cz. I. ZASTOSOWANIE

12. BURAKOWSKI Tadeusz - RAKIETY I POCISKI KIEROWANE – WYDAWNICTWO MON, Warszawa - 1960.
Cz. II. SILNIKI, MATERIAŁY PĘDNE, TEORIA LOT., ALBUM.
13. ŚWIĄTNICKI Wacław; ŚWIĄTNICKI Zbigniew WOJNA W KOSMOSIE – WYDAWNICTWO MON – Warszawa – 1990.
14. GRUSZCZYŃSKI Jerzy RYBAK E.F. - PATRIOT KONTRA SCUD – ALTAIR – Warszawa – 1996.
15. BURAKOWSKI Tadeusz; SALA Aleksander - RAKIETY BROŃ XX W. – WYDAWNICTWO MON – Warszawa – 1963.
16. OPRACOWANIE ZBIOROWE - ORUŻIJE ROSJII – KATALOG
TOM. IV. – RAKIETYJNE WOJSKA,
STRATEGICZESKOGO NAZNACZENIJA – MILITARY PARADE, Moskwa – 1996.
17. NIKOŁAJEW M.N. - RAKIETA KONTRA RAKIETA – WYDAWNICTWO MON – Warszawa – 1965.
18. ASTASZENKOW P.T. - RADZIECKIE WOJSKA RAKIETOWE – WYD. MON – Warszawa – 1968.
19. JEGOROW P.T. - REAKTIWNOJE ORUŻIJE – WOJENIZDAT – Moskwa – 1960.

SPIS TREŚCI

WSTĘP 2

1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA RAKIET BALISTYCZNYCH 3
   - 1.1. SYSTEMY KIEROWANIA RAKIET BALISTYCZNYCH 9
   - 1.2. SYSTEM KIEROWANIA PROGRAMOWEGO 11
   - 1.3. ZESPOŁY NAPĘDOWE RAKIET BALISTYCZNYCH 14
   - 1.4. SILNIKI NA STAŁY MATERIAŁ PĘDNY 18
   - 1.5. SILNIKI NA CIEKŁY MATERIAŁ PEDNY 19
   - 1.6. MATERIAŁY PĘDNE SILNIKÓW RAKIETOWYCH 22
   - 1.7. PODSYSTEMY ZABEZPIECZENIA ORAZ URZĄDZENIA POMOCNICZE KOMPLEKSÓW RAKIET BALISTYCZNYCH 26
   - 1.8. ŚRODKI TRANSPORTOWE DLA RAKIET BALISTYCZNYCH 28
   - 1.9. RODZAJE WYRZUTNI RAKIET BALISTYCZNYCH 30
   - 1.10. URZĄDZENIA SPECJALNE 33
   - 1.11. ŚRODKI MPS KOMPLEKSÓW RAKIET BALISTYCZNYCH 35
   - 1.12. STANOWISKA DOWODZENIA 38
   - 1.13. ELEMENTY ZABEZPIECZENIA LOGISTYCZNEGO KOMPLEKSÓW RAKIET BALISTYCZNYCH 44
2. KLASYFIKACJA RAKIET BALISTYCZNYCH 48
3. ROZWÓJ RAKIET BALISTYCZNYCH BAZOWANIA LĄDOWEGO W ZSRR I FR 59
   - 3.1. PIERWSZY ETAP (LATA 1946-1959) 59
   - 3.2. DRUGI ETAP (LATA 1960-1965) 72
   - 3.3. TRZECI ETAP (LATA 1966-1973) 77
   - 3.4. CZWARTY ETAP (LATA 1974-1981) 88

3.5. PIĄTY ETAP (LATA 1982-1985) 93
3.6 SZÓSTY ETAP (LATA OD 1986 DO CHWILI OBECNEJ) 96
PRZEGLĄD KOMPLEKSÓW RAKIETOWYCH BAZOWANIA LĄDOWEGO FEDERACJI ROSJI 107
- ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „FILIN" 107
- ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „MARS" 115
- ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „ŁUNA" 121
- ARTYLERYJSKI TAKTYCZNY ZESTAW RAKIETOWY „ŁUNA-M" 132
- TAKTYCZNO – OPERACYJNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-11 139
- TAKTYCZNO – OPERACYJNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-300 149
- FRONTOWY KOMPLEKS RAKIETOWY „TEMP-S" 159
- OPERACYJNO - TAKTYCZNY KOMPLEKS RAKIETOWY „OKA" 167
- TAKTYCZNY KOMPLEKS RAKIETOWY „TOCZKA" 174
- RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU R-5 182
- RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU R-12 193
- RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU R-14 215
- RAKIETOWY KOMPLEKS ŚREDNIEGO ZASIĘGU R-15 224
- SAMOBIEŻNY KOMPLEKS RAKIETOWY ŚREDNIEGO ZASIĘGU „PIONIER" 232
- MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-7 243
- RAKIETOWY KOMPLEKS DALEKIEGO ZASIĘGU R-9 259
- RAKIETOWY KOMPLEKS DALEKIEGO ZASIĘGU R-16 270
- STRATEGICZNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-36 281
- STRATEGICZNY KOMPLEKS RAKIETOWY RT-2 293

- MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY UR-100 305
- MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY MR-UR-100 321
- MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY R-36M 329
- MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY UR-100N 342
- MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY RT-23 351
- MIĘDZYKONTYNENTALNY KOMPLEKS RAKIETOWY TOPOL 362

LITERATURA 376

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Nr ewid. 51487
II
Akademii Obrony Narodowej

Druk AON nr 748/WW