

Rakieta R-9

Globalna Rakieta 1 (GR-1; rosyjski: Глобальная ракета, ГР-1, Globalnaya raketa) była międzykontynentalnym pociskiem balistycznym (ICBM) typu Fractional Orbital Bombardment System (FOBS), opracowanym, ale nie wdrożonym przez Związek Radziecki podczas zimnej wojny. System otrzymał również kod NATO SS-X-10 Scrag i posiadał radziecki indeks GRAU 8K713 (8K713).



Modele
radzieckich
raket nośnych
wywodzących
się od
międzykontynen-
talnego

pocisków
balistycznych
Wostok, Sojuz
i GR-1
Fot: Mark Wade

Cel i koncepcja:

W obliczu możliwości rozwoju przez Stany Zjednoczone systemów antybalistycznych (ABM) zdolnych do przechwytywania konwencjonalnych ICBM, Związek Radziecki rozpoczął w 1961 roku prace nad systemem FOBS. Koncepcja polegała na umieszczeniu pocisku na niskiej orbicie okołoziemskiej (około 150 km), skąd głowica mogła być zrzucona na cel w sposób niebalistyczny, co utrudniało jej wykrycie i przechwycenie.

Charakterystyka techniczna:

- **Napęd:** GR-1 był napędzany ciekłymi paliwami kriogenicznymi.
- **Masa startowa:** Około 117 ton.
- **Ładunek:** Pocisk był zaprojektowany do przenoszenia pojedynczej głowicy nuklearnej o mocy 2,2 megaton.

Przebieg programu:

Mimo zaawansowanych prac, projekt GR-1 został anulowany w 1964 roku przed rozpoczęciem testów lotniczych z powodu opóźnień w rozwoju silników. Jednakże, mimo anulowania, GR-1 został zaprezentowany podczas parady na Placu Czerwonym 9 maja 1965 roku.

Znaczenie strategiczne:

System FOBS, w tym GR-1, miał na celu obejście amerykańskich systemów obrony przeciwrakietowej poprzez atak z kierunku południowego, co było nieoczekiwane, ponieważ większość amerykańskich radarów była skierowana na północ, w oczekiwaniu ataku nad Arktyką. Taka trajektoria utrudniała wykrycie i

przechwycenie pocisku.

Chociaż GR-1 nigdy nie został wdrożony, jego rozwój odzwierciedlał intensywną rywalizację technologiczną i strategiczną między supermocarstwami podczas zimnej wojny.

Historia

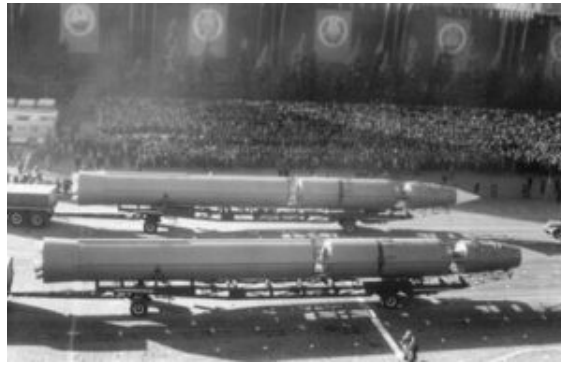


GR-1

Oficjalnym początkiem prac nad stworzeniem GR-1 uznaje się rok 1962, kiedy to przyjęto odpowiednie postanowienie KC KPZR i Rady Ministrów ZSRR nr 1021-436 z 12 maja 1962 roku oraz rozkaz Państwowego Komitetu ds. Techniki Obronnej (GKOT) nr 640/06 z 13 października 1962 roku. Działem kierował Siergiej Siergiejewicz Kriukow, obliczenia balistyczne prowadzili S. O. Ławrow i R. F. Apazow. Opracowanie systemu sterowania (SU) prowadzono w NII-885, pod kierownictwem Nikołaja Aleksiejewicza Pilugin, kompleksu startowego w GSKB „Speczmasz”, pod kierownictwem Władimira Pawłowicza Barmina.

Projekt nowej globalnej MBK otrzymał indeks 8K713. Bezpośrednie projektowanie prowadzono w specjalnym dziale nr 3 OKB-1, przez grupę konstruktorów, którzy wcześniej byli zaangażowani w projekt rakiety R-9. W OKB-1 jako podstawę projektu globalnej rakiety GR-1 postanowiono wykorzystać jeden z wariantów rakiety R-9 – jej zmodyfikowaną wersję R-9M (8K77), wyposażoną w silniki NK-9 opracowane w OKB-276. Konstrukcja GR-1 została zaplanowana jako trójstopniowa, co miało umożliwić wyniesienie głowicy bojowej o określonej mocy na niską orbitę okołoziemską (N00) na wysokość około 150 km, a

następnie wykonanie impulsu hamującego.



GR-1

Od samego początku rakiet GR-1 była projektowana jako wszechstronna rakiet balistyczna, która miała stanowić podstawę dla całego kompleksu uzbrojenia. Celem było stworzenie systemu zdolnego do realizacji szerokiego zakresu zadań strategicznych i taktycznych lat 60. XX wieku. Dzięki szerokiej unifikacji różnych typów rakiet, planowano znacznie uprościć i obniżyć koszty ich produkcji oraz eksploatacji.

W ramach projektu sprzętu startowego i naziemnego przewidziano możliwość obsługi różnych wariantów systemów rakietowych, takich jak:

- trójstopniowa rakiet GR-1 (8K713) w wersji międzykontynentalnej o zasięgu do 13 000 km oraz w wersji globalnej o niemal nieograniczonym zasięgu (do 40 000 km);
- rakiet antysatelitarna 8K513, przeznaczona do niszczenia satelitów na niskich orbitach;
- dwustopniowa rakiet balistyczna dalekiego zasięgu (BRDD), oparta na pierwszym i drugim stopniu rakiety GR-1;
- jednostopniowa rakiet balistyczna średniego zasięgu (BRSD), bazująca na pierwszym stopniu rakiety GR-1.

Pierwszy projekt techniczny globalnej rakiety GR-1 zakładał wykorzystanie komponentów z istniejących konstrukcji: pierwszy stopień pochodził z rakiety R-9M (8K77), drugi stopień bazował

na bloku „I” rakiety nośnej „Mołnia” (8K78), a trzeci stopień miał różne warianty – w tym zmodyfikowany blok „L” z tej samej rakiety nośnej.



GR-1

Pierwszy stopień

Moduł pierwszego stopnia składał się z następujących elementów konstrukcyjnych:

- sekcji ogonowej z czterema silnikami umieszczonymi w stożkowej osłonie ogonowej,
- zbiornika paliwa,
- sekcji międzyzbiornikowej,
- zbiornika utleniacza,
- kratownicowego adaptera.

Wewnątrz stożkowej osłony ogonowej pierwszego stopnia znajdowały się cztery czterokomorowe silniki rakietowe na paliwo ciekłe NK-9 (indeks – 8D517) o zamkniętym cyklu pracy. Silniki te zostały opracowane w biurze konstrukcyjnym OKB-276 pod kierownictwem Nikołaja Dmitrijewicza Kuzniecowa. Każdy z nich był zamontowany na przegubach i miał możliwość wychylania w jednej płaszczyźnie. Na zewnętrznej powłoce stożkowej osłony ogonowej umieszczono cztery kratownicowe stabilizatory, które podczas transportu były złożone do korpusu, a po starcie

rozkładały się do pozycji marszowej.

Główne parametry pierwszego stopnia:

- Całkowita długość – 18,34 m
- Maksymalna średnica – 2,9 m
- Średnica zbiorników – 2,68 m
- Maksymalny wymiar poprzeczny (ze stabilizatorami) – 4,8 m
- Liczba i typ silników – 4×NK-9 (8D717)
- Ciąg na poziomie morza – 152 tf
- Impuls właściwy na poziomie morza – 286,5 s
- Ciąg w próżni – 174 tf
- Impuls właściwy w próżni – 328 s

Drugi stopień

Moduł drugiego stopnia był wyposażony w jeden silnik raketowy na paliwo ciekłe NK-9V (indeks – 11D53) o zamkniętym cyklu pracy. Silnik ten został opracowany w 1962 roku w biurze konstrukcyjnym OKB-276 pod kierownictwem Nikołaja Dmitrijewicza Kuzniecowa. Był on zamontowany na przegubowym zawieszeniu kardana, co pozwalało na wychyłanie w dwóch płaszczyznach. Wyposażono go w układ sterowania, maszyny sterujące, dwa dysze kontroli przechyłu, układ podawania paliwa do komory spalania oraz systemy zarządzania ciągiem, stosunkiem składników paliwowych i dyszami kontroli przechyłu.

Główne parametry drugiego stopnia:

- Całkowita długość – 10,252 m
- Maksymalna średnica – 2,689 m
- Średnica zbiorników – 2,68 m
- Liczba i typ silnika – 1×NK-9V
- Ciąg w próżni – 46 tf
- Impuls właściwy w próżni – 345 s

Trzeci stopień

Moduł trzeciego stopnia składał się z następujących elementów konstrukcyjnych:

- **Toroidalnego zbiornika paliwa**
- **Zbiornika utleniacza** – jego konstrukcja była podzielona cylindrycznym płaszczem na dwie komory, z których wewnętrzna zawierała elastyczny worek wypierający
- **Przedziału przyrządowego** – miał konstrukcję stożkową, pełnił również funkcję adaptera do głowicy bojowej (G4). Wewnątrz, na płytach ze sklejki wielowarstwowej, zamontowane były główne przyrządy systemu sterowania
- **Sekcji międzyzbiornikowej**
- **Kratownicowego adaptera**

System sterowania przewidywał kontrolę przechyłu za pomocą niewielkich dysz umieszczonych pomiędzy zbiornikami na zewnętrznej powierzchni konstrukcji nośnej. Warto również zauważyć, że trzeci stopień miał system wielokrotnego uruchamiania silnika. Składniki paliwa były osadzane za pomocą dwóch dysz zasilanych sprężonym azotem. Pierwsze porcje utleniacza były wypychane do turbopompy silnika (TNA) z wewnętrznej komory zbiornika, paliwo dostarczano grawitacyjnie, a turbopompa była rozkręcana za pomocą pirostartu.

W centralnym otworze zbiornika paliwa trzeciego stopnia miał znajdować się marszowy jednokomorowy silnik raketowy o zamkniętym cyklu pracy **8D726**, opracowany w **OKB-1**. Zgodnie z dokumentacją projektową, silnik ten miał być uruchamiany co najmniej dwa razy podczas lotu, a kolejne odpalenia miały odbywać się w warunkach nieważkości.

Główne parametry trzeciego stopnia:

- **Całkowita długość** – 6,788 m
- **Maksymalna średnica** – 2,35 m

- **Liczba i typ silnika** – 1×8D726
- **Ciąg w próżni** – 6,8 tf
- **Impuls właściwy w próżni** – > 340 s

Główna część

Stożkowata głowica rakiety GP-1 składała się z następujących elementów konstrukcyjnych:

- **Korpus nośny**, pokryty ochroną ablaacyjną
- **Głowica bojowa (ГЧ)** z ładunkiem termojądrowym
- **Regulator ruchu głowicy bojowej (РДГЧ)** – konstrukcja w kształcie stożkowej osłony w tylnej części głowicy bojowej

Głowica bojowa była wprowadzana na okołoziemską orbitę, na której mogła wykonać kilka okrążeń. W trakcie lotu wysokość orbity była korygowana za pomocą pokładowego radiowysokościomierza. Przed wykonaniem impulsu hamującego, głowica bojowa przeprowadzała manewr orientacji, wykonując niemal pełny obrót. Kąt między jej osią podłużną a wektorem prędkości orbitalnej wynosił około 120°. Następnie silnik był ponownie uruchamiany, już w celu hamowania, i głowica bojowa opuszczała orbitę, nurkując w kierunku celu. Trajektoria zstępująca o niskim kącie pozwalała głowicy bojowej być praktycznie niewidoczną dla radarów systemów obrony przeciwrakietowej potencjalnego przeciwnika.

W późniejszych etapach projektu, po przeprowadzeniu szczegółowej analizy, dokonano istotnych zmian w konstrukcji. Powiększono zbiorniki paliwa pierwszego stopnia, natomiast drugi stopień został skrócony, co wpłynęło na modyfikację jego struktury – zbiornik utleniacza został przesunięty w górę, odmiennie niż w przypadku rakiet R-9A i bloku „I” rakiety nośnej „Mołnia”.



GR-1

Typ: Rakieta balistyczna

Status: Projekt (zamknięty)

Projektant: Związek Socjalistycznych Republik Radzieckich, OKB-1

Główny konstruktor: S. P. Korolow

Lata rozwoju: 1961–1964

Producent: Związek Socjalistycznych Republik Radzieckich, Zakład „Progress”

Lata produkcji: 1961–1964

Liczba wyprodukowanych jednostek: ~2

Modyfikacje: 8K711, 11A513

Główne parametry techniczne

- Masa w pełni zatankowanej rakiety: >117 t
- Masa startowa: 116,6 t
- Całkowita długość: 35,38 m
- Długość głowicy bojowej: >2,6 m
- Maksymalna średnica: 2,9 m
- Maksymalna szerokość z rozłożonymi stabilizatorami: 4,8 m
- Zasięg lotu: 40 000 km (wersja globalna)
- Wysokość orbity: 155 km
- Dystans fazy opadania do celu: 2000 km
- Dokładność trafienia w cel:
 - Na dystansie: ± 5000 m
 - Odchylenie boczne: ± 3000 m
- Paliwo: LOX + RG-1