

А.В.Карпенко

А.Д.Попов

А.Ф.Уткин

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ СТРАТЕГИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ



А.В.Карпенко
А.Ф.УТКИН
А.Д.ПОПОВ

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ СТРАТЕГИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ

*Под научной редакцией
академика РАН В.Ф.Уткина,
д.т.н., профессора Ю.С.Соломонова,
к.т.н., профессора Г.А.Ефремова*

Санкт-Петербург
1999

А.В.Карпенко, А.Ф.Уткин, А.Д.Попов
Отечественные стратегические ракетные комплексы
СПб., Невский бастион, 1999 г.

ISBN 5-85875-104-0

В книге обобщены и систематизированы основные данные по более чем 100 отечественным комплексам с баллистическими и крылатыми ракетами стратегического назначения, спроектированным и созданным за последние пятьдесят лет, начиная с первых проектов боевых стратегических ракет типа Р-3, кончая самыми современными ракетными системами: боевым железнодорожным ракетным комплексом с ракетой РТ-23УТТХ и подвижным грунтовым ракетным комплексом «Тополь-М». Помимо созданных и испытанных в нашей стране ракет и ракетных комплексов в книге приведена информация по многим нереализованным проектам стратегического ракетного оружия. В издании представлено более 700 схем, фотографий и рисунков стратегических ракет, пусковых установок, специальной техники. Книга рассчитана на специалистов, студентов ВУЗов, курсантов военных училищ, любителей военной техники, а так же на широкий круг читателей, интересующихся историей развития отечественной ракетной техники.

**Под научной редакцией академика РАН В.Ф.Уткина,
д.т.н., профессора Ю.С.Соломонова
и к.т.н., профессора Г.А.Ефремова**

Редакционный совет:

**В.В.Алавердов, Э.В.Волощенко, В.П.Ефимов, А.С.Матренин,
Б.И.Полетаев, Ю.П.Савельев, В.Л.Седых, С.Н.Сергеев,
В.А.Субботин, Н.А.Трофимов, А.В.Усенков**

Редакционная коллегия:

**А.В.Бараусов, С.М.Ганин, А.В.Карпенко,
Ю.С.Кушмылев, Б.Г.Лисичкин, В.С.Степанов,
Г.Д.Хорольский, Б.А.Храмов, В.Г.Яшин**

Консультанты:

**А.И.Арефьев, Л.Н.Гаврилов, А.С.Гороховский,
И.Э.Елкин, И.П.Романенков, П.А.Тюрин**

Рецензент - генерал-майор В.З.Дворкин

Макет книги подготовлен редакцией "Невский Бастион", Карпенко А.В., Ганиным С.М. и Слепневым С.Б.

Авторы выражают признательность и благодарность В.И.Агейкину, В.С.Дикову, Б.А.Ефремову, Е.Н.Иванову, В.И.Ивкину, А.Ф.Макееву, Г.Ф.Петрову, Д.Г.Сизовой, И.И.Спаскому, С.Б.Слепневу, В.В.Степанову, В.Д.Рахманиной, А.А.Шапоренко, сотрудникам ГУРВО, НТК и Музея РВСН.

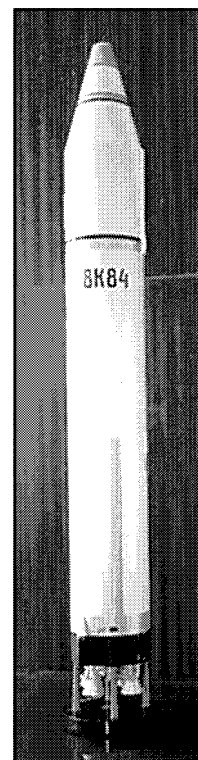
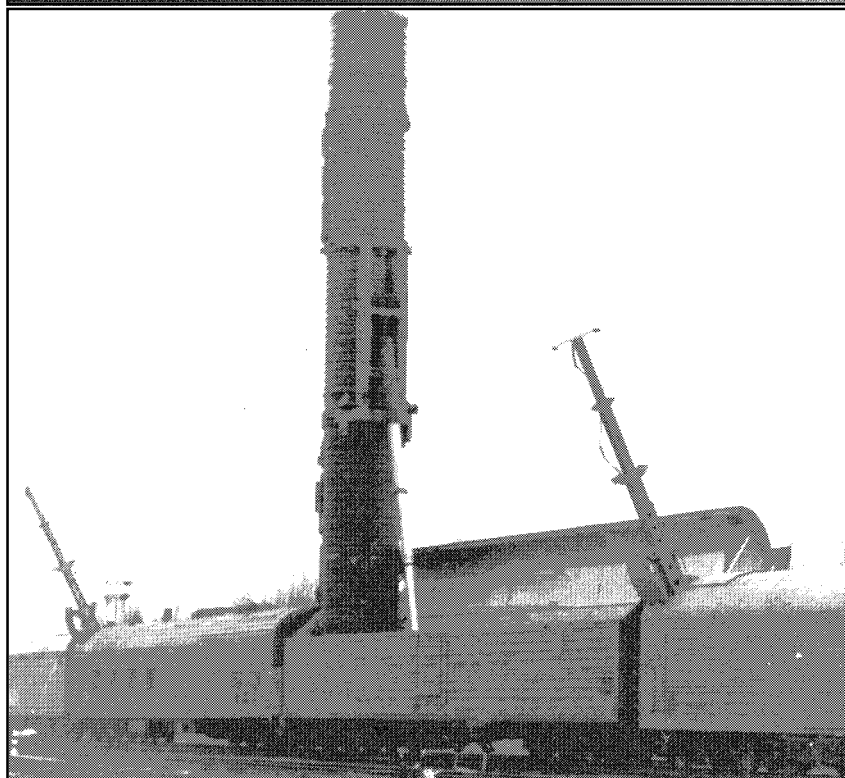
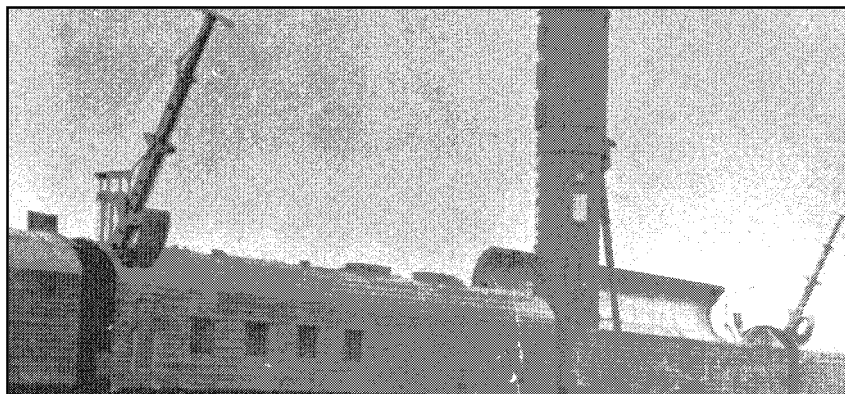
В Обзрении использованы рисунки, схемы и фотографии из архивов КБСМ, РКК "Энергия", НПО машиностроения, МИТ, КБ "Арсенал", НПО "Энергомаш", ЦКБТМ, КБОМ, ОКБ "Вымпел", НПО им. С.А.Лавочкина, ВНИИ трансмаш, ЦНИИ им. акад. А.Н.Крылова, РВСН, размещенные в сети Internet, из каталога "Оружие России", журнала "Военный парад" и некоторых изданий, перечень и полные выходные данные которых представлены в списке литературы, использованы кадры кинохроники, показанные по каналам Российского телевидения.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АМГ -	алюминиево-магневый сплав;	КПСС -	коммунистическая партия Советского Союза;
АО -	акционерное общество;	КР -	крылатая ракета;
АСБУ -	автоматизированная система боевого управления;	КРБ -	крылатая баллистическая ракета;
АСЯС -	авиационные стратегические ядерные силы;	КСП -	комплекс средств преодоления;
АТ -	азотный тетраоксид;	ЛББ -	легкий боевой блок;
ББ -	боевой блок;	ЛИ -	летные испытания;
БЖРК -	боевой железнодорожный ракетный комплекс;	ЛИИ -	Летно-испытательный институт;
БОН -	бригада особого назначения;	ЛКВВИА -	Ленинградская высшая Военно-воздушная Инженерная Академия;
БР -	баллистическая ракета;	ЛКЗ -	Ленинградский Кировский завод;
БРДД -	баллистическая ракета дальнего действия;	ЛКИ -	летно-конструкторские испытания;
БРК -	боевой ракетный комплекс;	ЛМЗ -	Ленинградский металлический завод;
БРПЛ -	баллистическая ракета подводной лодки;	ЛПИ -	Ленинградский политехнический институт;
БРСД -	баллистическая ракета средней дальности;	МАЗ -	минский автомобильный завод;
БЦВК -	бортовой цифровой вычислительный комплекс;	МАП -	министерство авиационной промышленности;
БЦВМ -	бортовая цифровая вычислительная машина;	МБР -	межконтинентальная баллистическая ракета;
БЧ -	боевая часть;	МЗ -	машиностроительный завод;
ВВИА -	Высшая Военно-инженерная академия;	МИК -	монтажно-испытательный комплекс;
ВВС -	военно-воздушные силы;	МИТ -	Московский институт теплотехники;
ВМФ -	военно-морской флот;	МКР -	межконтинентальная крылатая ракета;
ВНИИ -	всесоюзный научно-исследовательский институт;	МО -	Министерство обороны;
ВНИИЭФ -	всесоюзный научно-исследовательский институт экспериментальной физики;	МоАЗ -	Могилевский автомобильный завод;
ВС -	вооруженные силы;	МОМ -	Министерство общего машиностроения;
ГАУ -	главное артиллерийское управление;	МОП -	Министерство оборонной промышленности;
ГДР -	Германская Демократическая республика;	МСЯС -	морские стратегические ядерные силы;
ГИП -	Государственный испытательный полигон;	МЭИ -	Московский энергетический институт;
ГИПХ -	Государственный институт прикладной химии;	НДМГ -	несимметричный диметилгидразин;
ГКАТ -	Государственный комитет по авиационной технике;	НИИ -	научно-исследовательский институт;
ГКОТ -	государственный комитет по оборонной технике;	НИИАП -	научно-исследовательский институт автоматики и приборостроения;
ГКРЭ -	государственный комитет по радиоэлектронике;	НИИАС -	научно-исследовательский институт авиационных систем;
ГПО -	Государственное производственное объединение;	НИИП -	научно-исследовательский институт приборостроения;
ГУКОС -	главное управление космических сил;	НИП -	наземный измерительный пункт;
ГЦП -	государственный центральный полигон;	НКМЗ -	Новокураматорский машиностроительный завод;
ГЧ -	головная часть;	НПО -	научно-производственное объединение;
ДУ -	двигательная установка;	НПО АП -	научно-производственное объединение "Автоматики и приборостроения";
ЖДПУ -	железнодорожная пусковая установка;	НПП -	научно-производственное предприятие;
ЖРД -	жидкостный ракетный двигатель;	НТЦ -	научно-технический центр;
ЗОКС -	устройство закорачивания и отвода контактной сети;	ОКБ -	особое (опытное) конструкторское бюро;
ЗПМ -	завод подъемных машин;	ОКР -	опытно-конструкторская работа;
ИНС -	инерциальная система;	ОС -	одиночный старт;
ИСЗ -	искусственный спутник земли;	ОСВ -	ограничение стратегических вооружений (Договор ОСВ);
КБ -	конструкторское бюро;	ПАД -	пороховой аккумулятор давления;
КБСМ -	конструкторское бюро специального машиностроения (средств механизации);	ПВРД -	прямоточный воздушно-реактивный двигатель;
КБТМ -	конструкторское бюро транспортного машиностроения;	ПЗХО -	Пермский завод химического оборудования;
КБХА -	конструкторское бюро химической автоматики;	ПКП -	полковой командный пункт;
КБЮ -	конструкторское бюро "Южное";	ПО -	производственное объединение;
КВВА -	Краснознаменная Военно-воздушная Академия;	ПРО -	противоракетная оборона;
КВО -	круговое вероятное отклонение;	ПТО -	завод подъемно-транспортного оборудования;
КП -	командный пункт;	ПУ -	пусковая установка;
		РВГК -	резерв верховного главного командования;
		РВСН -	ракетные войска стратегического назначения;
		РГЧ -	разделяющаяся головная часть;

Отечественные стратегические ракетные комплексы

РГЧ ИН -	разделяющиеся головные части индивидуального наведения;	ТТЗ -	тактико-техническое задание;
РДТТ -	ракетный двигатель на твердом топливе;	ТТХ -	тактико-технические характеристики;
РК -	радиокоррекция;	УАП -	учебный артиллерийский полигон;
РК -	ракетный комплекс;	УТТХ -	улучшенные тактико-технические характеристики;
РСМД -	ракеты средней и меньшей дальности;	ЦАГИ -	Центральный аэрогидродинамический институт;
САУ -	система автоматического управления;	ЦК -	Центральный Комитет Коммунистической партии Советского Союза;
-	система боевого управления;	ЦКБ -	Центральное конструкторское бюро;
СДУК -	система дистанционного управления и контроля;	ЦКБМ -	Центральное конструкторское бюро машиностроения;
СКБ -	специальное конструкторское бюро;	ЦКБТМ -	Центральное конструкторское бюро тяжелого машиностроения;
СМ -	Совет министров;	ЦКБТМ -	Центральное конструкторское бюро транспортного машиностроения;
СНВ -	стратегические наступательные вооружения;	ЦКБЭМ -	Центральное конструкторское бюро энергетического машиностроения;
СПВРД -	сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель;	ЦМВС -	Центральный музей Вооруженных Сил;
СПУ -	самоходная пусковая установка;	ЦМСА -	Центральный музей Советской Армии;
СУ -	система управления;	ЦНИИАГ -	центральный научно-исследовательский институт автоматики и гидравлики;
СЯС -	стратегические ядерные силы;	ЦПИ -	Центральный проектный институт;
ТББ -	тяжелый боевой блок;	ППУ -	шахтная пусковая установка;
ТВЗ -	Тверской вагоностроительный завод;	ЭКР -	экспериментальная крылатая ракета;
ТВР -	температурно-влажностный режим;	ЮМЗ -	Южный машиностроительный завод;
ТНА -	турбонасосный агрегат;		
ТПК -	транспортно-пусковой контейнер;		
ТПС -	транспортно-погрузочное средство;		
ТРД -	турбореактивный двигатель;		



Модель ракеты
УР-100 (8К84)

Железнодорожная пусковая установка МБР РТ-23УТТХ с поднятым контейнером и выдвинутыми устройствами отвода контактной линии электропередач

ПРЕДИСЛОВИЕ

В последнее время в печати появилось много различных публикаций о стратегических ракетных комплексах, созданных в России. Но в ряду этих изданий представляемое вашему вниманию *Обозрение* - явление исключительное.

Давая систематизированные данные по истории создания ракетного оружия стратегического назначения, по основным характеристикам ракетных комплексов, включая стартовые комплексы и элементы наземного оборудования, *Обозрение* устраняет пробелы в целостности представления даже подготовленного читателя о развитии отечественной военной техники, созданной в последнее пятидесятилетие.

Отдавая должное большой профессионально-популяризаторской значимости издания, нельзя не отметить и его важное общественно-политическое значение.

Выход к широкому кругу читателей российского *Обозрения*, насыщенного достоверными данными об отечественной ракетной технике, является свидетельством реального продвижения России по обновленному пути строительства открытого демократического общества, уверенного в своей жизнеспособности; общества, в котором граждане, с одной стороны, получают наглядное представление о том, на что государство тратит их налоговые отчисления в области оборонного строительства, а с другой стороны, могут осознанно гордиться достижениями страны, чувствуя уверенность в укреплении национальной безопасности.

За последнее пятидесятилетие отечественное ракетостроение стало одной из наиболее развитых и независимых национальных отраслей оборонной промышленности. Именно в этот период времени создавались национальные кадры для ракетостроения с высоким уровнем профессиональной подготовки. В этой отрасли появился целый комплекс научно-исследовательских, проектно- и опытно-конструкторских организаций, производственных и эксплуатационных предприятий. На этой базе велось интенсивное проектирование, опытная отработка и серийное строительство различных ракетных комплексов стратегического назначения.

Создание совершенных и высокоэффективных ракетных комплексов определило приоритет России по ряду направлений в мировом ракетостроении.

Высказывая свое мнение о значимости этой книги, во-первых, ее можно смело назвать своеобразной памятью многим сотням тысяч отечественных специалистов - ученым, инженерам, испытателям, рабочим, трудившимся и продолжающим трудиться в отечественном ракетостроении.

В *Обозрении* впервые упомянуты, в таком объеме, организации и предприятия, руководители коллективов и ведущие конструкторы, принимавшие участие в создании ракетных комплексов, хотя приведенным перечислением далеко не исчерпываются списки тех организаций и специалистов, кто внес решающий вклад в создание ракетных комплексов.

Во-вторых, эта книга незаменимое пособие для наших ракетчиков, несших и несущих боевую службу в ракетных частях РВСН, и своеобразная реликвия для людей, принимавших участие в испытаниях ракетной техники, формировавших модели боевого применения и облик ракетных комплексов.

И, наконец, в третьих, это замечательное хранилище бесценного опыта нескольких поколений отечественных ракетостроителей.

Вышедшее из печати и представляемое Вашему вниманию *Обозрение* рассчитано на широкий круг читателей, интересующихся историей технического развития отечественного ракетостроения, и может служить учебным пособием для студентов и курсантов высших учебных заведений.

Начальник ракетно-космического вооружения



В.А.Субботин

ВВЕДЕНИЕ

Под стратегическими наземными ракетными комплексами понимаются все ракетные системы с наземным размещением стартовых или пусковых установок и дальностью стрельбы свыше 1000 км, способные решать боевые задачи стратегического значения. В настоящее время стратегические ракеты оснащаются ядерными или термоядерными боевыми частями и к ним относятся баллистические и крылатые ракеты средней (от 1000 до 5500 км) и межконтинентальной дальности (свыше 5500 км). Специальные межконтинентальные баллистические ракеты (МБР) с дальностью стрельбы более 16000 км относятся к глобальным ракетам, а способные выводить головные части в космическое пространство на низкие орбиты - к орбитальным ракетам. Стратегические наземные ракетные комплексы могут иметь стационарные и подвижные пусковые установки (ПУ). К подвижным ПУ могут относиться - грунтовые (колесные, гусеничные или с другими движителями) и железнодорожные ПУ. Были попытки разместить ракетные комплексы на речных судах, перемещаемых подводных пусковых установках (кроме подводных лодок) и др., которые в настоящее время согласно международным договорам запрещены к развёртыванию. По техническому совершенству и предъявляемым к ракетным комплексам (РК) требованиям по степени защищенности, точности стрельбы, времени боевой готовности, типу боевых частей и др., стратегические ракетные комплексы Ракетных войск стратегического назначения (РВСН) - как единственного вида Вооруженных Сил России (СССР), оснащенного стратегическими наземными ракетными комплексами, можно разделить на 5 поколений.

Начало работ по созданию ракетной техники в Советском Союзе

В период с 1921 по 1945 годы в Советском Союзе велись научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию ракетной техники. В эти годы созданы первые экспериментальные баллистические ракеты, крылатые ракеты, зенитные ракеты, ракетопланы... В этих работах использовались различные типы ракетных двигателей, в том числе ЖРД, РДТТ, ПВРД и др. До создания серийных боевых ракетных комплексов в этот период дело не дошло, за исключением создания неуправляемых ракетных снарядов типа РС-82 (М-8), РС-132 (М-13) и др., которые широко использовались в реактивных системах залпового огня.

Немного о ранних этапах отечественных работ, оеспечивших послевоенное развитие ракетостроения в СССР.

В марте 1921 года в Москве по инициативе Н.И.Тихомирова была создана лаборатория по изучению и проектированию ракетной техники, основным направлением которой стало создание твердотопливных ракет. Первые существенные успехи были достигнуты в начале 1924 года, когда В.А.Артемов в результате длительных изысканий предложил использовать в качестве ракетного топлива бездымный порох на нелетучем растворителе - тротиле. В 1925 году лаборатория Н.И.Тихомирова переехала в Ленинград и перевезла туда свое оборудование. В октябре 1927 года В.А.Артемов, после ареста по политическим мотивам и отбывания наказания, возвратился из ссылки и возобновил работу в лаборатории Н.И. Тихомирова. В июле 1928 года лаборатория Н.И. Тихомирова была переименована в "Газодинамическую лабораторию" (ГДЛ) ВНИК при РВС СССР". ГДЛ подчинялась Военному научно-исследовательскому комитету при Реввоенсовете СССР, а с 1931 г. - Управлению военных изобретений Технического штаба начальника вооружения РККА. Она стала одним из первых в Советском Союзе учреждений, занимавшихся созданием и развитием ракетной техники. ГДЛ с 1930 года (после смерти Н.И.Тихомирова) возглавил Б.С.Петропавловский.

С 1929 года в созданном в ГДЛ отделе под руководством В.П.Глушко начались работы по изучению и конструированию жидкостных ракетных двигателей. В 1930 году был создан и испытан первый отечественный жидкостный ракетный двигатель ОРМ-1 (Опытный Ракетный Мотор), работающий на четырехокси азота и толуоле. В дальнейшем сотрудниками ГДЛ были созданы более совершенные ЖРД ОРМ-4...ОРМ-22 для отработки систем смешения жидких окислителей и горючих, типа зажигания и методов запуска, ЖРД ОРМ-23...ОРМ-52, работающие на керосине и азотной кислоте, ОРМ-55 и другие. В ГДЛ также были созданы экспериментальные ракеты РЛА-1, РЛА-2, РЛА-3, разработаны проекты реактивной морской торпеды и баллистической высотной ракеты РЛА-100 (с высотой подъема в сто километров).

В середине 1933 года В.А.Артемов предложил проект 82-мм и 132-мм реактивных снарядов с оперением, значительно выходящим за габариты снаряда. Конструкции снарядов разрабатывали специалисты ГДЛ, корпуса снарядов изготавливали в мастерских лаборатории и на предприятиях Ленинграда, взрыватели и пиропатроны разрабатывали в ЦКБ-22.

В сентябре 1931 года в Москве организуется группа изучения реактивного движения (ГИРД) в системе Осоавиахима. Первоначально это была общественная организация, возглавлял ее Ф.А.Цандер. Первыми членами ГИРДа были С.П.Королев, В.П.Ветчинкин, Ю.А.Победоносцев, М.К.Тихонравов, Н.К.Федоренков, Б.И.Черановский и др. С апреля 1932 года ГИРД становится опытно-конструкторской и производственной организацией, ее начальником назначают С.П.Королева. В ГИРДе было организовано четыре бригады. Первая бригада под руководством Ф.А.Цандера занималась изучением процессов, происходящих в ЖРД, а также разработкой ЖРД. Этой бригадой 25 ноября 1933 года была запущена ракета с ЖРД - ГИРД-Х (объект 10).

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Вторая бригада, руководимая М.К. Тихонравовым, работала над созданием ракетных двигателей, в том числе и ЖРД. 17 августа 1933 года бригада № 2 ГИРД запустила ракету “09”. Четвертой бригадой руководили С.П. Королев, а затем Е.С. Щетинков. Бригада занималась разработкой ракетопланов и крылатых ракет, в том числе ракетопланом РП-1. В октябре 1931 года ГИРД испытал свой первый ракетный двигатель ОР-1 (опытный реактивный - первый).

В сентябре 1933 году на основании приказа заместителя наркома по военным и морским делам М.К. Тухачевского на базе Московской ГИРД и Ленинградской ГДЛ организуется первый в мире Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ). Его начальником стал И.Г. Клейменов, заместителем начальника - С.П. Королев. К моменту переезда ГДЛ из Ленинграда в Москву конструкции авиационных реактивных снарядов - осколочного РС-82 и осколочно-фугасного РС-132 - были почти полностью отработаны и доведены до промышленного освоения. Корпуса снарядов после перебазирования ГДЛ в Москву стали изготавливать не только на опытном заводе РНИИ, но и на ряде московских предприятий. Первые большие партии корпусов изготавливал завод № 70 им. Владимира Ильича. Встал вопрос об организации промышленного производства пороха и ракетных зарядов из него на действовавших пороховых заводах. Выбор пал на старейший в России пороховой завод № 6 им. Морозова, расположенный близ Шлиссельбурга.

В 1934 году под руководством С.А. Пивоварова был создан первый отечественный гироскопический прибор ГСП-1 для управления ракетами. В 1939 году этим же коллективом был создан новый гироскопический автомат стабилизации в трех плоскостях ГПС-3 (применен на ракете “212”) в составе двух гироскопов и других приборов. Рулевые машинки системы управления имели систему обратной связи, что существенно повышало качество управления летательными аппаратами.

С декабря 1936 года РНИИ переименовывается в НИИ-3, а в октябре 1938 года он передается в Народный комиссариат тяжелой промышленности. Первыми работами РНИИ стала отработка всех ракет, созданных в ГИРДе: “07”, “08” и др. В дальнейшем институт разрабатывал и испытывал ракеты различных конструкций со своими двигателями. В.П. Глушко был создан двигатель ОРМ-65, работающий на азотной кислоте и керосине. С этим двигателем в 1939 году была запущена с рельсовой направляющей управляемая крылатая ракета дальнего действия “212” со стартовой массой 165-230 кг и массой полезной нагрузки 35 кг. Дальность полета ракеты “212” составила 50-80 км. В том же году на полигоне в районе Ногинска были проведены летные испытания крылатой ракеты с тяжелого бомбардировщика ТБ-3. В РНИИ (НИИ-3) были созданы и другие управляемые ракеты различного назначения, такие как ракеты “216”, “217”, “301” и др.

В 1930-е годы вместе с РНИИ по созданию ракетной техники работали и другие научные и конструкторские организации: АвиаВНИТО, создавшее ракету “АвиаВНИТО” в 1938 году; ЛенГИРД, создавший в 1934 году одноименную ракету; Реактивная секция ЦС ОАХ и ОСК завода “Авиахим”, создавшие в 1938 году стратосферную ракету ВР-3 и др. организации.

После 1933 года из РНИИ вышла бывшая “группа Цандера”, из ее состава в Институте остался только Л.С. Душкин. На базе коллектива группы было создано новое КБ-7 во главе с Л.К. Корнеевым. В этом КБ были созданы экспериментальные ракеты Р-06, Р-03, АНИР-5, Р-05 и др. В 1939 КБ-7 было расформировано, а его оборудование было передано в НИИ-3.

Параллельно с отработкой авиационных реактивных снарядов были начаты работы по реактивным установкам для Сухопутных войск РККА. В феврале 1939 года в НИИ-3 была изготовлена 24-зарядная пусковая установка МУ-1. В апреле 1939 года был одобрен проект 16-зарядной самоходной реактивной пусковой установки МУ-2, после доработки и принятия на вооружение установка получила наименование - “боевая машина БМ-13”.

В августе 1939 года новое ракетное оружие впервые было применено с истребителей-ракетоносцев в боевой обстановке при разгроме японских войск на реке Халхин-Гол. За годы Великой Отечественной войны 1941-1945 годов гвардейские минометные части Красной Армии, так стали именоваться формирования, оснащенные реактивными установками, прошли большой путь развития. Они быстро увеличивались количественно, оснащались новыми пусковыми установками и реактивными снарядами, совершенствовались организационно. К концу войны советская реактивная артиллерия имела в своем составе 7 дивизий, 11 отдельных бригад, 114 отдельных полков, 38 отдельных дивизионов, в которых насчитывалось более 3 тыс. боевых машин, не считая большого числа рамных станков для пуска тяжелых реактивных снарядов.

В годы войны работы по ракетной тематике активно не проводились, основные кадры отечественной ракетной промышленности находились в Спецбюро НКВД и занимались разработками, нацеленными на текущие нужды фронта. Тем не менее, в августе 1941 года С.П. Королев, находившийся в ЦКБ-29, предложил для вооружения фронтовых бомбардировщиков Ту-2 использовать крылатые авиаторпеды АТ весом в 200 кг и дальностью стрельбы до 65 км, оснащенные жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) или прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД). В 1944 году С.П. Королевым, работавшим в Спецбюро НИИ-3 (КБ завода № 16), были подготовлены предложения по двум ракетам дальнего действия: твердотопливной неуправляемой баллистической ракете Д-1 со стартовым весом 1100 кг, массой боевой части 200 кг и дальностью стрельбы 12-13 км; твердотопливной управляемой крылатой ракете Д-2 со стартовым весом 1200 кг, массой боевой части 200 кг и дальностью стрельбы 20-70 км.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

До начала Второй Мировой войны работы по ракетной технике велись во многих развитых странах, включая США, Германию, Англию. В ходе войны практически во всех армиях мира появились реактивные установки, велась работа по управляемым ракетам. Начиная с 1942 года руководство нацистской Германии взяло курс на достижение технического превосходства над странами Антигитлеровской коалиции. Исследования, проведенные немецкими учеными и инженерами, показали, что для выполнения такой задачи наиболее важным является создание реактивных самолетов и дистанционно управляемых аппаратов - ударных ракет. К июню 1942 года были определены основные летно-технические данные одного из первых образцов подобных аппаратов — самолета-снаряда *Fi 103 Kirschkern* (“Вишневая косточка”). В том же году, 24 декабря, *Kirschkern* впервые стартовал с катапульты и пролетел 3 километра. После перехода на катапульту, работающую на перекиси водорода, в 1943 году дальность полета *Fi 103* достигла 243 километра. Однако к его боевому применению приступили только через год. Первый обстрел Лондона самолетами-снарядами *Fi 103* состоялся в ночь с 12 на 13 июня 1944 года. Двумя неделями позже - 25 июня - немецкое радио сообщило о новом оружии, названном *Vergeltungswaffe (V-1)* - Оружие возмездия-1. Относительно малые скорость и дальность полета, низкая надежность, громоздкость стартовых установок сильно ограничили его эффективность. Практически параллельно с 1942 года в Германии велись работы по созданию управляемой баллистической ракеты дальнего действия *A-4*, с дальностью стрельбы 300 км. В дальнейшем на заводах Германии было развернуто ее массовое производство под названием *Vergeltungswaffe-2 (V-2)* - Оружие возмездия-2. В 1944-1945 годах ракеты *V-2 (A-4)* применялись для обстрела объектов на территории Англии. Было выпущено 4320 снарядов *V-2*.

Применение немецкой армией нового вида оружия показало его возможности, а изучение союзниками захваченных образцов позволило оценить техническое совершенство, достоинства и недостатки, а также и возможности национальных средств по противодействию перспективным ракетным системам. После окончания Великой Отечественной войны с учетом опыта ведения боевых действий значение управляемого ракетного оружия различного назначения было высоко оценено и в Советском Союзе.

Серьезные работы по ракетам дальнего действия начались в СССР с 1944 года, когда специалисты НИИ-3 и других организаций начали изучать отдельные образцы трофейной немецкой ракетной техники, захваченные на испытательных полигонах при освобождении Польши. При изучении техники выяснилось, что немцы обладали ракетными двигателями, имеющими в 8-10 раз большую тягу, чем отечественные. Немецкие двигатели работали на этиловом спирте и жидком кислороде, тогда как у нас в качестве топлива использовались азотная кислота и керосин. По частям удалось собрать практически все составляющие БРДД “Фау-2” за исключением аппаратуры радиоуправления.

После окончания Великой Отечественной войны в советской зоне оккупации Германии в 1945-1946 годах была развернута работа по сбору технической информации и изучению технологий производства различного вооружения в фашистской Германии. Для изучения вопросов ракетостроения была сформирована комиссия в составе 284 человек.

В Германии под руководством советских специалистов было развернуто несколько советско-германских институтов и заводов для восстановления документации и образцов ракетной техники.

Институт “*Raketen Bau*” (“Рабе”, г. Блейхероде, Тюрингия) функционировал в 1945-1946 годах. Работами более 200 сотрудников руководили А.М.Исаев и Б.Е.Черток. На базе оборудования института был сформирован специальный поезд, который позднее использовался при проведении испытаний ракетного оружия в СССР. Задачей института систем управления (расчетно-техническое бюро по вопросам баллистики, руководитель - Тюрин Г.А.) было восстановление телеметрической системы управления “Мессина” ракет “Фау-2”. Институт “Нордхаузен” возглавляли Л.М.Гайдуков и С.П.Королев. Изучение вопросов предстартовой подготовки и пуска ракет возлагалось на институт “Выстрел” (С.П.Королев и Воскресенский). После изучения наземных стендов для огневых испытаний и отработки двигателей (работы возглавляли А.М.Исаев и А.В.Палло) в Лехестене они были демонтированы и перевезены в СССР.

На заводе №1 в Зоммерде (Эрфурт), где производились корпуса ракет, работало советско-германское конструкторское бюро под руководством В.С.Будника и В.П.Мишина. Завод №2 “Монтанья” в Нордхаузене (В.П.Глушко) должен был восстановить технологию производства двигателей. На заводе №3 в Кляйн Бодунтен восстанавливались технология и оборудование для сборки ракет “Фау-2”. Аппаратура системы управления восстанавливалась на заводе №4 в Зондерхаузене. Институт “Берлин” восстанавливал материалы по ракетам ПВО (В.П.Бармин, Г.Н.Тюлин).

В Германии были исследованы полигон и испытательный центр Пенемюнде (о.Узедом), подземный завод по производству ракет “Фау-2” “Миттельферк” в Нордхаузене. Группы специалистов были направлены в Чехословакию на заводы в Брно и в Прагу для изучения немецких технических архивов.

Создание Ракетных войск

13 мая 1946 года вышло Постановление Совета министров (СМ) СССР №1017-419 “Вопросы реактивного вооружения”, которое на долгие годы определило направления развития ракетной техники в Советском Союзе.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

По Постановлению был образован Специальный Комитет по реактивной технике при СМ СССР. На Комитет возлагались наблюдение и контроль во всех ведомствах за научно-исследовательскими, конструкторскими и практическими работами по реактивному вооружению. В Постановлении определялась, как первоочередная задача - воспроизведение с применением отечественных материалов, ракет типа ФАУ-2 (дальнобойной управляемой ракеты) и "Вассерфаль" (зенитной управляемой ракеты). Постановлением также были определены головные министерства по разработке и производству реактивного вооружения:

- Министерство вооружения - по реактивным снарядам с ракетными двигателями на жидком топливе (ЖРД);
- Министерство сельскохозяйственного машиностроения - по реактивным снарядам с пороховыми двигателями;
- Министерство авиационной промышленности - по реактивным самолетам - снарядам.

По Постановлению от 13 мая 1946 года создавались НИИ-88 (в настоящее время ЦНИИмаш - головной институт в ракетно-космической промышленности) в Министерстве вооружения на базе артиллерийского завода №88 в Подлипках под Москвой (размещавшийся до войны на этой территории артиллерийский завод №8 имени М.И.Калинина был эвакуирован в Свердловск); НИИ пороховых реактивных снарядов (НИИ-1, с января 1967 года Московский институт теплотехники - МИТ) на базе ГЦКБ-1 и КБ на базе филиала №2 НИИ-1 МАП в Минсельхозмаше; ОКБ-456 (в настоящее время НПО энергетического машиностроения имени акад. В.П.Глушко) для разработки ЖРД в Министерстве авиационной промышленности в подмосковных Химках на базе авиазавода №84 и филиала НИИ-1 МАП, НИИ-627 для разработки электрооборудования баллистических ракет, а также другие предприятия ракетной промышленности. В Министерстве Вооруженных Сил создавался НИИ ГАУ и Государственный Центральный полигон (ГЦП). В мае 1946 года создается управление реактивного вооружения Главного артиллерийского управления Вооруженных Сил, первым начальником которого стал генерал-майор А.И.Соколов. 15 августа 1946 года на территории Германии было сформировано первое в Советской Армии ракетное соединение - бригада особого назначения (БОН), которая приступила к изучению немецкой ракеты V-2 (ФАУ-2). С 3 по 28 августа 1947 года бригада была передислоцирована в село Капустин Яр. В 1948 году бригада стала именоваться 92-ой БОН, а с декабря 1950 года 22-ой БОН РВГК (впоследствии 24 гвардейская ракетная дивизия).

27 июля 1947 года вышло Постановление СМ СССР, которое определило место дислокации Государственного Центрального полигона №4 (ГЦП) - поселок Капустин Яр. Строительством полигона занимались 2, 12 и 14 инженерно-строительные бригады. На основании опыта изучения немецких одноступенчатых баллистических ракет дальнего действия (БРДД) А-4 (ФАУ-2) и для отработки технологии их сборки на заводах отечественной промышленности и на заводах на территории оккупированной Германии было собрано небольшое количество ракет А-4. Такая ракета 18 октября 1947 года успешно стартовала с ГЦП №4, а 10 октября 1948 года успешно была запущена первая отечественная управляемая баллистическая ракета (БР) Р-1 (8А11, объект "Волга"), созданная в 3-м отделе НИИ-88 под руководством главного конструктора С.П.Королева на базе конструктивных решений ракеты А-4. Ракета Р-1 имела дальность стрельбы 270 км. Ее двигатель РД-100 был создан в ОКБ-456 под руководством главного конструктора В.П.Глушко, инерциальная система управления - в коллективе НИИ-885 под руководством главного конструктора Н.Д.Пилюгина, стартовое и заправочное оборудование - СКБ "Спецмаш" (СКБ завода "Компрессор", которое во время Великой отечественной войны спроектировало практически все пусковые установки - боевые машины для отечественных реактивных установок) главного конструктора В.П.Бармина, командные приборы - в НИИ-10 главного конструктора В.И.Кузнецова. Как и прототип ФАУ-2, ракета Р-1 имела неотделяющуюся головную часть и подвесные топливные баки. Применение неотделяемой головной части требовало стабилизации ракеты не только при старте и в полете, но и при входе в плотные слои атмосферы, для чего на ней в хвостовой части были установлены четыре мощных аэродинамических стабилизатора.

В августе 1946 года Решением спецкомитета по реактивной технике при СМ СССР НИИ-49 МСП была поручена организация подразделения по разработке командных гироскопических приборов для реактивного вооружения. В последующие годы в НИИ-49 были разработаны командные гироскопические приборы для баллистических ракет дальнего действия: Р-1, Р-2 и Р-3 (главные конструкторы ККГП - С.Е.Фролов, В.П.Арефьев, Ю.А.Щербаков). Для баллистической ракеты средней дальности Р-14 под руководством В.П.Арефьева был создан ККГП "Корунд". Со второй половины 1950-х годов был НИИ-49 подключен к созданию командных приборов морских баллистических ракет Р-11ФМ, Р-13, Р-21 и др.

В сентябре 1949 года начались летные испытания усовершенствованной БР Р-2 (8ЖЗ8), созданной в 3-м отделе НИИ-88 и имеющей дальность стрельбы до 600 км. Разработка ракеты Р-2 началась в 1948 году. В ракете применена отделяющаяся головная часть, бак горючего выполнен несущим, в систему управления дополнительно введена боковая радиокоррекция для улучшения точности стрельбы. Это позволило уменьшить сектор возможных пусков с 45° у Р-1 до 1°40' у Р-2 и значительно облегчило регистрацию траектории ракеты и поиск зоны ее падения в ходе проведения полигонных испытаний.

В 1950 году на базе 3-го отдела НИИ-88 образовано особое конструкторское бюро №1 (ОКБ-1), возглавляемое С.П.Королевым (ОКБ-1 выделено из состава НИИ-88 в августе 1956 года).

Отечественные стратегические ракетные комплексы

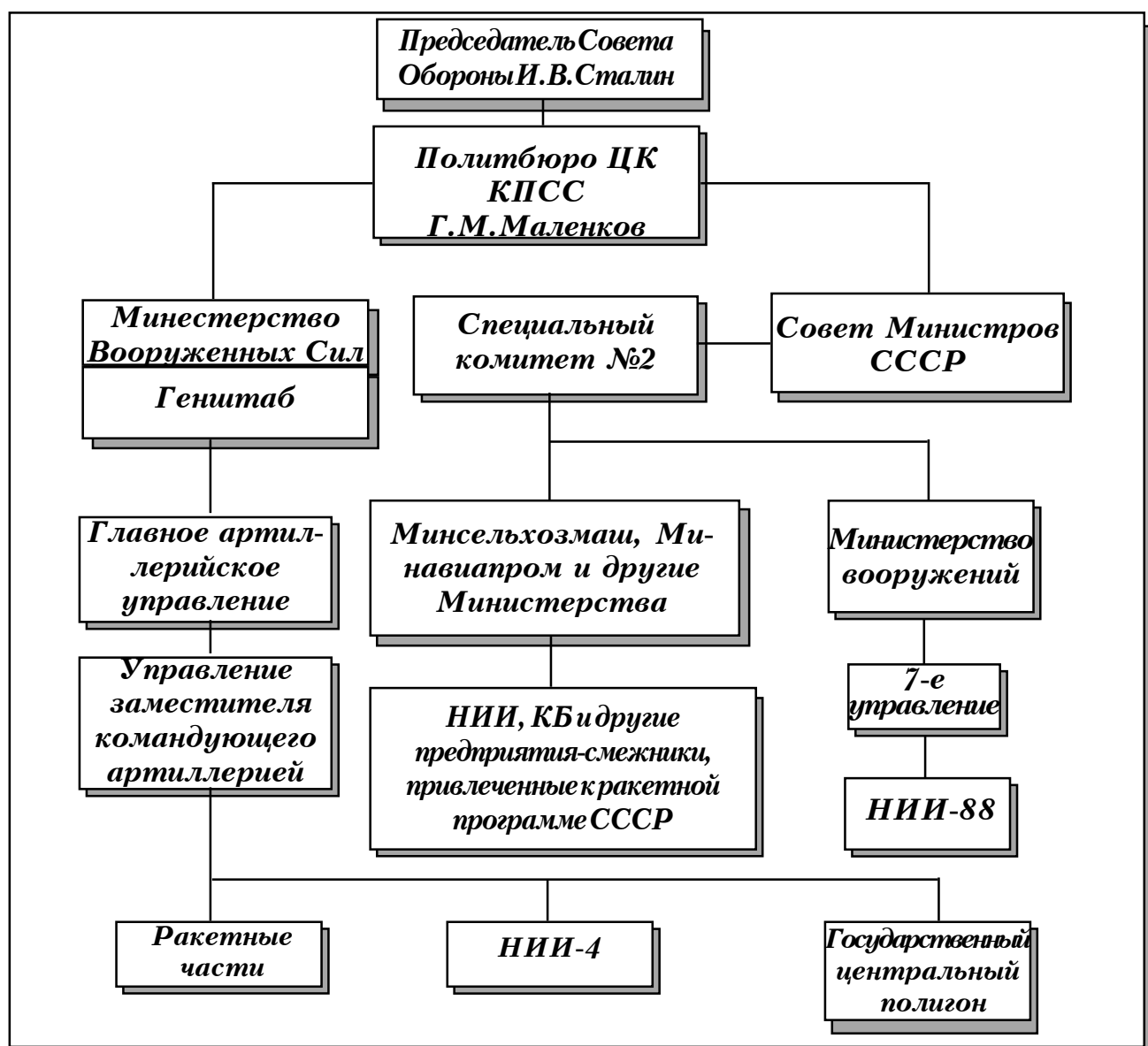


Схема организации Государственной ракетной программы СССР, принятой в 1946 году

В ноябре 1950 года, после успешных испытаний, комплекс с ракетой Р-1 принимается на вооружение, в декабре того же года на ГЦП формируется второе ракетное соединение - 23-я БОН РВГК с подчинением командующему Донского военного округа, а с 1951 года - начальнику ГЦП-4. Местом дислокации бригады стал г. Камышин Волгоградской области. В ноябре 1951 года принимается на вооружение ракетный комплекс с ракетой Р-2. В 1952 году 22-я и 23-я БОН РВГК принимают на вооружение и начинают осваивать в эксплуатации ракетный комплекс с БР Р-2.

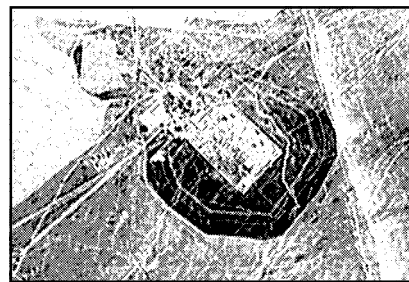
В качестве топлива на ракетах Р-1 и Р-2 использовались жидкий кислород и водный раствор этилового спирта. Боевые части ракет имели вес 1-1,5 т и снаряжались обычным взрывчатým веществом. Время подготовки ракет к старту составляло до шести часов. В состав средств наземного технического обслуживания комплекса входило более 20 специальных машин и агрегатов. До появления на отечественных ракетах ядерных боевых частей, в 1953 году для повышения боевого воздействия на противника была испытана опытная ракета Р-2 с головной частью "Герань", снаряженной радиоактивной жидкостью, распыляемой над территорией противника при подрыве. Подобные работы проводились в Германии во время войны. В конце 1950-х годов документация и образцы ракетного комплекса с ракетой Р-2 были переданы в Китайскую народную республику, ракета Р-2 в дальнейшем долго эксплуатировалась Китайской народной армией.

Для организации серийного производства ракет Р-1 и Р-2 Постановлением СМ СССР от 9 мая 1951 года "О передаче Министерству вооружения Днепропетровского автомобильного завода, ... и об организации серийного производства ракет" был образован Государственный союзный завод №586, директором был назначен Г.М. Григорьев, а с июня 1952 года - Л.В. Смирнов.

Первоначально серийное производство ракет Р-1 предполагалось развернуть на заводе №66 в городе Златоуст.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Выделенное из завода в самостоятельную организацию СКБ-385 должно было развернуть работы по конструкторской и технологической подготовке производства ракет Р-1. В этом СКБ также выполнялись работы по созданию облегченных вариантов ракеты Р-1 с целью увеличения ее дальности. Один из проектов, вариант ракеты - 50Р, предусматривал создание ракеты с несущими баками из трехслойной оболочки с пластмассовым вспенивающим наполнителем. Другой вариант - ракета 50РА, предусматривал создание средней части изделия, аналогично авиационным конструкциям, из клееной древесины. Серийное производство ракет Р-1 и ее модификаций так и не было развернуто на заводе №66, а документация, в дальнейшем, была передана на завод №586. Конструкторское бюро СКБ-385 было переориентировано на работы по оперативно-тактическим ракетам типа Р-11, Р-11М и Р-17, а также по разработке и внедрению в серийное производство морских баллистических ракет Р-11ФМ, Р-13. В дальнейшем СКБ-385 (КБ машиностроения), возглавляемое В.П.Макеевым, стало основным разработчиком морских баллистических ракет для подводных лодок ВМФ.



Вид из космоса на позицию ракет Р-5М (ОРТ, апрель 1998 года)

В связи с оснащением Советской Армии управляемым ракетным оружием и, в частности, БРДД с 1952 года началось формирование арсеналов ракетного вооружения. С 1952 года по 1960 год были сформированы арсеналы под населенными пунктами: Михайленки (31 декабря 1992 года передан МО Украины), Кариан-Строганов (в 1982 году передан в ГУКОС), Столбцы (31 декабря 1992 году передан МО Белоруссии), Жеребково (31 декабря 1992 года передан МО Украины), Суроватиха, Пибаньшур и Хризолитовый.

В 1952 году на ГЦП были сформированы новые 54-я и 56-я БОН РВГК. В марте 1953 года на ГЦП формируются новые ракетные соединения: 77-я и 80-я инженерные бригады РВГК, которые в дальнейшем были переведены на места постоянной дислокации под Белокоровичи Житомирской области, а 22-я, 23-я, 54-я и 56-я БОН были переименованы соответственно в 72-ю, 73-ю, 85-ю и 90-ю инженерные бригады РВГК. До 1955 года все эти бригады были вооружены ракетами Р-1 и Р-2, а с 1957 года они стали перевооружаться на стратегические ракеты средней дальности (Р-5М и Р-12). После формирования и обучения 72-я инженерная бригада РВГК передислоцирована под г. Медведь Новгородской области, а 90-я инженерная бригада РВГК на территорию Киевского военного округа.

Разработка ракетного комплекса с ракетой Р-3 (8А67) началась в 1947 году по Государственному плану развития отечественного ракетостроения. В 1949 году научными и конструкторскими организациями ракетной отрасли были выполнены темы: “Исследование условий работы РДД, их агрегатов и аппаратуры в полете” и “Исследование принципов и методов проектирования ракет большой дальности”, направленные на обеспечение разработок стратегических ракет. После защиты эскизного проекта ракеты Р-3 в 1949 году, в 1950-1951 годах в рамках темы Н-1 продолжились поиски путей создания стратегических ракет. Трудности с созданием кислородно-керосиновых двигателей вынудили перейти на разработку новой ракеты на базе конструктивно-компоновочных решений проекта Р-3А, которая получила индекс Р-5.

Для организации работы группы немецких специалистов в области ракетной техники, вывезенных из Германии после войны, в составе ОКБ-1 НИИ-88 был организован специальный филиал №1. Филиал №1 в 1946-1953 годах разработал ряд проектов ракет с дальностью стрельбы 2000-3000 км, среди них баллистические ракеты Г-2 (Р-12) и Г-4 (Р-14), крылатая ракета Г-5 (Р-15) и ряд других проектов. Ни один из немецких проектов не был реализован и в середине 1950-х годов немцы были полностью освобождены и отправлены в ГДР.

На базе проекта ракеты Р-3А в 1951 году был разработан проект ракеты средней дальности Р-5, а с использованием немецкого опыта по зенитной ракете “Вассерфаль” с ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива была спроектирована малогабаритная долгохранящаяся в заправленном состоянии ракета Р-11. В 1953 году на ГЦП-4 начались испытания ракет: Р-5 (8А62) с дальностью стрельбы 1000-1200 км и малогабаритной Р-11 (8А61) с дальностью стрельбы 170 км. Обе ракеты создавались в ОКБ-1 НИИ-88 под руководством главного конструктора С.П.Королева и имели обычные головные части. На ракете Р-5 оба бака стали несущими, она оснащалась обычной отделяемой в полете головной частью и дополнительными отделяемыми головными частями (всего на корпус ракеты навешивалось до четырех дополнительных зарядов). Производство ракет Р-5 было организовано на заводе №586. В 1961 году они сняты со снабжения Советской Армии. До появления ядерных головных частей для ракеты Р-5 создавалась головная часть “Генератор-5” с радиоактивной жидкостью.

В связи с необходимостью более широкой координации работ по созданию и развертыванию ракетной техники - ракет-носителей ядерного оружия в Министерстве обороны 23 апреля 1953 года было сформировано Управление заместителя командующего артиллерией по специальной технике на базе Управления реактивного вооружения ГАУ. В промышленности на основании Постановления СМ СССР от 10 апреля 1954 года отдел главного конструктора завода №586 был преобразован в особое конструкторское бюро №586 (ОКБ-586, с 1966 года - КБ “Южное”), главным конструктором и начальником КБ был назначен М.К.Янгель.

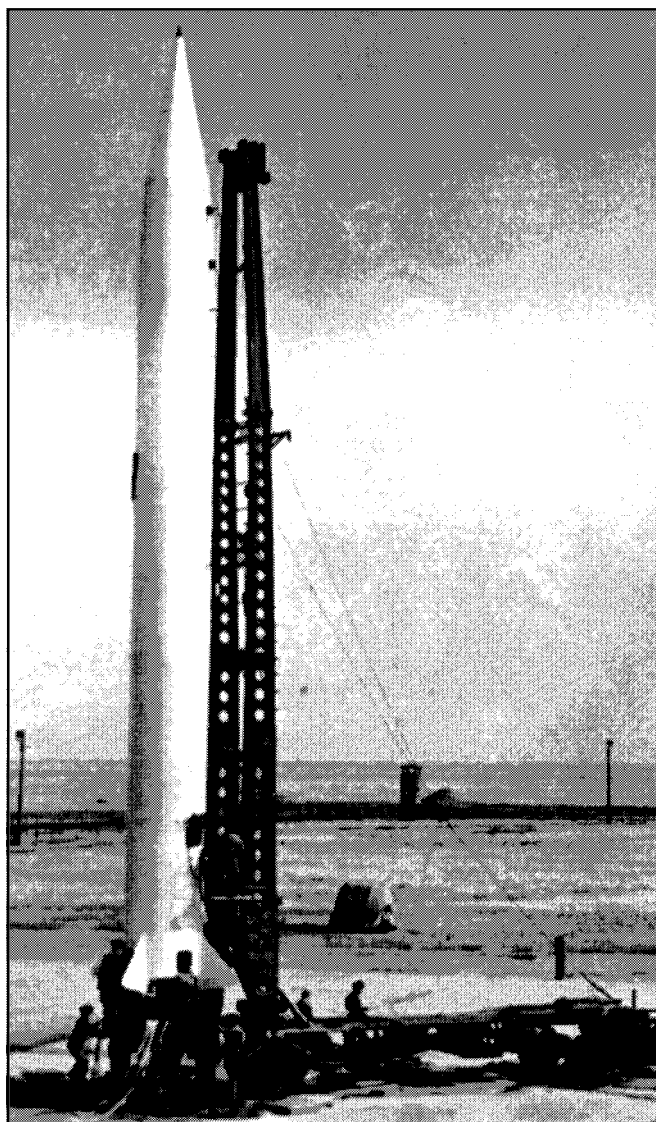
В марте 1955 года вводится должность заместителя Министра обороны по специальному вооружению и

Отечественные стратегические ракетные комплексы

реактивной технике, на которую был назначен Главный маршал артиллерии М.И.Неделин. В июне 1955 года создается Штаб реактивных частей.

Первые работы по созданию отечественных межконтинентальных баллистических ракет проводились организациями ракетной промышленности и министерства обороны на основе изучения немецкого опыта ракетостроения. В марте 1946 года С.П.Королев сделал доклад "Восстановление и разработка проекта ракеты А-9". В дальнейшем, в 1949 году на базе пакета из трех ракет средней дальности Р-3, находящейся в разработке, сотрудником 4 НИИ МО М.К.Тихоновым было предложено создать отечественную межконтинентальную баллистическую ракету. В период 1950-1952 годов проводились работы по теме Н-3, в которой рассматривались различные типы ракет дальнего действия, включая баллистические и крылатые ракеты, в том числе и составные, с дальностью стрельбы 5000-10000 км и массой боевой части 1-10 тонн. Дальнейшим продолжением работ по созданию ракет межконтинентальной дальности стали темы Т-1 и Т-2, заданные Постановлением СМ от 13 февраля 1953 года. По теме Т-1, посвященной обеспечению создания МБР, предусматривались исследования различных схем компоновки двухступенчатых баллистических ракет с дальностью стрельбы 7000-8000 км, головной организацией было определено ОКБ-1 НИИ-88. По теме Т-2, посвященной созданию нескольких вариантов межконтинентальных крылатых ракет (МКР) были определены основные исполнители: НИИ-1, ОКБ-301, ОКБ-23 (все из МАПа). Для выполнения работ по теме Т-2 из НИИ-88 были переведены в авиационные конструкторские бюро специалисты по крылатым ракетам и системам астронавигации. По результатам темы Т-1, в дальнейшем был разработан проект первой отечественной МБР Р-7, а тема Т-2 послужила основой при создании МКБ "Буря" и "Буран".

Для обеспечения готовящихся испытаний отечественных МБР 12 февраля 1955 года вышло Поста-



Установка ракеты Р-5М на пусковой стол установщиком 8У211

новление СМ СССР о создании 5-го Научно-исследовательского испытательного полигона МО (НИИП-5, Байконур, в 1982 году передан ГУКОС) и Отдельной научно-испытательной станции на Камчатке (Ключи). Первоначально для размещения испытательного полигона предлагалось несколько подходящих мест: на территории Марийской АССР, Дагестанской АССР, Астраханской области и Кзыл-Ординской области Казахстана, вблизи поселка Тюра-Там. Для строительства полигона на заседании Совета Министров был выбран поселок Тюра-Там, где вскоре силами военных строителей началась крупнейшая стройка. В настоящее время весь мир его знает под названием "космодром Байконур", а военные называют "Тюра-Там".

В мае 1955 года на базе артиллерийской бригады РВГК Воронежского военного округа формируется 233-я инженерная бригада РВГК, на вооружении которой был ракетный комплекс оперативно-тактического назначения с БР Р-11.

В 1958 году 77-я, 90-я и 233-я инженерные бригады РВГК с ракетами оперативно-тактического назначения передаются в состав Сухопутных войск. В подчинении заместителя Министра обороны по специальному вооружению и реактивной технике остаются только части, вооруженные ракетами большой дальности (свыше 1000 км), ставшие основой Ракетных войск стратегического назначения (РВСН).

Стратегические ракетные комплексы первого поколения (1955-1963 годы) и развитие ракетных войск в этот период

В 1946 году по Постановлению СМ СССР от 21 июня 1946 года №1286-525 в Горьковской области в городе Арзамас-16 было создано особо секретное КБ-11, научным руководителем и главным конструктором, которого был назначен Ю.Б.Харитон. Конструкторскому бюро поручалось разработка первых отечественных ядерных

Отечественные стратегические ракетные комплексы

боеприпасов. В 1947-1949 годах в районе г. Семипалатинска создается полигон для испытаний ядерного оружия. Благодаря самоотверженному труду ученых-атомщиков, конструкторов, а также привлечения значительного научно-производственного потенциала многих отраслей промышленности в СССР была создана и испытана 29 августа 1949 года первая атомная бомба РДС-1. 12 августа 1953 года на Семипалатинском полигоне была успешно испытана термоядерная бомба РДС-6, обладающая в десятки раз большей мощностью, чем атомная. В связи поступлением на вооружение Советской Армии ядерного оружия к началу 1954 года при некоторых авиационных бомбардировочных полках на аэродромах ВВС для сборки ядерных бомб и подвески их на первые отечественные самолеты-носители Ту-4 были сформированы и подготовлены специальные подразделения - ремонтно-технические базы (РТБ). На Тоцких учениях, проводившихся в августе-сентябре 1954 года, впервые в истории Советских Вооруженных Сил была доставлена на боевом самолете-носителе Ту-4А и взорвана атомная бомба РДС-3.

Успешное испытание и отработка боевого применения в СССР ядерного и термоядерного оружия, а также освоение Советской Армией ракетного комплекса с ракетой дальнего действия Р-5 с дальностью стрельбы 1000 км были созданы предпосылки к созданию стратегических ракетно-ядерных систем.

Первым стратегическим ракетным комплексом стал РК с баллистической ракетой Р-5М (8К51). Ракета была разработана в ОКБ-1 (гл. конструктор С.П. Королев), на базе конструкции ракеты Р-5 с установкой на нее ядерной боевой части и специальной аппаратуры. В августе-ноябре 1955 года были проведены пять пусков ракеты Р-5М с опытными образцами действующих макетов ядерных зарядов. 2 февраля 1956 года ракета Р-5М была испытана с боевым ядерным зарядом. Комплекс с ракетой Р-5М, оснащенной ядерной боеголовкой, принят на вооружение в 1956 году. В 1956 году были созданы первые РТБ для ракет, тогда же при инженерных бригадах РВГК были сформированы сборочные бригады. С 1956 года в воинские части начали поступать первые ядерные боевые части для ракет Р-5М. Ракетный комплекс имел незащищенную наземную пусковую установку (пусковой стол), время подготовки его к старту измерялось часами. Комплекс имел сложную систему управления ракетой (инерциальную с радиокоррекцией). Все это не позволило развернуть ракеты Р-5М в достаточном количестве - было произведено 48 ракет. На приведение ядерного заряда в боевую готовность первоначально требовалось около 30 часов, в дальнейшем за счет совершенствования конструкции головной части, улучшения организации работ и повышения выучки личного состава время подготовки сократилось до 5-6 часов.

Ракетами Р-5М были вооружены инженерные бригады РВГК: 77-я и 80-я в Житомирской области, 72-я под с. Медведь Новгородской обл., 73-я под г. Камышин, 85-я на ГЦП-4 (Капустин Яр), 90-я в киевском военном округе. После реорганизации ракетных частей, бригады были переформированы в ракетные полки. Первые четыре отдельных ракетных полка с БР Р-5М, сформированные на базе инженерных бригад РВГК, заступили на боевое дежурство в мае и октябре 1959 года под городом Симферополь, под городом Гвардейск (бывшая 72-я бригада), под Славутой и у поселка Манзовка под Уссурийском. В дальнейшем были приняты на вооружение стратегические комплексы средней дальности с ракетами Р-12, Р-14 на долгохранящихся компонентах топлива и с автономной системой управления, которые развертывались в 1958-1964 годах, с числом пусковых установок до 600 единиц.

С 13 сентября 1958 года на полигоне ГЦП-4 проводился первый показ руководителям государства ракетной техники. Им были продемонстрированы пуски ракет Р-12, Р-11М, крылатых и баллистических ракет. После показа ракетной техники руководитель государства Н.С. Хрущев подчеркнул, что ракеты могут быть грозным и надежным шитом Родины. Это заявление по сути означало, что должен появиться новый вид Вооруженных Сил СССР.

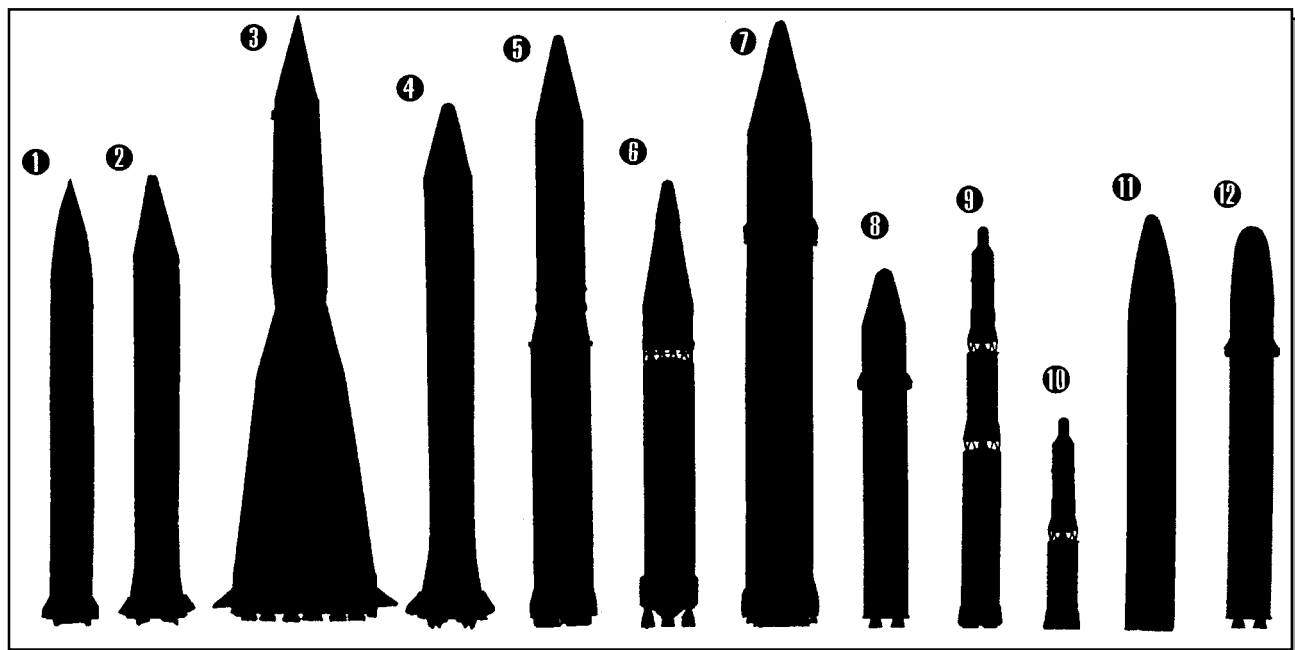
17 декабря 1959 года вышло Постановление СМ СССР № 1384-615 "Об учреждении должности Главнокомандующего ракетными войсками в составе Вооруженных сил СССР", которым был создан новый вид вооруженных сил СССР - Ракетные войска (в настоящее время Ракетные войска стратегического назначения). Первым Главкомом был назначен Главный маршал артиллерии М.И. Неделин, его первым заместителем стал генерал-лейтенант танковых войск В.Ф. Толубко. При главкоме создавался аппарат в составе:

- Главный штаб ракетных войск;
- Главное управление ракетного вооружения;
- 12 Главное управление МО СССР;
- Управление боевой подготовки и военно-учебных заведений;
- начальник тыла с аппаратом.

В составе Ракетных войск предполагалось иметь комплексы стратегических ракет средней и межконтинентальной дальности. Ракеты средней дальности должны были быть сведены в ракетные бригады трех-четырёх полкового состава и ракетные дивизии пяти-шести полкового состава. МБР предполагалось сводить в бригады в составе шести-восьми стартов, а в дальнейшем, по мере увеличения количества вводимых в эксплуатацию стартов, объединять в ракетные корпуса.

31 декабря 1959 года министр обороны СССР Маршал Советского Союза Р.Я. Малиновский подписал приказ, в котором был определен перечень частей и учреждений, переходящих в подчинение главнокомандующего Ракетными войсками. Основой для образования Ракетных войск стратегического назначения стали первые

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Отечественные стратегические ракеты первого и второго поколений (1955-1973 годы):

1 - ракета средней дальности Р-5М; 2 - ракета средней дальности Р-12; 3 - МБР Р-7; 4 - ракета средней дальности Р-14; 5 - МБР Р-16; 6 - МБР Р-9А; 7 - МБР Р-36; 8 - МБР УР-100; 9 - МБР РТ-2П; 10 - ракета средней дальности РТ-15; 11 - МБР РТ-20П; 12 - МБР УР-100К

ракетные соединения резерва Верховного Главнокомандования, полигоны, арсеналы, научно-исследовательские учреждения, штаб реактивных частей и другие органы управления, подчиненные заместителю министра обороны СССР по специальному вооружению и реактивной технике.

В декабре 1959 года был сформирован Главный штаб Ракетных войск, Центральный командный пункт Ракетных войск с узлом связи и другие структурные подразделения. В состав Ракетных войск были включены инженерные полки и бригады РВГК, ракетные полки и управления трех авиационных дивизий из состава Военно-воздушных сил. Началось оснащение ракетных частей новой техникой.

Ракетные комплексы с БР Р-12 и Р-14 созданы в ОКБ-586 под руководством главного конструктора М.К.Янгеля. Они имели соответственно дальность стрельбы 2000 и 4500 км. Обе ракеты были одноступенчатыми, с отделяющимися, как и на всех последующих стратегических БР, ядерными головными частями. На ракете Р-12 устанавливался первый для ракет термоядерный заряд, по мощности превосходящий заряд Р-5М в 16 раз. На Р-12 использовалось топливо: окислитель АК-27И и горючее - керосин ТМ-185, а на Р-14 окислитель АК-27И и горючее - несимметричный диметилгидразин (НДМГ, первоначально именовался "гептил"). На ракете Р-14 в системе управления впервые в отечественном ракетостроении была применена гиросtabilизированная платформа.

Первые полки с БР Р-12 заступили на боевое дежурство в мае 1960 года под г.Слоним, под Новогрудком, под г.Пинск, под Гензалы и г.Плунге, а с БР Р-14 в январе 1962 года под г.Глуховым и г.Прискуле. Серийное производство ракет Р-12 и Р-14 было организовано на заводе №586 в г.Днепропетровске (в настоящее время ПО "Южный машиностроительный завод") и Омском заводе №166 (в настоящее время ПО "Полет").

Первой отечественной МБР стала, испытанная в 1957 году, ракета Р-7 (8К71), которая принята на вооружение в 1960 году в модификации Р-7А. Ракета и ракетный комплекс были созданы в ОКБ-1 под руководством С.П.Королева. Ракета Р-7 была двухступенчатой, выполнена по схеме пакета и состояла из пяти блоков: одного центрального (вторая ступень) и четырех боковых (первая ступень). Двигатели всех пяти блоков запускались одновременно на земле. После старта и отработки боковые блоки отделялись, а центральный - вторая ступень продолжал работать до подачи команды с системы управления. В качестве горючего использовался керосин Т-1, в качестве окислителя - жидкий кислород.

В январе 1957 года было принято Постановление о строительстве двух объектов "Волга" и "Ангара" для ракетных частей. Объект "Ангара", как боевая позиция для межконтинентальных ракет Р-7, был создан в районе города Плесецк, а объект "Волга" под Салехардом. В 1958-1959 годах формируются первые соединения МБР под условным наименованием "Учебный артиллерийский полигон" (УАП) под городами: Киров, Тюмень, Владимир, Благовещенск. Объект "Ангара" также получил наименование "Учебный артиллерийский полигон".

В 1956 году в качестве альтернативной МБР Р-7 главным конструктором ОКБ-456 В.П.Глушко был выдвинут проект ракеты Р-8 с долгохранящимся горючим - несимметричным демитилгидразином (НДМГ), поддержанный маршалом М.И.Неделиным и отвергнутый С.П.Королевым. В дальнейшем высокотоксичное и энергоемкое

Отечественные стратегические ракетные комплексы

топливо - НДМГ стало основным для отечественных баллистических ракет с ЖРД наземного и морского базирования.

Для улучшения боевых и эксплуатационных свойств ракеты Р-7 был разработан модернизированный комплекс с ракетой Р-7А (8К74). Эта ракета имела новую, более совершенную систему радиоуправления с упрощенной наземной аппаратурой и новую головную часть меньшей массы. Дальность ракеты Р-7А была увеличена с 9000 до 9500 км. Серийное производство ракет Р-7 (в дальнейшем ракет Р-7А и космических ракет-носителей на их базе) с 1958 года было поручено Куйбышевскому авиационному заводу №1, который до этого производил истребители МиГ-15 и МиГ-17, фронтовые бомбардировщики Ил-28 и дальние бомбардировщики Ту-16. Для организации серийного производства ракет при заводе был создан филиал №1 ОКБ-1, который возглавил ведущий конструктор ракеты Р-7 Д.И. Козлов. В начале 1960-х годов на базе филиала было создано Центральное специализированное конструкторское бюро (ЦСКБ).

На объекте "Ангара" в декабре 1959 года был сдан в эксплуатацию первый ракетный комплекс с ракетами Р-7. Ракетные комплексы с МБР Р-7 (Р-7А) имели наземные стационарные незащищенные ПУ, которых было построено 6 единиц из них 2 - на НИИП-5 в Казахстане и 4 - под Плесецком (объект "Ангара" - с 9 февраля 1959 года "3-й учебный артиллерийский полигон"). 1 января 1960 года заступила на боевое дежурство боевая стартовая станция под Плесецком. В дальнейшем ракета Р-7А стала основой для создания космических ракет-носителей типа "Восток", "Союз", "Молния".

В конце 1950-х - начале 1960-х годов в ОКБ-1 было разработано несколько проектов МБР 8К73, 8К711, 8К712, в частности ракета 8К73 с горючим - несимметричным демитилгидразином.

В качестве альтернативного пути создания ракет межконтинентальной дальности для доставки термоядерных головных частей в Советском Союзе проводились работы по межконтинентальным крылатым ракетам (МКР), начатые еще в начале 1950-х годов по теме Т-2.

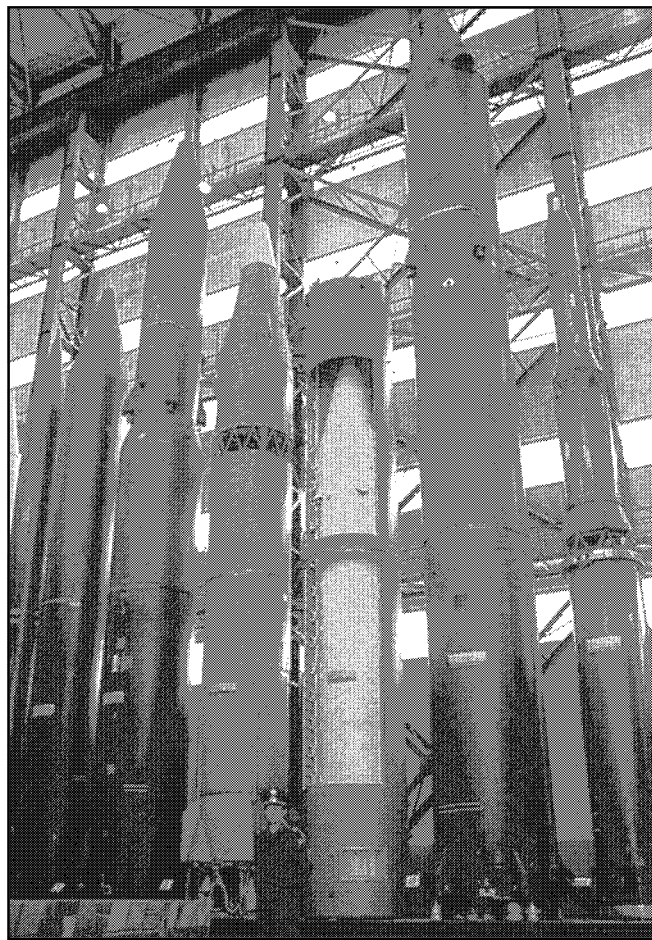
С декабря 1950 года в НИИ-49 (главные конструкторы М.В.Соколов и К.С.Хрусталеv) под научным руководством М.В.Келдыша начались комплексные работы по созданию приборов системы автоматической астроинерциальной навигации для межконтинентальной крылатой ракеты "Бура" комплекса "Земля". В ходе испытаний 21 декабря 1957 года впервые в мировой практике при выводе на расчетную орбиту экспериментальной баллистической ракеты был осуществлен захват двух выбранных небесных светил астроинерциальной навигационной системой с трехосным гиросtabilизатором.

В соответствии с Постановлением СМ от 20 мая 1954 года ОКБ-301 генерального конструктора С.А.Лавочкина, знаменитого отечественного авиаконструктора, создавшего до этого первую отечественную зенитную ракету В-300 для комплекса С-25, работавшего над ракетами для самолетов и реактивными перехватчиками, была задана разработка МКР "Бура", а ОКБ-23 главного конструктора В.М.Мясищева, создавшего первый реактивный тяжелый бомбардировщик М-4 - МКР "Буран". Для работ по МКР было привлечено значительное количество предприятий оборонного комплекса: по двигателям первой - разгонной ступени - ОКБ-2 главного конструктора А.М.Исаева (в настоящее время КБ химического машиностроения) и ОКБ-456 главного конструктора В.П.Глушко; по системе инерциальной навигации коллектив под руководством Г.Толстоусова и Л.М.Роднянского; по астронавигационной системе - ОКБ-169, главный конструктор Р.Чачикян и НИИ-49; по отработке аэродинамических схем - ЦАГИ и ЛИИ (руководитель работ Е.Д.Ямпольский). Испытания МКР "Бура" на полигоне во Владимировке проводились с сентября 1957 года по декабрь 1960 года, МКР "Буран" до испытаний не дошла. Работы по МКР "Бура" и МКР "Буран" прекращены Постановлением СМ от 5 февраля 1960 года в связи с успешными испытаниями МБР Р-7.

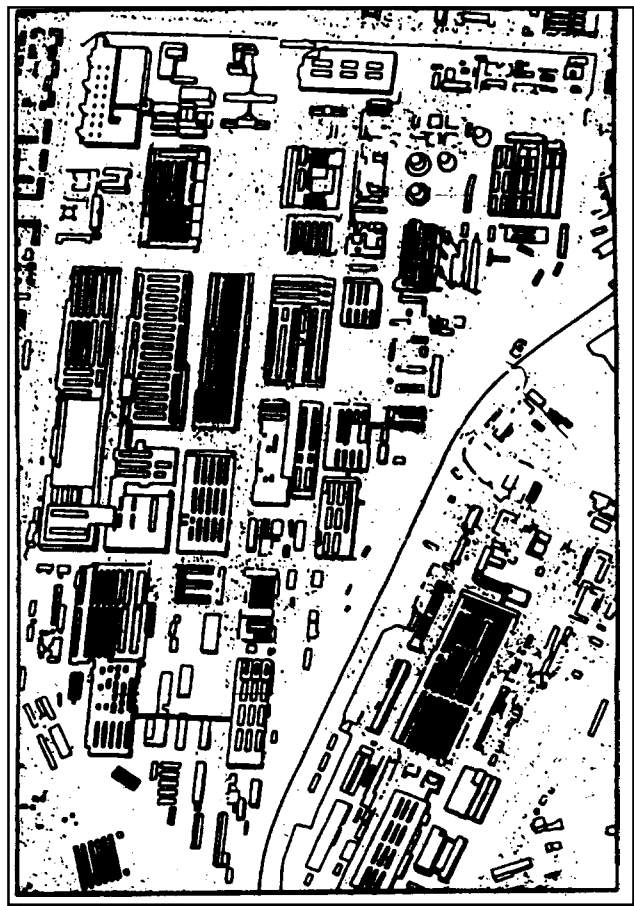
Наряду с разработкой и испытаниями ракеты Р-7 в Советском Союзе были развернуты работы по созданию и других межконтинентальных ракет. Так 17 декабря 1957 года было принято Постановление СМ СССР по разработке тяжелой МБР Р-16 (8К64), разработка которой была поручена СКБ-586 (главный конструктор М.К.Янгель). Ракета имела долгохранящиеся компоненты топлива и автономную систему управления. Двигатели для нее разрабатывались в ОКБ-456 под руководством В.П.Глушко, система управления - в харьковском НИИ-692 под руководством Б.М.Коноплева (в дальнейшем В.Г.Сергеева) и в НИИ-944 (до этого НИИ-10 МСП) под руководством В.И.Кузнецова, наземное оборудование в - КБ НКМЗ под руководством В.И.Капустинского. В качестве топлива использовались окислитель АК-27И и горючее НДМГ. Ракета была двухступенчатой тандемной схемы, в дальнейшем эта схема стала основной для всех серийных отечественных МБР на жидком топливе. Наземный стартовый комплекс для Р-16 включал в себя две стартовые наземные позиции с общими командным пунктом и хранилищем топлива. Серийное производство ракет Р-16 было организовано на заводе №586 в г.Днепропетровске и заводе №166 в Омске. Ракетный комплекс с МБР Р-16 стал первым отечественным массовым комплексом стратегического назначения межконтинентальной дальности стрельбы. Первые три полка с ракетами Р-16 заступили на боевое дежурство 1 ноября 1961 года под Нижним Тагилом, под Юрьей, а также использовалась боевая стартовая станция под Байконуром.

После трагической гибели при первом испытательном пуске МБР Р-16 маршала М.И.Неделина и большого числа разработчиков ракетного оружия и войнов-испытателей, в 1960 году главнокомандующим РВСН был

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Основные стратегические ракеты РВСН



Вид из космоса на Южный машиностроительный завод

назначен Маршал Советского Союза К. С. Москаленко.

В 1960 году в связи с планами по стремительному росту количества ставившихся на боевое дежурство ракетных комплексов средней и межконтинентальной дальности, создаются штабы ракетных дивизий: Орловско-Берлинской - на базе 25-й авиационной дивизии (г. Валга, с 1983 года г. Канск); Гомельской - на базе 72-й инженерной бригады РВГК (г. Гвардейск, к 31 мая 1990 года расформирован); Витебской - на базе 85-й инженерной бригады РВГК (г. Шяуляй, с 1982 года г. Иркутск); Брянско-Берлинской - на базе 83-й авиационной дивизии (г. Пружаны, к 31 января 1990 года расформирован); Херсонской - на базе 12-й инженерной бригады РВГК (г. Поставы, к 1 декабря 1993 года расформирован); Свирской - на базе 15-й инженерной бригады РВГК (г. Мозырь); Севастопольской - на базе инженерной бригады РВГК (г. Луцк, к 31 декабря 1992 года расформирован); на базе 73-й инженерной бригады РВГК (город Коломыя, к 31 марта 1990 года расформирован); на базе 96 авиационной дивизии (г. Уссурийск, к 15 сентября 1970 года передан в состав Дальневосточного военного округа); Запорожской - на базе 7-й артиллерийской дивизии прорыва (г. Хмельницкий). В этом же году создаются штабы двух ракетных армий: 43-й на базе 43-й воздушной армии Дальней авиации (г. Винница) и 50-й на базе 50-й воздушной армии Дальней авиации (г. Смоленск, к 30 ноября 1990 года расформирован). В 1961 году в составе РВСН находилось 20 ПУ МБР, а к 1964 году их число было доведено до 180.

В 1962 году Главкомандующим РВСН был назначен Маршал Советского Союза С. С. Бирюзов.

К маю 1962 года США разместили в Италии и Турции дополнительно 45 пусковых установок БРСД "Юпитер" к 60 БРСД "Тор", размещенным в Англии. На 1 июня 1962 года в составе РВСН ВС Советского Союза находилось 30 пусковых установок МБР Р-7А и Р-16, 479 пусковых установок БРСД Р-12 и Р-14, Соединенные Штаты Америки имели соответственно 69 и 105 пусковых установок. Все американские ракеты средней дальности могли обстреливать территорию Советского Союза.

В 1962 году на долю РВСН выпало решение сложной и ответственной задачи участие в операции по предотвращению американского вооруженного вторжения на Кубу. В ходе операции "Анадырь", проведенной Вооруженными Силами Советского Союза, на Кубу было скрытно доставлено 42 ракеты средней дальности Р-12 и Р-14, вместе с другой военной техникой, была развернута 43-я ракетная дивизия. Реальная угроза территории США, исходившая от группировки этих ракет, во многом способствовала политическому разрешению Карибского кризиса. На конец кризиса (22 октября 1962 года) в составе РВСН находилось 48 пусковых установок МБР, 543 пусковых установок БРСД, из них 24 БРСД могли обстреливать территорию США.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Соединенные Штаты Америки имели соответственно 151 и 105 пусковых установок. Тем самым соотношение стратегических ракет, способных поражать территорию СССР и США до и после кризиса увеличилось с 0,17 до 0,28. После завершения Карибского кризиса Советский Союз вывел свои ракеты с Кубы, а США убрали БРСД из Европы.

В августе 1963 года сформирован 53-й Научно-исследовательский испытательный полигон ракетного и космического вооружения МО (НИИП-53) на базе объекта “Ангара” под Плесецком.

При создании и постановке на боевое дежурство ракетных комплексов средней и межконтинентальной дальности с наземными пусковыми установками встал вопрос о повышении степени их защищенности. Одним из способов решения этой задачи стало размещение ракет в защищенных шахтных пусковых установках. Работы по размещению американских стратегических ракет, в то время ракет потенциального противника, в шахтных пусковых установках начались в конце 1950-х годов. Уже в 1962 году 87% американских МБР “Атлас-Г” и “Титан-1” было размещено в шахтных пусковых установках, где они хранились, а перед стартом выдвигались из них.

Еще в сентябре 1958 года маршалом М. И. Неделиным перед военными была поставлена задача разместить баллистические ракеты в шахтных пусковых установках (ШПУ). В течение месяца специалисты полигона ГЦП-4 проработали несколько вариантов шахтных пусковых установок, после согласования с главным конструктором ракет М. К. Янгелем осталось три основных варианта ШПУ: первый - шахта для одной ракеты, установленной на пусковом устройстве, с размещенным рядом сооружением для технологических систем, проверочно-пусковой аппаратуры и другого необходимого для подготовки и проведения пуска ракеты специального оборудования; второй - групповой старт с четырьмя шахтами, размещенными по углам квадрата со стороной 40 метров и одним сооружением для обеспечения эксплуатации всех ракет; третий - одна пусковая шахта с вращающимся барабаном на четыре ракеты и одним сооружением для обеспечения эксплуатации всех ракет (подобный вариант размещения ракет в 1958 году был проработан в проекте 667 атомной подводной лодки с ракетами Р-21 - комплекс Д-4). В ноябре 1958 года маршалом М. И. Неделиным было принято решение о строительстве на ГЦП-4 одной опытной шахты для проведения натурального эксперимента пуска ракеты Р-12. С этой целью были привлечены конструкторские коллективы главных конструкторов М. К. Янгеля и В. П. Бармина, после чего на полигоне была проведена рекогносцировка и выбрано место для строительства опытной ШПУ. В сжатые сроки, по проекту ГСКБ “Спецмаш” и ЦПИ МО, была построена опытная одиночная ШПУ “Маяк” с аппаратурой управления, размещенной в подземном бункере на удалении в 100-150 метров от шахты. Для установки ракеты Р-12 в ШПУ на полигоне использовали 25-тонный кран. Запуск двигателя ракеты должен был производиться в шахте, для отвода газообразных продуктов горения компонентов топлива в шахте были размещены параллельно основному стволу специальные газоотводы. Вверху газоотвод имел расширение для направления горячего газа в сторону для предотвращения теплового воздействия на ракету при выходе из шахты. Уже в сентябре 1959 года был произведен пуск ракеты Р-12 из шахты. При первом пуске на 58-й секунде ракета потеряла устойчивость и упала на землю из-за повреждения одного из аэродинамических стабилизаторов. В результате анализа первых пусков ракет из шахты было определено, что при старте акустические нагрузки на ракету и ее систему управления приводили к большим возмущениям ракеты по углу тангажа. После устранения выявленных недостатков, с 1960 года на ГЦП-4 под Капустиным Яром стали проводиться пуски опытных ракет 63Ш (шахтный вариант Р-12) с экспериментальной шахтной пусковой установки “Маяк”. После подтверждения возможности старта ракет из ШПУ, в дальнейшем все основные РК стратегического назначения первого поколения имели, кроме передвижных и стационарных наземных стартовых комплексов, шахтные стартовые комплексы: “Двина” для ракет Р-12У, “Чусовая” для Р-14У, “Десна” для Р-9А и “Шексна-В” для Р-16У. Шахтный способ размещения МБР и БРСД в дальнейшем стал основным для стратегических ракет наземного базирования СССР и США.

В стартовый комплекс входила группа из 3 - 4 шахтных ПУ с командным пунктом и системами обеспечения на все пусковые установки комплекса. Боевые позиции групповых ШПУ для ракет Р-12У, разработанные в ГСКБ “Спецмаш” под руководством В. П. Бармина, включали четыре шахты с ракетами, расположенные в углах прямоугольника на расстоянии до 100 м (первый полк заступил на боевое дежурство 1 января 1963 года в районе г. Плунге), а для ракет Р-14У - три шахты, расположенные в углах треугольника на расстоянии менее 100 метров друг от друга (первый полк заступил на боевое дежурство 1 января 1962 года в районе г. Приекуле). Ракетные комплексы с ракетой Р-12У размещались: в городах Орджоникидзе, Гвардейск, Остров, Хабаровск, у поселка Манзовка в Российской Федерации; на Украине, в Белоруссии, Казахстане, Эстонии и Литве. Ракетные полки с ракетами Р-14 и Р-14У размещались под Нерчинском, под Оловянной в Читинской области, под Джамбулом в Казахстане, под Глуховым на Украине, под Кермелава в Литве, под Приекуле в Латвии.

Шахтные групповые стартовые комплексы “Шексна” с МБР Р-16У (первый полк заступил на боевое дежурство 5 февраля 1963 года под Нижним Тагилом), и Р-9А (первый полк заступил на боевое дежурство 26 декабря 1964 года в районе г. Козельск), имели по три шахты, расположенные в линию на расстоянии нескольких десятков метров друг от друга, общие подземный командный пункт, хранилища горючего и окислителя, а также другие вспомогательные сооружения. Стартовый комплекс 8К764 для МБР Р-16У создан в ЦКБ-34 (в дальнейшем - КБСМ) под руководством Е. Г. Рудяка, система хранения и заправки компонентов топлива - КБТХМ

Отечественные стратегические ракетные комплексы

под руководством В.К. Филиппова, установщики ракет в шахту - под руководством Ю.И. Попова, строительная часть стартовой позиции - ЦПИ-31 МО (гл. инженер проекта А.А. Ниточкин). Ракета Р-16У устанавливалась внутри шахтного сооружения на специальном поворотном пусковом устройстве с пристыкованными коммуникациями системы заправки. При стрельбе Р-16У двигалась по направляющим в шахте. Для наведения ракеты по азимуту стакан газоходов был выполнен поворотным, он вращался вместе с ракетой и пусковым устройством. Ракетные комплексы с МБР Р-16 и Р-16У были поставлены на боевое дежурство к 1965 году под городами Бершеть Пермской области, Нижний Тагил (Верхняя Салда) Свердловской области, Бологое (Выползово) Калининской области, Итатка Томской области, Йошкар-Ола Марийской АССР, Новосибирск, Плесецк (объект "Ангара"), Шадринск Курганской области, Юрья Кировской области и под Тюра-Тамом (в районе полигона НИИП-5).

Шахтный стартовый комплекс "Десна" с ракетой Р-9А был создан в ГСКБ "Спецмаш" (впоследствии КБОМ) под руководством В.П. Бармина, ракета Р-9А в ОКБ-1 (с 1966 года ОКБ-1 стало именоваться - Центральным конструкторским бюро экспериментального машиностроения - ЦКБЭМ), - под руководством С.П. Королева. На ракете Р-9А применялась комбинированная (инерциальная с радиокоррекцией) система управления, в качестве топлива использовались керосин с жидким кислородом. Для ракеты Р-9А были разработаны также стартовые комплексы с наземными пусковыми установками "Десна-Н", "Долина" и "Ромашка". Серийное производство ракет Р-9А было развернуто на Куйбышевском авиационном заводе №1 (в дальнейшем завод "Прогресс"). С 1957 года для разработки ЖРД для баллистических ракет Р-9А и космических ракет-носителей было привлечено ОКБ-154 главного конструктора С.А. Косберга (с 1965 года руководитель организации А.Д. Конопатов), созданное в 1945 году на базе ОКБ-296 и Воронежского моторостроительного завода №154. В декабре 1964 года части с ракетами Р-9А заступили на боевое дежурство, первоначально с наземными ПУ, а затем и шахтными. Ракетные комплексы с МБР Р-9А размещались под Козельском, Плесецком, Омском, Тюменью и Тюра-Тамом. В связи с ограниченным количеством развернутых пусковых установок, ракеты Р-9А практически не сыграли никакой заметной роли в оснащении РВСН ракетным оружием.

С 1958 года к производству ЖРД для ракетной техники были подключены: Воронежский механический завод №154, на этом предприятии впоследствии изготавливались двигатели, разработанные ОКБ-154 для МБР Р-9А, УР-200, УР-500, УР-100 и УР-100Н; Ленинградский машиностроительный завод №466 ("Красный Октябрь"), выпускавший ЖРД, разработанные в ОКБ-2, ОКБ-154, ОКБ-466 и ОКБ-117 (КБ им В.Я. Климова); Омский моторостроительный завод №29 (в настоящее время Омское моторостроительное предприятие им. П.И. Баранова), выпускавший первоначально ЖРД, разработанные в ОКБ-456 (КБ энергетического машиностроения) и в КБ химической автоматики (КБХМ, бывшем ОКБ-154).

С 1961 года в ОКБ-52 под руководством главного конструктора В.Н. Челомея разрабатывалась МБР УР-200 (8К81). Одним из вариантов старта для ракеты предложили использовать ШПУ "Шексна-В" для МБР Р-16У. До этого В.Н. Челомей с середины 1940-х годов занимался созданием ракетной техники, он был известен как создатель самолетов-снарядов типа 10Х, аналога немецкой ракеты "Фау-1", крылатых ракет П-5, П-6 для подводных лодок и других. Производство ракет УР-200 было развернуто на заводе №23 (в настоящее время - ГКНПЦ им. М.В. Хруничева). После девяти испытательных пусков ракеты УР-200, проведенных в 1963-1965 годах, дальнейшие работы по МБР были прекращены по Постановлению Правительства.

В ответ на стремительный рост количества стартовых установок МБР в США, были разработаны планы Советского Правительства по увеличению стратегических наступательных сил Советского Союза и росту производства стратегических БР. По этим планам в 1961 году создаются штабы ракетных дивизий: Харбинской - на базе ракетной бригады (г. Нерчинск, с 1965 года в Дровяной); Режецкой - на базе ракетной бригады (пос. Выползово); Мелитопольской - на базе ракетной бригады (г. Юрья); на базе ракетной бригады (г. Кострома); Киевско-Житомирской на базе ракетной бригады (г. Йошкар-Ола); на базе ракетной бригады (г. Шадринск, расформирован к 1 сентября 1962 года); на базе ракетной бригады (пос. Свободный, к 1 сентября 1994 года расформирован); на базе ракетной бригады (г. Козельск); на базе ракетной бригады (г. Орджоникидзе, с 1981 года г. Барнаул); Венской - на базе ракетной бригады (г. Томск, с 1962 года г. Красноярск); Глуховской - на базе ракетной бригады (г. Новосибирск); Красносельской - на базе ракетной бригады (г. Остров, к 31 июля 1990 года расформирован); Львовско-Берлинской - на базе ракетной бригады (г. Тюмень, с 1964 года город Алейск); на базе ракетной бригады (г. Нижний Тагил); Смоленской - на базе ракетной бригады (г. Ромны, к 31 декабря 1992 года расформирован); Нижнеднепровской - на базе ракетной бригады (г. Первомайск); на базе ракетной бригады (Оловянная, к 31 марта 1992 года расформирован); Станиславско-Будапештской - на базе ракетной бригады (г. Лида); на базе ракетной бригады (Белокоровичи, к 30 апреля 1991 года расформирован); Тернопольско-Берлинской - на базе ракетной бригады (пос. Бершеть); Брестской - на базе ракетной бригады (г. Дзамбул, с 1965 года переформирован в ракетную бригаду); на базе ракетной бригады (г. Тейково); Мелитопольской - на базе истребительной авиационной дивизии (г. Кармелава, к 31 августа 1990 года расформирован); Таманской - на базе истребительной авиационной дивизии (г. Биробиджан, с 1964 года г. Татищево). В этом же году были сформированы штабы отдельных ракетных корпусов: Витебский - на базе "Учебного артиллерийского полигона" (г. Владимир, к 8 июня 1970 года переформирован в гвардейскую Витебскую ракетную армию); на базе "Учебного

артиллерийского полигона” (г. Киров, к 8 июня 1970 года расформирован); на базе “Учебного артиллерийского полигона” (г. Хабаровск, к 8 июня 1970 года расформирован); Бориславско-Хинганский - на базе “Учебного артиллерийского полигона” (г. Омск, к 8 июня 1970 года переформирован в гвардейскую Бориславско-Хинганскую ракетную армию); создан отдельный ракетный корпус (г. Чита, к 8 июня 1970 года переформирован в ракетную армию).

В 1964 году в составе РВСН были сформированы новые штабы ракетных бригад: в городе Шадринске (к 20 декабря 1979 года расформирован); в городе Тюмень (к 1 ноября 1976 года расформирован); в Итатке (к апрелю 1972 года расформирован). К концу 1964 года на объекте “Ангара” несли боевое дежурство четыре ПУ ракет Р-7А; семь ПУ ракет Р-16У и три ПУ ракет Р-9А. Всего соединением до 1975 года было выполнено 125 учебно-боевых стрельб ракетами, из них: одна Р-7А, 107 - МБР Р-16У и 17 - МБР Р-9А.

Вместе с выше перечисленными разработками ракетной техники, в 1955-1963 годах проводилось значительное количество научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию ракетных комплексов с другими видами топлива, ракетами различных аэродинамических схем и способов базирования. В частности, проектировались комплексы, с крылатыми ракетами средней дальности: “ЭКР” (разработчик ОКБ-1), П-20С (разработчик ОКБ-240, главный конструктор С.В.Ильюшин), Ту-121, Ту-123 и Ту-133 (разработчик ОКБ-156, главный конструктор А.А.Туполев), П-100 (разработчик ОКБ-49, главный конструктор Г.М.Бериев), с межконтинентальными крылатыми ракетами (МКР): Ту-123 (разработчик ОКБ-156, главный конструктор А.А.Туполев), М-51 (разработчик ОКБ-23, генеральный конструктор В.М.Мясищев), типа П-100 (разработчик ОКБ-49, главный конструктор Г.М.Бериев); с твердотопливной стратегической ракетой РТ-1 (разработчики ОКБ-1 и НИИ-125), подвижный железнодорожный комплекс с БР Р-12 и другие.

С целью создания отечественной системы противоракетной обороны (ПРО) и оценки вероятности поражения отечественных стратегических ракет противоракетами с 1958 года были начаты проводки баллистических ракет Р-2, Р-5 и Р-12 опытной станцией дальнего обнаружения “Дунай-2” и тремя РТН в режиме “баллистическая ракета - условная противоракета”. Ракета Р-5М послужила реальной целью для первой отечественной противоракеты В-1000, которая испытывалась с ноября 1960 года. С целью оценки “живучести” БР произведены пуски ракет Р-5 с головной частью, поврежденной осколками еще до старта.

С целью защиты отечественных баллистических ракет от средств ПРО противника отечественными разработчиками военной техники проводилось несколько исследовательских работ. Отработка технических решений по этим темам проводилась на ракетах Р-5М, оснащенных средствами противодействия: “Верб” - ложные цели надувного типа; “Кактус” - раскрывающиеся ложные цели, “Крот” - бортовая аппаратура активных помех. Дальнейшие работы в этом направлении были продолжены на стратегических ракетах второго поколения.

Стратегические ракетные комплексы второго поколения (1963-1969 годы) и развитие РВСН в этот период

Разработка стратегических ракетных комплексов второго поколения с ШПУ типа ОС (одиночные старты) и с подвижными грунтовыми ПУ относится ко второй половине 1960-х - началу 1970-х годов. Ускорение работ по этим системам подталкивалось рывком в наращивании США стратегических наступательных сил за счет масштабного развертывания МБР “Минитмен”. Принятые на вооружение РК второго поколения имели одиночные шахтные пусковые установки типа ОС с защитой их и командных пунктов от воздействия высоких давлений во фронте ударной волны при ядерных взрывах. Это были ракетные комплексы с ампулизированными жидкостными ракетами: “тяжелой” Р-36 (разработки ОКБ-586, с 1966 года ОКБ стало именоваться КБ “Южное”), “легкими” УР-100 и УР-100У (ОКБ-52, с 1966 года ОКБ стало именоваться ЦМКБ - Центральное конструкторское бюро машиностроения), а также с ракетами РТ-2 (ОКБ-1, впоследствии ЦКБЭМ) и РТ-2П (ЦКБЭМ с КБ “Арсенал”) с твердотопливными двигателями. Группа из нескольких (до 10) ШПУ с установленными в них ракетами и защищенный подземный командный пункт составляют боевой ракетный комплекс (БРК). Комплексы размещались в позиционных районах с одиночными ШПУ типа ОС, разнесенными на такое расстояние, чтобы две ПУ не могли быть поражены одним ядерным взрывом, то есть в нескольких километрах друг от друга.

Для создания ракетных комплексов второго поколения, строительства одиночных стартовых позиций и других важных объектов РВСН были привлечены многие оборонные отрасли промышленности, военные и гражданские строительные и монтажные организации. В короткие сроки были созданы новые ракетные соединения в необжитых районах Урала, Сибири и Казахстана. Эта крупная правительственная программа решалась РВСН под руководством главнокомандующего Маршала Советского Союза Н.И.Крылова, находившегося на этой должности с 1963 по 1972 годы.

В мае 1960 года ОКБ-586 была задана разработка “легкой” МБР Р-26 (8К66) с ампулизированными

Отечественные стратегические ракетные комплексы

топливными баками. Но вскоре работы по ракете были прекращены по Постановлению СМ СССР от 9 мая 1962 года. Западные специалисты дали ракете Р-26 свое кодовое наименование SS-8 после демонстрации ракеты на параде на Красной площади и считали, что она состояла на вооружении Советской Армии, а ее фотографии еще долго не сходили со страниц зарубежных журналов и справочников. В дальнейшем под кодовым наименованием SS-8 за Советским Союзом “числилась” МБР Р-9А.

В начале 1960-х годов в США были поставлены на боевое дежурство МБР “Титан-2” и “Минитмен” с шахтными пусковыми установками с защищенностью 20-70 кг/см². Их поражение легкими МБР с зарядами мегатонного класса могло быть обеспечено только при расходе 4-14 ракет. В связи с этим было предложено создать МБР тяжелого класса с боевым зарядом мощностью в 20Мт, т.к. для поражения шахт американских МБР требовалось 1-2 таких ракеты. Разработка тяжелой МБР Р-36 с топливом - азотный тетраоксид и НДМГ началась в ОКБ-586 (КБ “Южное”) в 1962 году, главный конструктор М.К.Янгель. Система управления создавалась НИИ-692 (в дальнейшем КБ “Хартрон”) под руководством В.Г.Сергеева, командные приборы - в НИИ-944 под руководством В.И.Кузнецова. Стартовые позиции комплекса с 6 ШПУ типа ОС разрабатывались ЦКБ-34 (КБСМ), главный конструктор Е.Г.Рудяк.

В отличие от ШПУ ракет Р-16У, пусковой стакан ракеты Р-36 был неповоротным. Разворот ракеты в плоскость стрельбы осуществлялся по командам автономной инерциальной системы управления ракеты. Время подготовки к пуску Р-36 составляло пять минут, что значительно повысило боевые возможности комплекса. В июле 1965 года на Р-36 были начаты летные испытания средств преодоления ПРО системы “Лист”. МБР Р-36 (8К67) с комплексом средств преодоления ПРО принята на вооружение в июле 1967 года. В 1965 году были созданы новые ракетные дивизии с БРК с ракетой Р-36 на базе оперативных групп соединений: в поселке Домбаровский; в городе Державинск; в поселке Жангизтобе; в городе Карталы; в городе Ужур. Первый полк заступил на боевое дежурство 5 ноября 1966 года под городом Ужур Красноярского края. Серийное производство ракет Р-36 было поручено Южному машиностроительному заводу (ЮМЗ).

Разработка легкой ампулированной МБР УР-100 (8К84) с ШПУ типа ОС началось в 1963 году в ОКБ-52, главный конструктор В.Н.Челомей. Пусковая установка проектировалась в КБОМ (бывшее ГСКБ “Спецмаш”, главный конструктор В.П.Бармин), система управления создавалась в НИИ-885 под руководством Н.А.Пилюгина (в дальнейшем возглавил НИИ АП) и Н.С.Рязанского (в дальнейшем возглавил НИИ КП). Топливо УР-100 было такое же, как у Р-36, оно стало стандартным для всех последующих отечественных МБР на жидком топливе. В ракетном комплексе УР-100 впервые был применен транспортно-пусковой контейнер из алюминево-магниевого сплава (АМг), что значительно упростило конструкцию ШПУ со специальной системой амортизации.

В состав стартового комплекса ракет УР-100 входило 10 рассредоточенных ШПУ типа ОС с подземным командным пунктом. В связи с достаточно простой конструкцией ШПУ, группировка развернутых ракет УР-100 была самой многочисленной и составляла до 1000 ПУ. Первые ракетные полки заступили на боевое дежурство 24 ноября 1966 года под Дровяной, под Красноярском и Бершетью. Серийное производство ракеты УР-100 и ее модификаций было развернуто на Московском машиностроительном заводе им. М.В.Хруничева с 1964 по 1974 годы, серийным производством ракет занимались также Омское ПО “Полет” и Оренбургское ПО “Стрела” (предприятие создано в августе 1941 года в Оренбурге на базе эвакуированного из Ленинграда авиаремонтного завода №47).

В дальнейшем ракета была модернизирована, появились модификации ракеты УР-100УТТХ и УР-100К с улучшенными ТТХ. ТПК для всех ракет ЦКБМ разработаны в филиале №2 ЦКБМ под руководством главного конструктора В.М.Барышева.

Постановка БРК с МБР Р-36 и УР-100 на боевое дежурство включала: установку ракет в шахты, их испытания, заправку компонентами топлива и ампулизацию ракет, пристыковку головных частей с ядерными зарядами, после этого БРК становились на боевое дежурство в постоянной боевой готовности. Боевые расчеты посменно несли постоянное боевое дежурство в командных пунктах, из которых производится контроль за состоянием МБР и их пуск по приказу.

Массовое строительство в сжатые сроки ПУ типа ОС для ракет УР-100 и Р-36 и их модификаций было обеспечено за счет упрощенной конструкции пусковых установок и командных пунктов с малой степенью защиты от воздействия ядерного взрыва.

Ракетный комплекс с МБР РТ-2 (РТ-2П) имел более высокую степень защищенности, но в то же время он уступал МБР легкого класса УР-100 по весу полезной нагрузки. Из-за большой трудоемкости работ, связанных с созданием шахт, количество развернутых БРК с ракетами РТ-2 было ограничено 60 шахтными пусковыми установками.

Разработка первой отечественной твердотопливной МБР РТ-2 началась в 1961 году. Система управления для нее разрабатывалась под руководством Н.А.Пилюгина, стартовый комплекс - под руководством В.В.Чернецкого (ЦКБ-34).

Твердое топливо создавали в Люберецком НИИ-125 (НПО “Союз”) под руководством Б.П.Жукова и в

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Алтайском НИИ химической технологии под руководством Я. Ф. Савченко. Двигатели ступеней ракеты были разработаны под руководством М. Ю. Цирульникова (Пермское КБ машиностроения) и П. А. Тюрина (ЦКБ-7 - КБ "Арсенал"), до этого ЦКБ-7 в конце 1950-х годов работало над созданием первой твердотопливной баллистической ракеты для комплекса ВМФ Д-6. Для изготовления твердотопливных ракет РТ-2 (РТ-2П) привлекались: завод им. Морозова, Пермский завод химического оборудования им. С. М. Кирова (ПЗХО, в настоящее время НПО "Искра"), завод №7 (завод "Арсенал") и другие предприятия.

В ракетный комплекс входило 10 ШПУ типа ОС. Для испытаний твердотопливных ракет на Плесецком полигоне 25 февраля 1965 года сформирована отдельная инженерно-испытательная часть твердотопливных ракет, а 18 марта 1966 года началось формирование научно-испытательного управления твердотопливных ракет. Первый пуск РТ-2 состоялся 4 ноября 1966 года. На базе первой и третьей ступеней ракеты РТ-2 в Пермском КБ машиностроения под руководством главного конструктора М. Ю. Цирульникова создавалась ракета средней дальности РТ-25, а в ЦКБ-7 под руководством главного конструктора П. А. Тюрина на базе второй и третьей ступеней ракеты РТ-2 создавалась ракета средней дальности РТ-15 с размещением в ШПУ, в дальнейшем ракета РТ-15 была установлена на подвижное грунтовое шасси. Председателем Совета главных конструкторов по ракетам РТ-2, РТ-15 и РТ-25 был С. П. Королев.

Для повышения мобильности войск и стратегической группировки РВСН по Постановлению СМ от 3 мая 1962 года в ОКБ М. Л. Миля создавался сверхтяжелый вертолет В-12, предназначенный для перевозки различных видов боевой техники массой до 25 т, в том числе МБР Р-36, Р-9 и УР-500. Работа не вышла из опытной стадии.

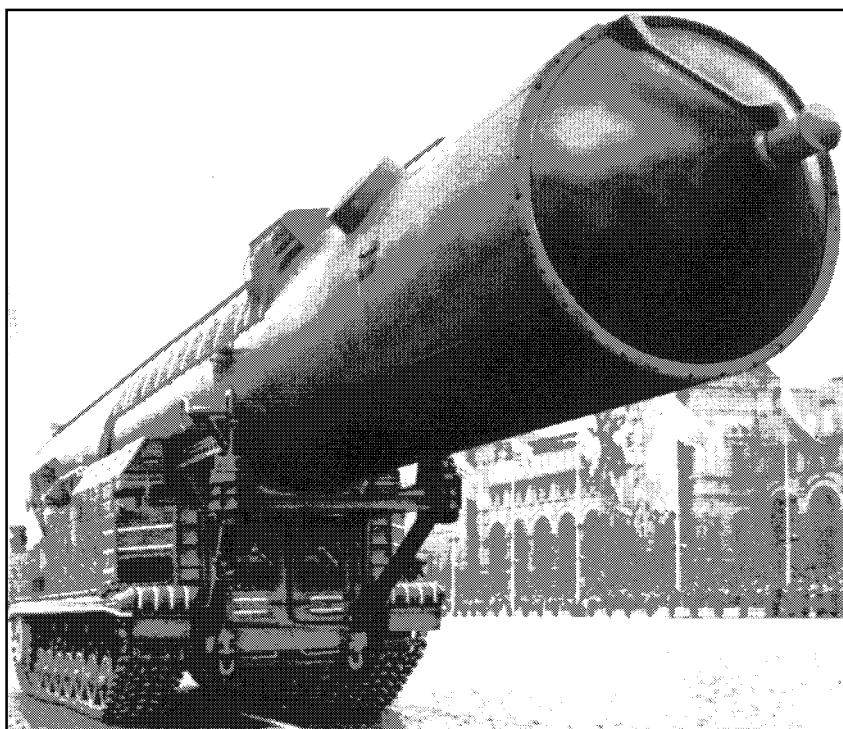
В 1965 году сформирован штаб ракетной бригады в городе Сарыозеке (к 1 августа 1980 года расформирован). В 1965 году были также созданы штабы отдельных ракетных корпусов: в городе Оренбург (к 8 июня 1970 года переформирован в ракетную армию на базе Оренбургского и Кировского ракетных корпусов); в городе Джамбул (к 8 июня 1970 года расформирован).

В 1968 году создается новая ракетная бригада (город Катта-Курган, Самаркандская обл.), которую к 20 декабря 1970 года расформировали.

С начала 1970-х годов принимаются на вооружение модернизированные стратегические РК УР-100К, УР-100У и Р-36П (8К67П) с кассетными боевыми частями без индивидуального наведения. ШПУ для УР-100У с повышенной защитой и новым защитным устройством разработана в филиале №2 ЦКБМ (в дальнейшем - ОКБ "Вымпел") под руководством главного конструктора В. М. Барышева. Ракетные дивизии комплексов с МБР УР-100, УР-100УТТХ, УР-100К и УР-100У размещались в районе населенных пунктов Бершеть Пермской области, Бологое (Выползово) Калининской области, Гладкая Красноярского края, Деражная на Украине, Дровяная и Ясная (Оловянная) Читинской области, Козельск Калужской области, Кострома, Первомайск на Украине, Свободный Амурской области, Татищево Саратовской области, Тейково Ивановской области.

К этому же периоду относятся работы по созданию опытных ракетных комплексов с подвижными пусковыми установками на гусеничном шасси с БРСД РТ-15 (КБ "Арсенал") и МБР РТ-20П (КБ "Южное").

Первые работы в СССР по созданию подвижных ракетных комплексов стратегического назначения относятся к концу 1950-х годов, когда на вооружение уже был принят подвижный ракетный комплекс оперативно-тактического назначения с самоходными гусеничными пусковыми установками 9П19 ("объект 803") и ракетами Р-11М (8К11). Одним из прорабатываемых в то время вариантов стратегических ракетных комплексов было создание подвижного железнодорожного ракетного комплекса с ракетами средней дальности типа Р-12, железнодорожный состав которого должен был состоять из 20 вагонов, включая 6 вагонов с пусковыми установками. По ряду технических



Самоходная пусковая установка "объект 825" МБР РТ-20П

Отечественные стратегические ракетные комплексы

причин в те годы работы в этом направлении дальнейшего развития не получили. Примерно в те же годы в США велись работы по созданию мобильной баллистической ракеты средней дальности по программе MMRBM с размещением пусковой установки на гусеничном транспортере, прорабатывалась возможность старта этих ракет с речных судов.

В СССР работы по размещению стратегических ракет на судах и погружаемых ПУ проводились в 1963 - 1964 годах (комплексы: Д-8 с ракетой УР-100М и Д-9 с ракетой Р-29). Одновременно с началом работ по ракетным комплексам второго поколения с размещением их в защищенных шахтных пусковых установках были развернуты работы по созданию подвижных ракетных комплексов с самоходными пусковыми установками на гусеничном и колесном ходу, а также с пусковыми установками на железнодорожных платформах. Первоначально предполагалось использовать МБР РТ-2 для подвижного грунтового и железнодорожного комплексов, но ее весовые характеристики (стартовый вес около 50 тонн) сделали это невозможным. На испытания в 1965-1967 годах вышли подвижные грунтовые комплексы с твердотопливной ракетой средней дальности РТ-15 (головной разработчик ЦКБ-7 (КБ "Арсенал"), главный конструктор П.А.Тюрин) и с МБР РТ-20 (8К99, головной разработчик КБ "Южное", главный конструктор М.К.Янгель). Пусковые установки обоих комплексов разработаны КБ-3 Ленинградского Кировского завода (ЛКЗ) совместно с ЦКБ-34 (КБСМ) на базе узлов и агрегатов шасси тяжелых танков типа Т-10 и получили индексы "объект 815" и "объект 821" соответственно. Впервые они были показаны на военном параде на Красной площади в Москве в 1965 году.

Двухступенчатая твердотопливная ракета РТ-15(8К96) создавалась в ЦКБ-7 на основе задела по II-й и III-й ступеням МБР РТ-2 (8К98). Ее испытания проводились на ГЦП-4 до 1970 года со стартом из специального транспортного контейнера. Было произведено 19 пусков, после чего комплекс был рекомендован к серийному производству и опытной эксплуатации. Ленинградским заводом "Арсенал" была изготовлена небольшая партия ракет, которые достаточно быстро были уничтожены. Комплекс так и не был развернут в войсках. Разработка твердотопливных ракет в КБ "Арсенал", бывшем ЦКБ-7, продолжалась до начала 1980-х годов, было выполнено большое количество проектов, включая модернизированную ракету РТ-2П, проекты по совершенствованию МБР РТ-2П, для ВМФ был создан и находился в опытной эксплуатации ракетный комплекс Д-11 с твердотопливной БР Р-31 (ЗМ17), велись и другие не менее интересные разработки. В дальнейшем КБ практически полностью перешло на разработку космической техники различного назначения, в настоящее время КБ "Арсенал" им. М.В.Фрунзе возглавляет начальник и генеральный конструктор Б.И.Полетаев.

Ракета РТ-20 прорабатывалась первоначально тоже как твердотопливная с тремя ступенями, главный конструктор М.К.Янгель. В дальнейшем из-за ограничений по массогабаритным и боевым характеристикам разработка была продолжена по двухступенчатому варианту МБР РТ-20П, который имел первую ступень - твердотопливную, а вторую - с однокамерным ЖРД. На испытаниях в 1966-1969 годах с полигона Плесецк было произведено 8 пусков, после чего работы над этим комплексом были прекращены. Для транспортировки ракеты в КБ-3 ЛКЗ был создан гусеничный транспортно-установочный агрегат "объект 820" массой 78,9 т и самоходная пусковая установка с термостатированием ракеты - "объект 821". КБСМ прорабатывало возможность применения ракет РТ-20П из ШПУ типа ОС. В комплексах с МБР РТ-20П впервые применили транспортно-пусковой контейнер с "минометным" стартом ракеты - старт с помощью порохового аккумулятора давления (ПАД). Для изготовления, сборки и отработки двигателей и ракет на твердом топливе в декабре 1963 года как специальный объект завода №586 создается Павлоградский механический завод и КБ-5 (в составе ОКБ-586) во главе с Г.Д.Хорольским.

Во второй половине 1960-х годов в СССР велись работы по созданию ракет, способных доставлять сверхмощные термоядерные заряды с тротиловым эквивалентом 25 - 100 Мт на межконтинентальные дальности. К ним относятся ракеты УР-500 (разработка ОКБ-52), Н-1 (ОКБ-1) и др. В эти же годы в ОКБ-1 проводились работы по глобальным ракетам ГР-1, ГР-2. Одновременно в КБЮ велась разработка орбитальной ракеты 8К69 (Р-36орб) на базе отечественной тяжелой МБР Р-36. Она была принята на вооружение, а ракетный полк с ракетой Р-36орб поставлен на боевое дежурство 25 августа 1969 года на НИИП-5. В дальнейшем в городе Ленинск (Байконур) сформирован штаб ракетной бригады, который в 1979 году переформирован в управление отдельных инженерно-испытательных частей (к 1 ноября 1983 года управление расформировано).

Подъемно-транспортное оборудование для большинства типов МБР этого периода создавалось в ЦКБТМ под руководством главного конструктора Н.А.Кривошеина, а для ракет Р-36 под руководством главного конструктора Ю.И.Попова. Система прицеливания практически всех ракет создавалась в киевском КБ ПО "Арсенал", главный конструктор С.П.Парняков, средства заправки и доставки компонентами топлива разрабатывались под руководством главного конструктора К.К.Филиппова. Строительные сооружения стартовых позиций и командных пунктов разрабатывались ЦПИ-31 и ЦПИ-20 МО.

В начале 1960-х годов головным разработчиком автоматизированных систем управления для РВСН был определен НИИ автоматической аппаратуры (НИИАА) Министерства радиопромышленности. Для разработки комплексов средств автоматизации командных пунктов ракетных дивизий и полков в 1962 году по решению Правительства Советского Союза на базе двух проблемных лабораторий кафедры математических и счетно-

решающих приборов и устройств Ленинградского политехнического института (ЛПИ) было создано ОКБ ЛПИ, руководителем и главным конструктором был назначен Т. Н. Соколов. В 1965 году в ОКБ ЛПИ в конкурсной работе с Запорожским КБ Электроавтоматики была разработана система дистанционного управления, как составная часть автоматизированной системы управления (АСУ) РВСН. К работам по этой тематике был привлечен НИИАП главного конструктора Н. А. Пилюгина. В результате более успешных, чем у других разработчиков, результатов работ по разработке и отработке АСУ в ОКБ ЛПИ в 1967 году было принято правительственное решение о передаче в ОКБ ЛПИ разработки АСУ РВСН в целом. В конце 1967 года на государственные испытания были предъявлены комплекс средств автоматизации (КСА) центрального командного пункта и АСУ РВСН. В 1969 году принята на вооружение РВСН первая автоматизированная система управления Ракетными войсками (АСУ РВ). В дальнейшем АСУ стали широко внедряться в войсках.

В 1970 году формируются штабы: Гвардейской Витебской ракетной армии - на базе отдельного Гвардейского ракетного корпуса (место дислокации - г. Владимир); ракетной армии на базе отдельного ракетного корпуса (г. Оренбург); Гвардейской ракетной Бериславско-Хинганской армии - на базе отдельного ракетного корпуса (г. Омск); ракетной армии - на базе отдельного ракетного корпуса (г. Чита).

Благодаря ускоренному увеличению численности группировки отечественных МБР второго поколения к 1970 году был достигнут военно-стратегический паритет с США. В 1972 году на вооружении Советского Союза находилось 1398 шахтных пусковых установок для МБР, против 1054 у Соединенных Штатов. Так если в 1960 году США имели пятикратное превосходство в количестве боевых зарядов, 1050 против 225 у СССР, то к 1970 году 1800 боеголовкам на ракетах США противостояли 1600 отечественных боеголовок. В начале 1970-х годов в группировке РВСН находилось 23% тяжелых ракет Р-36, 62% легких ракет УР-100, УР-100К и РТ-2П, а также 15% МБР первого поколения.

Наличие паритета по стратегическим наступательным вооружениям между Советским Союзом и Соединенными Штатами Америки к началу 1970-х годов и невозможность одной из этих стран достичь значительного превосходства по стратегическим ядерным силам, в том числе за счет развертывания национальной системы противоракетной обороны (ПРО), заставили начать переговоры по ограничению стратегических вооружений между США и СССР. В результате трудных и длительных, в значительной мере компромиссных переговоров 26 мая 1972 года в Москве Генеральным секретарем ЦК КПСС Л. И. Брежневым от имени СССР и Президентом США Р. Никсоном были подписаны “Договор между Союзом Советских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Америки об ограничении систем противоракетной обороны” (в печати именуется как “Договор по ПРО”) и “Временное соглашение между Союзом Советских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Америки о некоторых мерах в области ограничения стратегических наступательных вооружений” (в печати именуется как “Договор по ОСВ-1”).

По Договору по ПРО стороны отказывались от развертывания полномасштабных национальных систем ПРО. Каждой из сторон разрешалось иметь только два отдельных района для развертывания системы ПРО. Одним районом размещения системы ПРО мог быть район столицы каждого из государств с радиусом в 150 км, вторым районом размещения системы ПРО мог быть район базирования ШПУ МБР с радиусом в 150 км. При этом строго ограничивался состав средств систем ПРО. В дальнейшем, по дополнительному Протоколу от 3 июля 1974 года, для каждой из стран было разрешено только по одному району размещения системы ПРО на выбор: Советский Союз выбрал столицу - Москву, Соединенные Штаты - базу МБР “Минитмен-3” Гранд-Фокс.

Согласно Договору по ограничению стратегических вооружений ОСВ-1 каждая из сторон обязывалась не начинать строительство дополнительных стационарных ПУ МБР наземного базирования с 1 июля 1972 года, не переоборудовать ШПУ легких МБР и МБР старых типов (развернутых до 1964 года) в ШПУ тяжелых МБР, ограничить число пусковых установок для баллистических ракет подводных лодок (БРПЛ). Для Советского Союза число ПУ БРПЛ было ограничено 950 единицами и 62 современными подводными лодками с БРПЛ, для Соединенных Штатов - 710 и 44 соответственно.

Стратегические ракетные комплексы третьего поколения (1969-1976 годы) и развитие РВСН в этот период

Разработка стратегических ракет третьего поколения с улучшенными характеристиками и с разделяющимися головными частями индивидуального наведения (РГЧ ИН) относится ко второй половине 1960-х годов. Их создание в Советском Союзе проводилось, прежде всего, как ответная мера на создание МБР “Минитмен-3” и БРПЛ “Посейдон С-3” с РГЧ ИН в США, число ракетных боеголовок в стратегических наступательных силах Соединенных Штатов возросло до 6100 в 1975 году и до 7300 в 1980 году.

Основные усилия при создании шахтных комплексов третьего поколения были направлены на создание одиночных командных пунктов контейнерного типа, которые устанавливались в шахты; на повышение защищенности ШПУ; на создание разделяющихся головных частей индивидуального наведения с более эффективными средствами преодоления ПРО для МБР; на повышение боеготовности и точности попадания; на уменьшение времени подготовки к пуску и возможность дистанционного перенацеливания ракет перед пуском; на разработку частей автоматизированной системы боевого управления (СБУ).

Отечественные стратегические ракетные комплексы

На этапе создания ракетных комплексов этого поколения, на заседании Совета Оборона СССР 28 августа 1970 года, были выдвинуты две противоположные концепции построения стратегических сил. Одна была выдвинута генеральным конструктором ЦКБМ В.Н.Челомеем, другая - главным конструктором КБ "Южное" М.К.Янгелем. По концепции В.Н.Челомея, в составе стратегических сил СССР нужно было иметь большое число достаточно простых в эксплуатации и дешевых ракет с дешевыми и простыми шахтами, до 5000 пусковых установок. МБР должны были иметь газодинамический старт, оснащаться недорогими аналоговыми системами управления. Огромное число стоящих на вооружении ракет должно было уберечь их при ударе противника, т.к. вывести из строя огромное число шахт не представлялось возможным. Массовый ответный удар не могла выдержать ни одна из систем противоракетной обороны. Вторая концепция, представленная М.К.Янгелем, предполагала создание новых ампулизированных жидкостных ракет с разделяющимися головными частями, более мощных и более точных, с пусковыми установками высокой защиты, способных к нанесению ответного удара. Для систем управления предлагалось применить вычислительные машины. М.К.Янгелем были представлены две жидкостные ракеты - крупногабаритная Р-36М и малогабаритная МР-УР-100 с одними и теми же боевыми блоками, но с различным их составом. По результатам Совета Оборона была принята вторая концепция, выполнение которой после смерти М.К.Янгеля с 1971 года было возложено на главного конструктора КБЮ В.Ф.Уткина.

В апреле 1972 года Главкомандующим РВСН назначен Главный маршал артиллерии В.Ф.Толубко, который прослужил в этой должности с 1972 по 1985 годы и руководил развертыванием в РВСН ракетных комплексов третьего поколения.

Ракетные комплексы третьего поколения основных вариантов и с улучшенными ТТХ принимаются на вооружение в 1975 - 1980 годах. К ним относятся РК с ШПУ типа ОС: с МБР Р-36М (РС-20), созданный в КБЮ, генеральный конструктор В.Ф.Уткин; с МР-УР-100 (РС-16), созданный в КБЮ, генеральный конструктор В.Ф.Уткин; с УР-100Н (РС-18), созданный в ЦКБМ (с 1983 года НПО машиностроения), генеральный конструктор В.Н.Челомей (после смерти В.Н.Челомея с декабря 1984 года генеральным конструктором НПО машиностроения был назначен Г.А.Ефремов), а также подвижные грунтовые РК "Темп-2С" с МБР и РК "Пионер" с БРСД.

Для шахтных комплексов третьего поколения была разработана новая унифицированная система дистанционного управления и контроля (СДУК) "Паук", отличающаяся высокой степенью защиты от несанкционированных пусков (разработчик ОКБ ЛПИ им. М.И.Калинина, главный конструктор Т.Н.Соколов) с использованием радио- и проводных каналов связи; применены системы сохранения заданного азимута прицеливания ракет при возможных разворотах шахтных сооружений от ядерного воздействия, внедрены системы боевого управления (СБУ) от центральных командных пунктов до командных пунктов БРК. С 1968 года в ОКБ ЛПИ были начаты работы по модернизации АСУ РВСН, в 1970 году началось изготовление промежуточных звеньев новой системы на заводе МЭМЗ в Минске и ПО имени В.И.Ленина. Ленинградский завод имени М.И.Калинина приступил к изготовлению аппаратуры КСА центральных КП и КП ракетных армий. Государственные испытания АСУ РВСН второго поколения начались в 1974 году и вскоре система была принята на вооружение. В связи с важностью решаемых задач ОКБ ЛПИ в 1975 году выделили из ЛПИ и подчинили напрямую Минвузу РСФСР, при этом ОКБ получило название "Импульс" (в дальнейшем преобразовано в НПО "Импульс"), а в 1977 году было переподчинено Министерству общего машиностроения.

Качественно новые шахтные ПУ повышенной и высокой степени защищенности от поражающих факторов ядерного взрыва создавались в НПО "Вымпел" для МБР УР-100Н и ее модификаций (главный конструктор В.М.Барышев), в КБ-1 КБСМ - для Р-36М и ее модификаций (главные конструкторы Е.Г.Рудяк, В.С.Степанов), в КБ-4 КБСМ - для МР-УР-100 и ее модификаций (главные конструкторы Б.Г.Бочков, А.Ф.Уткин). Ракетные комплексы третьего поколения с МБР МР-УР-100 и Р-36М, разработанные в КБ "Южное", для облегчения конструкции шахтных пусковых установок имели старт из транспортно-пускового контейнера (ТПК) пороховым



Вид из космоса на завод ракетных двигателей в Бийске (ОРТ, апрель 1998 года)

аккумулятором давления ("минометный" старт). Из конструкции шахт были исключены газоходы, появилась возможность повысить защищенность ШПУ, при этом пусковая установка монтировалась в два-три раза быстрее, чем при традиционных способах строительства, качество работ было выше, а стоимость значительно меньше. При "минометном" старте запуск двигателя производился после выхода ракеты из шахты на высоте двадцать метров. Такой способ старта с жидкостными ракетами впервые был применен и испытан в КБ "Южное". Для вертикальной амортизации ракеты с ТПК в ШПУ комплексов применена маятниковая амортизация, причем для тяжелых ракет Р-36М вместо металлических пружин пришлось применить оригинальные устройства с использованием сжатого газа. Изготовление амортизаторов для МБР Р-36М было развернуто на Волгоградском заводе "Баррикады". В ЦКБМ для повышения защищенности пусковых установок своих ракет

Отечественные стратегические ракетные комплексы

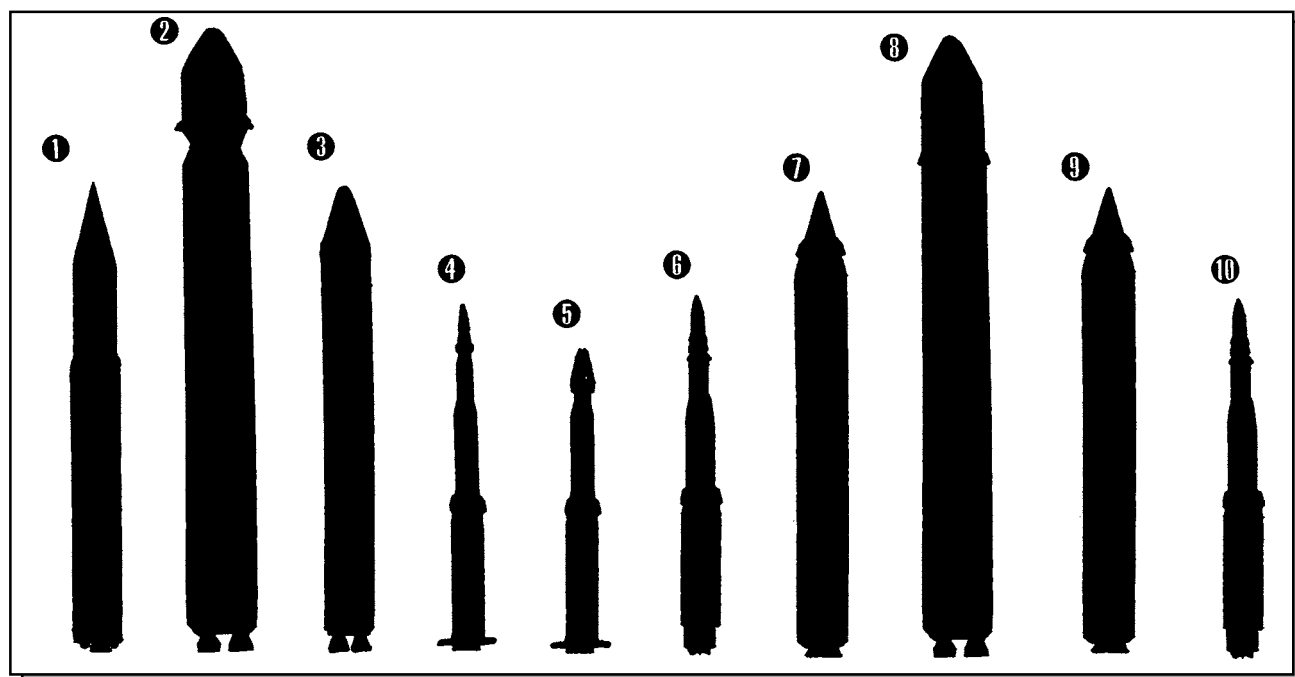
УР-100Н предлагалось строить новые шахты за счет увеличения наружного диаметра на месте демонтируемых старых комплексов. Разработка МБР МР-УР-100 (15А15) и МБР УР-100Н (15А30) велась на конкурсной основе. При этом оба комплекса должны были размещаться вместе с транспортно-пусковым контейнером в ШПУ МБР УР-100. Ракета МР-УР-100 получилась в полтора раза легче “конкурента” - УР-100Н, но с меньшим числом боевых блоков, при этом дальность стрельбы была несколько больше. В результате испытаний МБР МР-УР-100 и УР-100Н и их стартовых комплексов на вооружение были приняты обе ракетные системы, имеющие большие возможности по модернизации. Дальнейшее совершенствование обоих комплексов позволило повысить их защищенность последовательно в два, а затем и в три раза. Серийное производство ракет МР-УР-100, Р-36М и их модификаций было развернуто на ПО “Южный машиностроительный завод” в г. Днепропетровске, ракеты УР-100Н и ее модификаций на Московском машиностроительном заводе им. М.В.Хруничева.

Последовательному повышению степени защищенности шахтных пусковых установок комплексов Р-36М и МР-УР-100 способствовали проводившиеся на Семипалатинском ядерном полигоне натурные испытания ракетных комплексов на стойкость, под научным и методическим руководством 4 ЦНИИ МО и ЦНИИмаша, в рамках операций “Аргон” и “Сдвиг” по найденным в КБ “Южное” и КБСМ техническим решениям. Проведенные испытания позволили выявить существенные резервы прочности стволов шахт модернизированных комплексов и обосновать рекомендации по повышению защищенности пусковых установок в целом. По результатам испытаний и проведенным проектно-конструкторским работам, постановка шахтных комплексов третьего поколения на боевое дежурство осуществлялась в несколько этапов. Первоначально заступали на боевое дежурство комплексы без повышенной инженерной защищенности: первый полк с Р-36М заступил на боевое дежурство 25 декабря 1974 года под Домбаровским; первый полк с УР-100Н - 26 апреля 1975 года под Первомайском; первый полк с МР-УР-100 - 6 мая 1975 года под Бологое (Выползово).

На втором этапе заступали на боевое дежурство комплексы повышенной защищенности: первый полк с Р-36М заступил на боевое дежурство 30 ноября 1975 года под Домбаровским; первый полк с МР-УР-100 - 11 ноября 1976 года под Бологое; первый полк с УР-100Н - 18 декабря 1976 года под Татищеве.

На третьем этапе заступали на боевое дежурство комплексы высокой защищенности: первый полк с МР-УР-100УТТХ заступил на боевое дежурство 17 ноября 1978 года под Бологое; первые три полка с Р-36МУТТХ - 18 сентября 1979 года под Жангиз-Тобе, Домбаровским и Ужуром; первый полк с УР-100НУТТХ - 6 ноября 1979 года под Хмельницким.

Под руководством видного деятеля Советского государства Д.Ф.Устинова, прошедшего путь инженера - директора ленинградского завода “Большевик” - Наркома вооружения - Министра обороны, была разработана и осуществлена концепция перевооружения РВСН на базе ракетных комплексов с твердотопливными МБР и БРСД, начатая еще на ракетных комплексах второго поколения и активно продолженная на ракетных комплексах третьего поколения. С середины 1960-х годов в КБ “Южное” (КБЮ) и других смежных организациях



Отечественные стратегические ракеты третьего и четвертого поколений (1973-1998 годы):

1 - МБР МР-УР-100; 2 - МБР Р-36М УТТХ; 3 - МБР УР-100Н УТТХ; 4 - МБР “Темп-2С”; 5 - ракета средней дальности “Пионер”; 6 - МБР “Тополь”; 7 - МБР РТ-23УТТХ (БЖРК); 8 - МБР Р-36М2; 9 - МБР РТ-23УТТХ (ШПУ типа ОС); 10 - МБР “Тополь-М”

Отечественные стратегические ракетные комплексы

проводились работы по созданию подвижного железнодорожного ракетного комплекса с твердотопливными ракетами РТ-21 и РТ-22 (комплексы не были приняты на вооружение).

Работы в НИИ-1, возглавляемом А.Д.Надирадзе, по подвижному ракетному грунтовому комплексу стратегического назначения с твердотопливной ракетой “Темп-2С” (“Темп-С2М”) начались по Постановлению СМ СССР от 6 марта 1966 года. До этого НИИ-1 (ныне МИТ - Московский институт теплотехники) и НИИ-125 создали твердотопливную оперативно-тактическую ракету “Темп” и подвижный грунтовый ракетный комплекс оперативного назначения “Темп-С” с самоходной пусковой установкой на базе четырехосного автомобиля МАЗ-543 и твердотопливной двухступенчатой ракетой ТР-1 (дальность стрельбы до 900 км). Комплекс был принят на вооружение в 1968 году, и некоторое время эксплуатировался в РВСН, после чего был передан в Сухопутные войска. На первом этапе работ по комплексу “Темп-С2М” прорабатывались при участии ВНИИ-100 (ВНИИ “Трансмаш”) и других организаций самоходные пусковые установки весом около 65 т (в том числе ракета - около 37 т) в нескольких вариантах: одиночное гусеничное шасси; сочлененное шасси; гусеничный тягач с колесным полуприцепом автомашины МАЗ-543; одиночная пятиосная колесная машина МАЗ-547. В 1967 году Рубцовский машиностроительный завод прорабатывал вариант самоходной сочлененной гусеничной ПУ с удельным давлением на грунт 0,9 кг/см². Для дальнейших работ в 1968 году были выбраны два основных варианта самоходных ПУ: на гусеничном шасси - на базе агрегатов танков Т-10 (комплекс “Темп-2С”) и Т-80, созданных в КБ-3 ЛКЗ; на колесном шестиосном шасси на базе тяжелых автомашин Минского автомобильного завода (комплекс “Уран”).

7 января 1970 года на НИИП-5 (“Плесецкий полигон”) сформирована инженерно-испытательная часть для испытаний первого подвижного ракетного комплекса. В результате проведенных на Плесецком полигоне в 1972-1975 годах испытательных пусков на вооружение был принят подвижный ракетный комплекс “Темп-2С” с самоходной пусковой установкой на базе шестиосного автомобиля типа МАЗ-547А, созданной в ЦКБ “Титан”. Два первых ракетных полка с комплексом “Темп-2С” заступили на боевое дежурство 21 февраля 1976 года под Плесецком. Ракета 15Ж42 изготавливалась Воткинским машиностроительным заводом, СПУ - ПО “Баррикады”. По договору ОСВ-2, подписанному в июне 1979 года руководителями СССР и США, Советский Союз брал на себя обязательства не производить, не испытывать и не разворачивать ракетный комплекс “Темп-2С”. В договоре запрещалось переоборудовать пусковые установки наземного базирования баллистических ракет, не являющихся МБР (в то время это был РК “Пионер” с ракетой средней дальности, имеющий однотипные шасси пусковых установок с РК “Темп-2С”), в пусковые установки для запуска МБР и не испытывать их для этой цели. Одновременно Протоколом к Договору ОСВ-2 запрещалось разворачивать мобильные пусковые установки МБР и проводить испытания с таких установок, действие протокола было ограничено 31 декабря 1981 года. В результате взятых на себя международных обязательств Советский Союз вынужден был снять с боевого дежурства РК “Темп-2С” и ликвидировать его.

На базе первых двух ступеней ракеты комплекса “Темп-2С” МИТ разработал и в 1974-1977 годах на Государственном Центральном полигоне в Капустинском Яре провел испытания подвижного ракетного комплекса “Пионер” с баллистической ракетой средней дальности РСД-10. Самоходная пусковая установка комплекса “Пионер”, созданная в ЦКБ “Титан” на базе шестиосной машины МАЗ-547А, стала первой полностью автономной (у комплекса “Темп-2С” требовались дополнительные машины для подготовки и производства старта).

В 1976 году, сразу после принятия на вооружение РВСН комплекса “Пионер”, началось его разворачивание, которое велось очень быстрыми темпами. Первый ракетный полк заступил на боевое дежурство 30 августа 1976 года под г.Петриков (Гомельская обл., Белоруссия). Если к концу 1977 года имелось 18 ПУ, то в 1980 году их было уже 135, а еще через два года - 300. По официальным оценкам министерства обороны США из 351 ПУ, развернутых к маю 1983 года, 108 были размещены восточнее Урала. Ракетные комплексы “Пионер” были сведены в ракетные дивизии, в которых было по 3-5 ракетных полков с 6 или 9 подвижными грунтовыми пусковыми установками в каждом. С июля 1977 года проводились работы по улучшению тактико-технических характеристик ракетного комплекса - “Пионер-УТТХ”, при этом основными направлениями были улучшение точности и увеличение района разведения боевых блоков. По результатам летных испытаний в 1979-1980 годах комплекс был принят на вооружение 23 апреля 1981 года. Дальнейшее совершенствование комплекса проводилось в рамках опытно-конструкторской работы “Пионер-3”. Ракеты 15Ж45, 15Ж53 комплексов “Пионер” и “Пионер-УТТХ” изготавливались Воткинским машиностроительным заводом, СПУ - ПО “Баррикады”.

В ноябре 1973 года для повышения вероятности поражения стратегических целей КБЮ была задана разработка экспериментальной самонаводящейся головной части “Маяк-1”. Ее испытания были начаты в июле 1978 года на ракете Р-36М (15А14) и завершены в августе 1980 года с двумя вариантами аппаратуры визирования цели.

В 1974 году для создания резервной системы боевого управления в ОКБ ЛПИ и КБЮ начались работы по созданию командной ракеты 15А11 системы “Периметр”, летные испытания которой были завершены в марте 1982 года; комплекс поставлен на боевое дежурство в январе 1985 года.

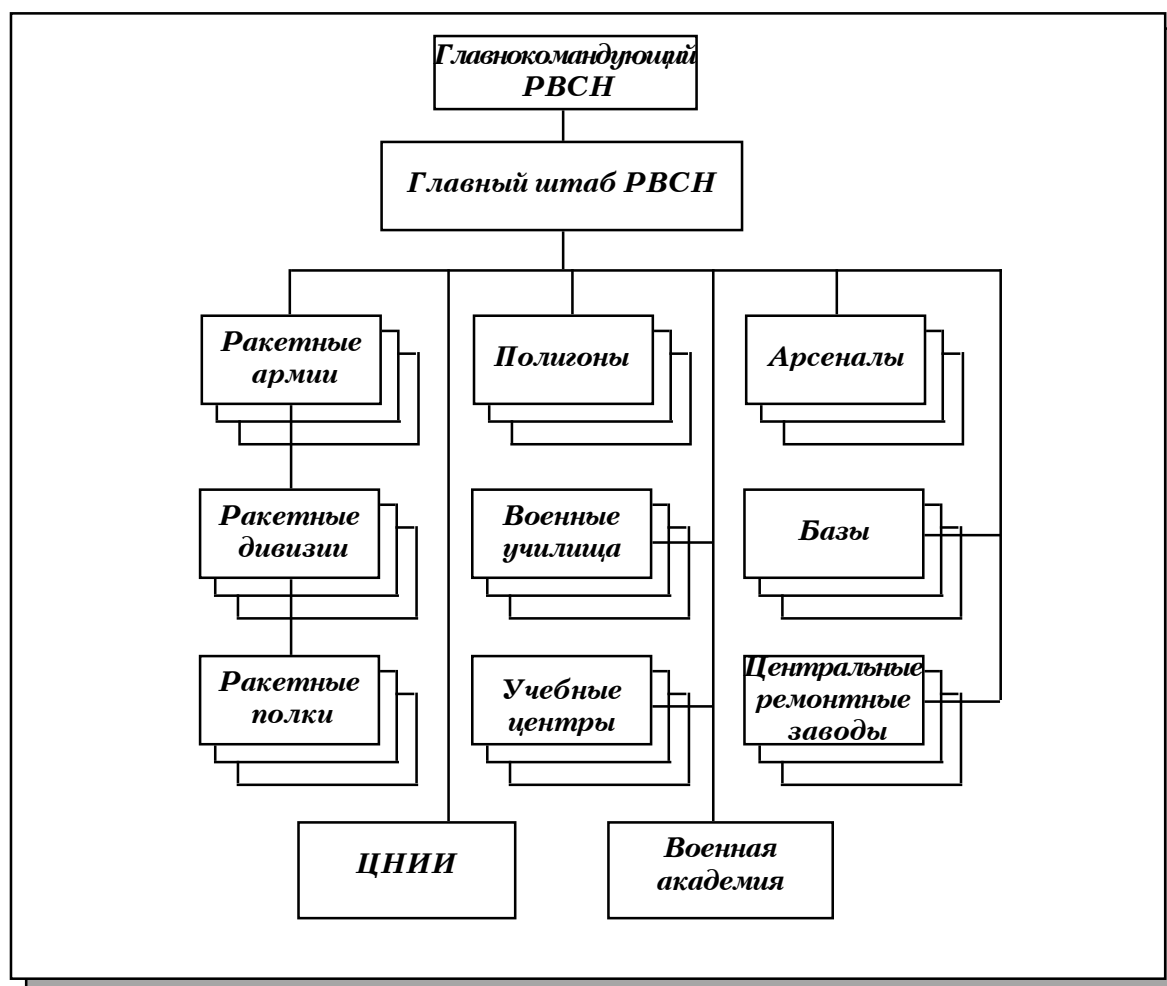
Наземное оборудование для большинства типов МБР и стационарные командные пункты РВСН в этот период

Отечественные стратегические ракетные комплексы

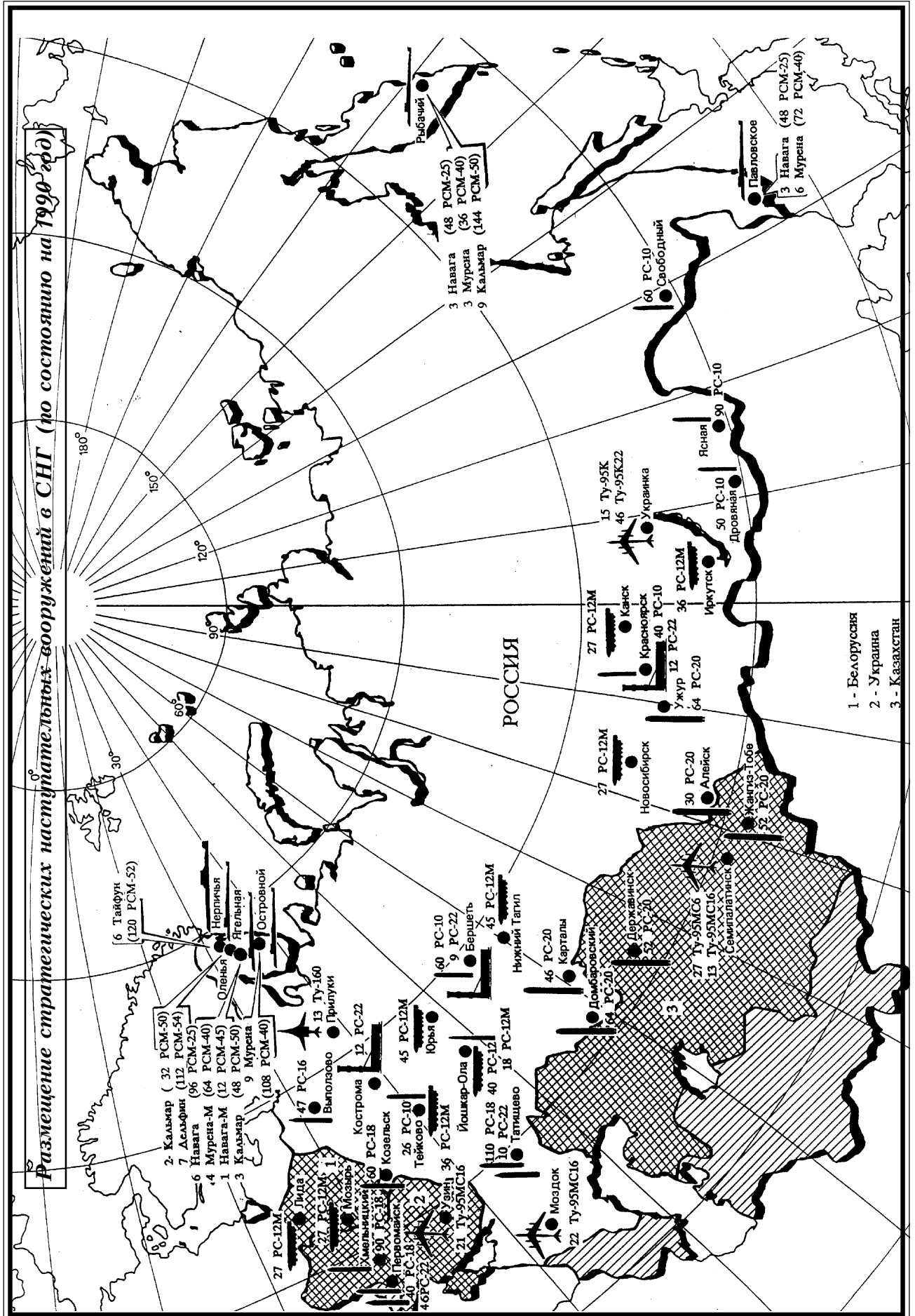
создавались в ЦКБТМ под руководством начальника и главного конструктора Б.Р.Аксютин, а системы электроснабжения всех ракетных комплексов создавались в Государственном ОКБ “Прожектор” под руководством генерального конструктора В.А.Окунева. Специальные полимерные композиционные материалы, корпуса двигателей, корпуса головных обтекателей и детали сопловых блоков из полимерных композиционных материалов ракет создавались в ЦНИИ специального машиностроения под руководством главного конструктора В.Д.Протасова. С 1972 года для изготовления и монтажа уникальных газодинамических двигателей открытия защитных крыш шахтных пусковых установок, выдвижных антенно-мачтовых устройств и др. сложного оборудования привлекается Ленинградский Металлический завод.

Благодаря созданию и развертыванию МБР третьего поколения в составе стратегических ядерных сил Советского Союза в 1980 году было 5500 ракетных боеголовок, а в 1985 году - 9300, против 7850 в США.

Подписанный в 1972 году Договор ОСВ-1 между СССР и США не удовлетворял полностью современным условиям военно-стратегического паритета между странами, носил временный характер и не затрагивал все аспекты ограничения развертывания стратегических наступательных сил (СНВ), поэтому 18 июля 1979 года в Вене был подписан новый документ “Договор между Союзом Советских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Америки об ограничении стратегических наступательных вооружений” (в печати именуется как “Договор по ОСВ-2”). Договор ОСВ-2 был призван ограничить СНВ в количественном и качественном отношении. В договоре ОСВ-2 были зафиксированы все необходимые определения и термины в области СНВ, по нему к МБР стали относиться БР с дальностью стрельбы более 5500 км. По Договору ОСВ-2 число СНВ каждой из сторон ограничивался 2400 единиц, из них 1320 МБР (БРПЛ) с РГЧ ИН и тяжелых бомбардировщиков с крылатыми ракетами большой дальности (КРБД, дальность более 600 км), к СНВ относились МБР, БРПЛ и тяжелые бомбардировщики (ТБ). По Договору, к 1 января 1981 года



Современная структура РВСН РФ



число СНВ каждой из сторон должно было быть сокращено до 2250 единиц, из них 1200 МБР (БРПЛ) с РГЧ ИН и ТБ с КРБД. По Договору ограничивались строительство новых ШПУ, предельные объемы по переоборудованию ШПУ, стартовый и забрасываемый вес тяжелых МБР, развертывание МБР на ПУ БРСД, разработка новых типов МБР (разрешалось развертывание по одному новому типу МБР для каждой из сторон), количество боеголовок для МБР и баллистических ракетах воздушного запуска (БРВЗ) 10 единицами, а для БРПЛ - 14 единицами, число крылатых ракет большой дальности на одном тяжелом бомбардировщике в 28 единиц. Дополнительным протоколом к Договору ОСВ-2 до 31 декабря 1981 года были запрещены развертывание мобильных ПУ МБР, КРБД для морских и наземных ПУ, испытания КРБД с разделяющимися головными частями, развертывание БРВЗ. В Меморандуме к Договору ОСВ-2 за Советским Союзом на 1 ноября 1978 года было зафиксировано: 1398 ШПУ МБР, из них 576 (к 18 июня 1979 года - 608) с РГЧ ИН; 950 ПУ БРПЛ, из них 128 (к 18 июня 1979 года - 144) с РГЧ ИН; 156 тяжелых бомбардировщиков. За Соединенными Штатами было зафиксировано: 1054 ШПУ МБР, из них 550 с РГЧ ИН; 656 ПУ БРПЛ, из них 496 с РГЧ ИН; 574 тяжелых бомбардировщиков.

Стратегические ракетные комплексы четвертого поколения (1977-1989 годы) и развитие РВСН в этот период

Начало 1980-х годов ознаменовалось очередной попыткой США установить свое превосходство в ядерном потенциале, началось развертывание новых более мощных стратегических систем МБР наземного базирования МХ и МБР морского базирования "Трайидент", превосходящих по боевой эффективности ракеты "Минитмен-3" и "Посейдон" в 6-15 раз. Кроме того, сильнейшим дестабилизирующим фактором в балансе стратегических наступательных вооружений становилась "стратегическая оборонная инициатива" США, предусматривающая вывод в космос новых систем вооружения, в том числе работающих на новых физических принципах, для поражения боеголовок МБР СССР на всей траектории их полета. Это побудило советское руководство принять ответные меры. В частности, в состав РВСН были введены мобильные и стационарные ракетные комплексы четвертого поколения, не уступающие по боевой эффективности американским системам.

В 1985 году Главнокомандующим РВСН был назначен генерал армии Ю.П. Максимов, оставшийся на этой должности до 1992 года.

Указанный период характеризуется разработкой и принятием на вооружение подвижных стратегических ракетных комплексов с твердотопливными баллистическими ракетами межконтинентальной дальности полета - МБР "Тополь" и РТ-23УТТХ. Во время разработки проектов МБР "Тополь" и РТ-23УТТХ рассматривалось по три варианта базирования: шахтный типа ОС, грунтовый и железнодорожный подвижные. По результатам научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, выполненных организациями МО и предприятиями промышленности, на вооружение были приняты грунтовый подвижный РК "Тополь", боевой железнодорожный РК с МБР РТ-23УТТХ и шахтный типа ОС с усиленной защитой с МБР РТ-23УТТХ.

Комплекс "Тополь" с трехступенчатой межконтинентальной твердотопливной ракетой РТ-2ПМ был принят на вооружение в 1985 году. Его разработка началась в 1980 году в МИТ, как модернизация МБР РТ-2П. Самоходные пусковые установки, производство которых развернуто на ПО "Баррикады", смонтированы на базе семиосных автомобилей МАЗ-7912 и МАЗ-7917. В соответствии с Меморандумом к Договору СНВ-1 на 1 сентября 1990 года в СССР было развернуто 208 пусковых установок комплекса "Тополь", а по состоянию на 1993 год - около 340. Организационно в ракетный полк входит 9 самоходных установок, 3-5 полков составляют ракетную дивизию. На каждую пусковую установку в месте постоянной дислокации предусмотрено железобетонное стационарное сооружение длиной 30,4 м, высотой 7,2 м и шириной 8,1 м. Для управления ракетными комплексами "Тополь" используются подвижные командные пункты, выполненные на базе четырехосного автомобиля МАЗ-543М. Ракетный комплекс ставился на боевое дежурство в четыре этапа: со стационарным ПКП (23 июля 1985 года под Йошкар-Олой); с мобильным ПКП (28 апреля 1987 года под Нижним Тагилом); с усовершенствованным мобильным ПКП (27 мая 1988 года под Иркутском); с АСБУ нового поколения (30 декабря 1988 года под Тейково). Ракета РТ-2ПМ комплекса "Тополь" изготавливалась Воткинским машиностроительным заводом. В дальнейшем в МИТ создавались более совершенные ракетные комплексы с малогабаритной МБР "Курьер" и ракетой "Скорость".

На базе ракеты "Тополь" в рамках конверсионных работ НТЦ "Комплекс" и МИТ создали космическую четырехступенчатую ракету-носитель "Старт-1", которая способна выводить полезную нагрузку до 550 кг на полярные круговые орбиты с высотой до 700 км. Ее первый старт состоялся 25 марта 1993 года с Плесецкого полигона. В дальнейшем ракету модернизировали с доведением числа ступеней до 5 (при длине ракеты до 29 м), стартового веса до 60 тонн при выводимой полезной нагрузке до 750 кг. Первый испытательный пуск пятиступенчатого варианта ракеты состоялся в 1995 году.

С января 1969 года КБ "Южное" под руководством генерального конструктора В.Ф. Уткина на базе наработок по МБР РТ-21 и РТ-22 проводились работы по созданию универсального ракетного комплекса с МБР РТ-23 для ШПУ, грунтовых подвижных ПУ и железнодорожных подвижных ПУ. Значительная организационная роль

Отечественные стратегические ракетные комплексы

РАЗВИТИЕ ГРУППИРОВКИ МБР СССР

Ракеты	Годы															
	1960	1962	1964	1966	1968	1970	1972	1974	1976	1978	1980	1982	1984	1986	1988	1991
Р-7, Р-7А	4	4	4	4	4	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Р-16	-	26	153	186	186	186	186	186	138	-	-	-	-	-	-	-
Р-9А	-	-	23	23	23	23	23	23	23	-	-	-	-	-	-	-
Р-36	-	-	-	30	156	252	288	252	132	-	-	-	-	-	-	-
РС-10	-	-	-	90	540	840	940	1030	910	750	640	550	520	488	420	326
РС-12	-	-	-	-	-	60	60	60	60	60	60	60	60	60	60	40
РС-16	-	-	-	-	-	-	-	-	20	100	150	150	150	150	130	47
РС-18	-	-	-	-	-	-	-	-	100	180	240	330	360	360	350	300
РС-20	-	-	-	-	-	-	-	-	36	176	308	308	308	308	308	308
РС-12М	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	72	126	288
РС-22	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	20	89
Всего пакет	4	30	180	330	909	1361	1497	1587	1539	1398	1398	1398	1398	1398	1414	1398
Всего ББ	4	30	180	330	909	1361	1497	1587	2423	4182	5820	6270	6420	6420	6506	6612

Отечественные стратегические ракетные комплексы

в этих работах принадлежит руководству Минобщемаша А.С.Афанасьеву, О.Д.Бакланову, В.Х.Догужиеву, а в вопросах изготовления, отработки и внедрения комплексов в серийное производство заместителям министра общего машиностроения С.С.Ванину, А.С.Матренину, А.В.Усенкову. В результате этих работ были созданы и приняты на вооружение трехступенчатые твердотопливные МБР РТ-23УТТХ, имеющие по 10 боеголовок индивидуального наведения: с подвижной железнодорожной ПУ (принят на вооружение в 1989 году, ЖДПУ проектировалась в КБСМ под руководством главного конструктора А.Ф.Уткина); с шахтной пусковой установкой типа ОС (принят на вооружение в 1990 году, первый полк заступил на боевое дежурство 19 августа 1988 года под Первомайском). Ракеты РТ-23 и РТ-23УТТХ изготавливались Павлоградским механическим заводом (ПО “Южный машиностроительный завод”) на Украине, выпущено более 200 ракет. В разработке зарядов для РДТТ принимало участие НПО “Искра”, здесь же были созданы отдельные РДТТ для морских баллистических ракет Р-31 и Р-39 ракетных комплексов Д-11 и Д-19 соответственно - генеральный конструктор Л.Н.Лавров (в последствии М.И.Соколовский). Железнодорожные ПУ выпускались - Юргинским машиностроительным заводом в России.

Подвижный грунтовый комплекс “Целина-2” с МБР РТ-23 не был принят на вооружение, хотя для него были разработаны два варианта пусковых установок грузоподъемностью по 140 тонн: МАЗ-7906 с двигателем мощностью 1200 л.с. и МАЗ-7907 с двигателем мощностью 1500 л.с.

Согласно Меморандуму к договору СНВ-1 на 1 сентября 1990 года было развернуто 33 пусковых установки подвижных ракетных железнодорожных комплексов с ракетами РТ-23УТТХ (в настоящее время - 36 ПУ) и не развернуто 10 ЖДПУ, 9 ЖДПУ находились на Плесецком полигоне для испытаний. Все они сведены в три ракетные дивизии по 3-4 ракетных полка в каждой. В каждом полку один железнодорожный состав стандартной конфигурации с тремя пусковыми установками. Для их защиты в каждой дивизии имеется 1-2 железобетонных стационарных сооружения, длиной 462 м, высотой 10,4 м и шириной 9,2 м. Ракетные дивизии размещены в районах станций: Кострома (в составе 4 полков - железнодорожных составов с 3 ПУ в каждом, стационарных сооружений - 2); Бершеть (Тернопольско-Берлинская ракетная дивизия, в составе 3 полков - железнодорожных составов с 3 ПУ в каждом, стационарных сооружений - 1); Красноярск (Венская ракетная дивизия, в составе 4 полков - железнодорожных составов с 3 ПУ в каждом, стационарных сооружений - 1).

Кроме этих комплексов принимается на вооружение модернизированная тяжелая жидкостная МБР Р-36М2 (РС-20В), являющаяся развитием МБР третьего поколения Р-36М и Р-36МУТТХ. Первый полк с Р-36М2 заступил на боевое дежурство 30 июля 1988 года под Домбаровским.

В эти годы в Московском НИИ радиосвязи под руководством генерального конструктора А.П.Биленко были разработаны, испытаны и поставлены на боевое дежурство в составе пунктов управления и РК системы радиоканалов боевого управления “Эфир”, “Риф”, аппаратура радиоканалов РБУ-РО, а также велась разработка специальных систем “Циклон”, “Горн” и др.

Под руководством начальника и главного конструктора коломенского КБ Машиностроения Н.И.Гущина, в этот период, был создан комплекс активной защиты ШПУ РВСН от ядерных боевых блоков и разработан проект комплексной защиты объектов РВСН от высокоточного неядерного оружия, а также впервые в стране осуществлен маловысотный неядерный перехват высокоскоростных баллистических целей.

Наземное оборудование для большинства типов МБР этого периода создавалось в ЦКБТМ (ЦКБ тяжелого машиностроения) под руководством начальника и главного конструктора А.А.Леонтенкова, а все специальные железнодорожные агрегаты для технических и стартовых комплексов РВСН создавалось в ЦКБ транспортного машиностроения под руководством директора и генерального конструктора Л.Д.Новикова.

С середины 1970-х годов в НПО “Импульс” началось создание АСУ РВСН третьего поколения. К изготовлению аппараты КСА были привлечены: Харьковские заводы “Коммунар” и “Монолит”, Киевский радиозавод.

С начала 1980-х годов производятся испытания новых стратегических крылатых ракет (КР) РК-55 средней дальности малой заметности наземного базирования, ракета создавалась в свердловском КБ “Новатор” под руководством Л.В.Люльева на базе морской стратегической крылатой ракеты “Гранат”, которой вооружены советские атомные подводные лодки. Более мощная сверхзвуковая крылатая ракета “Метеорит”, вариант морской стратегической КР, был создан в НПО “Машиностроения”. Работы начинались под руководством В.Н.Челомея, завершал - генеральный конструктор Г.А.Ефремов. Для этих крылатых ракет создавались подвижные грунтовые пусковые установки. Испытания и развертывание крылатых ракет средней дальности наземного базирования были прекращены в соответствии с Договором РСМД и в дальнейшем ракеты и пусковые установки были ликвидированы вместе с ракетами комплексов средней дальности Р-12, Р-14 и “Пионер”.

8 декабря 1987 года в Вашингтоне руководителями государств М.С.Горбачевым и Р.Рейганом был подписан “Договор между Союзом Советских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Америки о ликвидации их ракет средней дальности и меньшей дальности” (Договор РСМД). По этому документу подлежали ликвидации и в течении трех лет СССР и США обязывались ликвидировать все ракеты наземного базирования с дальностью стрельбы от 500 до 5500 км. По Меморандуму к Договору РСМД у Советского Союза было

Отечественные стратегические ракетные комплексы

развернуто 484 пусковые установки ракет средней дальности Р-12У и “Пионер” с 470 ракетами и 197 пусковых установок ракет меньшей дальности (дальность от 500 до 1000 км) РК “Темп-С” и “Ока” (ракета 9М714 комплекса “Ока” имела дальность 400 км, тем не менее она была включена в Договор) с 387 ракетами. Соединенные Штаты имели развернуто 214 пусковых установок ракет средней дальности “Першинг-2” и ВGM-109G с 429 ракетами, все 170 ракет меньшей дальности “Першинг-1А и Б” были не развернуты. В соответствии с этим Договором РСМД в 1988-1991 годах были ликвидированы (приводится информация только по ракетам средней дальности): 72 ракеты 15Ж45 и 15Ж53 РК “Пионер” - методом пуска из районов городов Чита и Канск; 582 ракеты 15Ж45 РК “Пионер” - подорваны (с них снято 1215 боевых блоков) на полигоне Капустин Яр; 509 пусковых установок и 126 транспортно-заряжающих машин ракетного комплекса “Пионер” - утилизированы на базе “Сарны”; 155 ракет Р-12 и Р-14, 72 наземные ПУ для ракет Р-12, 60 головных частей и 246 единиц наземного оборудования к ним.

По состоянию на 1 сентября 1990 года стратегические ядерные силы (СЯС) СССР включали 2500 межконтинентальных носителей ядерного оружия и 10271 ядерный боезаряд к ним (США - 2246 и 10563 соответственно). В том числе для Советского Союза: 326 ШПУ с МБР УР-100К (УР-100У), 40 ШПУ с МБР РТ-2П, 47 ШПУ с МБР МР-УР-100УТТХ, 308 ШПУ тяжелых МБР Р-36МУТТХ и Р-36М2, 300 ШПУ для МБР УР-100Н, 56 ШПУ для МБР РТ-23УТТХ, 33 железнодорожные ПУ БЖРК с МБР РТ-23УТТХ, 288 грунтовых подвижных ПУ РК “Тополь”. Всего Советский Союз имел 1398 ПУ для МБР, 940 ПУ БРПЛ всех типов, 162 тяжелых бомбардировщика.

МБР УР-100К и УР-100У размещались в ракетных дивизиях: Тернопольско-Берлинской - под Бершетью (в составе 6 полков по 10 ШПУ типа ОС и одному подземному КП в каждом); под Тейково с 26 ШПУ типа ОС; Венской под Красноярском (в составе 4 полков по 10 ШПУ типа ОС и одному подземному КП в каждом); Харбинской под Дровяной (в составе 5 полков по 10 ШПУ типа ОС и одному подземному КП в каждом); под Ясной (в составе 9 полков по 10 ШПУ типа ОС и одному подземному КП в каждом); под Свободным (в составе 6 полков по 10 ШПУ типа ОС и одному подземному КП в каждом). В Киевско-Житомирской ракетной дивизии под Йошкар-Олой стояли 4 полка с МБР РТ-2П по 10 ШПУ типа ОС и подземным КП в каждом, 2 полка с подвижными грунтовыми МБР РТ-2ПМ (РК “Тополь”), по 9 СПУ в каждом. МБР МР-УР-100УТТХ размещались в Режецкой ракетной дивизии под Выползово, в составе 6 полков по 3-10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом, всего 47 ШПУ. Тяжелые МБР Р-36МУТТХ и Р-36М2 размещались в ракетных дивизиях: под Домбаровским (в составе 10 полков по 6-10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом, всего 64 ШПУ); под Карталы (в составе 7 полков по 6-10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом, всего 46 ШПУ); под Державинском (в составе 8 полков по 6-10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом, всего 52 ШПУ); Львовско-Берлинской под Алейском (в составе 5 полков по 6 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом, всего 30 ШПУ); под поселком Жангиз-Тобе (в составе 8 полков по 6-10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом, всего 52 ШПУ); под городом Ужур (в составе 10 полков по 6-10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом, всего 64 ШПУ). МБР УР-100НУТТХ размещались в ракетных дивизиях: Запорожской под городом Хмельницкий (в составе 9 полков по 10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом); под городом Козельск (в составе 6 полков по 10 ШПУ типа ОС и одному контейнерному КП в каждом). В Нижнеднепровской ракетной дивизии под городом Первомайск находилось 5 полков с 6-10 ШПУ типа ОС для МБР РТ-23УТТХ (15Ж60) и одному контейнерному КП в каждом, всего 46 ШПУ, 4 полка с 10 ШПУ типа ОС для МБР УР-100НУТТХ и одному контейнерному КП в каждом. В Таманской ракетной дивизии имени 60-летия СССР под городом Татищево находились один полк с 10 ШПУ типа ОС для МБР РТ-23УТТХ (15Ж60) и одним контейнерным КП, 11 полков с 10 ШПУ типа ОС для МБР УР-100НУТТХ и одному контейнерному КП в каждом. Подвижный РК “Тополь” с ракетой РТ-2ПМ размещался в ракетных дивизиях: Станиславско-Будапештской - под городом Лида (в составе 3 полков по 9 ПУ в каждом); Свирской - под городом Мозырь (в составе 3 полков по 9 ПУ в каждом); под Тейково (в составе 4 полков по 9 ПУ в каждом); Мелитопольской - под Юрьей (в составе 5 полков по 9 ПУ в каждом); под Нижнем Тагилом (в составе 5 полков по 9 ПУ в каждом); Глуховской - под Новосибирском (в составе 3 полков по 9 ПУ в каждом); под Канском (в составе 3 полков по 9 ПУ в каждом); под Иркутском (в составе 4 полков по 9 ПУ в каждом). В 1990 году в состав РВСН входили арсеналы Ракетных войск: в Колосово - для МБР УР-100К, УР-100У, УР-100Н и УР-100НУТТХ; в Михайленках - для МБР УР-100К, УР-100У, МР-УР-100, МР-УР-100УТТХ и УР-100НУТТХ; в Суроватихе - для МБР МР-УР-100УТТХ и РТ-2ПМ; в Пибаньшур - для МБР МР-УР-100УТТХ, Р-36МУТТХ и Р-36М2; в Хризолитовом - для МБР РТ-2П, Р-36МУТТХ, Р-36М2, РТ-23УТТХ и РТ-2ПМ.

Достигнутые высокие уровни развития СНВ СССР и США требовали их контроля и сокращения. В связи с этим 31 июля 1991 года в Москве был подписан “Договор между Союзом Советских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Америки о сокращении и ограничении стратегических наступательных вооружений” (Договор СНВ-1), который предполагал значительные поэтапные сокращения СНВ. Более радикальные сокращения СНВ предполагал Договор СНВ-2, подписанный между Российской Федерацией и Соединенными Штатами. По нему, в частности, предлагалось отказаться от тяжелых МБР и МБР наземного

базирования с РГЧ ИН. Договор СНВ-2 до сих пор не вступил в законную силу, из-за затягивания его ратификации.

Стратегические ракетные комплексы пятого поколения (после 1990 года) и развитие РВСН в этот период

В настоящее время все стратегические наземные ракетные комплексы входят в ракетные полки, которые составляют ракетные дивизии и ракетные армии. Организационно они входят в ракетные войска стратегического назначения (РВСН), которые были созданы в СССР в 1960 году. РВСН составляют основу стратегических ядерных сил (СЯС) Российской Федерации, куда кроме них еще входят:

- авиационные стратегические ядерные силы (АСЯС) с тяжелыми и дальними бомбардировщиками;
- морские стратегические ядерные силы (МСЯС), основу которых составляют ракетные подводные крейсера стратегического назначения (РПКСН) с баллистическими ракетами подводных лодок (БРПЛ).

Стратегический ядерный потенциал США имеет подобные средства ядерного оружия, которые также составляют стратегическую ядерную триаду.

Коренные изменения военно-политической обстановки произошли в начале 1990-х годов из-за распада Советского Союза. В этот период начали формироваться Вооруженные Силы Российской Федерации, происходит уничтожение или вывод ядерного оружия с территорий бывших союзных республик, прекращается разработка ракетного оружия стратегического назначения на Украине.

В настоящее время продолжаются испытания и началось развертывание только одной ракетной системы - "Тополь-М", головной разработчик МИТ, генеральный конструктор Б.Н.Лагутин, с шахтными ПУ типа ОС и подвижными грунтовыми ПУ и единой ракетой. МБР "Тополь-М" в перспективе должна стать основной Российских стратегических наземных сил. Ракетный комплекс "Тополь-М", первый чисто российского производства ракетный комплекс, который по своим тактико-техническим характеристикам будет значительно превосходить комплексы, находящиеся в эксплуатации. С марта 1997 года работы по комплексу "Тополь-М" возглавил генеральный конструктор МИТ Ю.С.Соломонов.

В связи с распадом СССР, отказа стран СНГ от ядерного оружия и истечением сроков хранения и эксплуатации РК второго и третьего поколений был выполнен вывоз и произведено уничтожение стратегических ракет и ядерных боеприпасов с территорий Казахстана, Украины и Белоруссии.

В 1997 году в составе РВСН Российской Федерации имелась группировка МБР с 756 пусковыми установками², из них ПУ типа ОС составляют 60%. В Казахстане осталось 290 ШПУ с тяжелыми МБР типа Р-36М, которые подчиняются МО РФ и должны быть ликвидированы в течение семи лет. С Украины вывезено 420 боевых зарядов ракет из состава 43 ракетной армии, которая подчиняется МО Украины. Все ракетные комплексы "Тополь", находившиеся на территории Белоруссии, были выведены на территорию России и продолжают свою боевую службу.

До мая 1997 года Главнокомандующим РВСН являлся генерал армии И.Д.Сергеев, назначенный на эту должность 26 августа 1992 года. В одном из интервью он заявил, что РВСН остается самым мощным видом Вооруженных Сил РФ и включает две трети ядерного потенциала государства, Ракетные войска способны решать самостоятельно от 50 до 90% стратегических задач. По состоянию на апрель 1997 года, как заявил Главнокомандующий, в состав РВСН входили четыре ракетные армии (под городами Оренбург, Владимир, Омск и Чита), 19 ракетных дивизий, в которых имелось 756 пусковых установок МБР и 3630³ боевых блоков. В РВСН стоят на вооружении четыре основных комплекса: с тяжелой МБР Р-36М2 и Р-36УТТХ, их соответственно 58 и 122 с десятью ядерными боеголовками индивидуального наведения на каждой; с МБР УР-100НУТТХ, таких ракет 168, на каждой по шесть ядерных боеголовки; шахтный и железнодорожный ракетные комплексы с МБР РТ-23УТТХ, всего 10 и 36 соответственно с десятью боеголовками на каждой ракете; подвижные грунтовые "Тополя" в количестве 360 единиц и 2 новые ракеты "Тополь-М", шахтного типа³.

После назначения И.Д.Сергеева Министром обороны РФ новым Главнокомандующим РВСН был назначен генерал-полковник В.Н.Яковлев. В своем интервью газете "Известия" В.Н.Яковлев заявил, что с 1 ноября 1997 года боевое дежурство несет новый вид Вооруженных Сил России - интегрированные войска РВСН¹. В них в настоящее время входят: РВСН, Военно-космические силы и войска ракетно-космической обороны.

Объединение позволило повысить боевую эффективность РВСН на 15-20 процентов за счет доведения развед-информации с космических аппаратов и наземной группировки Системы предупреждения о ракетном нападении прямо на центральный командный пункт РВСН, минуя промежуточные звенья¹. В декабре 1998 года первый полк с новыми российскими МБР "Тополь-М" поставлен на боевое дежурство¹. В то же время 71 процент КП и более 50 процентов ракетных комплексов находятся за пределами гарантийных сроков эксплуатации¹. Современная группировка РВСН, по заявлению Главкома, должна надежно выполнять свои задачи до 2005-2007 годов¹.

1 - В.Литовкин, "Первый шаг военной реформы укрепил ракетно-ядерный щит России" - "Известия" № 219 от 19 ноября 1997 года

2 - "Наращивать ядерные мускулы бесперспективно" - "Новые известия" от 2 июля 1998

3 - В.Литовкин, "Подрастает полк новых "Тополей" - "Известия" от 26 сентября 1998 года

ракетные комплексы средней дальности

Проект ракетного комплекса с баллистической ракетой дальнего действия Р-3 (8А67)

Разработка ракетного комплекса началась в 1947 году по государственному плану развития ракетостроения. В 1949 году были выполнены темы: «Исследование условий работы РДД, их агрегатов и аппаратуры в полете» и «Исследование принципов и методов проектирования ракет большой дальности», направленные на обеспечение разработок ракеты.

Ракета, по замыслу конструкторов, должна была иметь отделяемую головную часть, несущие разгруженные внутренним наддувом баки, хвостовой отсек без стабилизаторов. Наддув баков предполагалось осуществить за счет испарения жидкого газа.

Защита эскизного проекта ракеты Р-3 успешно прошла 7 декабря 1949 года. В нем рассматривалось два варианта ЖРД, разработанных под руководством главных конструкторов В.П.Глушко (масштабное увеличение ЖРД ракеты А-4) и А.И.Полярного (ЖРД с новыми перспективными решениями).

Для отработки технических решений, принятых для Р-3, был разработан технический проект экспериментальной ракеты Р-3А. Дальность этой ракеты должна была составить 900 км, а стартовая масса должна была остаться на уровне ракеты Р-2.

Из-за срыва сроков выхода двигательных установок на огневые испытания, проект ракеты Р-3 с двумя вариантами двигателей потерпел неудачу.

В 1950-1951 годах в рамках темы Н-1 продолжались поиски путей создания стратегической ракеты Р-3. Трудности с созданием кислородно-керосиновых двигателей вынудили перейти на разработку новой ракеты на базе конструктивно-компоновочных решений проекта Р-3А, которая получила индекс Р-5.

На базе пакета из трех ракет Р-3, предложенного М.К.Тихонравовым, предлагалось создать межконтинентальную баллистическую ракету.

Разработчик ОКБ-1 НИИ-88

Гл. конструктор С.П. Королев

Изготовитель не производился

Код НАТО нет

Тип комплекса с БРДД первого поколения

Состояние эскизный проект выполнен 7 декабря 1949 года

Ракета 8А67

Дальность стрельбы, км 3000

Максимальная скорость, м/с 4500

Боевая часть:

- тип фугасная, в перспективе предполагалась ядерная

- вес, кг 3000

- допустимая темп-ра нагрева, С° 1500

Система управления: инерциальная с радиокоррекцией

- разработчик Б.М.Коноплев

Органы управления рулевые двигатели

Тип старта: вертикальный с наземной ПУ

Число ступеней ракеты 1

Длина собранной ракеты, м 27,1

Макс. диаметр корпуса, м 2,8

Размах оперения, м 71-72

Стартовый вес, т 71-72

Вес пустой ракеты, кг 9-11

Горючее керосин

Окислитель кислород

Вес топлива, т 60-62

Материал корпуса алюминий-магниевый сплав

Двигатель ЖРД РД-110

- разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.П.Глушко

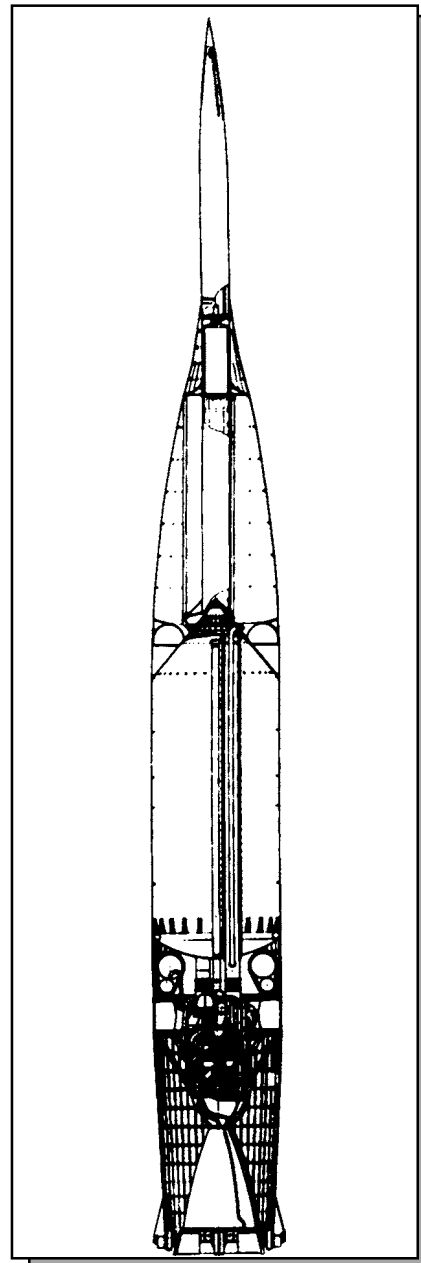
- тяга двиг. в пустоте, тс 117,5-120

- время работы, сек 150

Пусковая установка:

Тип стартовый стол

Разработчик СКБ "Спецмаш"



Ракета Р-3

Проект ракетного комплекса с опытной баллистической ракетой Р-3А (8А63)

Для отработки новых технических решений, предложенных при создании проекта ракеты Р-3, в ОКБ-1 НИИ-88 был разработан технический проект экспериментальной ракеты Р-3А (ЗРА). Проведение летных испытаний

ракеты Р-3А было запланировано на октябрь 1951 года.

Дальность этой ракеты должна была составить 900-935 км, а стартовая масса должна была остаться на уровне ракеты Р-2.

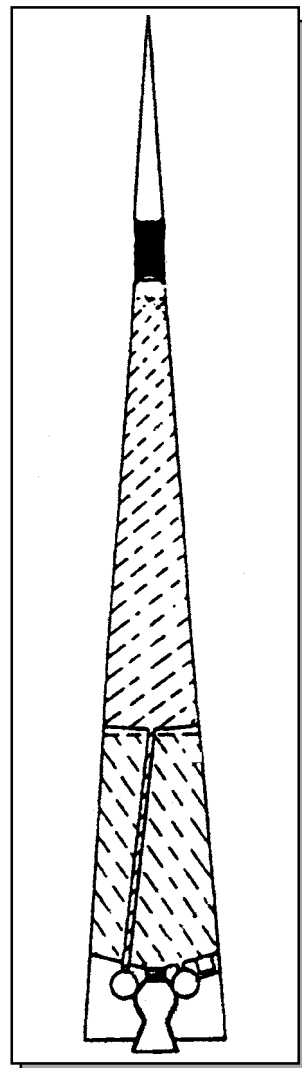
По расчетам стартовая масса ракеты составила 23,4 тонны при массе сухой конструкции изделия около 4 тонн. Предполагалось отказаться от использования аэродинамических стабилизаторов на активном участке траектории. Двигатель у земли имел тягу 40 тс и удельный импульс тяги - 210 кгс/кг.

На основе технических решений этого проекта была создана ракета Р-5 с большей дальностью полета.

Проект ракетного комплекса с баллистической ракетой Г-2 (Р-12)

Ракета разрабатывалась в СССР немецкими специалистами под руководством главного конструктора Грег-группа на специально организованном филиале №1 НИИ-88 (о.Городом-ля на оз. Селигер). Группа из 150 интер-нированных немецких специалистов работала в СССР с 1945 года до середины 1950-х годов. Проект ракеты Р-12 был закончен в 1950 году. Предполагалось использовать двигатели, разработанные для баллистической ракеты Р-10 (дальность стрельбы около 600 км). Должна была применяться отделяемая ГЧ.

Разработчик филиал №1 ОКБ-1 НИИ-88
Тип комплекса с БРДД первого поколения
Состояние проект
 Ракета Г-2 (Р-12)
 Ἀἰεὶ ἰπὸν ἡδᾶεῦαι, εἶ :
 - максимальная 2500
 - минимальная 2000
 Ἀἰ ἄἄῦ ἡἰῶν:
 - тип фугасная
 - вес, кг 1000
 Система управления инерциальная с измерением тяги двигателей
 Тип старта с наземной ПУ
 ἰ ἄἄῦ ἡῶι ἄἰ ῦ:
 Двигатель 3 двигателя от Р-10
 - тяга двигателей в пустоте, тс 100



Ракета Г-4 (Р-14)

Проект ракетного комплекса с баллистической ракетой Г-4 (Р-14)

Ракета разрабатывалась в 1950-1952 годах группой немецких специалистов, работавших в СССР. На ракете с оригинальным конусообразным корпусом предполагалось использовать отделяемую головную часть.

Состояние проект
 Ракета Р-14 (Г-4)
 Дальность стрельбы, км 3000
 Ἀἰ ἄἄῦ ἡἰῶν:
 - тип фугасная
 - вес, кг 3000
 Система управления инерциальная
 Стартовый вес, т 73
 Вес пустой ракеты, т 7
 Тип горючего жидкое

Разработчик Филиал №1 НИИ-88
Тип комплекса с БРДД первого поколения

Ἀἰ ἄἄῦ ἡἰῶν:
 - тип фугасная
 - вес, кг 3000
 Система управления инерциальная
 Скорость полета, м/с 600

Проект ракетного комплекса с крылатой ракетой Г-5 (Р-15)

Ракета разрабатывалась в СССР в первой половине 1950-х годов немецкими специалистами. Ракета проектировалась с корпусом ракеты Р-10 и с использованием форсированного двигателя ракеты А-4.

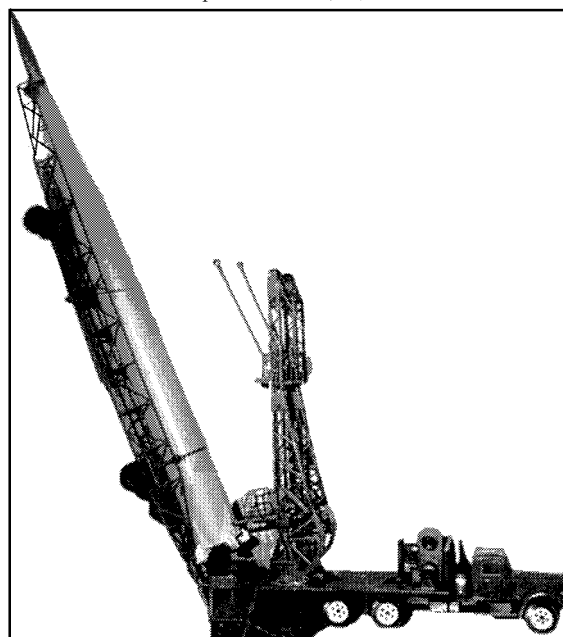
Разработчик филиал №1 НИИ-88
Тип комплекса с КРДД первого поколения
Состояние проект
 Тип ракеты Р-15 (Г-5)
 Дальность стрельбы, км 3000

Ракетный комплекс "Победа" с баллистической ракетой дальнего действия Р-5 (8А62)

Работы по ракете дальнего действия с дальностью стрельбы более 1000 км начались в октябре 1947 года. Трудности с созданием кислородно-керосиновых двигателей вынудили перейти на разработку новой ракеты на базе конструктивно-компоновочных решений проекта Р-3А, которая получила индекс Р-5. Проект ракеты Р-5 выполнен в октябре 1951 года. Ракета имела несущие бак горючего и бак окислителя. Для уменьшения гарантийных остатков топлива в обоих баках впервые были установлены воронко-гасители. Система управления была разработана в НИИ-885 под руководством

Н.А.Пилюгина. Ракета могла оснащаться 2 или 4 подвесными БЧ, при этом дальность стрельбы составляла 820 или 600 км. Огневые стендовые испытания ракеты начались в 1953 году на филиале НИИ-2 в городе Загорске. Согласно Постановлению

Модель установщика ракеты Р-5 на пусковой стол (проект)



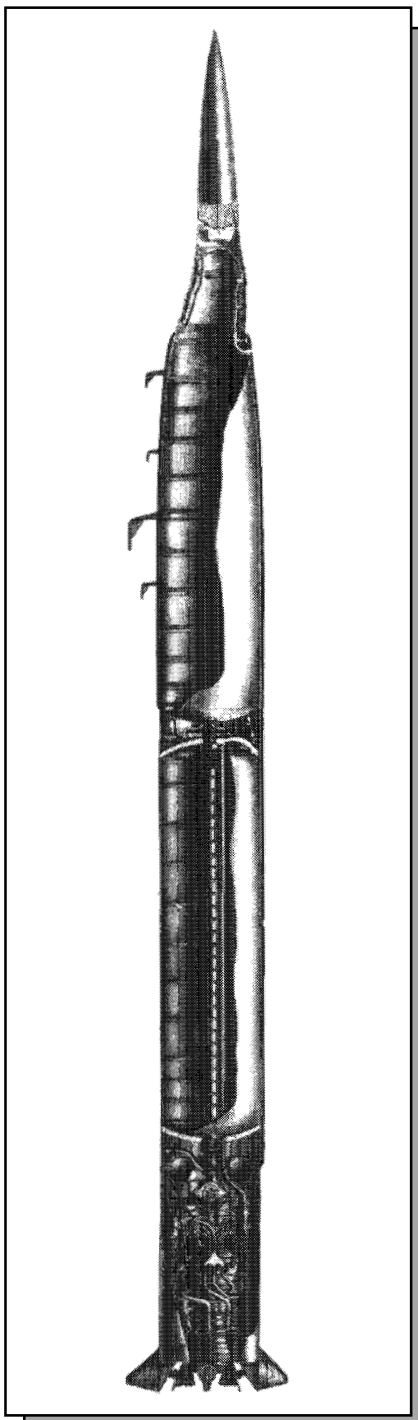
Отечественные стратегические ракетные комплексы

СМ от 13 февраля 1953 года летные испытания Р-5 должны были пройти на ГЦП в три этапа. Первый этап летных испытаний проходил в марте-мае 1953 года; из восьми ракет шесть достигли цели. Первый успешный пуск на полную дальность состоялся 19 апреля 1953 года с ГЦП (Капустин Яр). При подготовке ракеты ко второму этапу испытаний в систему управления ракетой были введены изменения, изменениям подверглись некоторые элементы конструкции. Второй этап летных испытаний проводился в октябре-декабре 1953 года. Все семь пусков проводились на дальность 1185 км, один из них был неудачный. После проведенных доработок с августа 1954 года по февраль 1955 года проходил третий этап ЛКИ. Из 19 пусков 5 - пристрелочных, 10 - зачетных и 4 пуска проводились для отработки системы радиокоррекции дальности.

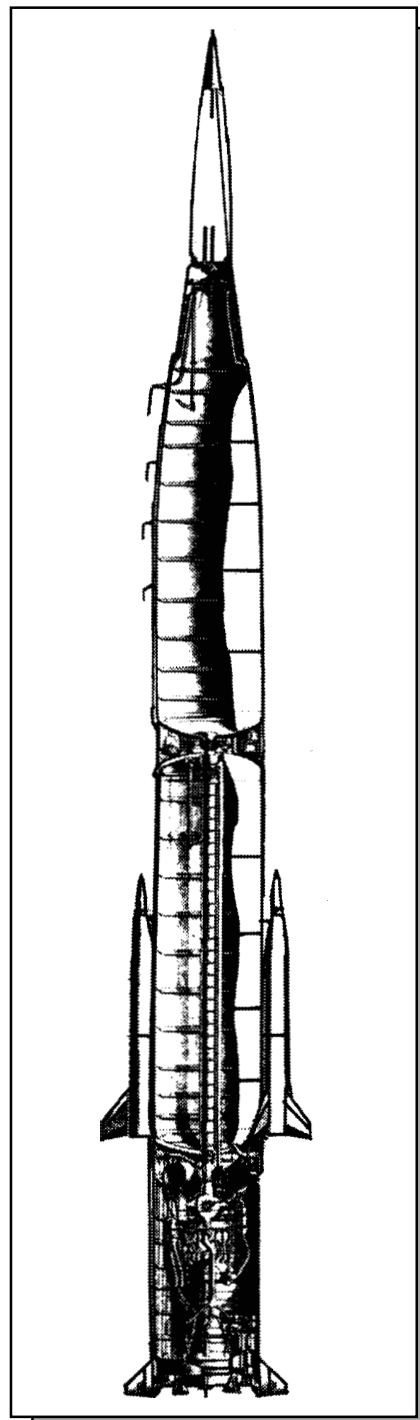
В начале 1950-х годов для ракеты Р-5 разрабатывалась головная часть «Генератор-5» с боевыми радио-активными веществами. Для заправки ракет с ГЧ типа «Генератор-5» в 1955 году ОКБТ Кировского завода создало самоходный манипулятор «объект 805» массой 72 тонны.

На основании Постановления СМ от 20 мая 1954 года на базе ракеты Р-5 была разработана ракета Р-5Р для проверки в летных условиях возможности радиолокационного слежения за баллистическими ракетами дальнего действия. Было выполнено три пуска ракет Р-5Р.

В 1955 году начались испытания модернизированного варианта ракеты Р-5М с ядерной боевой частью, которая стала первой стратегической ракетой в СССР. На базе ракеты Р-5 созданы геофизические ракеты Р-5А, Р-5Б, Р-5В и др., оснащенные различной исследовательской аппаратурой.



Ракета Р-5 с одной головной частью



Ракета Р-5 с дополнительными подвесными зарядами

Разработчик ОКБ-1 НИИ-88
Гл. конструктор С.П. Королев
Изготовитель ракеты завод №586
Код НАТО . SS-3 Shuster (T-1, M-101)
Тип комплекса ракетный комплекс с баллистической ракетой дальнего действия первого поколения
Состояние в эксплуатации с 1955 года
 Дальность стрельбы, км:
 - с моноблочной БЧ 1200
 - с двумя дополнит. БЧ 810-820
 - с четырьмя дополнит. БЧ 560-600

Вероятное отклонение от цели, км:
 - по дальности от -1,5 до +1,5
 - боковое от -1,25 до +1,25
Аі ааâÿ ÷ãñóü:
 - тип фугасная моноблочная с 2-4 навесные БЧ
 - вес одиночной, кг 1000-1425
 - вес дополнит. 4-х БЧ 3830
 Система управления инерциальная и радиоуправление по дальности, боковая коррекция и аварийное выкл. двигателей
 Органы управления газовые рули
 - разработчик лаборатория газоструйных рулей

- руководитель С. Фонарев
 Тип старта вертикальный с наземного стола за счет собственных двигателей
 Макс. скорость полета, м/сек . 3000-3016
 Число ступеней ракеты 1
 Длина собранной ракеты, м 21
 Время полета на макс. дальн., мин ... 12
 Макс. диаметр корпуса, м 1,652
 Размах оперения, м 3,452
 Стартовый вес, т 28,57
 Вес незаправленной ракеты, т 4,2
 Вес топлива, т 24,37
 Горючее 92% этиловый спирт
 Окислитель жидкий кислород

Ракетные комплексы средней дальности

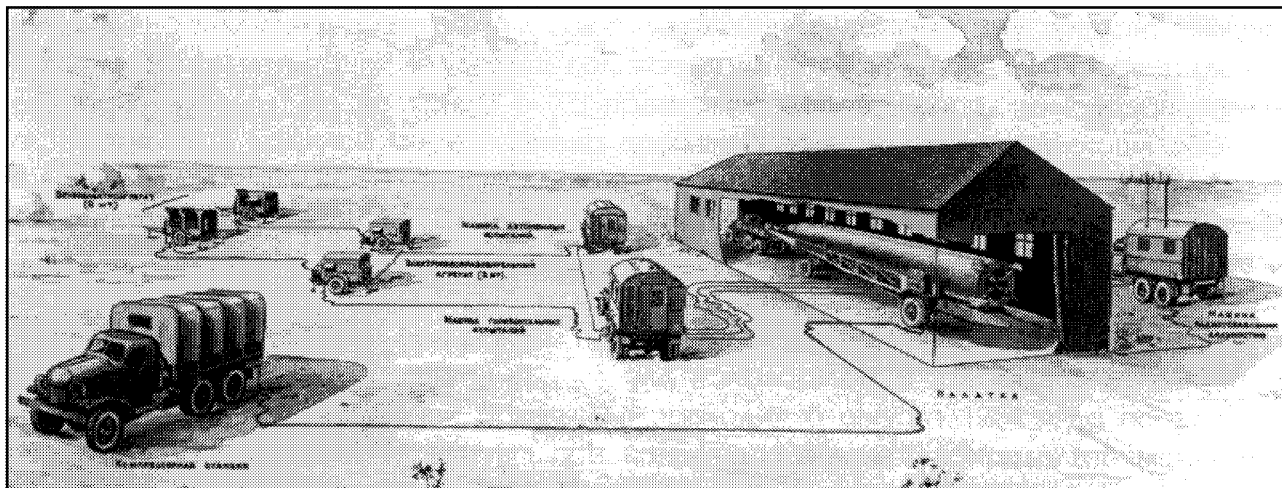
Материал баков алюминиево-магниевый
 сплав АМгЗ
 (в дальнейшем заменен на АМг5)
 Материал хвостового отсека . на первых
 ракетах - сталь,
 в дальнейшем заменен
 на алюминиевый сплав Д16Т
 Двигатель однокамерный
 ЖРД РД-103 с ТНА
 - разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.А.Витка
 - удельный импульс на земле, с 219
 - тяга двигателя в пустоте, тс 43,86
 - время работы, с 115,4

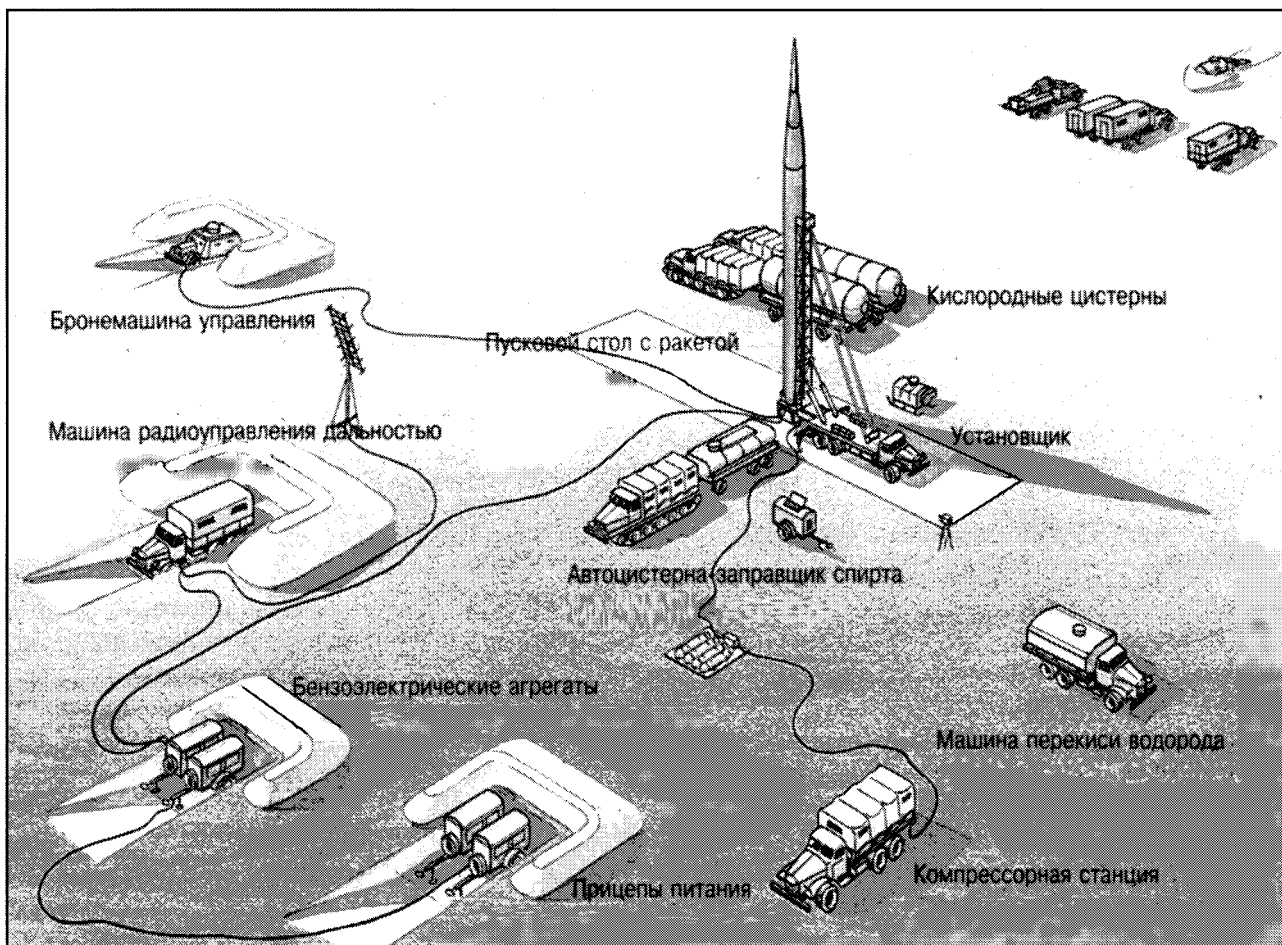
Размеры, м:
 - длина 3,02
 - ширина 3,02
 - высота 3,27
 Вес, т 6,9
 Число ракет на ПУ 1
 Время подготовки ракеты к пуску, ч 2

Пусковая установка:

Тип наземная (пусковой стол)
 Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Главный конструктор В.П.Бармин



Техническая позиция ракеты Р-5



Стартовая позиция ракеты Р-5

Ракетный комплекс с БР Р-5М (8К51)

Разработка комплекса задана Постановлением СМ СССР от 10 апреля 1954 года. Ракета Р-5М (первоначально имела индекс 8А62М) создана на базе БР Р-5 с оснащением ее ядерной боевой частью.

Ведущим конструктором по ракете был Д.Козлов.

Ракета Р-5 создавалась на базе технических решений первых отечественных управляемых БР Р-1 и Р-2. Ракета Р-5 оснащалась одиночной обычной головной частью, могли быть установлены дополнительные навесные 2 или 4 боевые части (дальность полета уменьшалась).

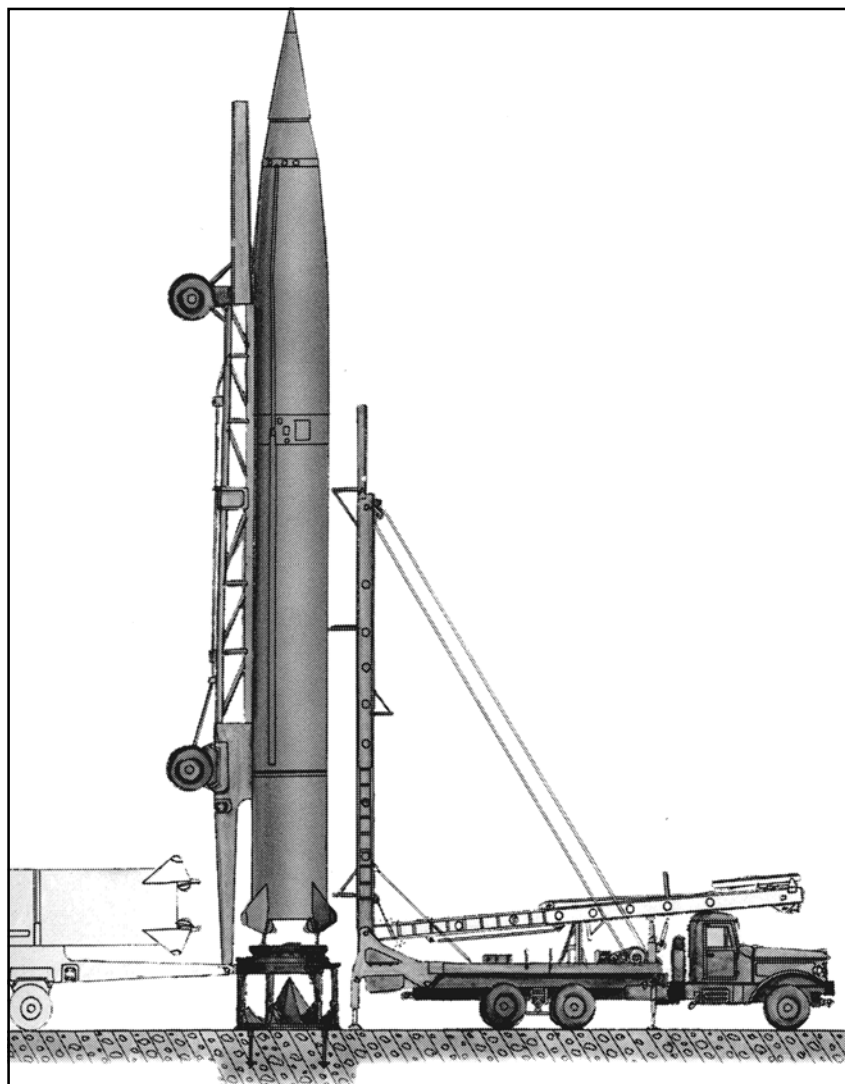
В конструкцию ракеты были внесены изменения: отделяемая головная часть; тонкостенные топливные баки несущей конструкции выполнены из листового алюминиевого сплава с внутренними шпангоутами. Топливные баки имели наддув, бак горючего наддувался воздухом из баллонов, а бак окислителя - газифицированным в специальном теплообменнике (жидким) кислородом.

В целях повышения надежности системы управления ракеты впервые было применено резервирование отдельных приборов и бортовой кабельной сети. Система радиоуправления разрабатывалась под руководством Б.М.Коноплева.

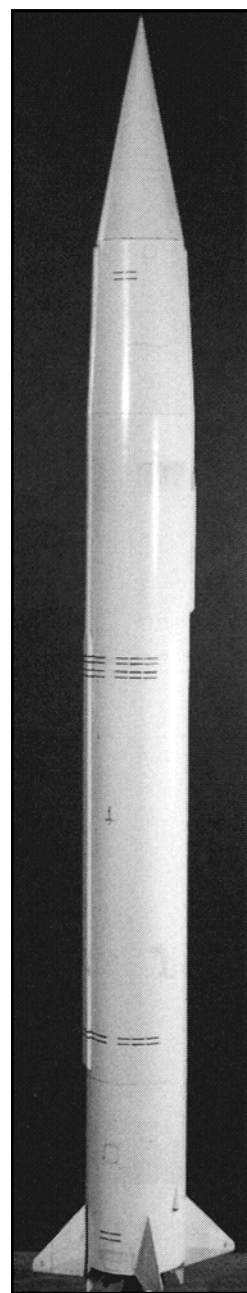
Для установки ракет Р-5 и Р-5М на пусковой стол в ЦКБТМ на базе лафета 8У24 ракеты Р-2 создан установщик 8У211. Опытный образец установщика применялся при испытаниях ракеты Р-5М. Для повышения проходимости установщика по грунтовым дорогам и бездорожью в СКБ завода «Подъемник» были созданы опытные образцы установщика 8У220 на гусеничном ходу на базе артиллерийского тягача АТТ. Уже в ходе полигонных испытаний ракет Р-5 в ГСКБ «Спецмаш» был разработан более легкий и надежный установщик порталного типа, в дальнейшем на его базе в СКБ завода «Подъемник» был создан установщик 8У25.

С января по июль 1955 года проводились заводские и лётно-конструкторские испытания ракеты Р-5М. Первый успешный пуск состоялся 21 января 1955 года. Из проведенных на ГЦП (Капустин Яр) 14 пусков - 13 были удачными. По их результатам, из-за обнаруженного флаттера воздушных рулей, была несколько изменена конструкция рулей и увеличена жесткость механизмов их привода. В систему управления дополнительно была введена система аварийного подрыва ракеты.

В августе - ноябре 1955 года в рамках заключительных-пристрелочных испытаний проведено 10 пусков на дальность 1083-



Установка ракеты Р-5М на пусковой стол



Модель ракеты Р-5М

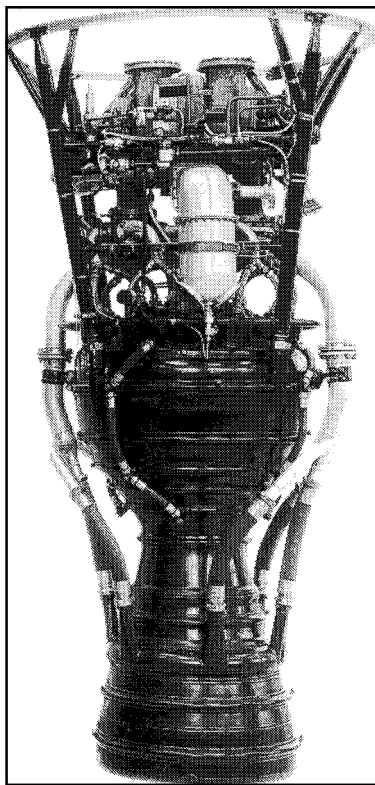
Ракетные комплексы средней дальности

1190 км, из них восемь успешных, включая пять пусков ракет с опытными образцами ядерных зарядов.

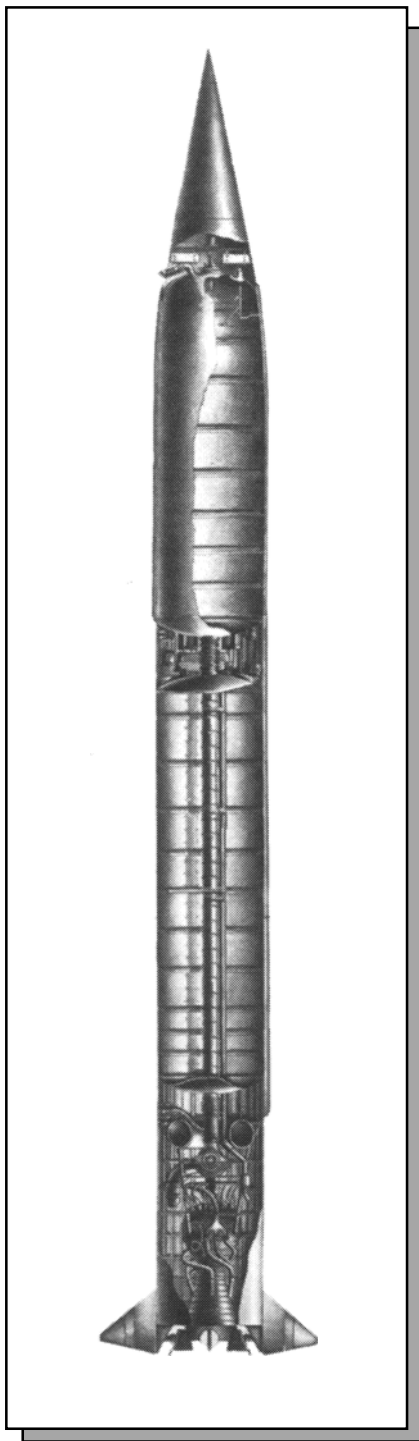
Зачетные стрельбы состоялись с 11 января по 6 февраля 1956 года. Из 5 пусков (в том числе четыре ракеты с макетами ядерного заряда) - 4 удачные. 2 февраля 1956 года произведен пуск ракеты с ядерной боевой частью мощностью 0,3 Кт на дальность 1200 км в район безлюдных песков Приаральских Каракумов (150 км северо-восточнее Аральского моря).

Развертывание ракетных комплексов началось в 1956 году, ими оснащались инженерные бригады РВГК: 77-я и 80-я в Житомирской области; 72-я - г.Медведь Новгородской области; 73-я - г.Камышин Волгоградской области; 85-я на ГЦП (Капустин Яр) и 90-я в Киевском военном округе.

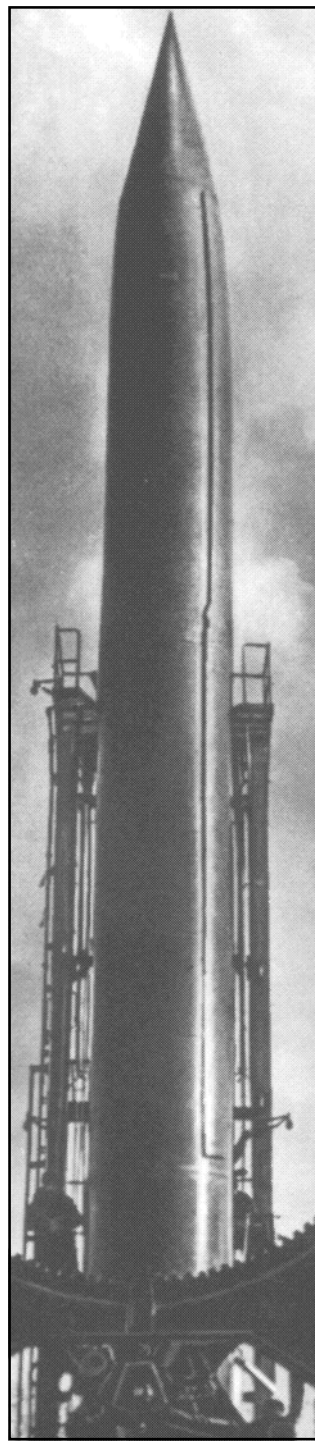
В 1956 году было развернуто 24 наземные пусковые установки для ракет Р-5М; к 1957 году число ПУ было доведено до 48. Для сборки и подготовки ядерных зарядов для ракет при инженерных бригадах были сформированы специальные воинские части - ремонтно-технические базы. Для приведения ядерного оружия в боевую готовность на первых порах требовалось



Двигатель РД-103М

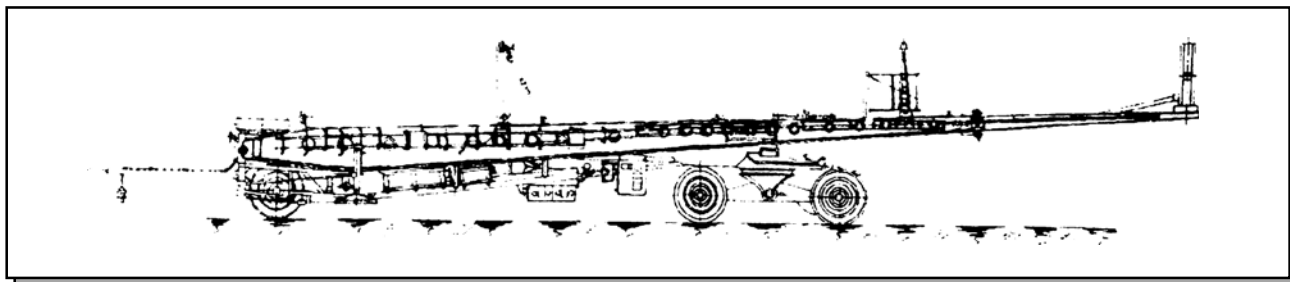


Разрез ракеты Р-5М



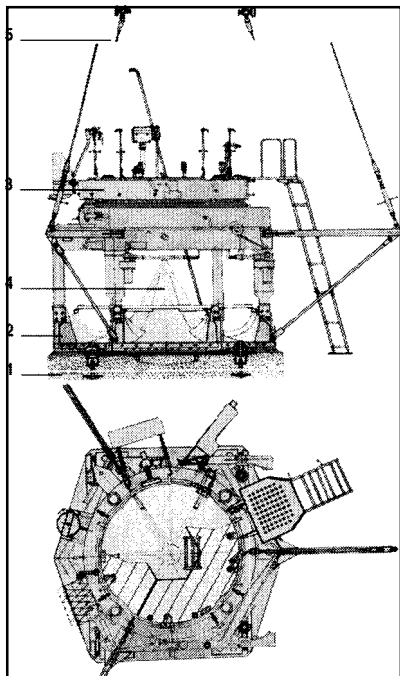
Ракета Р-5М на пусковой установке

Установщик 8У221 ракеты Р-5М



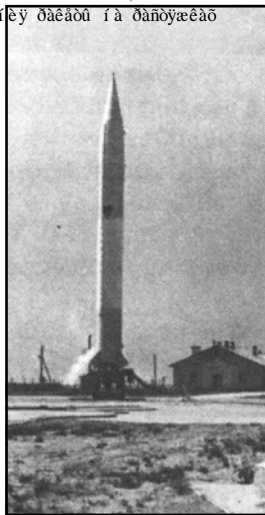
Отечественные стратегические ракетные комплексы

около 30 часов, в дальнейшем время подготовки сократилось до 5-6 часов.
 В ноябре 1958 года 72-я инженерная бригада РВГК с ракетами Р-5М была передислоцирована из села Медведь Новгородской области в Фогельзанге и Фюре-генберг в ГДР, а в августе 1959 года была выведена из



Пусковой стол для ракеты Р-5М:

1 - i n i a a i e a; 2 - i i a u a i i a y - a n o i; 3 - i i a i o i o i a y - a n o i; 4 - i o b a e a o a e i; 5 - i o e i a a e a e i n o e a e y e o a i e a r e y o a e a o i i a o a p o y e e a o



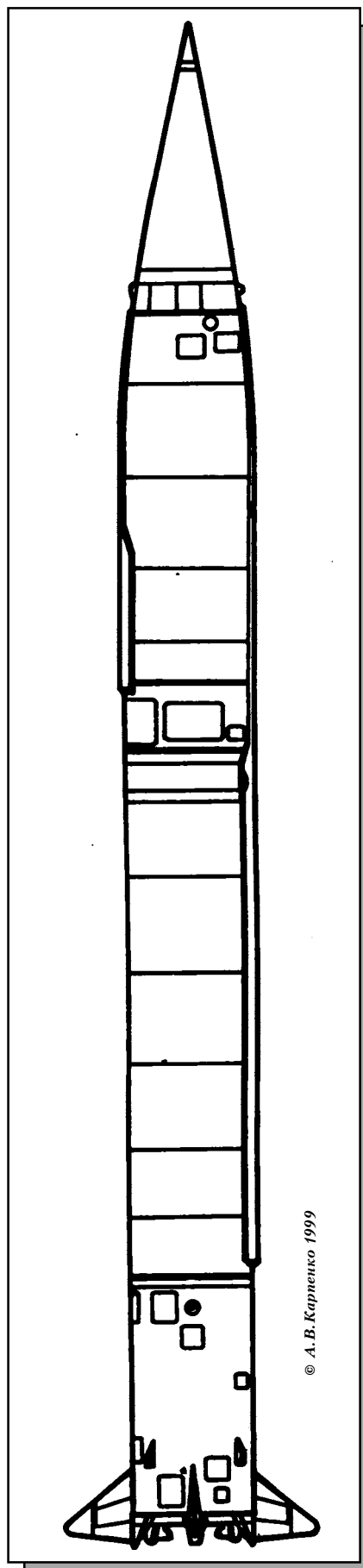
Ракета Р-5М на пусковом столе



Ракета Р-5М на пусковой установке



Ракеты Р-5М на параде на Красной площади



Ракета Р-5М

© А. В. Карпенко 1999

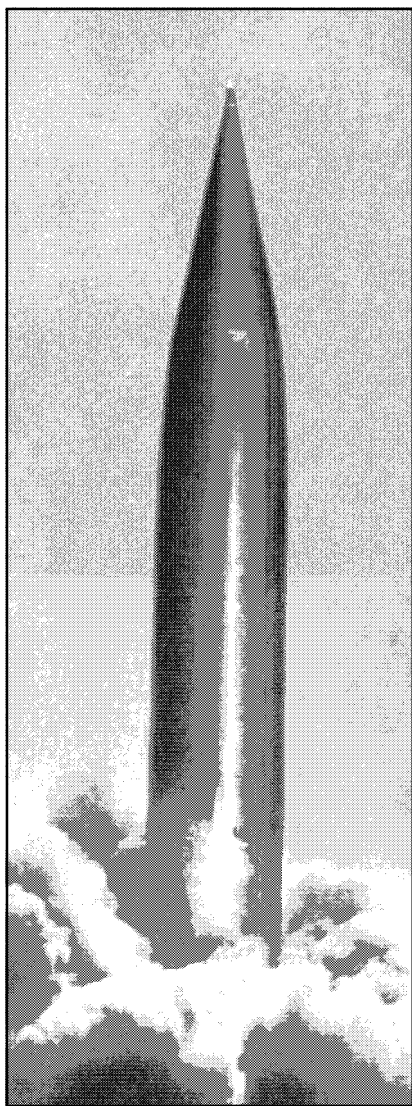
Ракетные комплексы средней дальности

Германии в Калининградскую область. В 1959 году инженерные бригады РВГК с БР Р-5М были реформированы в четыре отдельные полка. Первый ракетный полк заступил на боевое дежурство стал (10 мая 1959 года в Перевальном под г. Симферополем (командир И.А.Курилов), второй - 1 октября 1959 года под г.Гвардейск (командир Б.М.Спрынов), третий и четвертый - под Славутой в Хмельницкой области и в районе Уссурийска.

После установки на ракету Р-12 боевой части мощностью в 1 Мт в ОКБ-1 была переделана головная часть Р-5М под аналогичную БЧ. К тому времени ракета Р-5М могла находиться в заправленном

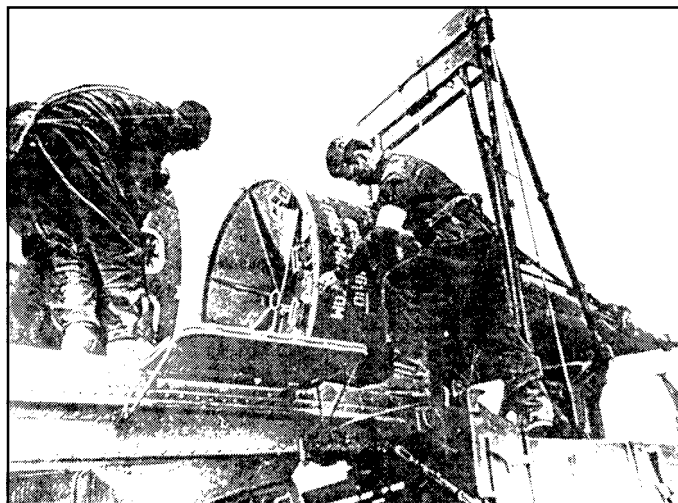
состоянии более 30 суток. В 1955 году на базе Р-5М была создана экспериментальная ракета Р-5РД (М5РД) для

отработки новых принципов создания МБР, на которой отработывалась автономная система наведения и система регулирования второй ступени ракеты Р-7. С 16 февраля



Старт ракеты Р-5М

Ракета Р-5М на параде на Красной площади



Установка головной части на ракету Р-5М



Ракета Р-5М на параде на Красной площади

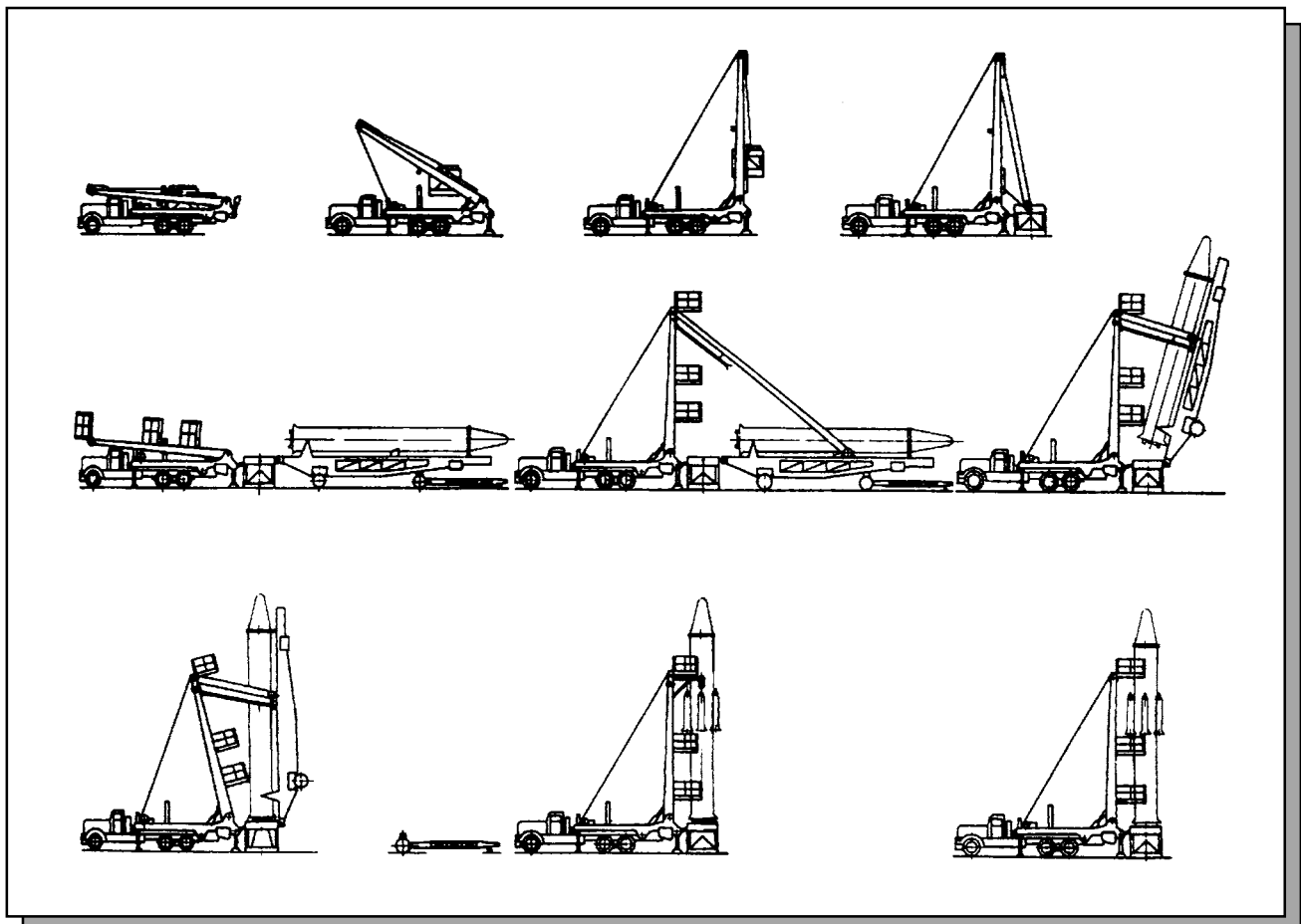
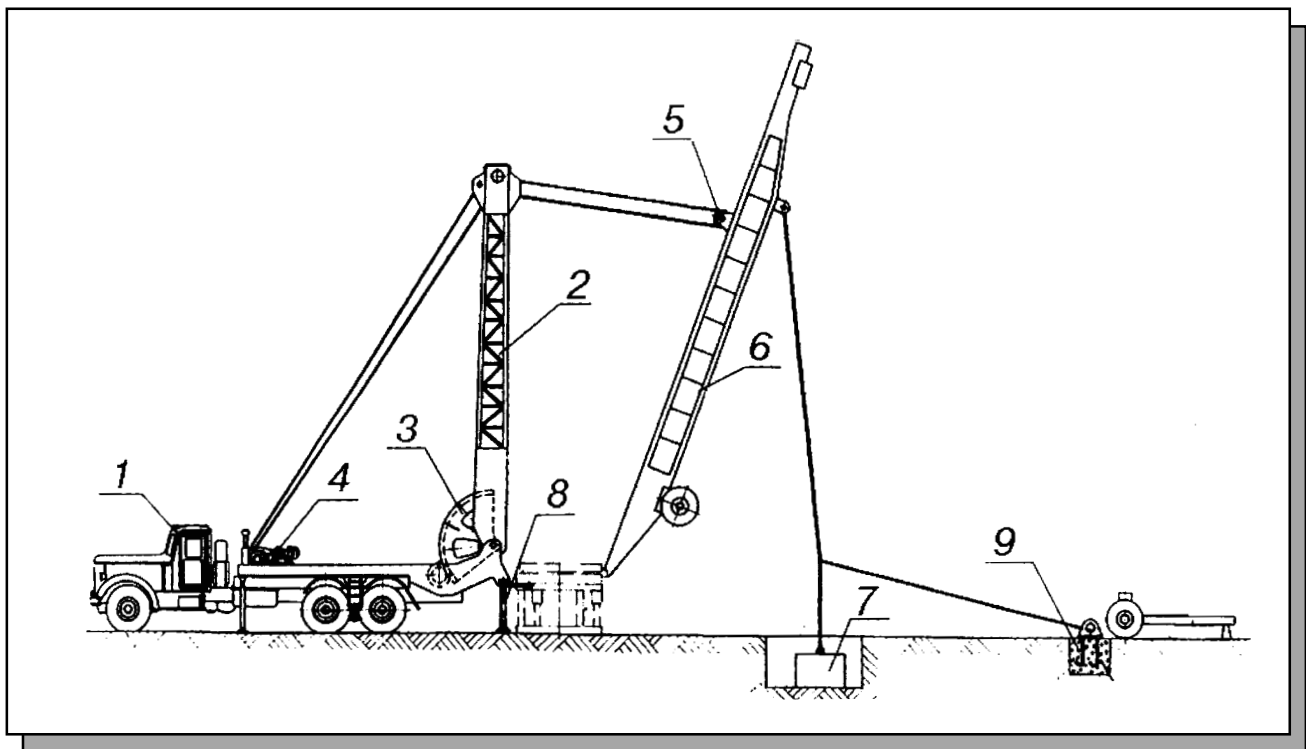


Схема установки стартового стола и ракеты Р-5М (Р-5) установщиком 8У25



Установщик 8У25:

1 - шасси автомобиля; 2 - кран; 3 - пульт управления; 4 - рама; 5 - шарнир; 6 - ролики; 7 - основание; 8 - ролики; 9 - ролики

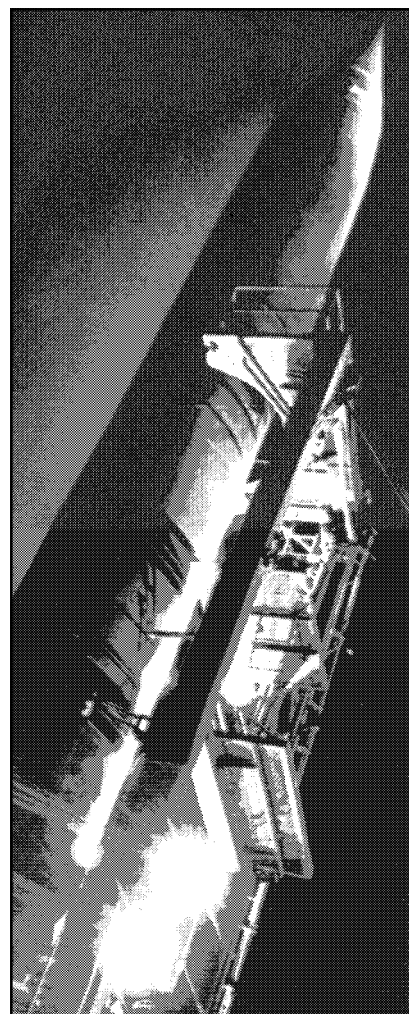
Ракетные комплексы средней дальности

по 18 августа 1956 года состоялось 10 пусков этой ракеты.

Ракеты семейства Р-5 сыграли роль ракет-целей при отработке системы противоракетной обороны.

В 1958 году начаты проводки баллистических ракет Р-2, Р-5 и Р-12 станцией дальнего обнаружения «Дунай-2» и тремя РТН в режиме БРУП (баллистическая ракета - условная противоракета), выполнено четыре пуска с СП-5 «Челкар». Первый пуск противоракеты В-1000 с боевой частью конструкции А.В.Воронова по цели - баллистической ракете Р-5М произведен 24 ноября 1960 года с площадки № 6 -

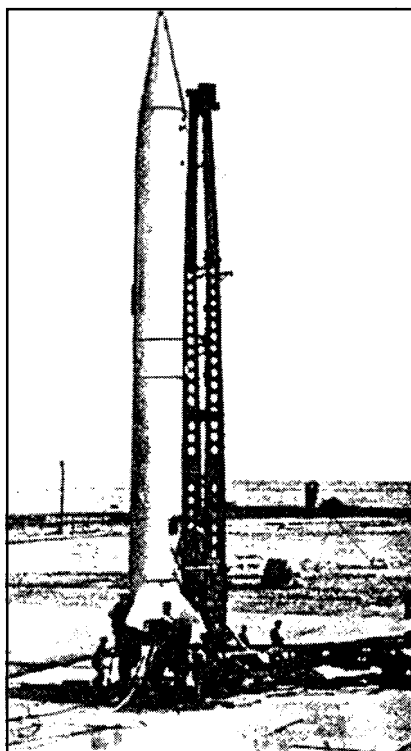
стартовые позиции противоракет системы «А». Боевая работа и пуски: 8, 10, 17, 22, 23 и 30 декабря привели к потере шести ракет Р-5 и трех ракет В-1000 без перехвата целей. Три работы проводились по ракетам Р-5М, оснащенным средствами противодействия: «Верба» - ложные цели надувного типа; «Как-тус» - раскрывающиеся ложные цели, «Крот» - бортовая аппаратура активных помех. С целью оценки «живучести» произведены пуски ракет Р-5 с ГЧ, поврежденными осколками до старта.



Подготовка ракеты Р-5М к пуску



Ракета Р-5М на параде на Красной площади



Установка Р-5М на пусковой стол установщиком 8У221

Разработчик ОКБ-1 НИИ-88
Главный конструктор С.П. Королев
Изготовитель ракет... з-ды №88 и 586
Код НАТО . SS-3 *Shyster (T-1, M-101)*
Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с ракетой средней дальности, первого поколения
Состояние на вооружении с 21 июня 1956 года.
 Снят с вооружения в 1968 году
 Ракета Р-5М (8А62М, 8К51)
 Дальность стрельбы, км 1200
 Высота траектории, км 304
 Максимальная скорость, м/с 3016
 Время полета до цели, сек 637
 Точн. стрельбы (КВО), м 3700
 (предельное отклонение - 6000)
 Вероятное отклонение от цели, км:
 - по дальности от -1,5 до +1,5
 - боковое от -1,25 до +1,25
 Тип головной части ядерная 8К62, в дальнейшем термоядерная
 Мощность заряда, Мт:
 - вариант 1 0,04-0,08
 - вариант 2 0,3
 - вариант 3 1,0
 Вес головной части, кг .. 1350-1400(1500)

Система управления инерциальная с боковой радиокоррекцией (в дальнейшем только инерциальная)
 Органы управления газовые и аэродинамические рули
 Тип стабилизаторов аэродинамич.
 Тип старта: за счет собственных двигателей с наземной

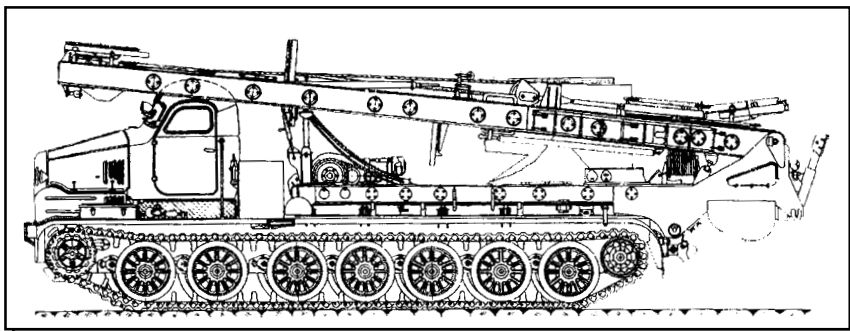
ПУ
 Число ступеней 1
 Размеры ракеты, м:
 - длина полная 20,75-20,8
 - макс. диаметр корпуса 1,652
 - размах стабилизаторов 3,452
 Стартовый вес, т .. 28,4-28,61 (28,8-29,1)
 Вес пустой ракеты, т 4,39
 Горючее этиловый спирт 92%
 Вес горючего, т 10,01
 Окислитель жидкий кислород
 Вес окислителя, т 13,99
 Вес топлива, т 24,9
 Материал баков сплав АМг5
 Материал хвостового отсека алюминиевый сплав Д16Т
 Время подготовки ракеты к пуску, ч 2
 Двигатель однокамерный ЖРД РД-103М с ТНА
 - разработчик ОКБ-456

Отечественные стратегические ракетные комплексы

- главный конструктор ... В.П.Глушко
- удельный импульс на земле, с 219
- тяга двигателя на земле, тс .. 43,86-44
- тяга двигателя в пустоте, тс 51
- давление в камере сгорания, кгс/см² 24,4
- время работы, сек..... 115,4

Стартовая установка:

- Тип наземная (пусковой стол)
- Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
- Главный конструктор..... В.П.Бармин
- Размеры, м:
- длина 3,02
- ширина 3,02
- высота 3,27
- Вес, т 6,9
- Число ракет на ПУ 1



Установщик 8У220 для ракеты Р-5М

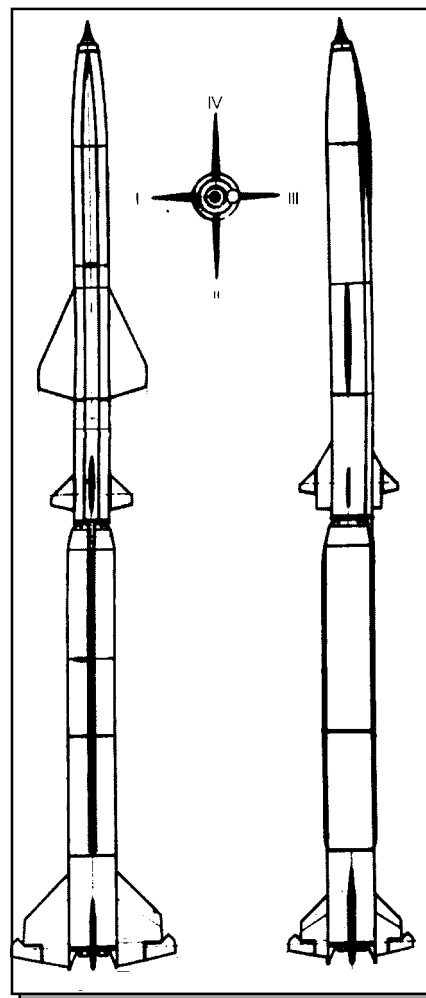


Ракета Р-5М на транспортной тележке

Проект ракетного комплекса с КР "ЭКР" ("Экспериментальная крылатая ракета")

Работы по экспериментальной крылатой ракете ЭКР были начаты в 1951-1952 годах и выполнялись для проверки возможности создания сверхзвуковой крылатой ракеты межконтинентальной дальности. По Постановлению СМ от 13 февраля 1953 года была начата разработка двухступенчатой крылатой ракеты с дальностью стрельбы до 8000 км. Этим же Постановлением ОКБ-1 поручалась разработка, изготовление и летная отработка экспериментальной крылатой ракеты (ЭКР). Для сокращения сроков и стоимости разработки ЭКР предлагалось использовать в качестве первой ступени ракету Р-11 (оперативно-тактического назначения), вторую ступень разработать с использованием прямо-точного воздушно-реактивного двигателя, а для бортовой части системы управления крылатой ракеты использовать упрощенный вариант существующего автопилота с системой астрокоррекции (разработка НИИ-88, руководитель работ И.Ли-сович). Макет астронавигационной системы отработывался на самолете-летающей лаборатории, выполнено десять полетов. Ракету Р-11 (первую ступень) для ЭКР доработали: изменили конструкцию хвостового отсека, стабилизаторов и рулевого агрегата. На маршевом участке для ЭКР была выбрана траектория полета с постоянными

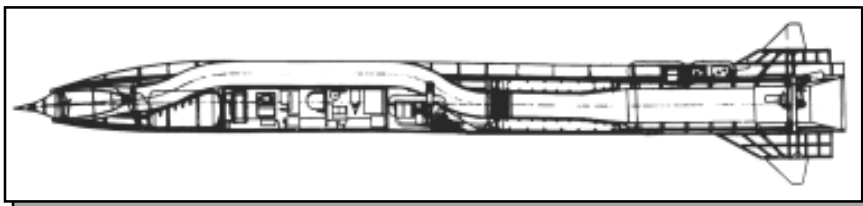
скоростью и высотой. Постоянная скорость полета под-держивалась путем регулирования тяги ПВРД за счет изменения секунд-ного расхода топлива. Отклонение по дальности в конце маршевого участка полета должно было составить ± 25 км, а боковое - до 20 км при скорости ветра на трассе полета до 30м/с. Опытные образцы ракеты предполагалось спасать после выполнения заданной программы с помощью парашютно-реактивной системы. Эскизный проект ЭКР был утвержден С.П.Королевым 31 января 1953 года, после чего началась под-готовка к передаче ракеты в произ-водство. Рабочий проект комплекса закончен в 1953 году, но ракета не изготовлялась. После наземной от-работки всех систем ракеты было решено отказаться от создания ЭКР и проведения ее ЛКИ. Постановлением СМ от 20 мая 1954 года тематика по крылатым ракетам дальнего действия передана в Министерство авиаци-онной промышленности, где были развернуты работы по МКР "Бура" и "Буран".



ЭКР (проект)

Ракетные комплексы средней дальности

Разработчик ОКБ-1
Гл. конструктор С.П.Королев
Изготовитель не изготавливалась
Тип комплекса экспериментальный комплекс с КР средней дальности
Состояние ... работы в 1951-1953 годах
 Ракета ЭКР
 Дальн. стрельбы, км 730 (800-1300)
 Маршевая скорость, м/с 896
 Полное время полета, с 927
 Точн. стрельбы (КВО), км ± 25
 Тип головной части моноблочная
 Система управления инерциальная с астронавигационной системой
 Органы управления газовые рули
 Стабилизаторы аэродинамические
 Тип старта с наземной ПУ за счет собственных двигателей
 Число ступеней ракеты 2
 Горючее керосин Т-1
 Окислитель АК-20И
Первая ступень (вариант ракеты Р-11):
 Размеры, м:



Маршевая ступень ЭКР (проект)

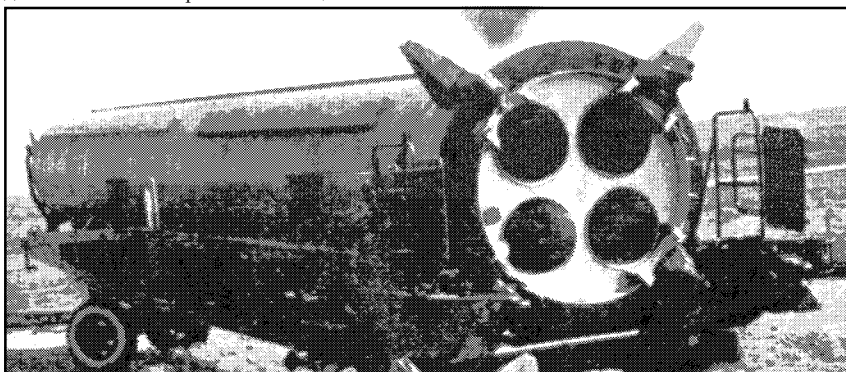
- длина 10,5
 - диаметр блока 0,88
 Вес ступени, т 6,39
 Двигатель .. однокамерный ЖРД 8Д511
 - тяга в пустоте, тс 8,3
Вторая ступень:
 Длина, м 9,434
 Диаметр корпуса, м 0,65
 Размах крыла, м 2,018
 Площадь крыла, м² 3,31
 Вес, т 1,484

Двигатель: СПВРД РД-040
 - разработчик ОКБ-670
 - главный конструктор . М.М.Бондарюк
 - тяга, т 0,625

Ракетный комплекс с БР Р-12 (8К63)

Первоначальный облик ракеты Р-12 формировался в НИИ-88. Работы по комплексу начались в 1950 году в рамках темы Н-2, где исследовалась возможность применения на ракетах дальнего действия долгохранящих -

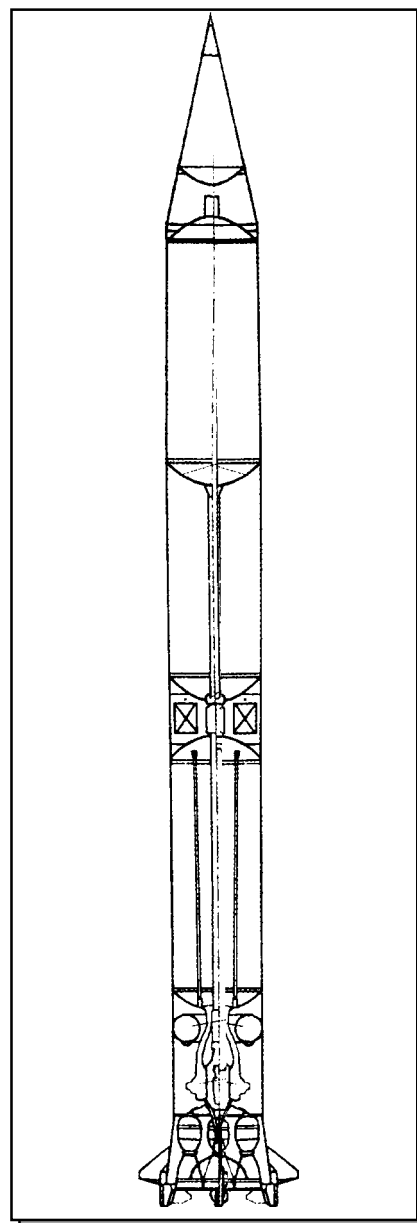
ся компонентов топлива. На базе полученных результатов была создана оперативно-тактическая ракета Р-11. В то же время в ОКБ-3 НИИ-88 под руководством Д.Д.Севрука были



Ракета Р-12 на транспортной тележке



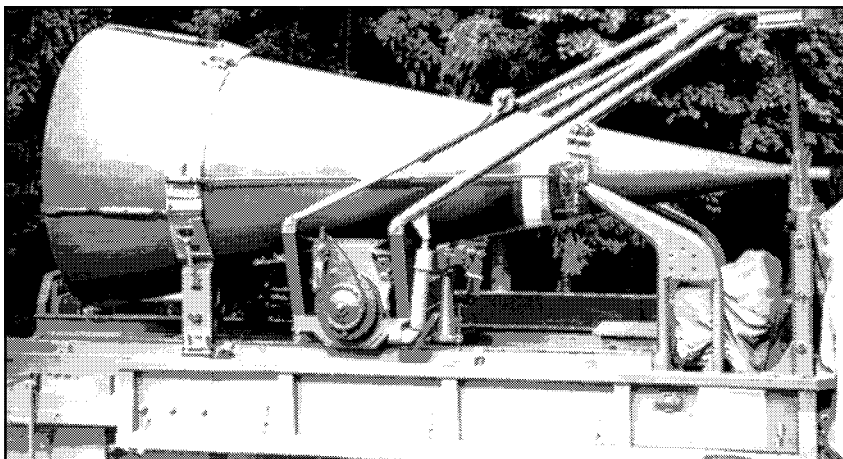
Установка головной части на ракету Р-12



Разрез ракеты Р-12

Отечественные стратегические ракетные комплексы

спроектированы более мощные ЖРД на высококипящих компонентах топлива, что дало основание в рамках темы Н-2 сделать вывод о возможности создания на таких компонентах стратегических ракет. В ОКБ-1 под руководством С.П.Королева были выполнены проработки установки новых ЖРД на ракету Р-5. В результате появился предэскизный проект ракеты Р-12, которая при габаритах ракеты Р-5 имела почти в 1,5-2,0 раза большую дальность полета. По Постановлению СМ СССР от 13 февраля 1953 года конструкторскому отделу завода №586 была поручена разработка эскизного проекта ракеты средней дальности Р-12 (8К63). 13 августа 1955 года вышло Постановление СМ СССР "О создании и изготовлении ракет Р-12". В октябре 1955 года был выпущен эскизный проект. На ракете наддув бака окислителя осуществлялся парогазом, баков горючего и перекиси водорода - сжатым воздухом. Приборы системы управления размещались в межбаковом отсеке. В системе управления был предусмотрен аварийный подрыв ракеты. При создании комплекса с БР Р-12 большое внимание уделялось обеспечению его высокой боеготовности. Ракетный комплекс обеспечивал высокую эффективность поражения слабозащищенных площадных целей площадью 100 км². В марте 1957 года в НИИ-229 (под г.Загорск) успешно проведены стендовые огневые испытания ракеты Р-12. 22 июня 1957 года проведен первый пуск ракеты на ГЦП №4 (Капустин Яр) с наземного пускового стола на 21-й площадке. В октябре 1958 года началось серийное производство ракет, а 27 декабря



Установка головной части на ракету Р-12

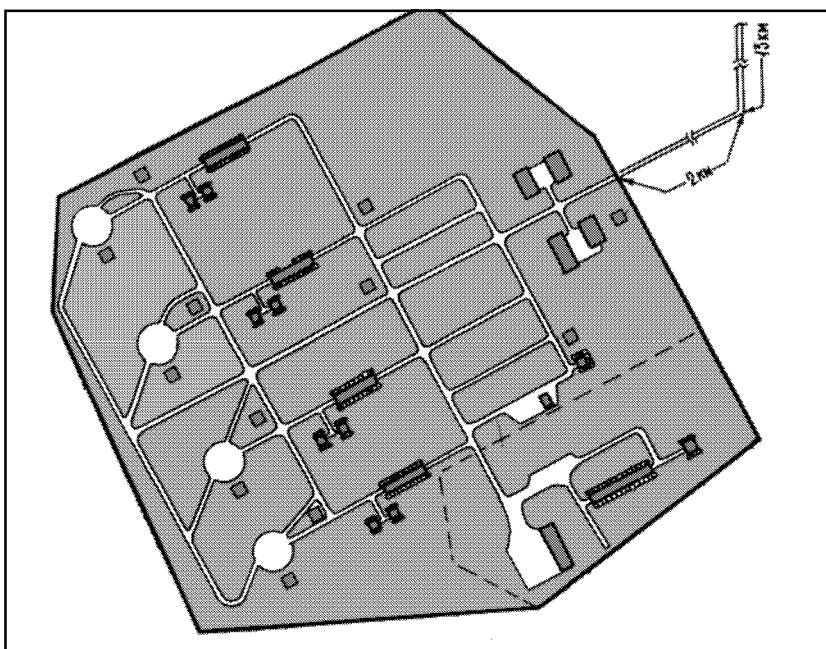
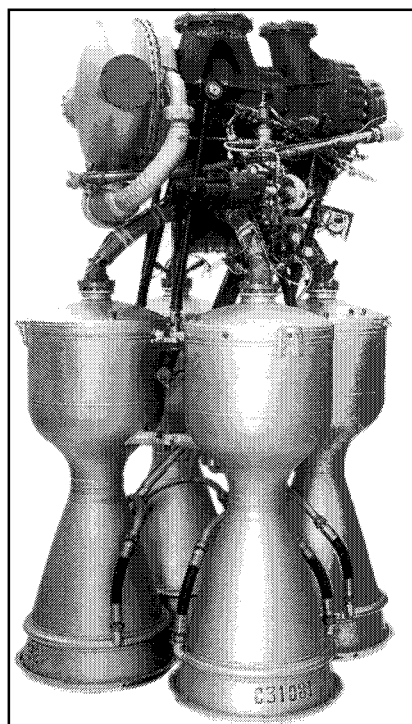


Схема размещения позиций ракетного полка с ракетами Р-12 (под городом Гусев)



Двигатель РД-214

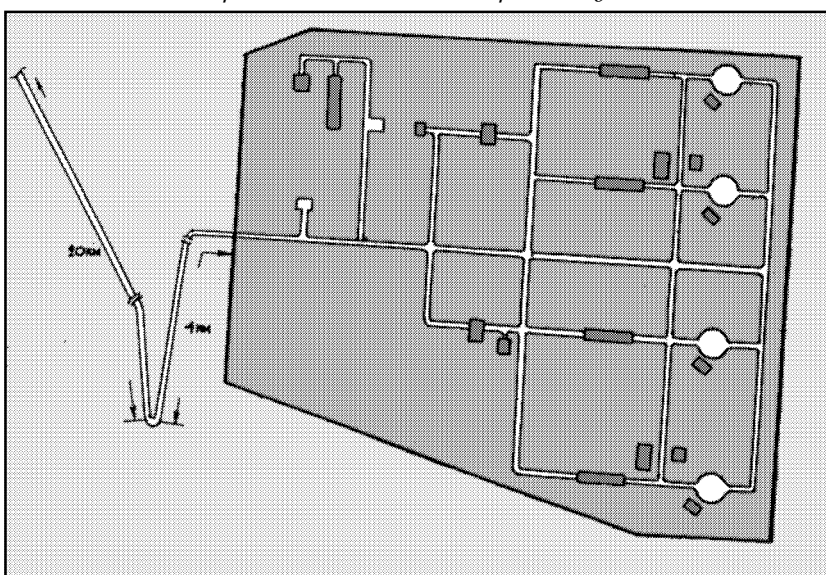
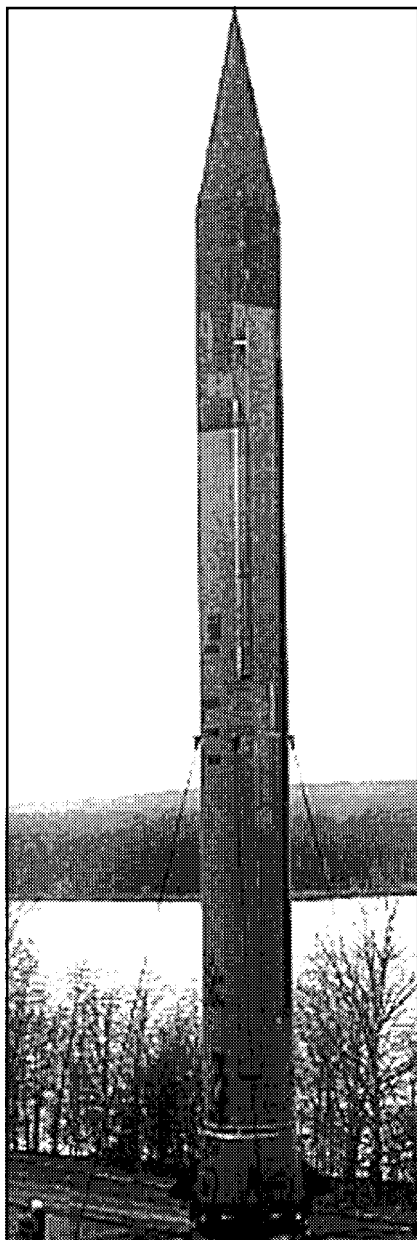


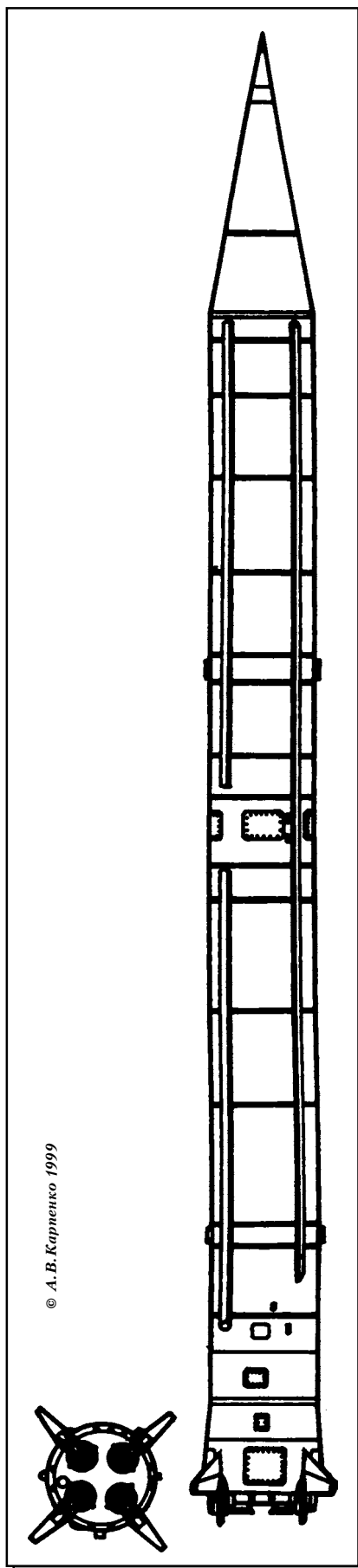
Схема размещения позиций ракетного полка с ракетами Р-12 (под городом Укмерже)

Ракетные комплексы средней дальности

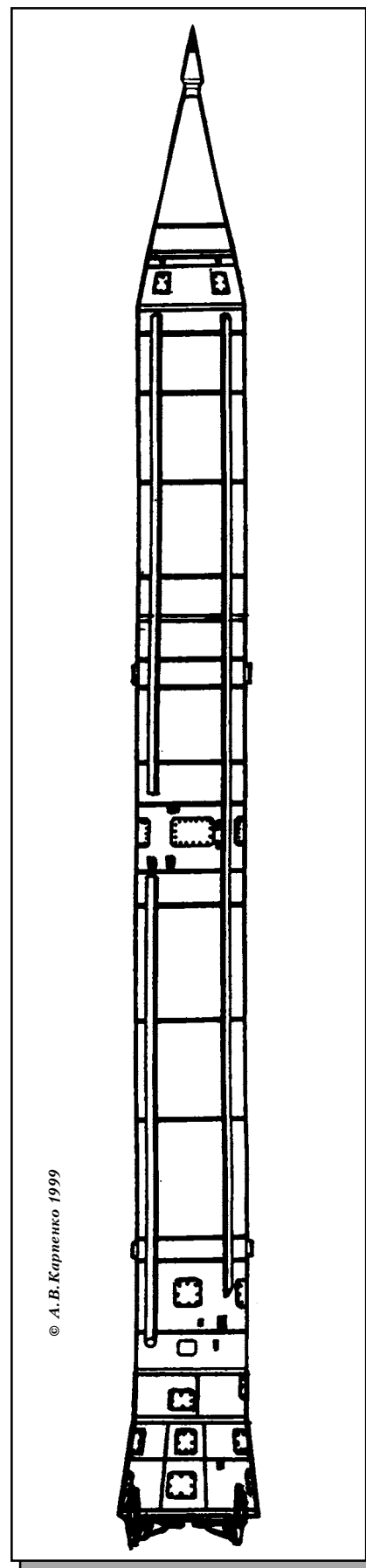
1958 года завершены летные испытания. В 1959 году, по заданию руководства страны, была построена экспериментальная шахтная пусковая установка "Маяк" для испытаний и отработки пуска экспериментальной ракеты 63Ш (вариант Р-12) из шахты. В октябре 1962 года произведен пуск ракеты с ядерным зарядом из-под Воркуты по боевым полям на Новой Земле в рамках проведения операции "Роза". В июле 1962 года произведены пуски ракет Р-12 (операции К-1 и К-2) с целью исследовать влияние ядерных взрывов на ракетную технику. 30 октября 1962 года в районе ГЦП была проведена операция К-5 - подрыв ядерного заряда Р-12 на высоте 60 км для проверки возможности радиосвязи: связи не было около часа. Впервые ракета Р-12 открыто продемонстрирована на военном параде в Москве в 1961 году. После принятия на



Ракета Р-12 на пусковом столе



Ракета Р-12



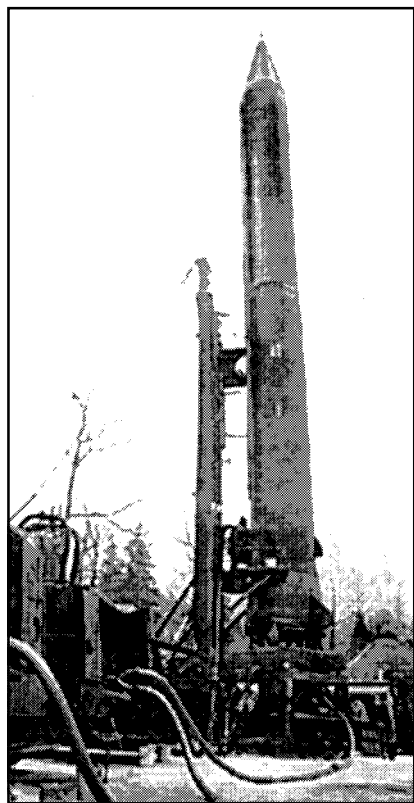
*Вариант ракеты Р-12
(модель, музей РВСН)*

Отечественные стратегические ракетные комплексы

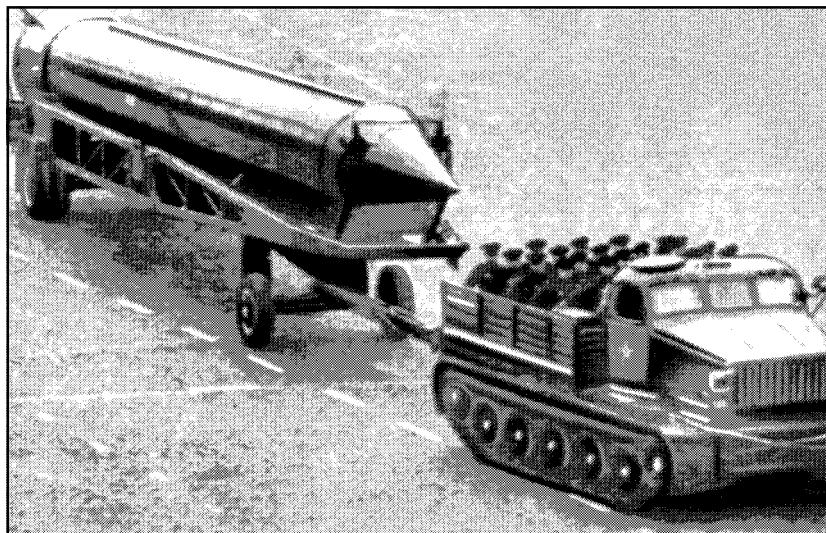
вооружение ракетного комплекса с ракетой Р-12 началось массовое строительство военных городков и стартовых позиций. К 1965 году было развернуто 608 пусковых установок для ракет Р-12 и Р-12У. Во время Карибского кризиса в 1962 году на Кубе было развернуто 24 пусковые установки ракет Р-12 (три полка) из состава 13-й ракетной дивизии стратегического назначения.

В 1958 году, по программе создания отечественной системы противоракетной обороны, были начаты проводки баллистических ракет Р-2, Р-5 и Р-12 станцией дальнего обнаружения "Дунай-2" и тремя РТН в режиме БРУП (баллистическая ракета - условная противоракета). Первый успешный перехват цели - головной части ракеты Р-12 противоракетой В-1000 с осколочно-фугасной боевой частью конструкции К.И. Козорезова (с дисковым полем поражения при медленном разлете поражающих элементов) был осуществлен 4 марта 1961 года. Всего в ходе испытаний было уничтожено 11 баллистических ракет различных типов, прямое поражение головных частей было зафиксировано в двух пусках по БР Р-5 и в трех пусках по БР Р-12. На заключительном этапе испытаний полигонного комплекса ПРО "Алдан" в 1976-1977 годах были проведены 3 пуска ракет А-350Ж по реальным целям - ракетам 8К63У.

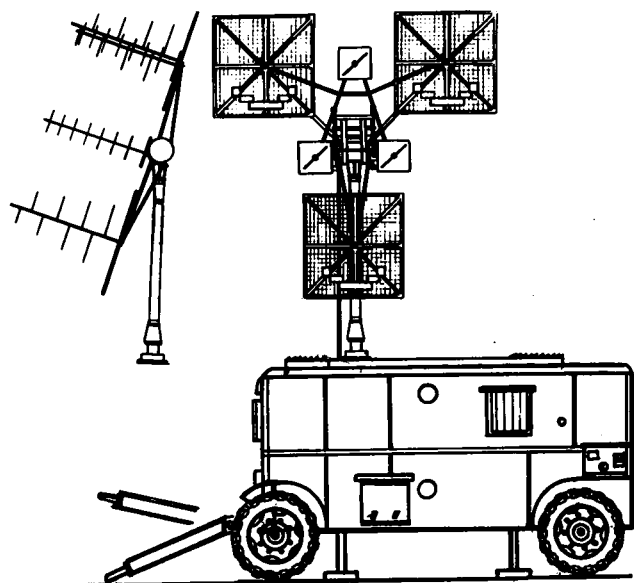
В середине 1970-х годов ракетный полк, вооруженный ракетами Р-12, состоял из двух дивизионов с наземным стартом и одного дивизиона со стартовым



Ракета Р-12 на пусковом столе

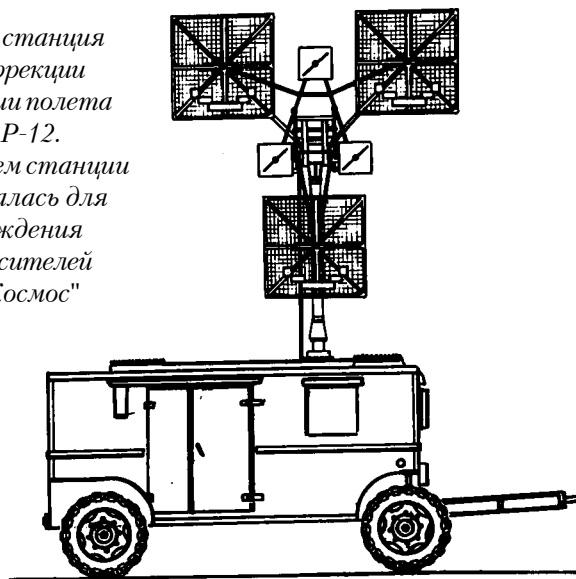


Ракета Р-12 на параде в Москве

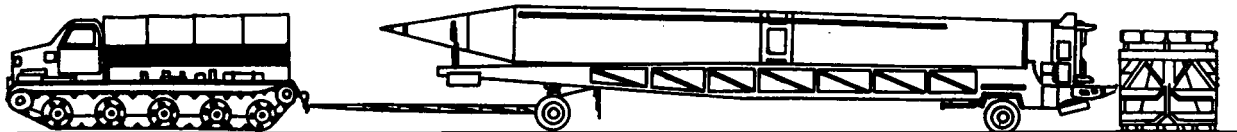


Наземная станция радиокоррекции траектории полета ракет Р-12.

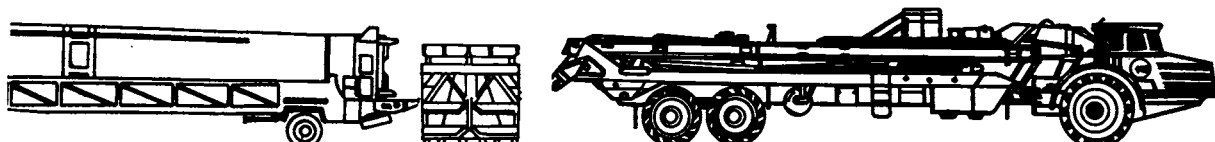
В дальнейшем станция использовалась для сопровождения ракет-носителей типа "Космос"



1

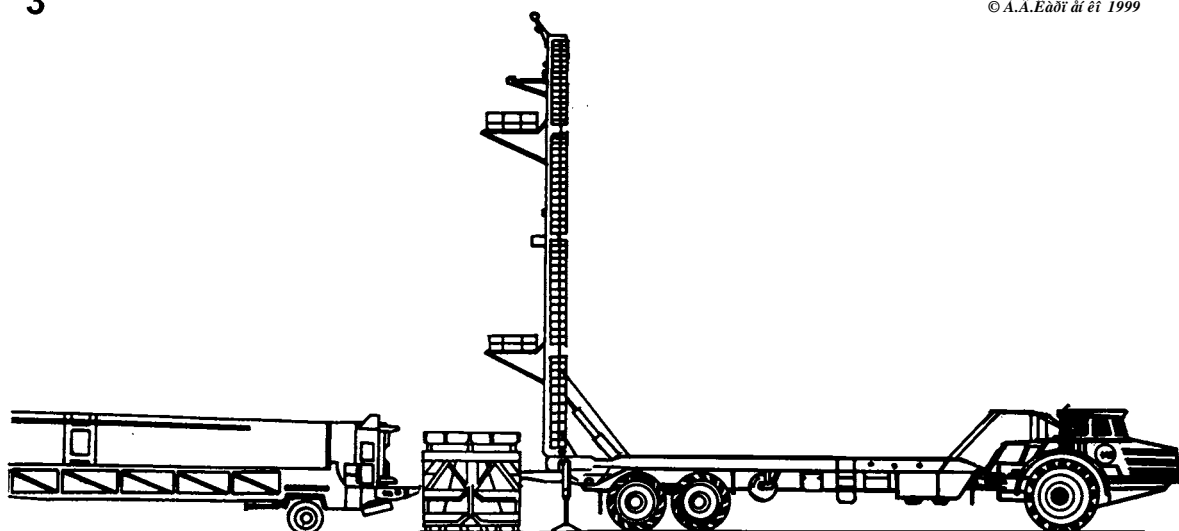


2

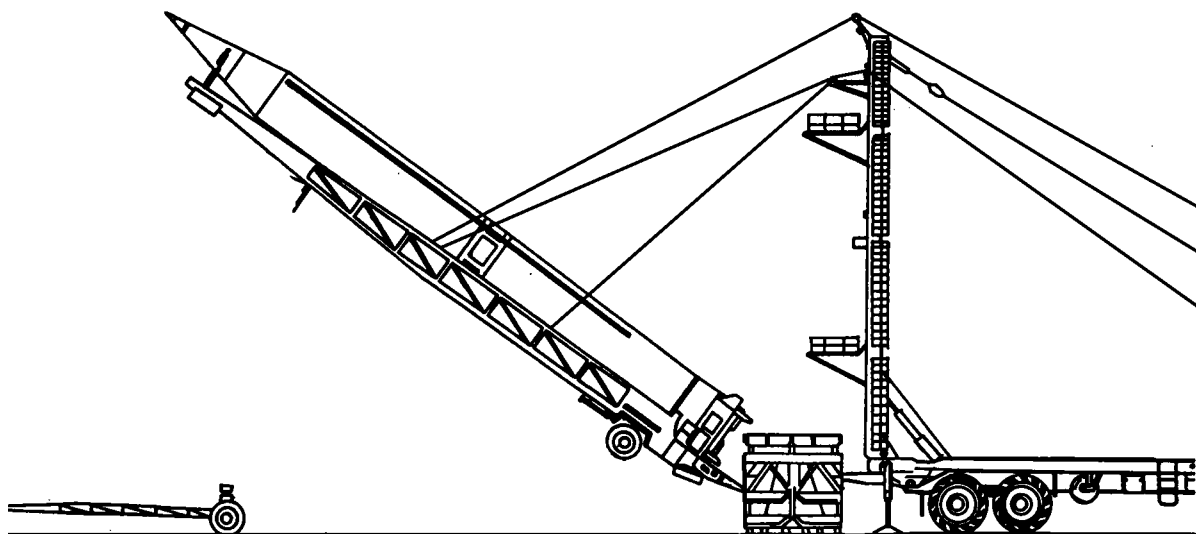


3

© А.А.Евдовъ и др. 1999

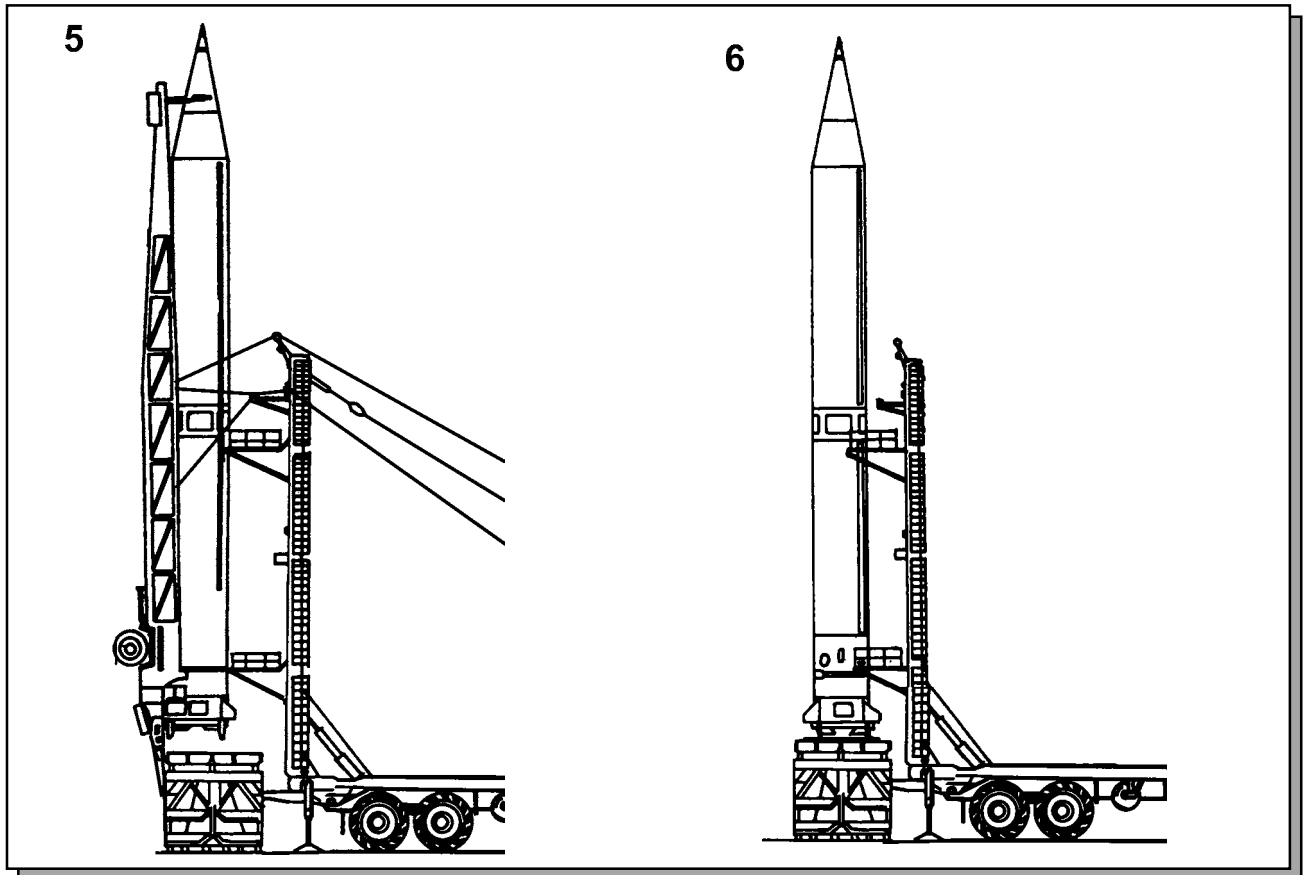


4

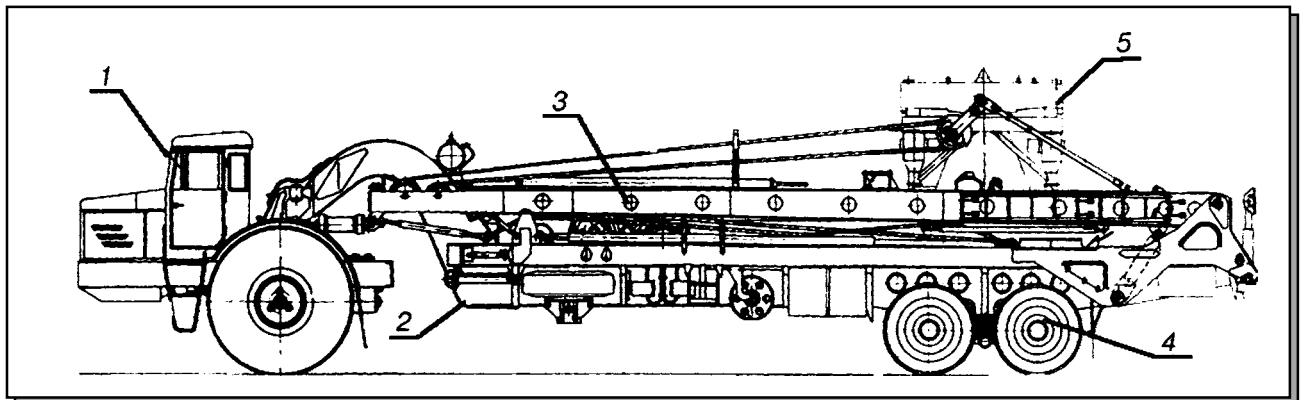


Установка ракеты Р-12 на пусковой стол (этапы работы)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

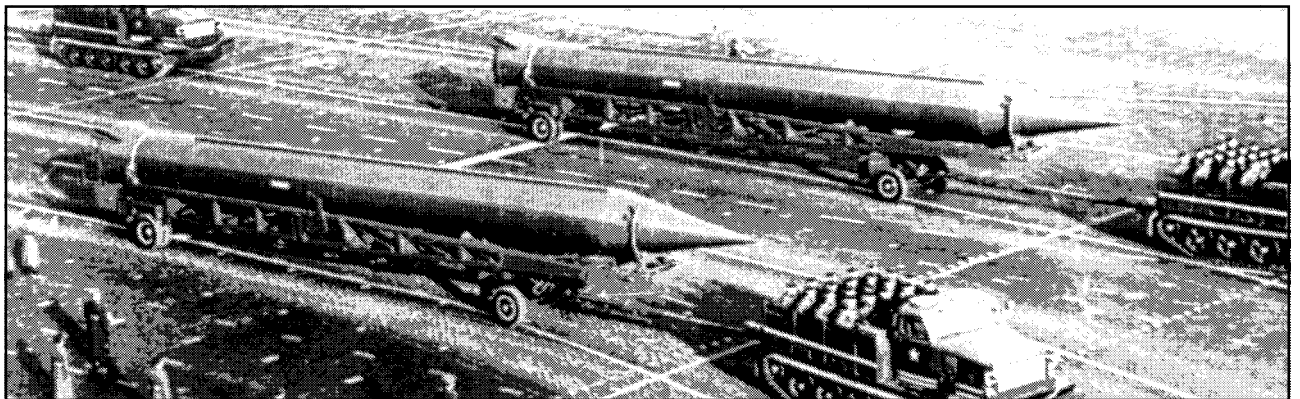


Установка ракеты Р-12 на пусковой стол (этапы работы, заключительная стадия)



Основные элементы установщика 8У210 баллистической ракеты Р-12 (8К63):

1 - i ai i i ni u e duaa=I AQ-529A; 2 - dai a; 3 - o adi a-i i doae; 4 - ei eani u e oi a; 5 - i onei ai e noi e



Ракеты Р-12 на параде в Москве

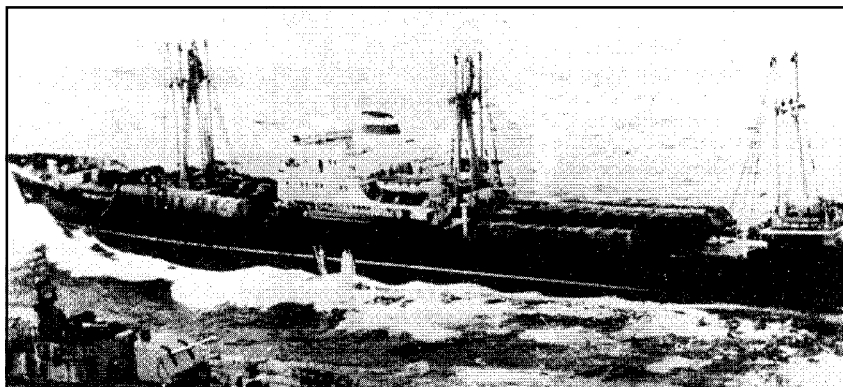
Ракетные комплексы средней дальности

комплексом состоящим из группы в составе четырех шахтных пусковых установок. Дивизион с наземным стартом состоял из двух батарей, обслуживающих по две ракеты, которые хранились в бетонных обвалованных хранилищах, каждое на две ракеты. Обычно в ракетном полку было 5-8 наземных пусковых установок, 11-14 транспортных средств, 6-7 установщиков, 45-52 емкости для хранения топлива. Расстояние между соседними ПУ и расстояние от ПУ до хранилища ракет - более 175 метров.

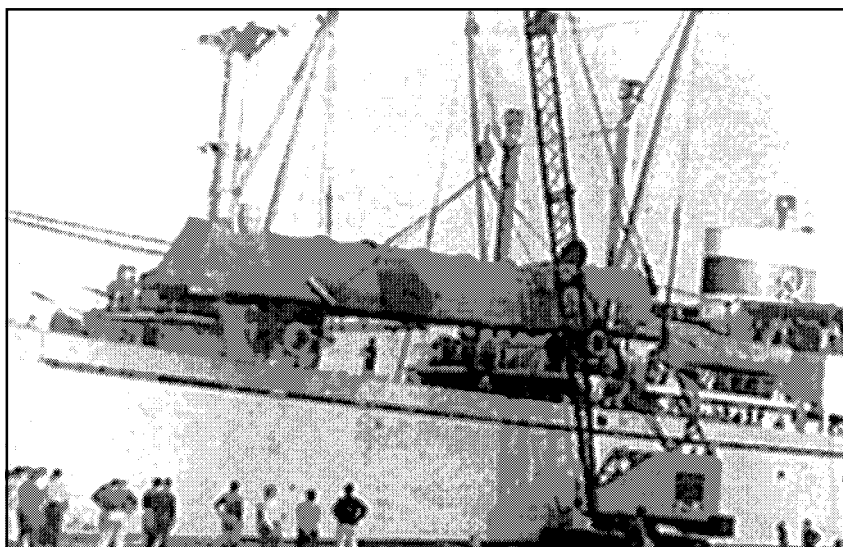
На базе ракеты Р-12 в 1962 году разработаны космические ракеты-носители серии "Космос" (11К63).

К 1987 году оставалось 149 ракет типа Р-12, подлежащих ликвидации по договору РСМД. Последняя ракета была уничтожена 23 мая 1990 года на базе ликвидации ракетной техники "Лесная" в Брестской области.

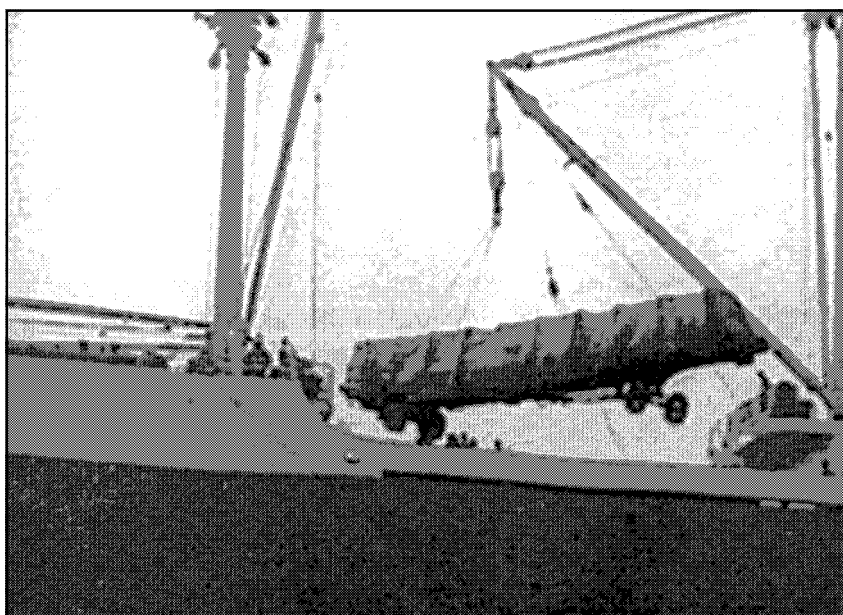
Разработчик ОКБ-586
Главный конструктор М.К. Янгель
Изготовитель ракет з-ды №586 и №166
Код НАТО SS-4 *Sandal*
Тип комплекса ракетный комплекс средней дальности первого поколения с наземным стартом
Состояние на вооружении с 4 марта 1959 года. Ликвидированы к 1990 году по Договору о РСМД
 Ракета Р-12 (8К63)
 Дальность стрельбы, км 2000-2080 (1800 - по проекту)
 Точн. стрельбы (КВО), км 1,1-2,4 (предельное отклонение - 5,0-5,4)
 Тип головной части термоядерная с легким и тяжелым боевыми блоками
 Мощность заряда, Мт:
 - легкий боевой блок 1,0-1,3
 - тяжелый боевой блок 2,0-2,3
 Вес головной части, кг:
 - легкий боевой блок 1300 - 1400
 - тяжелый боевой блок 1630
 Система управления инерциальная с радиокоррекцией
 Вес системы управления, кг 430
 Органы управления газовые рули
 Стабилизаторы аэродинамические
 Отделение ГЧ пневмотолкателем
 Тип старта за счет собственных двигателей
 Число ступеней 1
 Размеры, м:
 - длина полная 22,1-22,77
 - длина без головной части ... 18,4-18,6
 - макс. диаметр корпуса 1,652
 Стартовый вес, т 41,7-42,2
 Вес пустой ракеты, т 3,15



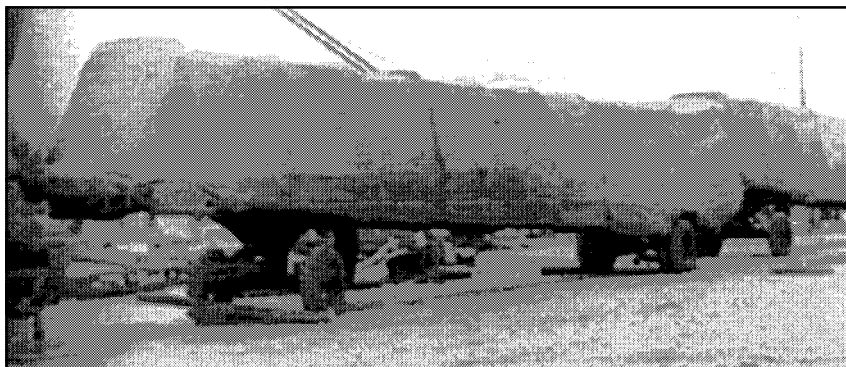
Доставка ракет Р-12 на транспортном судне во время Карибского кризиса 1962 года



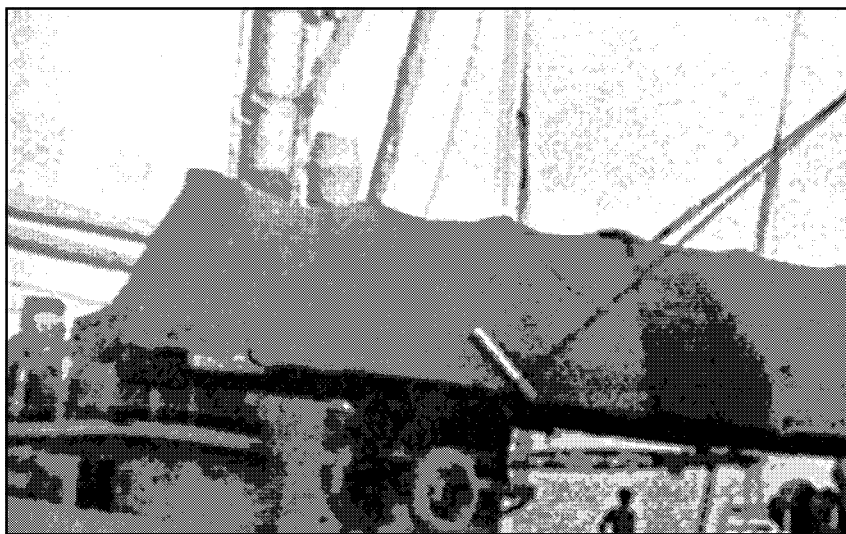
Погрузка ракет Р-12 на транспортное судно на Кубе в заключительной стадии Карибского кризиса



Погрузка ракет Р-12 на транспортное судно на Кубе в заключительной стадии Карибского кризиса



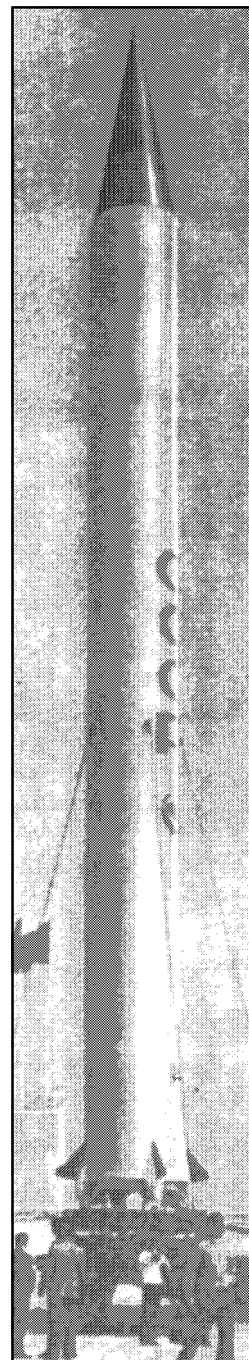
Транспортировка ракеты Р-12



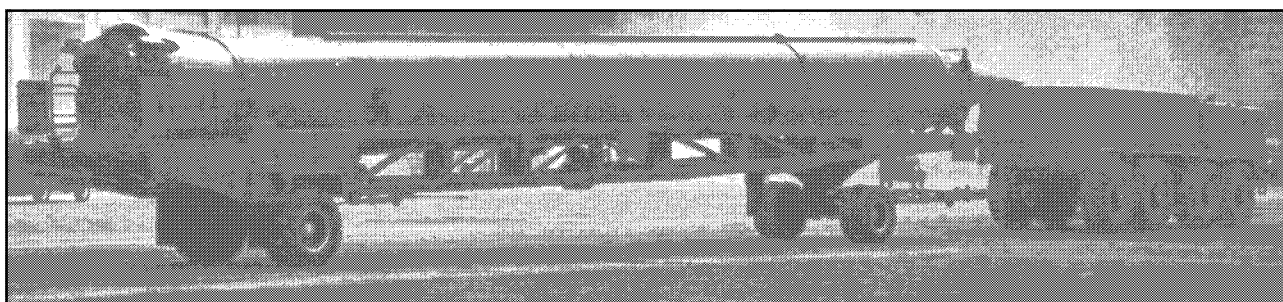
Погрузка ракеты Р-12 на транспортное судно



Ракета Р-12 на параде в Москве



Ракета Р-12 на пусковом столе во время демонстрации на международной выставке



Ракета Р-12 на параде в Москве

Ракетные комплексы средней дальности

Горючее ТМ-185
 Вес горючего, т 7,3
 Окислитель АК-27И
 Вес окислителя, т 29,065
 Пусковое горючее ТГ-02
 Вес топлива, т 37,0

Гарантийный срок хранения в
 заправленном состоянии, суток 30
 Гарантийный срок хранения, лет 7

Двигатель четырехкамерный
 ЖРД РД-214 с ТНА без дожигания
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор В.А.Витка
 - тяга двигателя у земли, тс 64,8
 - тяга двигателя в пустоте, тс 74,4
 - давление в камере сгорания, кгс/см²
 44,5

- время работы, сек 140
 - масса, кг 645
 - высота, м 2,38
 - диаметр, м 1,5

Пусковая установка 8У217

Тип наземный пусковой стол
 Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Размеры, м:

- длина 3,02
 - ширина 3,02
 - высота 3,27

Вес, т 6,9

Число ракет на ПУ 1

Установщик ракет 8У210

Тип порталный
 Разработчик ЦКБТМ

Изготовитель НКМЗ, Омский ЗПМ

Тип тягача МАЗ-529В, МоАЗ-546

- изготовитель тягача МАЗ, МоАЗ

- тип двигателя дизель (ЯАЗ-206)

- мощность, л.с. 165 (215)

Размеры, м:

- длина 15,62

- ширина 3,15

- высота 3,76

Транспортное средство 8Т115

Тип тележка

Тягач МАЗ-535, АТТ

Размеры, м:

- длина 22,85

- ширина 2,72

- высота 2,5

Число транспортируемых ракет 1

Транспортируемая емкость горючего :

Размеры, м:

- длина 11,38

- ширина 2,63

- высота 2,96

Транспортируемая емкость окислителя:

Размеры, м:

- длина 10,70

- ширина 2,63

- высота 3,35

Транспортная тележка 8Т555

Время подготовки ракеты к пуску, ч:

- при хранении на техпозиции без

топлива, гидроприборов и ГЧ 3-3,5

- при хранении на техпозиции с

прстыкованными приборами и ГЧ .. 2,3

- на ПУ без топлива 1,0

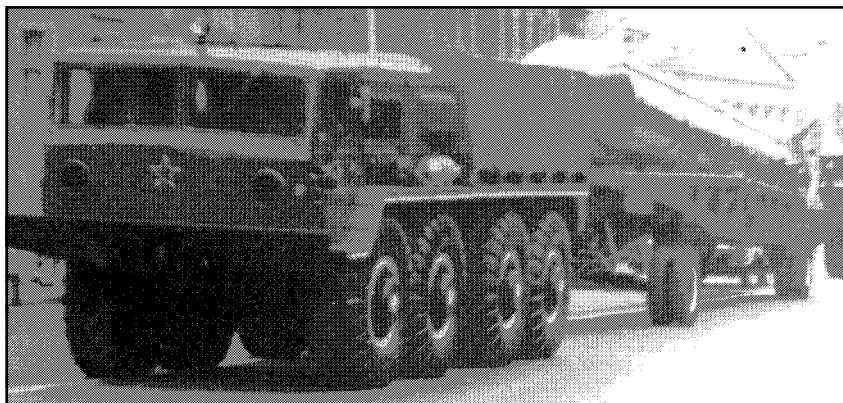
- на ПУ, заправленная топливом . 0,5

Время хранения ракеты:

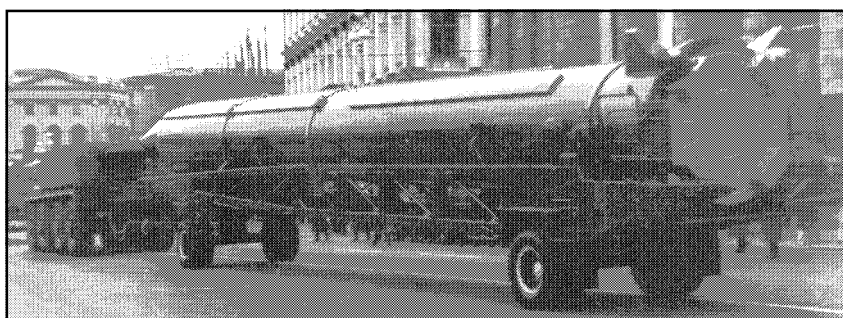
- при хранении на техпозиции без

топлива, гидроприборов и ГЧ 7 лет

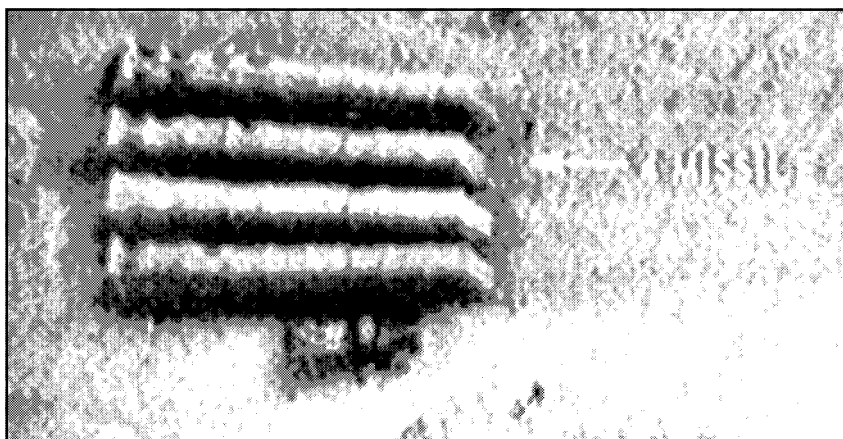
- при хранении на техпозиции с прис-



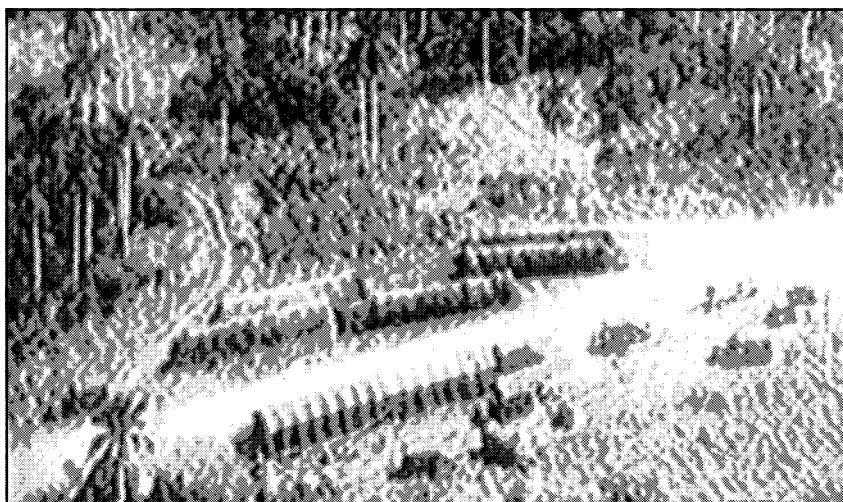
Ракета Р-12 на параде в Москве



Ракета Р-12 на параде в Москве



Позиция ракет Р-12 на Кубе (аэрофотосъемка ВВС США, 1962 год)



Позиция ракет Р-12 на Кубе во время Карибского кризиса 1962 года

Отечественные стратегические ракетные комплексы

тыкованными приборами и ГЧ .. 3 года
 - на ПУ без топлива 3 месяца
 - на ПУ, заправленная топливом 1 месяц



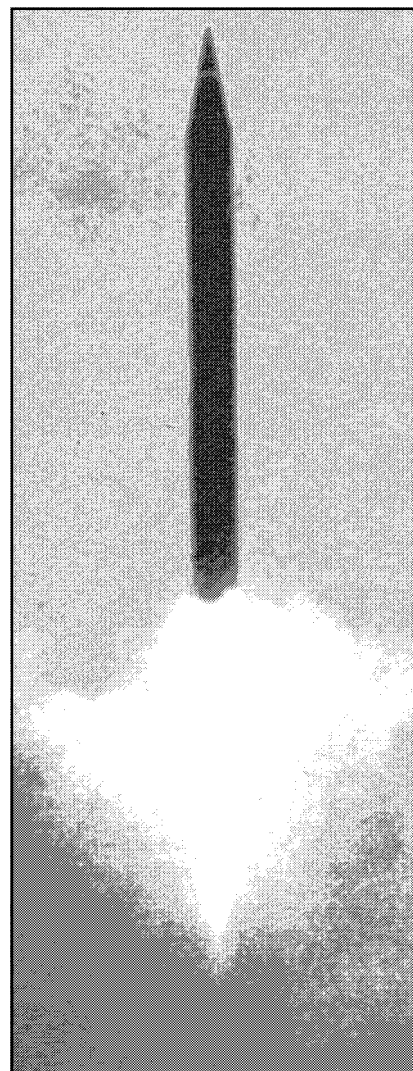
*Позиция ракет Р-12 на Кубе во время Карибского кризиса
 (аэрофотосъемка ВВС США)*



Транспортная тележка ракеты Р-12



*Позиция ракет Р-12 на Кубе во время Карибского кризиса 1962
 года
 (аэрофотосъемка ВВС США)*



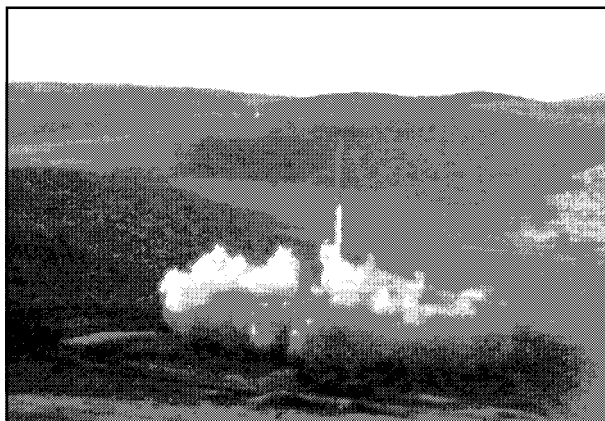
Пуск ракеты Р-12

Проект подвижного железнодорожного ракетного комплекса с БР Р-12

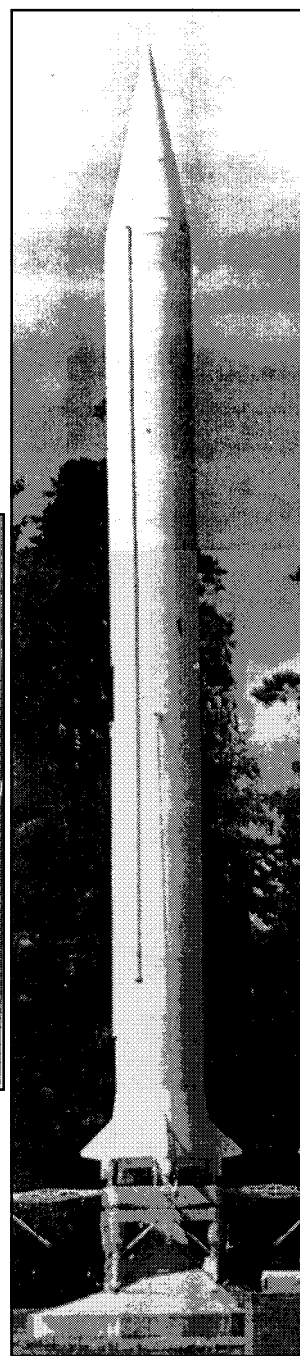
В начале 1960-х годов проводились проектные проработки по созданию подвижного железнодорожного ракетного комплекса с размещением баллистических ракет средней дальности Р-12 на железнодорожных пусковых установках.

Предполагалось, что железнодорожный состав из 20 вагонов, из которых 6 являлись одновременно транспортными средствами и пусковыми установками ракет, обеспечит возможность скрытного маневрирования ракетного соединения, находящегося на боевом дежурстве. Пусковые установки предполагалось размещать по три спереди и сзади вагона управления.

Из-за сложности системы, большого времени подготовки ракет к пуску и ряда других причин этот вариант комплекса с ракетами Р-12 практического развития не получил.

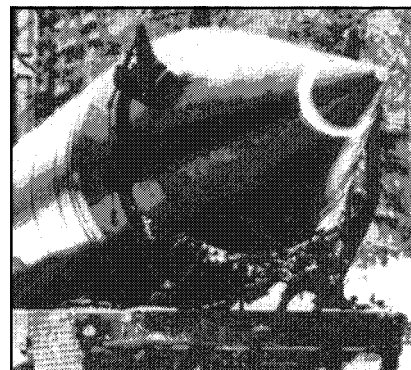


Пуск ракеты Р-12



Сопловой блок ракеты Р-12У

Ракета Р-12 на пусковом столе

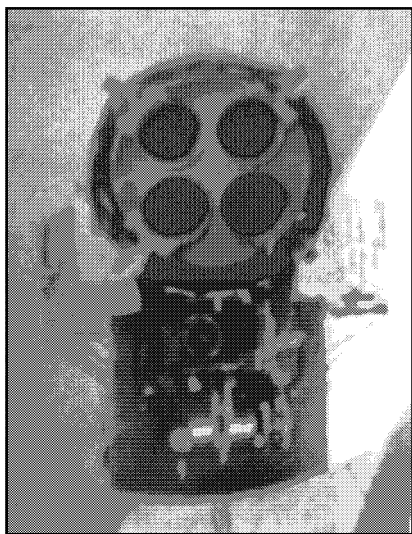


Головная часть ракеты Р-12У

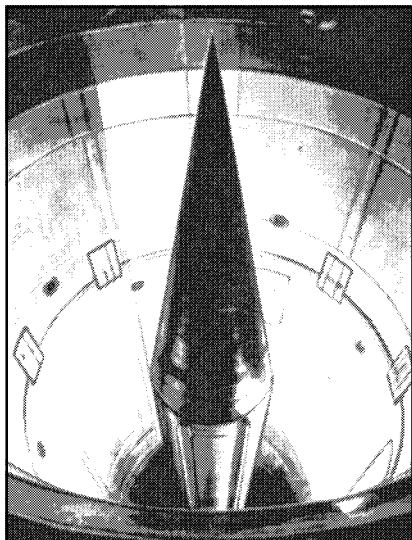
Разработчик ОКБ-586 (КБЮ)
Главный конструктор М.К.Янгель
Изготовитель не изготавливался
Код НАТО (SS-4 *Sandal*)
Тип комплекса подвижный
Состояние проект 1958-1962 годов
 Ракета Р-12(8К63)
 Дальность стрельбы, км 1800-2000
 Точн. стрельбы (КВО), км 1,1-2,4
 (предельное отклонение - 5,0-5,4)
 Тип головной части термоядерная с легким и тяжелым боевыми блоками
 Мощность заряда, Мг:
 - легкий боевой блок 1,0-1,3
 - тяжелый боевой блок 2,0-2,3
 Вес боевой части, кг:
 - легкий боевой блок 1300 - 1400
 - тяжелый боевой блок 1630
 Система управления инерциальная с радиокоррекцией
 Вес системы управления, кг 430
 Органы управления газовые рули
 Стабилизаторы аэродинамические
 Отделение ГЧ пневмотолкателем
 Тип старта: за счет собственных двигателей с ЖДПУ
 Число ступеней 1
 Размеры, м:
 - длина полная 22,8
 - длина без головной части 18,6
 - макс. диаметр корпуса 1,652
 Стартовый вес, т 42,2
 Вес пустой ракеты, т 3,2
 Горючее ТМ-185
 Вес горючего, т 7,3
 Окислитель АК-27И

Вес окислителя, т 29,0
 Пусковое горючее ТГ-02
 Двигатель четырехкамерный ЖРД РД-214 с ТНА
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор В.А.Витка
 - тяга двигателя в пустоте, тс 74,5
 - время работы, сек 140
 Гарантийный срок хранения в заправленном состоянии, суток 30
Пусковая железнодорожная установка:
 Разработчик ОКБ-586
 Шасси стандартный двухтележечный железнодорожный вагон
 Размеры, м:
 - длина 22-24
 - ширина 3,2
 - высота 5,0
 Вес, т 80-100
 Число ракет на ПУ 1
Состав железнодорожного комплекса:
 Общее число вагонов 20
 Вагоны-пусковые установки 6
 Вагон управления 1
 Число локомотивов 2-3

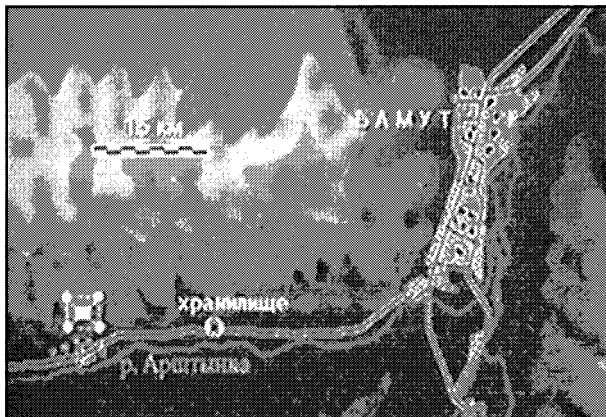
Ракетный комплекс "Двина" с ракетой Р-12У (8К63У)



Установка ракеты Р-12У в шахту



Ракета Р-12У в шахтной пусковой установке



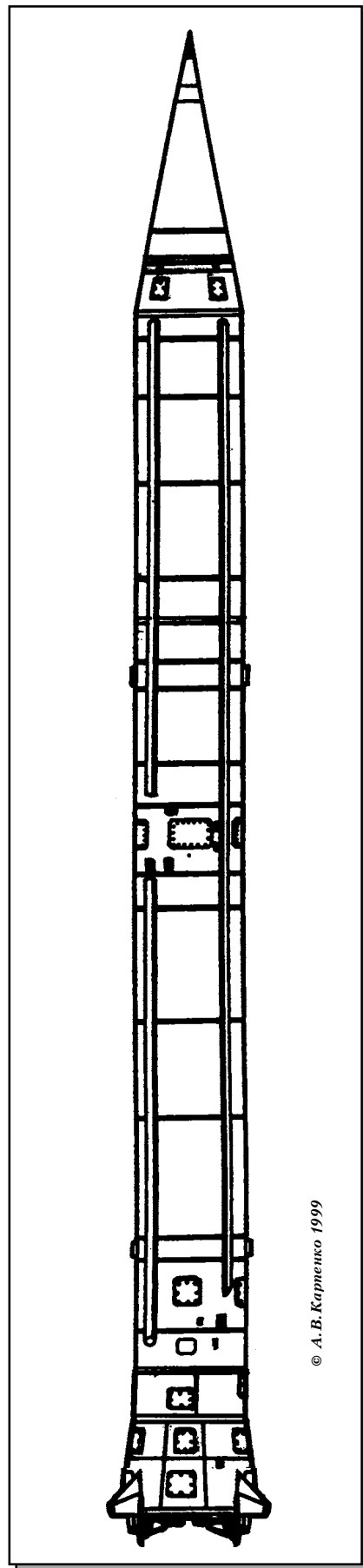
Р-12 и Р-12У были подобны. Ракета Р-12У была доработана в части формы корпуса и системы управления. Первый испытательный пуск ракеты 8К63У состоялся 30 декабря 1961 года с ГЦП-4, летные испытания

Позиция стартового комплекса с группой ШПУ для ракет Р-12У под Бамутом (Чечня)

В 1959 году для отработки старта стратегических ракет из шахты, по заданию руководства страны, была построена экспериментальная шахт-ная пусковая установка "Маяк", имевшая наземную насыпную часть высотой около 7 метров. Пусковая установка получилась в таком виде из-за того, что при строительстве первых двух шахтных пусковых установок (ШПУ) на Государст-венном центральном полигоне №4 строители на глубине 20 метров столкнулись с пльвуном. Так как в то время не были отработаны методы прохождения пльвунов, было при-нято решение нарастить шахту вверх, насыпав грунт.

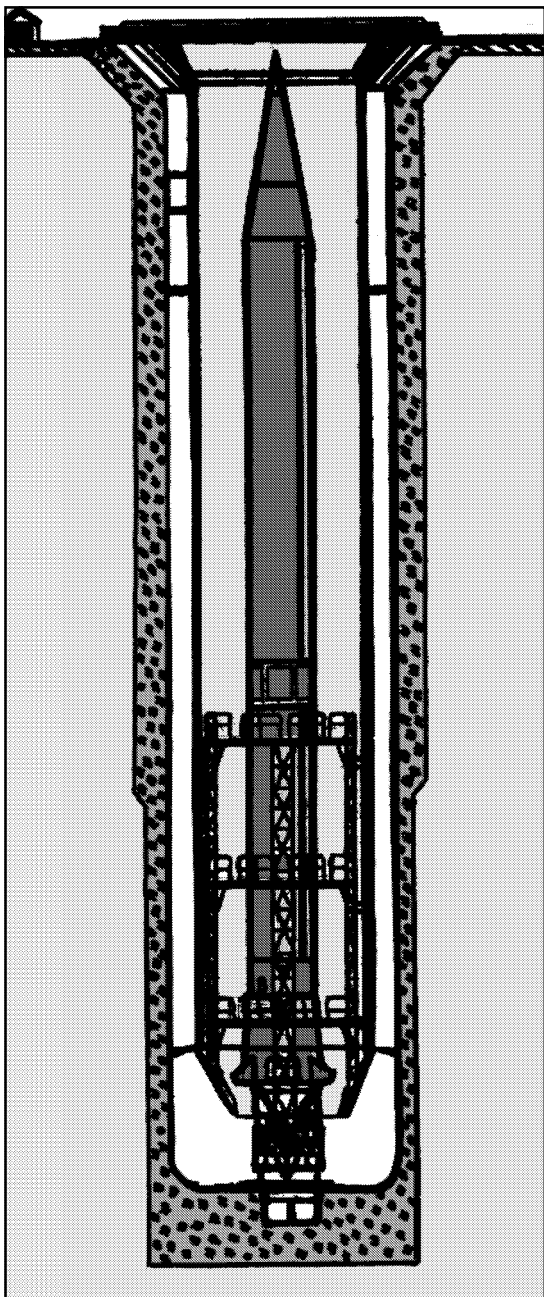
Первый пуск из ШПУ "Маяк" экспериментальной ракеты 63Ш (вариант ракеты Р-12 для отработки пуска из шахтной пусковой установки) состоялся в сентябре 1959 года. Пуск был неудачным, ракета вышла из шахты и через 58 секунд потеряла устойчивость и упала на удалении около 100 км от места старта из-за разрушения рулевой машинки. При испытаниях эксперименталь-ной ракеты 63Ш из ШПУ "Маяк" была выявлена недостаточность ее устой-чивости при выходе из шахты. В дальнейшем после доработки ракеты и ее системы управления были выпол-нены успешные пуски ракеты 63Ш, показавшие принципиальную воз-можность старта ракет из шахтных пусковых установок. 30 мая 1960 года, на основе результатов по отработке ракеты 63Ш и ШПУ "Маяк" с целью повышения защищенности ракетных комплексов, вышло Постановление правительства задававшее разработку ШПУ для боевых стратегических ра-кетных комплексов. Разработка уни-фицированной раке-ты Р-12У (8К63У) для наземных стартов и ШПУ была задана Постановлением пра-вительства в июне 1960 года.

Ракета Р-12У (универсальная) создана на базе ракеты Р-12 с наземным стартом для использования с на-земных и шахтных ПУ. Конст-руктивно-силовые схемы ракет

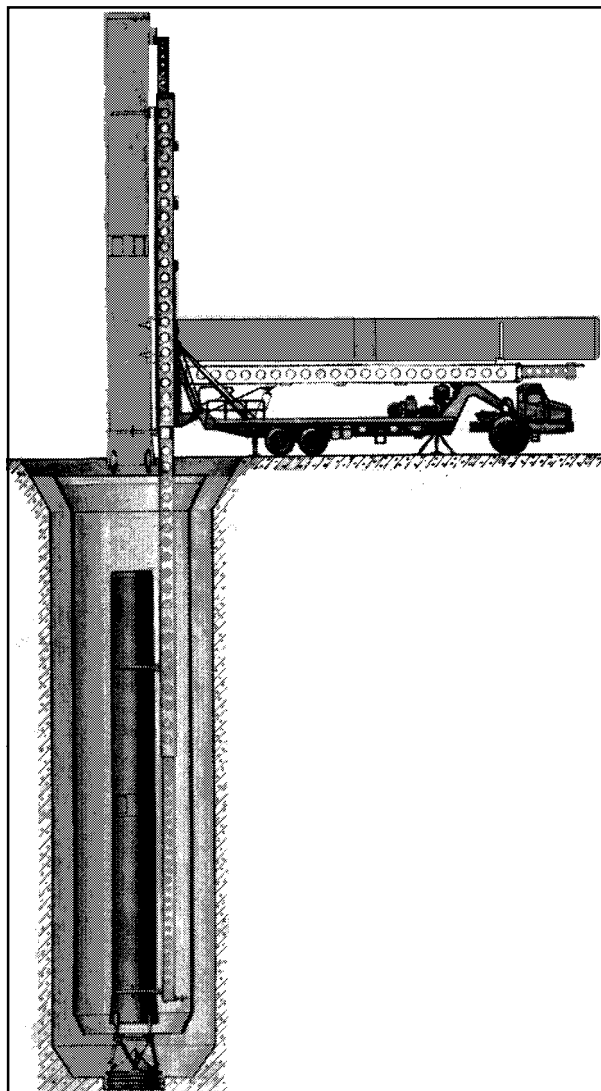


Ракета Р-12У для ШПУ

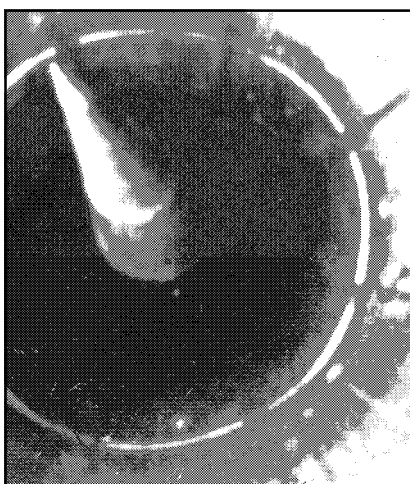
© А. В. Карпенко 1999



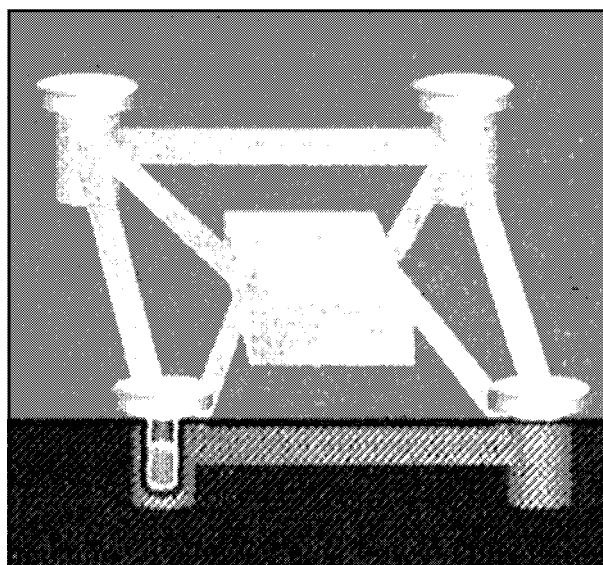
Экспериментальная шахтная ПУ "Маяк" для ракет 633



Установка ракеты P-12У в ШПУ

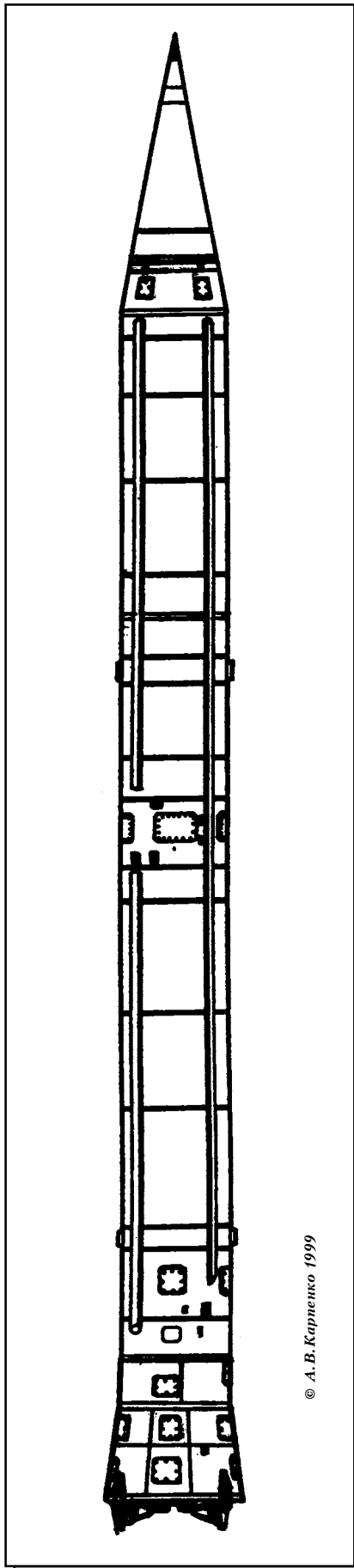


Ракета P-12У в шахтной пусковой установке



Стартовый комплекс "Двина" для ракет P-12У с группой из четырех шахтных пусковых установок

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Экспериментальная ракета
63Ш

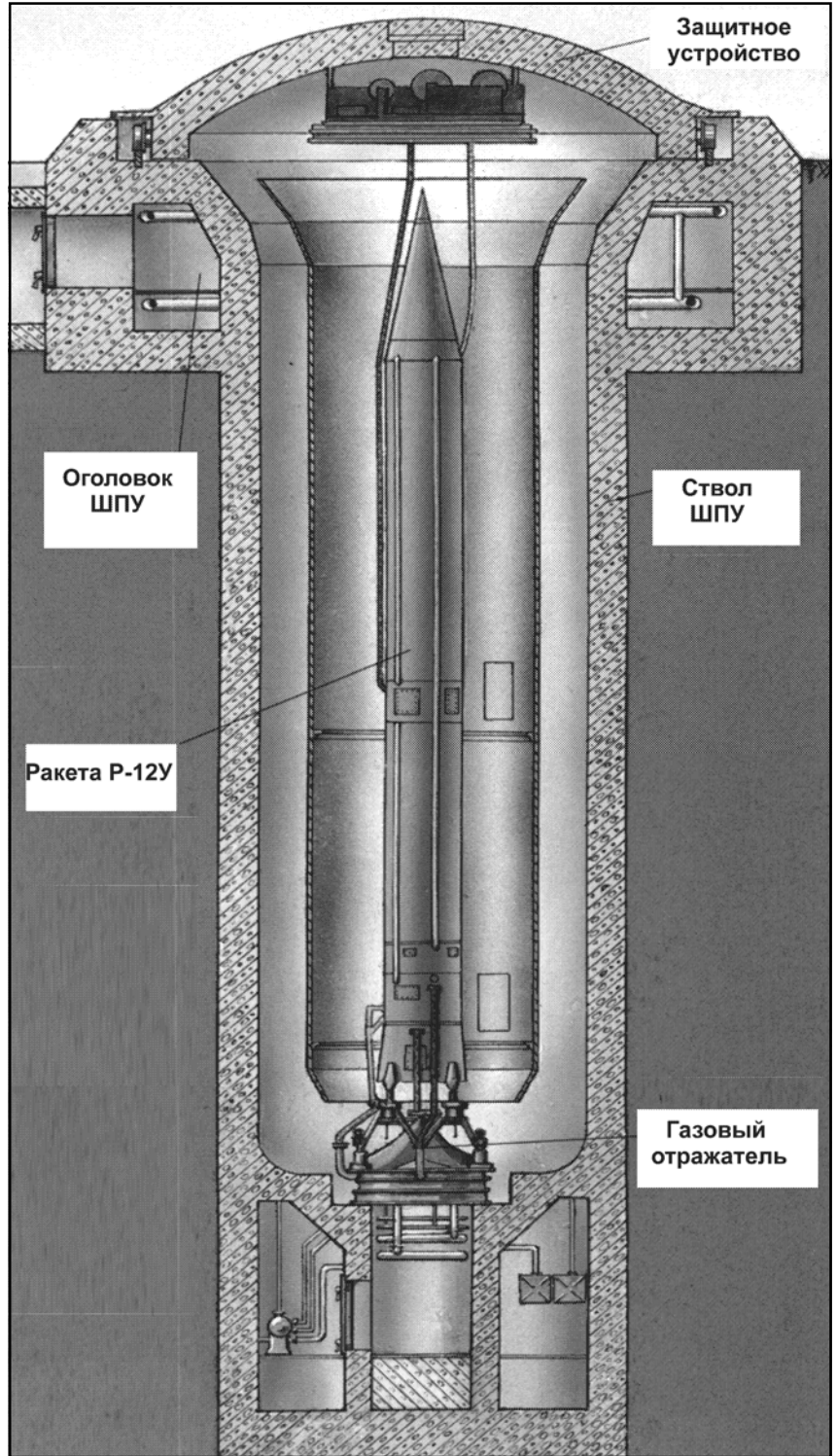
© А. В. Карпенко 1999

завершились в октябре 1963 года и под обозначением Р-12У ракета была принята на вооружение для ШПУ и наземных стартов.

Командный пункт комплекса "Двина" размещался в подземном бетонном сооружении, удаленном от группы из четырех ШПУ на 100 - 150 метров.

Первый полк со стартовым комплексом "Двина" заступил на боевое дежурство 1 января 1963 года (г. Плунге, командир

И.С.Сидоров). Максимальное число развернутых на 608 пусковых установках различного типа ракет Р-12 и Р-12У было в 1964 - 1966 годах. Ракетные комплексы дислоцировались: на территории Российской Федерации под городами Орджоникидзе, Гвардейск, Остров, Хабаровск и в районе поселка Манзовка; на Украине, В Белоруссии, Казахстане, Эстонии и Литве. К 1987 году на вооружении состояло 112 ракет для



Боевая шахтная пусковая установка стартового комплекса "Двина" для ракет Р-12У

Ракетные комплексы средней дальности

наземных ПУ, из них 65 находилось на боевом дежурстве.

На базе боевой ракеты Р-12У была создана космическая ракета-носитель 63С1 "Космос", использование которой началось с 16 марта 1962 года с доработанной ШПУ "Маяк" на ГЦП в Капустинском Яре.

Разработчик ОКБ-586 (КБЮ)

Главный конструктор М.К.Янгель

Изготовитель ракет з-д № 586,
з-д №166 (в наст. время ПО "Полюс")

Код НАТО SS-4 Sandal

Наименование по РСМД Р-12

Тип комплекса стратегический ракетный комплекс средней дальности первого поколения с группой из шахтных пусковых установок

Состояние на вооружении с 9 января 1964 года. Снят с вооружения в конце 1980-х годов. Ракеты ликвидированы к 1990 году по договору РСМД

Ракета Р-12У(8К63У)

Дальность стрельбы, км 1800 - 2000

Точн. стрельбы (КВО), км 1,1-2,4
(предельное отклонение - 5,0-5,4)

Тип головной части термоядерная с легким и тяжелым боевыми блоками

Мощность заряда, Мт:

- легкий боевой блок 1,0-1,3

- тяжелый боевой блок 2,0-2,3

Вес головной части, кг:

- легкий боевой блок 1300 - 1400

- тяжелый боевой блок 1630

Система управления инерциальная

Вес системы управления, кг 430

Органы управления газовые рули

Стабилизаторы аэродинамические

Отделение ГЧ пневмотолкателем

Тип старта из ШПУ за счет собственных двигателей

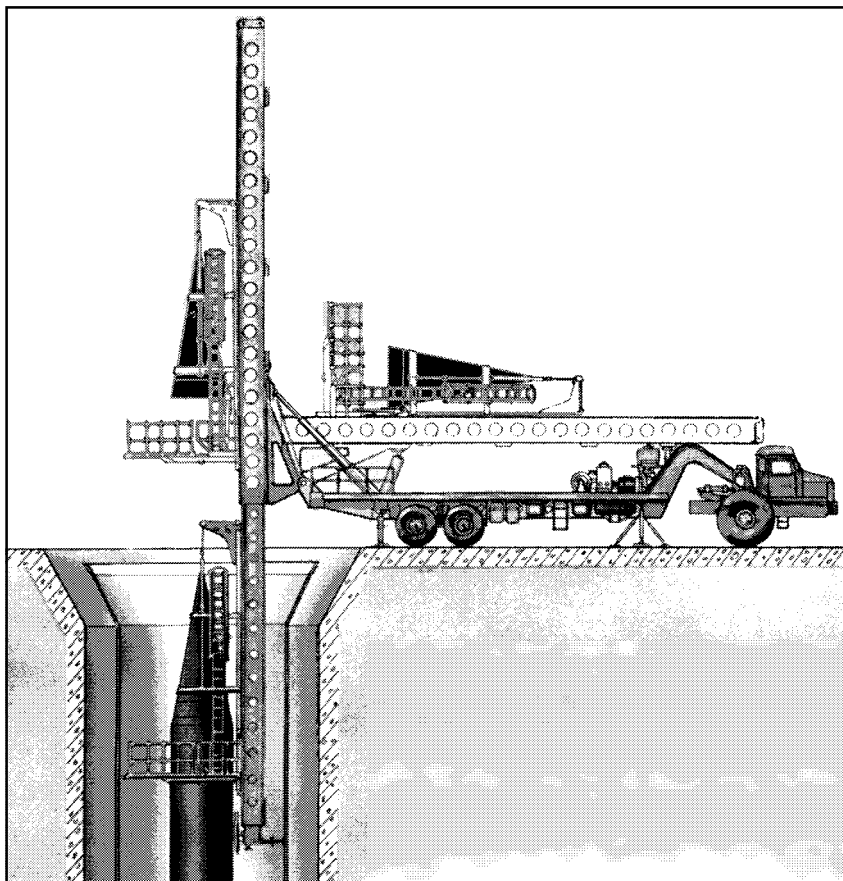
Число ступеней 1

Размеры, м:

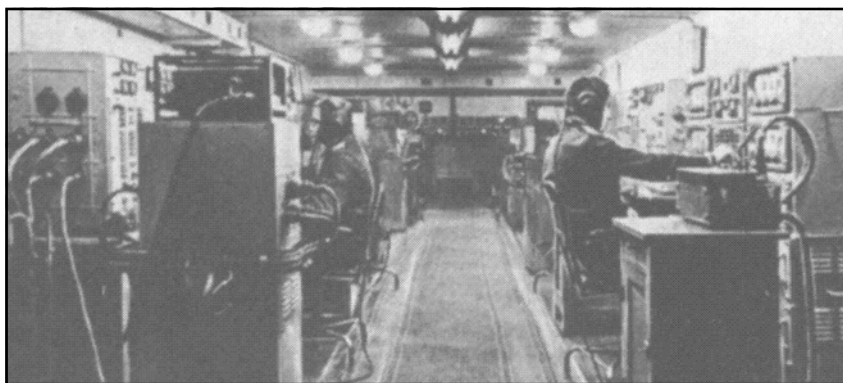
- длина полная 22,1-22,77

- длина без головной части 18,6

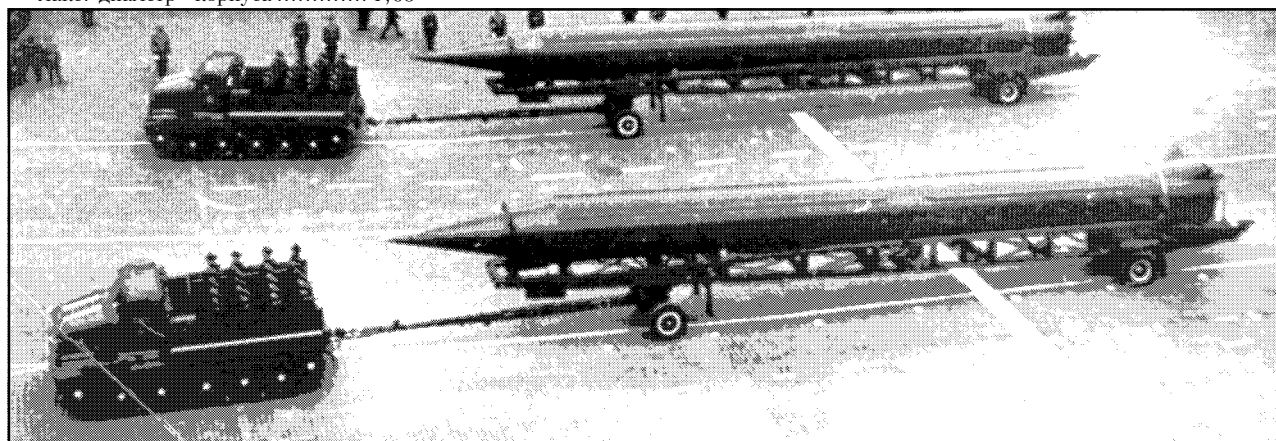
- макс. диаметр корпуса 1,65



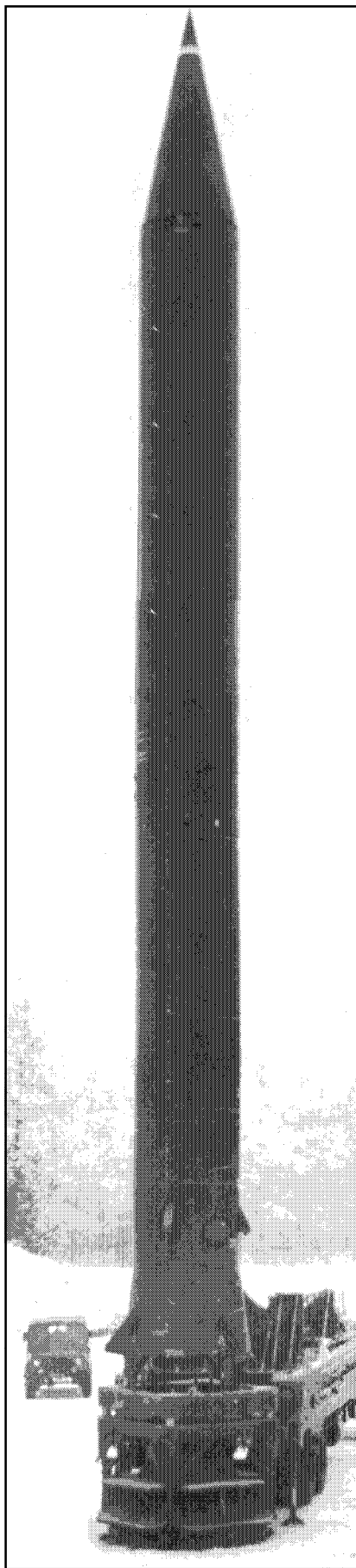
Установка головной части ракеты Р-12У



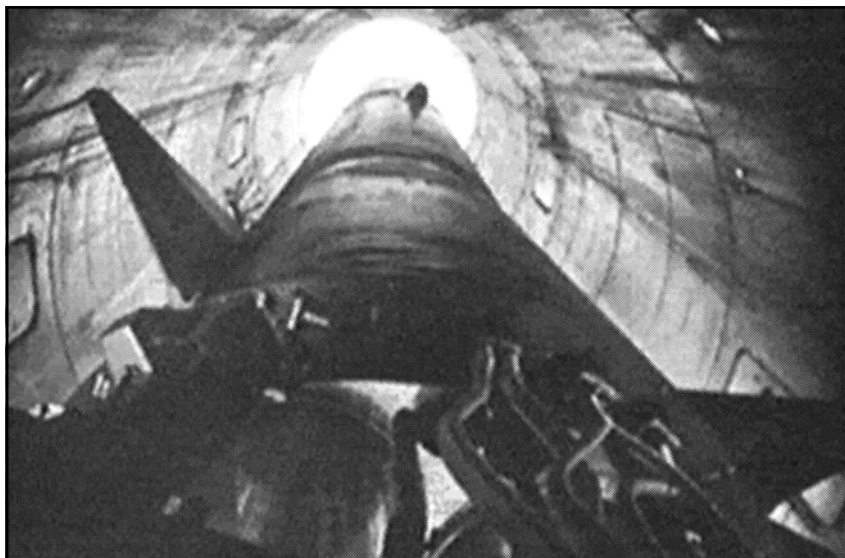
Пункт управления ракетным комплексом "Двина"



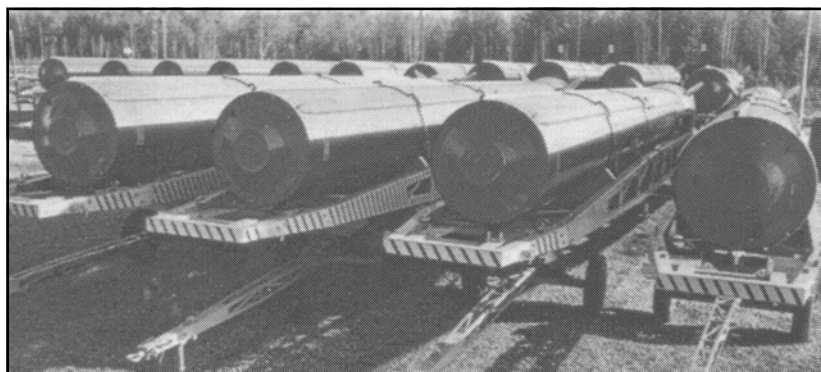
Ракеты Р-12 на параде в Москве



Ракета Р-12У на пусковом столе



Ракета Р-12У в шахтной пусковой установке



Ракеты Р-12У без головных частей на базе ликвидации в конце 1980-х годов

Стартовый вес, т	41,7-42,2	Защита от давления во фронте ударной волны, кг/см ²	2,0
Вес пустой ракеты, т	3,15	Размеры ШПУ, м:	
Горючее	ТМ-185	- высота	24,126
Вес горючего, т	7,3	- диаметр стального стакана	ок.3,0
Окислитель	АК-27И	- внутренний диаметр бетонного ствола	4,8 - 5,0
Вес окислителя, т	29,065	- внешний диаметр ствола	7,20-7,5
Пусковое горючее	ТГ-02		
Вес топлива, т	37,0		
Гарантийный срок хранения в заправленном состоянии, суток	30	Наземное оборудование для шахтных пусковых установок:	
Двигатель	четырёхкамерный ЖРД РД-214 с ТНА	Установщик	8У237
- разработчик	ОКБ-456	- разработчик	ГСКБ "Спецмаш"
- главный конструктор	В.А.Витка	Система заправки	8Г147
- тяга двигателя в пустоте, тс	74,5	Кабельные машины	8Н218
- время работы, сек	140		
Стартовый комплекс:			
Тип	с группой шахтных пусковых установок 8П863		
Разработчик	ГСКБ "Спецмаш"		
Главный конструктор	В.П.Бармин		
Состав:	четыре ШПУ, подземный командный пункт, система заправки и др.		
Число ракет	4		
Расстояние между ШПУ, м	70 - 80 (100)		
Тип защитн. устройства ..	плоское 8У13		
Уст-во открывания крыши ..	рельсовое, сдвигается в сторону		

Проект ракетного комплекса

с

самолетом-снарядом средней дальности П-20С

Разработка самолета-снаряда (крылатой ракеты) П-20 началось в апреле 1956 года.

Ракета предназначалась для поражения стратегических целей с заранее известными координатами. По проекту ракета имела планер с высоко расположенным крылом, прямо-точный воздушно-реактивный двигатель, проходящий через всю ракету, в связи с чем БЧ, СУ располагались в кольцевых отсеках вокруг двигателя.

Вариант стратегической ракеты П-20С средней дальности с наземной пусковой установкой создавался в 1958-1960 годах для оснащения ракетных частей ВВС на базе корабельной ракеты П-20. Для отечественного ВМФ под ракету П-20 было разработано в СКБ-143 два проекта П-627А и 653 атомных подводных лодок (ПЛ). По проекту П-627А началось строительство подводной лодки на заводе №402 в Северодвинске. На лодке размещалась одна ракета П-20 в горизонтальном герметичном контейнере, перед стартом ракета выкатывалась на подъемный лафет. Старт должен был производиться из надводного положения с направляющей под углом в 16 градусов.

В связи с прекращением работ по ракете в 1960-1961 годах разработан техпроект переоборудования ПЛ проекта П-627А в опытную торпедную ПЛ проекта ПТ627А для отработки 650-мм торпед. В ноябре постройка лодки была полностью прекращена. На ПЛ проекта предполагалось разместить две ракеты П-20.

В 1959-1960 годах было выполнено два полигонных пуска ракеты П-20, после чего дальнейшие работы были прекращены по Постановлению СМ СССР от 5 февраля 1960 года.

На базе П-20 для вооружения надводных

кораблей и подводных лодок создавалась противокорабельная ракета П-22 с большой дальностью стрельбы-1800-2000 км. Разработка П-22 прекращена в начале 1960-х годов. На базе самолета-снаряда П-20 предлагалось создать беспилотный разведывательный летательный аппарат.

Разработчик ОКБ -240 МАП

Главный конструктор С.В.Ильюшин

Изготовитель ракеты опытный з-д

Тип комплекса стратегический комплекс со сверхзвуковой крылатой ракетой средней дальности, первого поколения

Состояние разрабатывался в 1958-1960 годах

Ракета П-20С (вариант для ВМФ - П-20, противокорабельный вариант ракеты - П-22)

Дальность стрельбы, км 3200-3400

Маршевая высота полета, км ... 24,0-30,0

Скорость полета, км/ч 3200-3500

Точность стрельбы (КВО), км:

- при автономной навигации 10

- при астрокоррекции 0,5

Боевая часть:

- тип термоядерная типа "46"

- разработчик КБ-11 (г.Арзамас)

- мощность заряда, Мт 1-3

- вес, кг 3000

Система управления инерциальная с астрокоррекцией "Сокол-А"

Органы управления.....аэродинамические рули

Стабилизаторы аэродинамические

Тип старта с ферменной

направляющей за счет стартовых ускорителей с послестартовым разворотом

Число ступеней 2

Размеры, м:

- длина полная 21,0

- размах крыльев 7,25

- размах стабилизатора 4,0

- макс. диаметр корпуса 2,0

Стартовый вес, т 21 (27-30)

Вес без топлива, т 7,22

Первая ступень (стартовая):

Тип ускорителей сбрасываемые пороховые

Число ускорителей 2

Длина, м 5,4

Диаметр, м 1,1

Вторая ступень (маршевая):

Размеры, м:

- длина полная 21,0

- макс. диаметр корпуса 2,0

Двигатель ПВРД

Тип топлива керосин

Пусковая установка:

Тип ферменный лафет

Длина полная, м 16,7

Угол старта ракеты, град. 10-16

Угол заряжания, град. 0

Число ракет на ПУ 1

Механизм вертикального наведения гидравлический

Транспортный контейнер:

Размеры, м:

- длина полная 22,11-25,0

- диаметр внутренний 4,2

- диаметр наружный 4,6

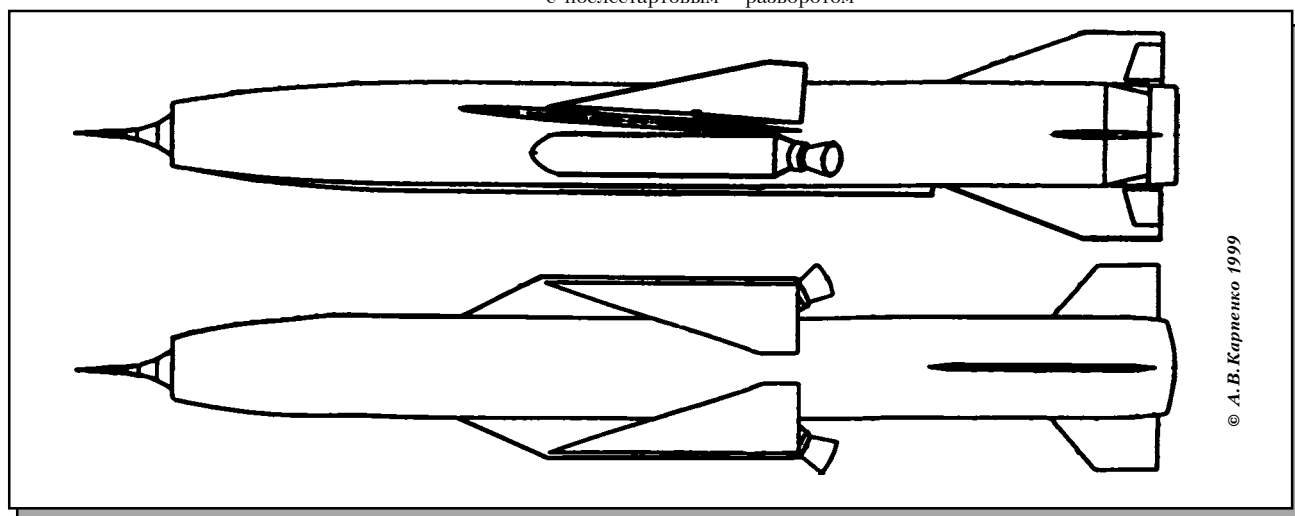
Наземная аппаратура:

Тип "Сокол-П"

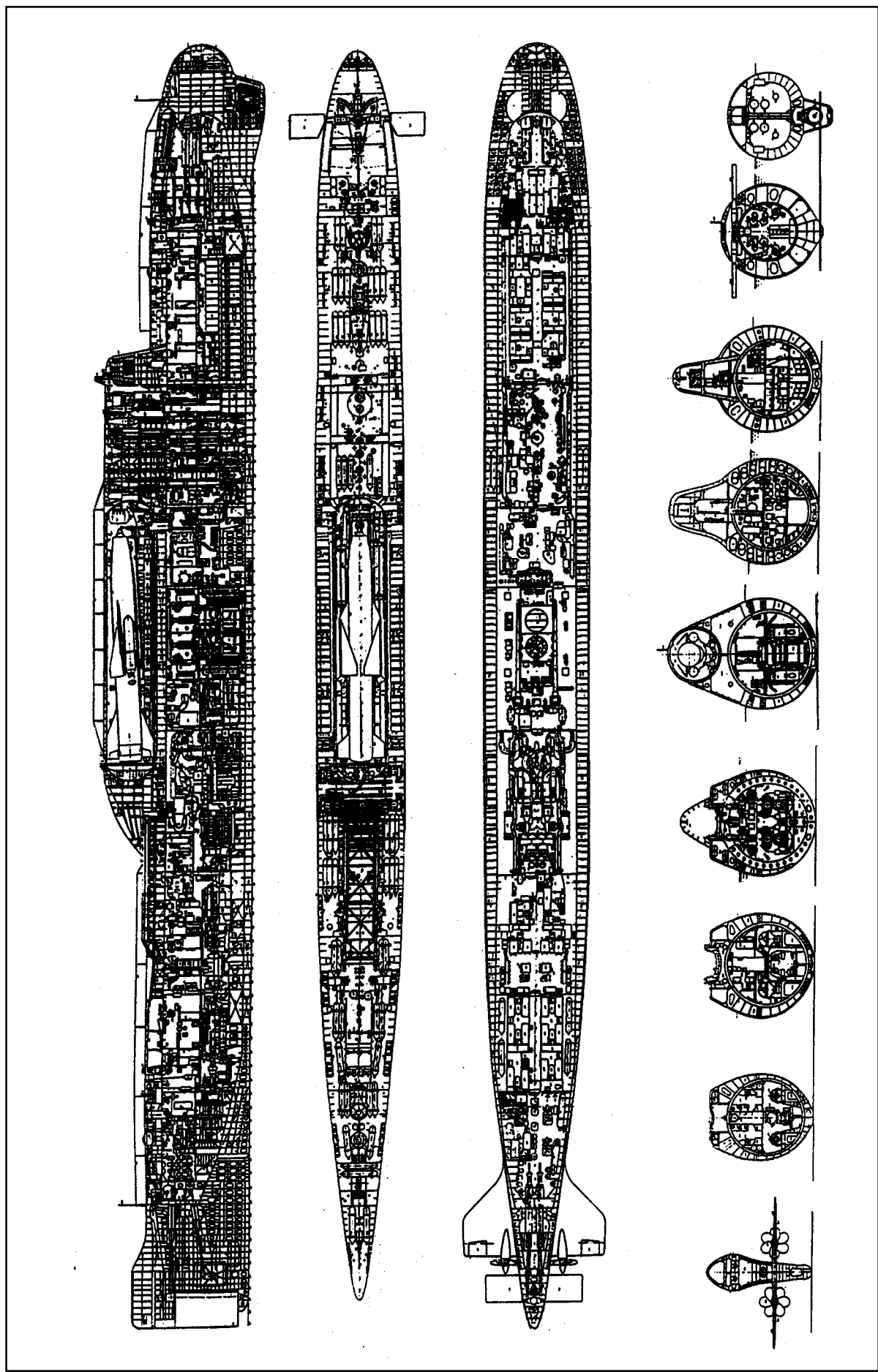
Время на производство пуска, мин:

- одной ракеты 5-6

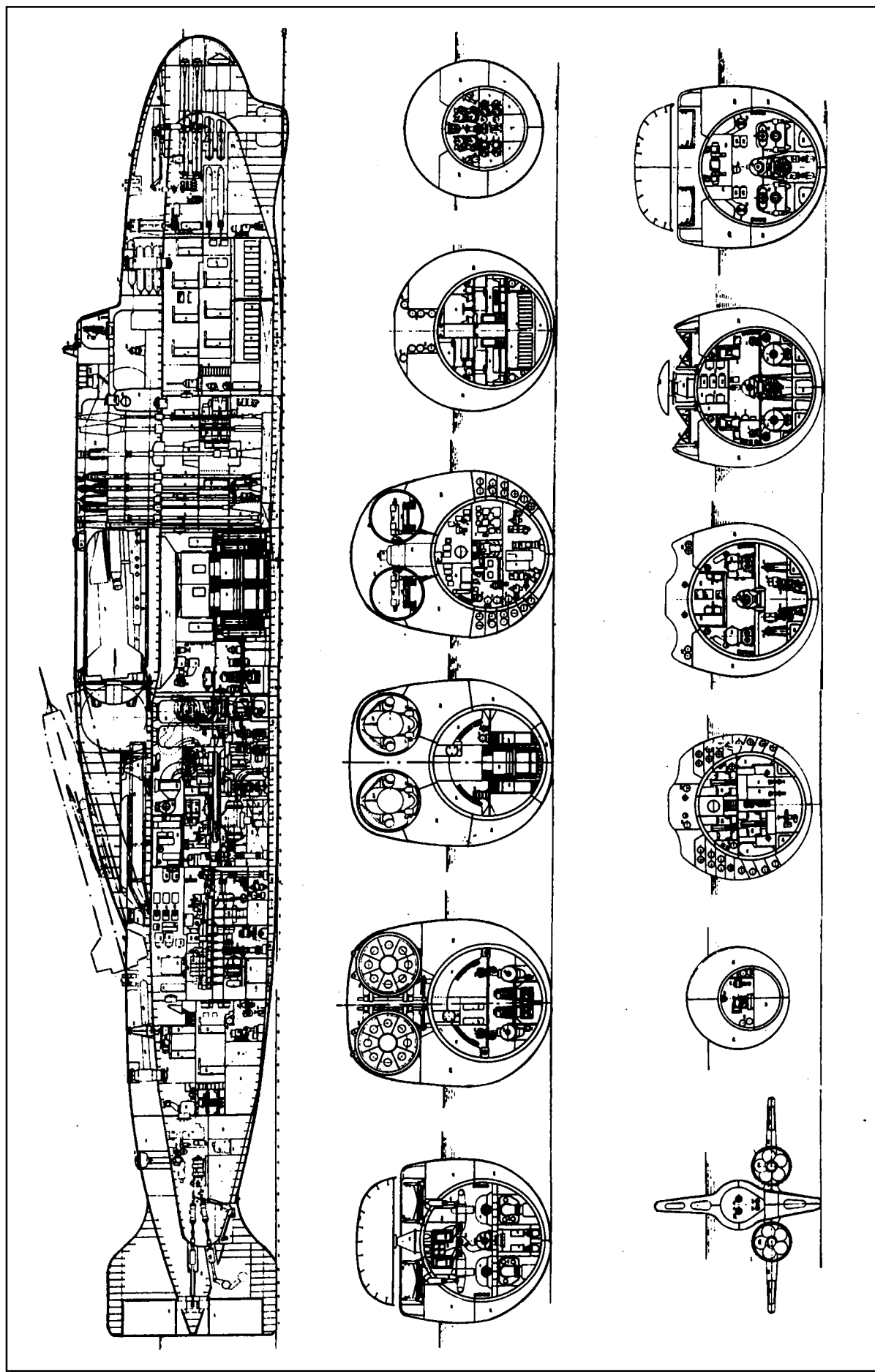
- двух ракет 10



Внешний вид самолета-снаряда П-20 со сложенными крыльями



Проект П-627А атомной подводной лодки с крылатой ракетой П-20



Проект 653 атомной подводной лодки с двумя крылатыми ракетами П-20

Самолет-снаряд средней дальности Ту-121 (самолет "121", изделие "С")

Разработка изделия «С» задана Постановлением СМ от 23 сентября 1957 года, в котором предусматривалось представить ракету с дальностью полета 3000-4000 км на летные испытания в конце 1958 года.

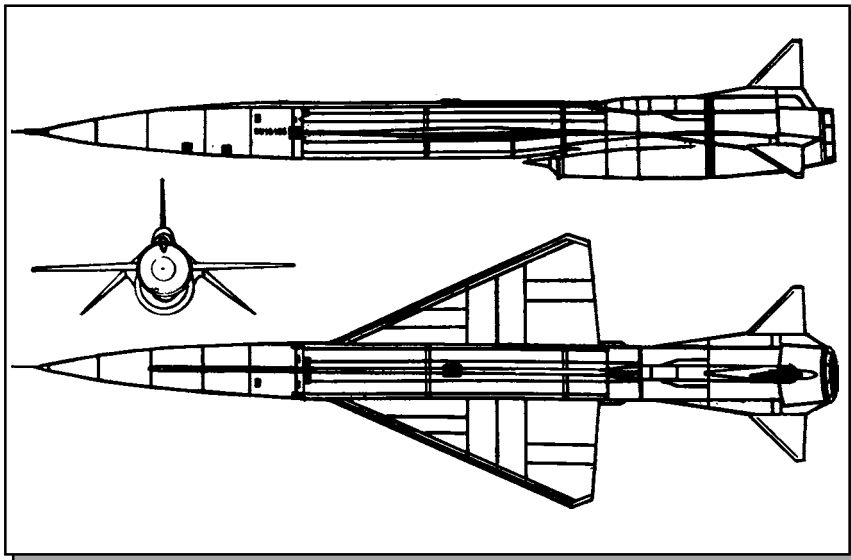
В июне 1958 года заканчивалась сборка первого опытного образца. Испытания предполагалось начать в декабре 1958 года, для чего изготавливалось 5 образцов ракеты.

Система астронавигации создавалась филиалом НИИ-1 МАП под руководством Р.Г. Чачикяна на базе подобной аппаратуры для МКР «Бура». Астрокоррекция обеспечивалась визированием двух звезд через два иллюминатора у основания киля. Стартовая установка СТ-10 создавалась на базе полуприцепа, который должен был буксироваться колесным тягачом. При транспортировке с ракеты снимались крылья и оперение. Устанавливали их при подготовке изделия к пуску.

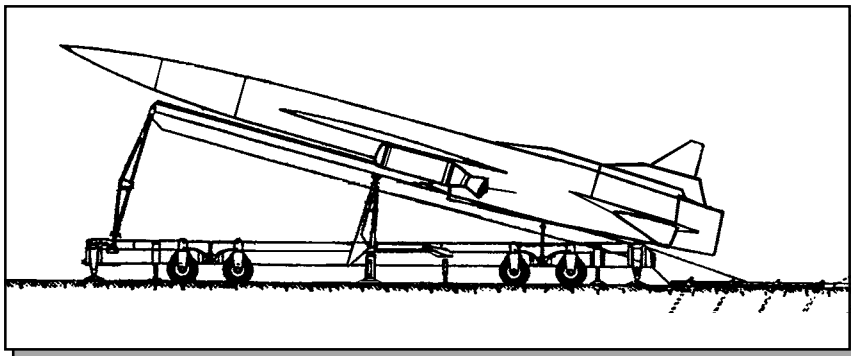
Старт ракеты происходил за счет пороховых ускорителей с направляющей (первоначально ее длина была 20 м), после чего они сбрасывались. На удалении 200-300 км от места старта ракета набирала маршевую высоту полета. Установленная на самолете-снаряде система астрокоррекции включалась через пять минут после старта. Система захватывала две определенные звезды на небосводе и выводила ракету в заданную плоскость стрельбы. При достижении расчетной точки система астрокоррекции выдавала сигнал на пикирование под углом 50 град. На высоте около 2 км должен был происходить подрыв ядерной боевой части. При отклонении от заданных курса и высоты полета, при отсутствии бортового электропитания срабатывала система самоликвидации.

Во второй половине 1958 года в цехах опытного завода ОКБ на Яузе были готовы первые экземпляры изделия «121». Зимой 1958-1959 годов начались огневые испытания и первые отстрелы имитаторов ракеты на полигоне НИИАС в Фаустово под Москвой.

31 декабря 1958 года был произведен



Внешний вид самолета-снаряда Ту-121



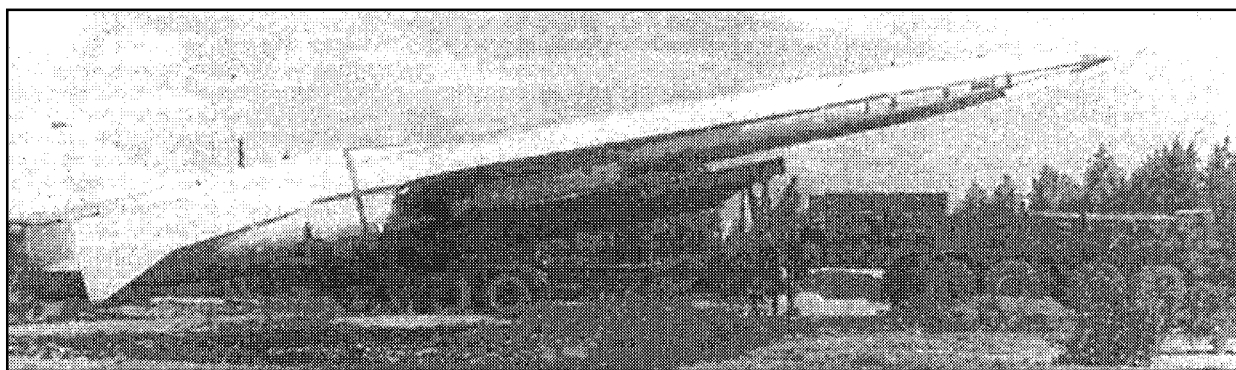
Пусковая установка СТ-10 с самолетом-снарядом Ту-121

первый пуск имитатора ракеты (с неполной комплектацией бортовой аппаратуры). По результатам испытаний дорабатывались некоторые элементы пусковой установки и летательного аппарата. К лету 1959 года первый опытный летный экземпляр ракеты был переведен на испытательную базу ОКБ-156 во Владимирове. Первый пуск состоялся 25 августа 1959 года и он был успешным. В дальнейшем было выполнено еще 4 испытательных

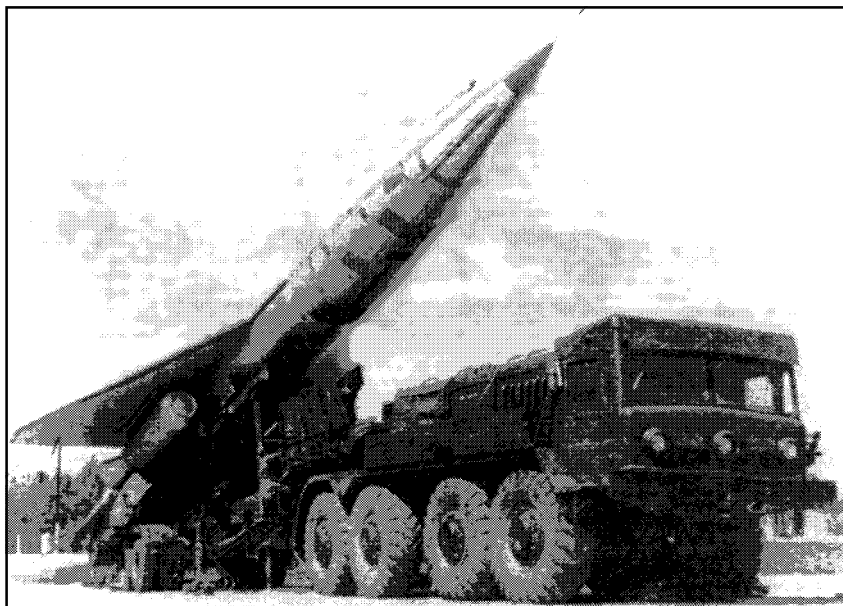
пуска изделия «121».

Началась подготовка к серийному производству. Однако, Постановлением СМ от 5 февраля 1960 года работы по стратегической крылатой ракете были прекращены.

В дальнейшем на базе изделия «121» был создан дальний беспилотный разведчик ДБР-1 «Ястреб» (изделие «123» или Ту-123) с дальностью действия 3800 км.



Дальний беспилотный разведчик ДБР-1 "Ястреб" на пусковой установке



*Дальний беспилотный разведчик ДБР-1 "Ястреб"
на пусковой установке*

Разработчик отдел "К" ОКБ -156 МАП
Главный конструктор А.А.Туполев
Изготовитель опытный з-д №156 и
Воронежский авиазавод

Тип комплекса стратегический
подвижный комплекс
со сверхзвуковой крылатой ракетой
средней дальности

Состояние разрабатывался
и испытывался в 1957-1960 годах

Ракета изделие "121"
Дальность стрельбы, км: 3880-4000

Маршевая высота полета, км 19,9-24,1

Скорость полета, км/ч 2775

Боевая часть:

- тип термоядерная типа "205"

- разработчик НИИ-1011

- вес, кг 3000

Система управления инерциальная с
астрокоррекцией

Тип автопилота АП-85 (АП-85А)

Тип астронавигац. системы .. "Земля-АИ"

- разработчик . филиал НИИ-1 МАП

- главный конструктор Р.Г.Чачикян

Органы управления аэродинамические
цельноповоротные рули

Тип старта с балочной направляющей
за счет статовых ускорителей

Число ступеней 2

Размеры, м:

- длина полная 24,77

- размах крыльев 8,4

- высота 4,614

- макс. диаметр корпуса 1,7

Стартовый вес, т 32,6-35

Вес без топлива, т 7,22

Стартовый агрегат РАТ-52:

Тип ускорителей ... пороховые ПРД-52

Число ускорителей 2

Тяга ускорителей, тыс. кг 75-80

Тип топлива НМФ-2

Вес топлива, т 1,55

Время работы, с 3,75-5

Вес ступени, т 6,4

Маршевая ступень :

Размеры, м:

- длина полная 24,77

- макс. диаметр корпуса 1,7

Вес ступени, т: 26,2

Число отсеков 7

Тип топлива керосин ТС или Т-1

Вес топлива, т 16

Крыло:

- угол стрел. передн. кромки , град.

67

- угол стрел. задн. кромки , град. ... -

3,9

- общая площадь, м² 61,19

Оперение - рули:

- число 3

- угол стрел. передн. кромки , град. 45

- угол стрел. задн. кромки , град. 2,3

- общая площадь, м² 3 x 1,88

Двигатель ТРД КР-15-300

- разработчик ... ОКБ-300 (МЗ"Союз")

- тяга на форсаже, кг 10000

- ресурс, час 15

Пусковая установка:

Тип СТ-10 на прицепе

Разработчик ОКБ-156

Руководит. разработки А.В.Надашкевич

Тягач ЯАЗ-210, МАЗ-535

Размеры, м:

- длина направляющей 10 (20)

- ширина в походном положении .. 3,2

- ширина пристарте 6,0

Полный вес ПУ, т 53,9

Вес ПУ в походном положении, т:

- без ракеты 21,25

- с ракетой 27,65

Угол старта ракеты, град. 12-15

Скорость буксировки, км/ч 40

Число ракет на ПУ 1

Проект самолета-снаряда средней дальности Ту-133 (самолет "133", изделие "СД")

Самолет-снаряд разрабатывался на базе самолета "121" с увеличенным запасом топлива во внутренних баках и с дополнительными сбрасываемыми подвесными топливными баками.

Основная цель создания нового самолета-снаряда была в увеличении дальности стрельбы по отношению к прототипу с приближением ее к межконтинентальной дальности при минимальных конструктивных до-работках первоначального варианта летательного аппарата.

Разработчик отдел "К" ОКБ -156 МАП

Гл. конструктор А.А.Туполев

Изготовитель не изготавливался

Тип комплекса стратегический
подвижный комплекс со сверхзвуковой
крылатой ракетой средней дальности,
первого поколения

Состояние разрабатывался
в 1960 году

Ракета изделие "133"

Дальн. стрельбы, км 5000-6000

Маршевая высота полета, км ... 20,0-25,0

Скорость полета, км/ч 2800

Число ступеней 2

Боевая часть:

- тип термоядерная типа "205"

- разработчик НИИ-1011

- вес, кг 3000

Система управления инерциальная с
астрокоррекцией

Тип астронавигац. системы .. "Земля-АИ"

- разработчик филиал НИИ-1 МАП

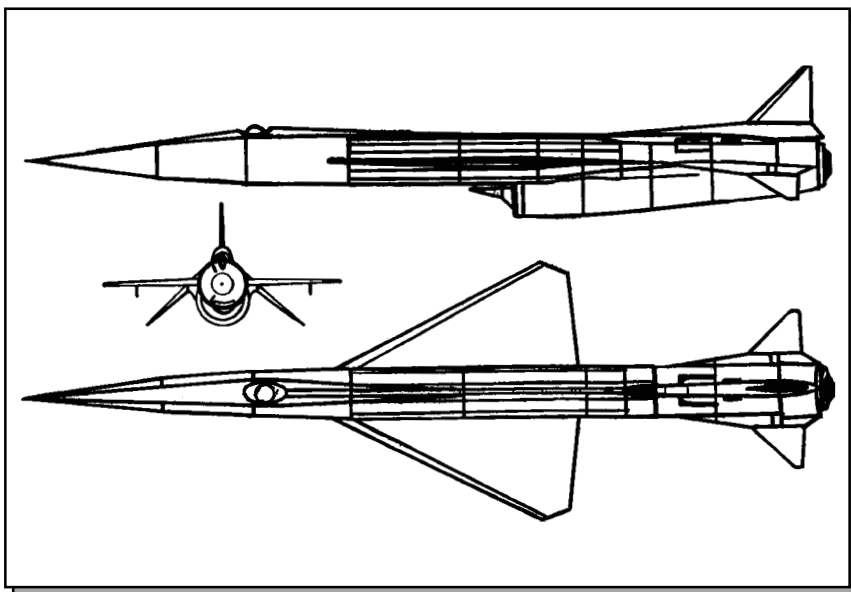
- главный конструктор Р.Г.Чачикян

Органы управления аэродинамические
цельноповоротные рули

Тип старта с балочной направляющей
за счет статовых ускорителей

Проект дальнего беспилотного ударного самолета Ту-123 (самолет "123")

Дальний беспилотный ударный самолет-снаряд с ядерной силовой установкой (ТРД со встроенным в тракт реактором и теплообменником) разрабатывался на базе беспилотного разведчика стратегического назначения Ту-123 комплекса ДБР-1 "Ястреб-1". Самолет "123" предполагалось использовать в качестве последней ступени в ракетно-авиационной беспилотной ударной системе "ДП" вместо беспилотного планирующего аппарата "130".



Внешний вид самолета-снаряда Ту-123

Разработчик отдел "К" ОКБ -156 МАП
Гл. конструктор А.А.Туполев
Изготовитель не производился
Тип комплекса стратегический подвижный комплекс со сверхзвуковой крылатой ракетой средней дальности
Состояние разрабатывался в 1960-х годах

Ракета изделие "123"
 Дальность стрельбы, км более 4000
 Маршевая высота полета, км 20-30
 Скорость полета, км/ч около 3000
 Тип боевой части термоядерная
 Система управления инерциальная
 Органы управления аэродинамические

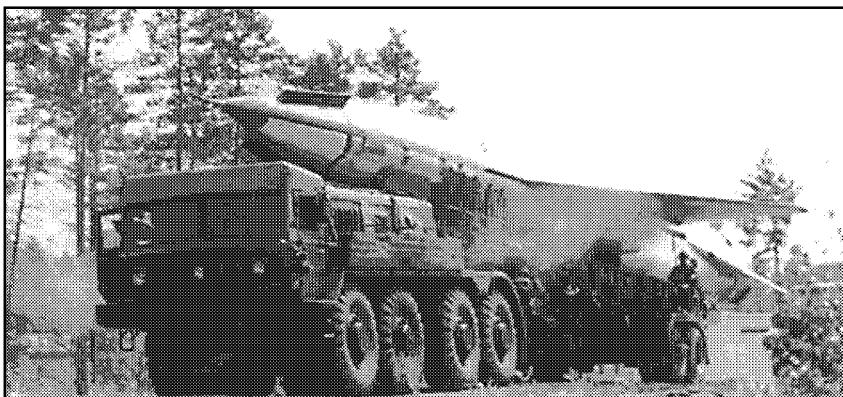
рули
 Тип старта с балочной направляющей за счет стартовых ускорителей
 Число ступеней 2

Размеры, м:
 - длина полная 24,8
 - размах крыльев 8,5
 - высота 4,6
 - макс. диаметр корпуса 1,7
 Стартовый вес, т 35
 Вес без топлива, т 7,3

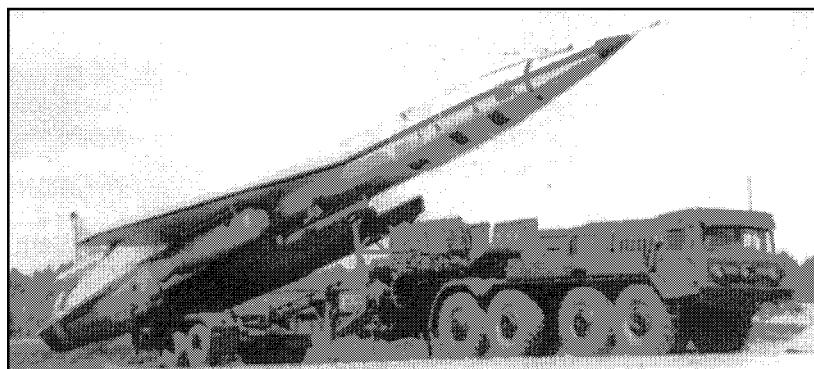
Первая ступень (ускорители):
 Тип ускорителей ... пороховые ПРД-52
 Число ускорителей 2
 Тяга ускорителей, т 75-80
 Время работы, с 3,75-5
 Вес ступени, т 6,4

Вторая ступень (маршевая):
 Размеры, м:
 - длина полная 24,8
 - макс. диаметр корпуса 1,7
 Вес ступени, т 26-27
 Двигатель ТРД с ядерным реактором

Пусковая установка:
 Тип мобильная СТ-30 (прицеп)
 Разработчик ОКБ-156
 Тягач МАЗ-535
 Размеры, м:
 - длина направляющей 10
 - ширина в походном положении .. 3,2
 - ширина при старте 6,0



Дальний беспилотный разведчик ДБР-1 "Ястреб" на пусковой установке (походное положение)



Дальний беспилотный разведчик ДБР-1 "Ястреб" на пусковой установке

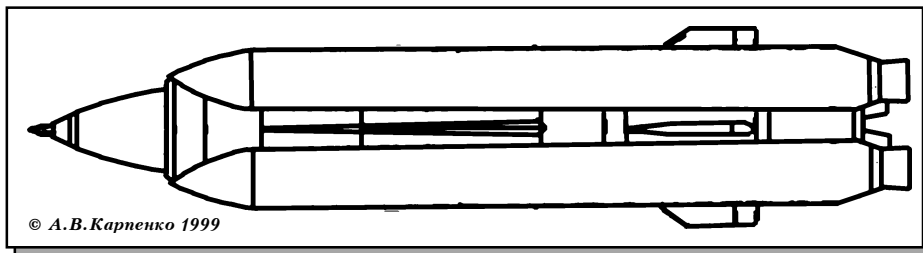
Полный вес ПУ, т 53,9	Угол старта ракеты, град. 15
Вес ПУ в походном положении, т:	Скорость буксировки, км/ч 40
- без ракеты 21,25	Число ракет на ПУ 1
- с ракетой 27,65	

Проект ракетного комплекса с самолетом-снарядом средней дальности П-100

Эскизный проект комплекса представлен ОКБ-49 в 1961 году. При проектировании предполагалось использование системы в бомбардировочном и разведывательном вариантах. Прорабатывался противокорабельный вариант крылатой ракеты П-100 с установкой ракеты на надводных кораблях ВМФ в вертикальных шахтных пусковых установках.

На базе ракеты средней дальности П-100 прорабатывался проект межконтинентального варианта ракеты с предполагаемым сроком создания 1964-1965 годы. Все проекты ракет типа П-100 реализованы не были.

Разработчик ОКБ-49 МАП
Гл. конструктор Г.М.Бериев
Изготовитель не изготавливался
Тип комплекса со сверхзвуковой крылатой ракетой средней дальности
Состояние эскизный проект разработан в начале 1961 года
 Ракета П-100
 Дальность стрельбы, км:
 - вариант 1 150-2000
 - вариант 2 до 2500

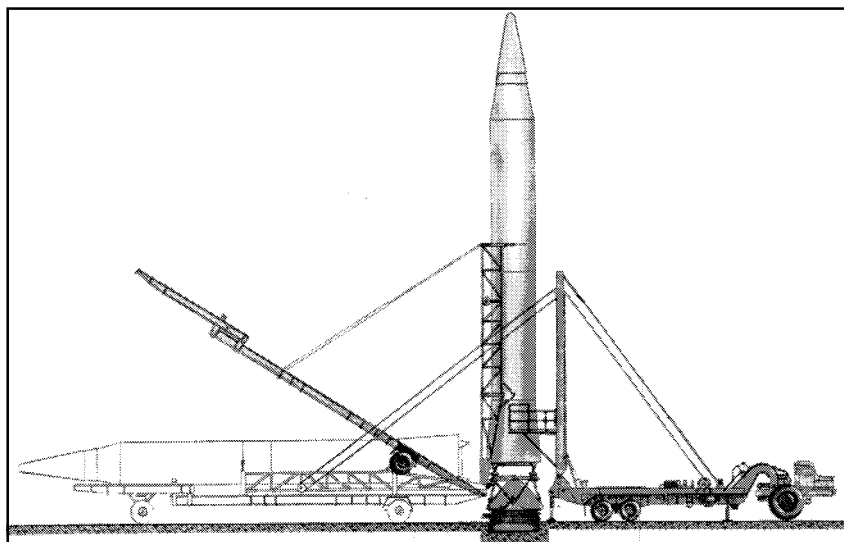


Самолет-снаряд П-100

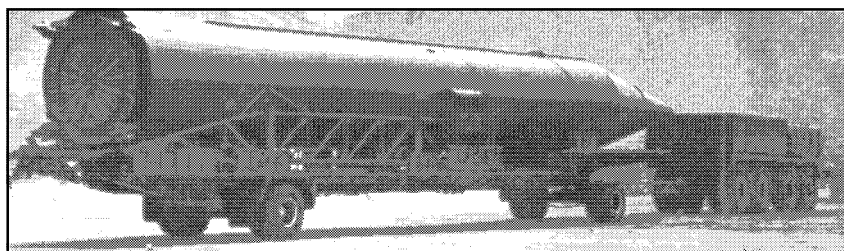
Высота полета, км	25-30	Стартовый вес, т:	
Скорость полета, км/ч	3500-4000	- вариант 1	14,0
Тип головной части	термоядерная	- вариант 2	20,0
Система управления	инерциальная (или инерциальная со специальной ГСН с большой дальностью захвата)	Первая ступень (разгонный блок):	
- разработчик	НИИ-17 ГКРЭ	Тип	пороховые ускорители
Органы управления	газовые и аэродинамические рули	Число ускорителей	4
Тип старта	вертикальный из ШПУ за счет стартовых двигателей	Размеры, м:	
Число ступеней ракеты	2	- длина	ок.8
Длина системы, м:		- диаметр	0,8-1,0
- вариант 1	11,4	Вторая ступень (маршевая):	
- вариант 2	12,0	Размеры, м:	
Максимальный диаметр корпуса, м:		- длина (вариант 1)	11,4
- вариант 1	1,24	- длина (вариант 2)	12,0
- вариант 2	1,3	- диаметр	2,3
Макс. диаметр описанной окружности, м:		Двигатель	ПВРД
- вариант 1	2,2-2,3	Пусковая установка:	
- вариант 2	2,4	Тип	одиночная шахтная
		Размеры, м:	
		- длина	14-15
		- диаметр	2,5-2,6
		Давление на дно ШПУ, кг/см ²	40
		Время выхода ракеты, с	0,5

Ракетный комплекс с ракетой Р-14 (8К65)

Разработка комплекса была задана Постановлением СМ СССР от 2 июля 1958 года, в котором была определена дальность стрельбы в 3600 км. В декабре 1958 года был разработан эскизный проект ракеты и комплекса. 28 марта 1960 года начались огневые испытания ракеты в НИИ-229 (г. Загорск). Комплекс проходил летные испытания с 6 июля 1960 года на Государственном центральном полигоне №4 в Капустином Яре. Для испытаний ракеты Р-14 был приспособлен установщик 8У210 от ракетного комплекса с БР Р-12, который после доработки получил обозначение 8У210П. Летные испытания были завершены 15 февраля 1961 года. Для комплекса на базе установщика 8У210П в ЦКБТМ был создан штатный установщик ракет на наземную пусковую



Установка ракеты Р-14 на пусковой стол



Ракета Р-14 на параде в Москве

Отечественные стратегические ракетные комплексы

уста-новку 8У224. Уже в процессе отработки ракетного комплекса, в 1959 году, установщик был доработан и получил обозначение 8У224М.

Первый дивизион с 4 стартовыми позициями встал на боевое дежурство 31 декабря 1961 года, а первый ракетный полк заступил на боевое дежурство 1 января 1962 года (под г. Глухов, командир И. П. Артеменко).

5 и 8 сентября 1962 года в рамках операции "Тюльпан" были проведены испытания серийных ракет Р-14 с ядерными зарядами с пуском из района железнодорожной станции Ясная под Читой по боевым полям ядерного полигона на Новой Земле, которые выполнил 1-ый дивизион Прикульского ракетного полка.

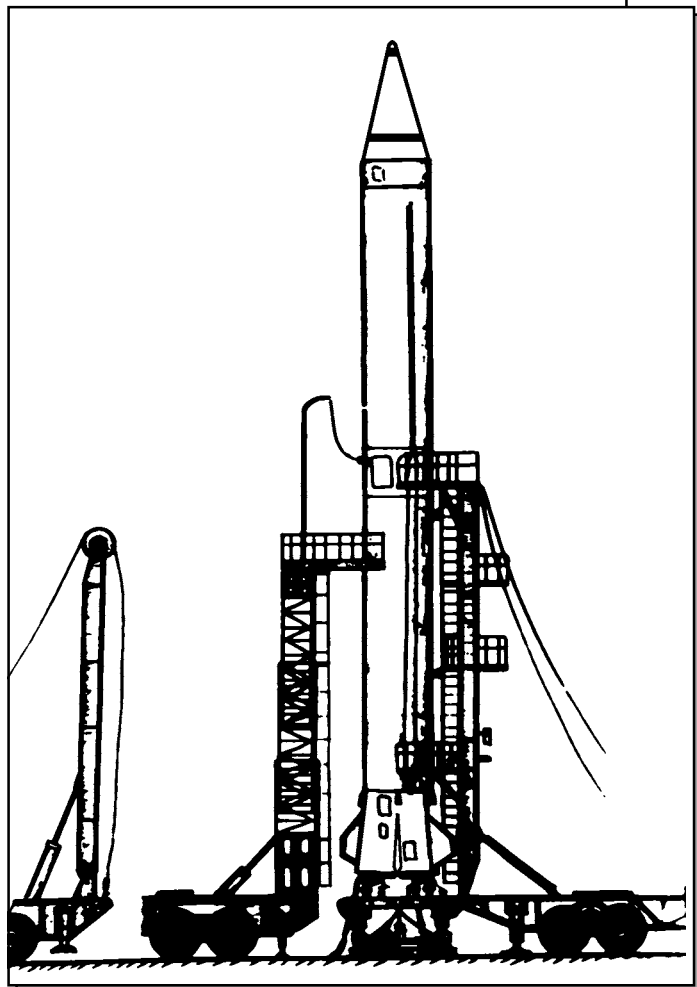
Во время Ка-рибского кризиса в 1962

году предполагалось развернуть на Кубе два полка с 16 наземными пусковыми установками для ракет Р-14 и три полка с ракетами Р-12 в составе ракетной дивизии. Доставка и развертывание ракет Р-14 не были осуществлены из-за

завершения кризиса в результате переговоров между СССР и США.

Модернизированный вариант унифицированной ракеты Р-14 для пуска из шахтных пусковых

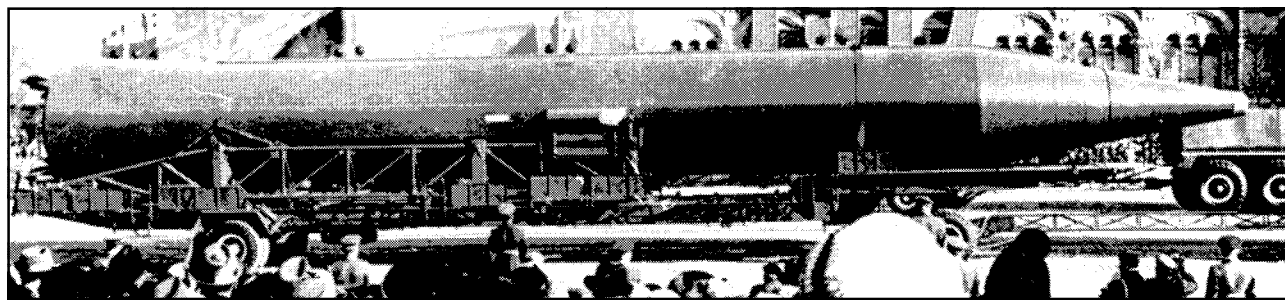
установок и наземных стартов получил индекс Р-14У. К 1965 году было развернуто 97 пусковых установок ракет Р-14 и Р-14У. После принятия на вооружение ракеты Р-14У она постепенно заменила в комплексе ракеты Р-14.



Ракета Р-14 на стартовой позиции



Ракета Р-14 на стартовой позиции



Ракета Р-14 на параде в городе Москва

Ракетные комплексы средней дальности

В 1962-1963 годах на экспериментальных ракетах Р-14 испытывалась новая система управления с гиросtabilизатором СТК, созданная в НИИ-885, произведено два пуска. Система управления позволяла производить разворот ракеты Р-14 в полете в плоскость стрельбы на угол 45 градусов. На серийных ракетах Р-14 разворот в плоскость стрельбы производился разворотом пускового стола.

К 1987 году ракеты Р-14 всех модификаций были сняты с боевого дежурства.

На базе ракеты Р-14 создана геофизическая ракета "Вертикаль-4" и космическая ракета-носитель 11К65 "Космос-2".

Разработчик ОКБ-586 (КБЮ)
Главный конструктор М.К.Янгель
Изготовитель ракет завод №596
 (Днепропетровск);
 завод №166 (Омск)
 з-д "Полет"

Код НАТО SS-5 *Skean*
Наименование по РСМД Р-14

Тип комплекса ракетный комплекс
 средней дальности,
 первого поколения

Состояние на вооружении
 с 24 апреля 1961 года
 Ракеты ликвидированы
 по договору РСМД

Ракета Р-14 (8К65)

Дальность стрельбы, км:

- с легким блоком 4500

- с тяжелым блоком 3200-3700

Точность стрельбы (КВО), км: 1,25-1,9
 (предельное отклонение - 5,0)

Головная часть:

- тип термоядерная с легким и
 тяжелым боевыми блоками

- мощность заряда легк. блока, Мт .. 1,0

- мощн. заряда тяжел. блока, Мт 2,0-2,3

- вес легкого блока, кг 1300 - 1500

- вес тяжелого блока, кг 2155

Система управления инерциальная с
 гиросtabilизированной платформой

Органы управления газовые рули

Отделение боевой части за счет вклю-
 чения трех тормозных РДТТ 8Д81

Стабилизаторы аэродинамические

Тип старта за счет
 собственных двигателей

Число ступеней 1

Размеры, м:

- длина полная 24,0 (24,3-24,4)

- длина без головной части 21,6

- макс. диаметр корпуса 2,4

Стартовый вес, т 86,3-87

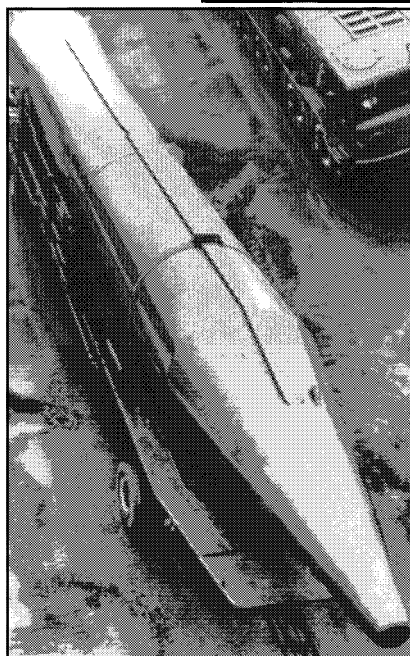
Горючее НДМГ

Окислитель АК-27И

Вес топлива, т 79,2

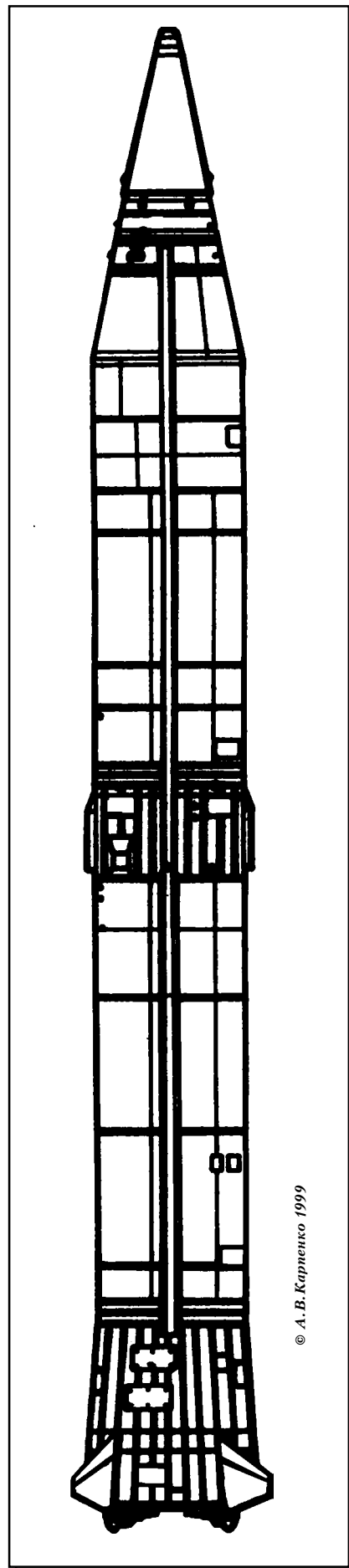


*Ракета Р-14
на стартовой
позиции*



*↑ Ракета Р-14 на параде
в городе Москва*

*Ракета Р-14 с легким боевым
→ блоком*



© А. В. Карпенко 1999

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Двигатель четырехкамерный
ЖРД РД-216 (8Д514) с ТНА
(состоящий из двух двухкамерных
блоков 8Д513, каждый с ТНА)
- разработчик ОКБ-456
- главный конструктор ... В.П.Глушко
- тяга на земле, тс 151
- тяга в пустоте, тс 171
- время работы, сек 131-170
- давление в камере сгорания, кгс/см² .. 75
- масса, кг 1350
Гарантийный срок хранения ракеты в
заправленном состоянии, суток 30

Пусковая установка 8У235
Тип наземный стол
Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
Главный конструктор В.П.Бармин
Длина, м 3,05
Ширина, м 3,05
Высота, м 3,30
Число ракет на ПУ 1
Установщик ракет .. 8У224 (8У224М)
Тип порталный
Разработчик ЦКБТМ
Изготовитель Омский ЗПМ
Тип тягача МАЗ-529В, МоАЗ-546

- изготовитель тягача МАЗ, МоАЗ
- тип двигателя дизель ЯАЗ-206
(ЯМЗ-238А)
- мощность, л.с. 165 (215)
Длина, м 15,62
Ширина, м 3,15
Высота, м 3,76
Наземное оборудование:
Заправщик 8Г113
Заправщик 8Г131
Заправщик 8Г210



Ракета Р-14 на параде в городе Москва

Ракетный комплекс "Чусовая" с БР Р-14У (8К65У)

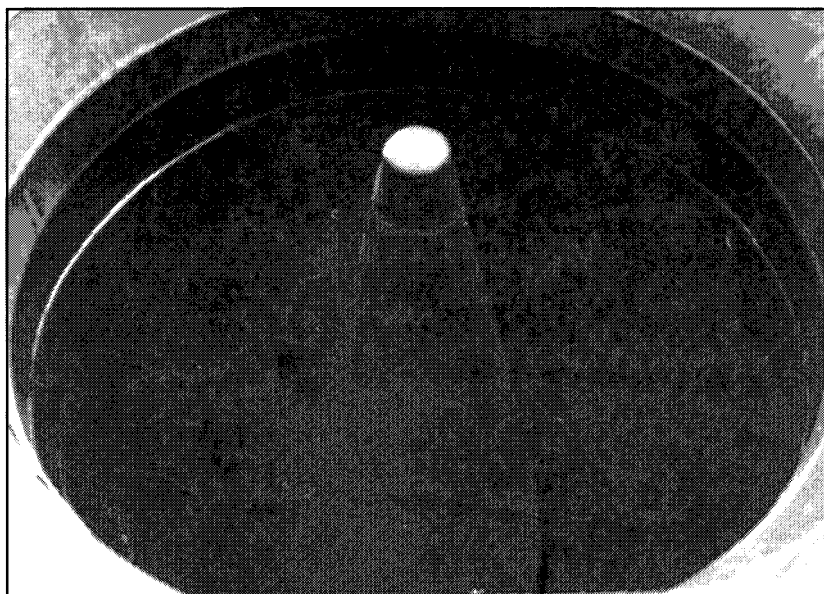
Разработка комплекса задана Постановлением СМ СССР от 30 мая 1960 года на базе ракеты Р-14.

В результате работ был создан модернизированный унифицированный вариант ракеты Р-14У для размещения в шахтных пусковых установках и на наземных стартовых установках. 12 января 1962 года состоялся первый пуск Р-14У с наземного старта. Испытания ракеты с пуском из шахты проходили с 11 февраля 1962 года по октябрь 1963 года на ГЦП №4 в Капустином Яре.

Первый полк с ракетами Р-14У наземного и шахтного типа старта поставлен на боевое дежурство 1 января 1962 года под городом Прие-куле, командир С.Г.Чистяков.

В ракетный полк входили одна группа из трех ШПУ и 4-5 наземных пусковых установок.

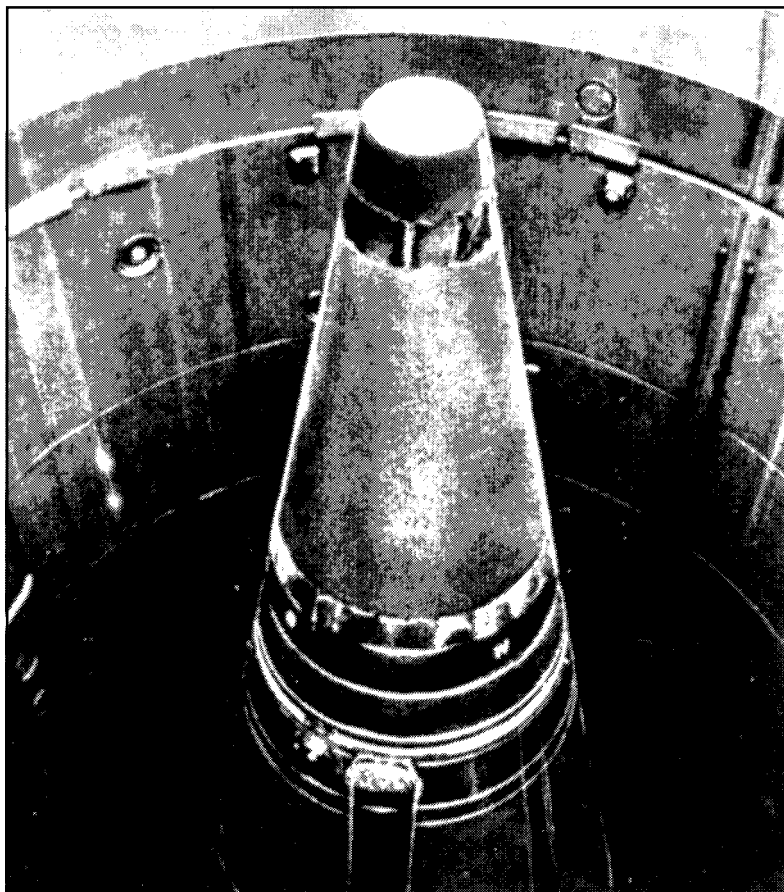
Разработчик ОКБ-586 (КБЮ)
Главный конструктор М.К.Янгель



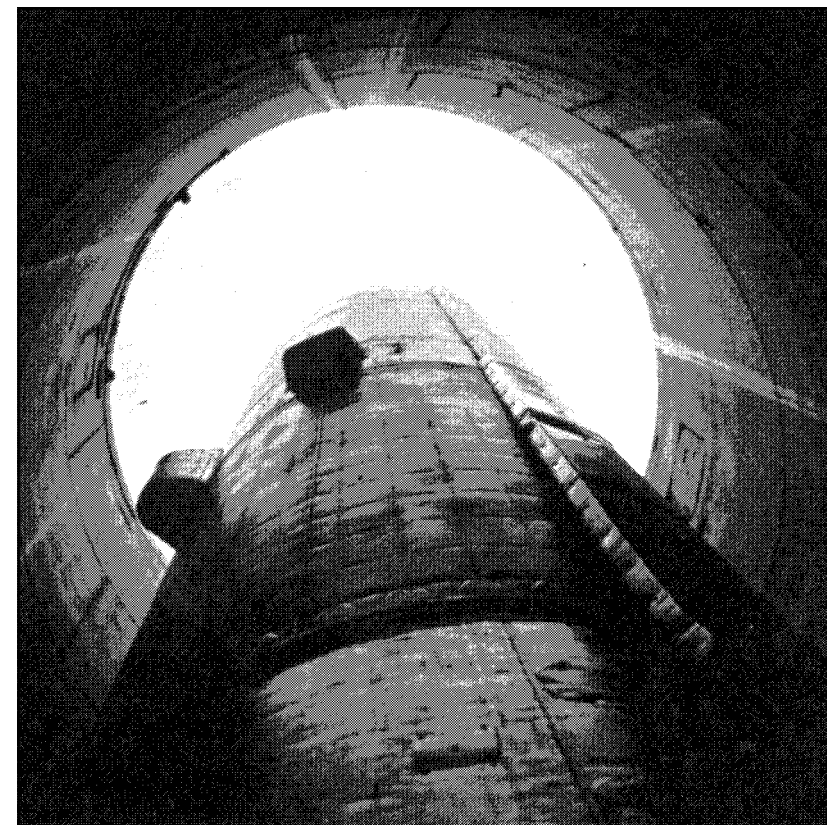
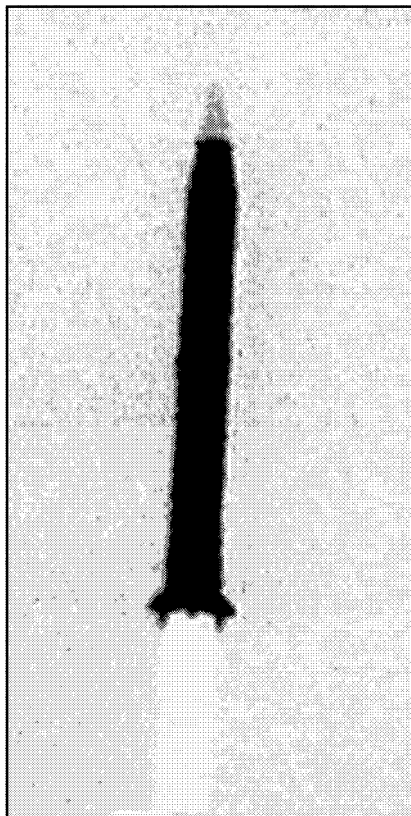
Ракета Р-14У в шахтной пусковой установке

Ракетные комплексы средней дальности

Изготовитель ракет завод №586
 (Днепропетровск);
 завод №166 (Омск)
Код НАТО SS-5 *Skean*
Наименование по РСМД Р-14
Тип комплекса ракетный комплекс
 средней дальности
 первого поколения со стартовым
 комплексом с группой ШПУ
Состояние на вооружении
 с 9 января 1964 года
 Ракеты ликвидированы
 по договору РСМД
Ракета Р-14У (8К65У)
Дальность стрельбы, км:
 - с легким блоком 4500
 - с тяжелым блоком 3700
Точность стрельбы (КВО), км 1,25
 (предельное отклонение - 5,0)
Головная часть:
 - тип термоядерная с легким и
 тяжелым боевыми блоками
 - мощность заряда легк. блока, Мг .. 1,0
 - мощн. заряда тяжел. блока, Мг .. 2,0-
 2,3
 - вес легкого блока, кг 1300 - 1500
 - вес тяжелого блока, кг 2155
Система управления инерциальная с
 гиросtabilизированной платформой
Органы управления газовые рули
Отделение боевой части за счет вклю-
 чения трех тормозных РДТТ 8Д81
Стабилизаторы аэродинамические
Тип старта из ШПУ за счет
 собственных двигателей
Число ступеней 1
Размеры, м:
 - длина полная 24,3-24,4
 - длина без головной части 21,62
 - макс. диаметр корпуса 2,4



Ракета Р-14У в шахтной пусковой установке



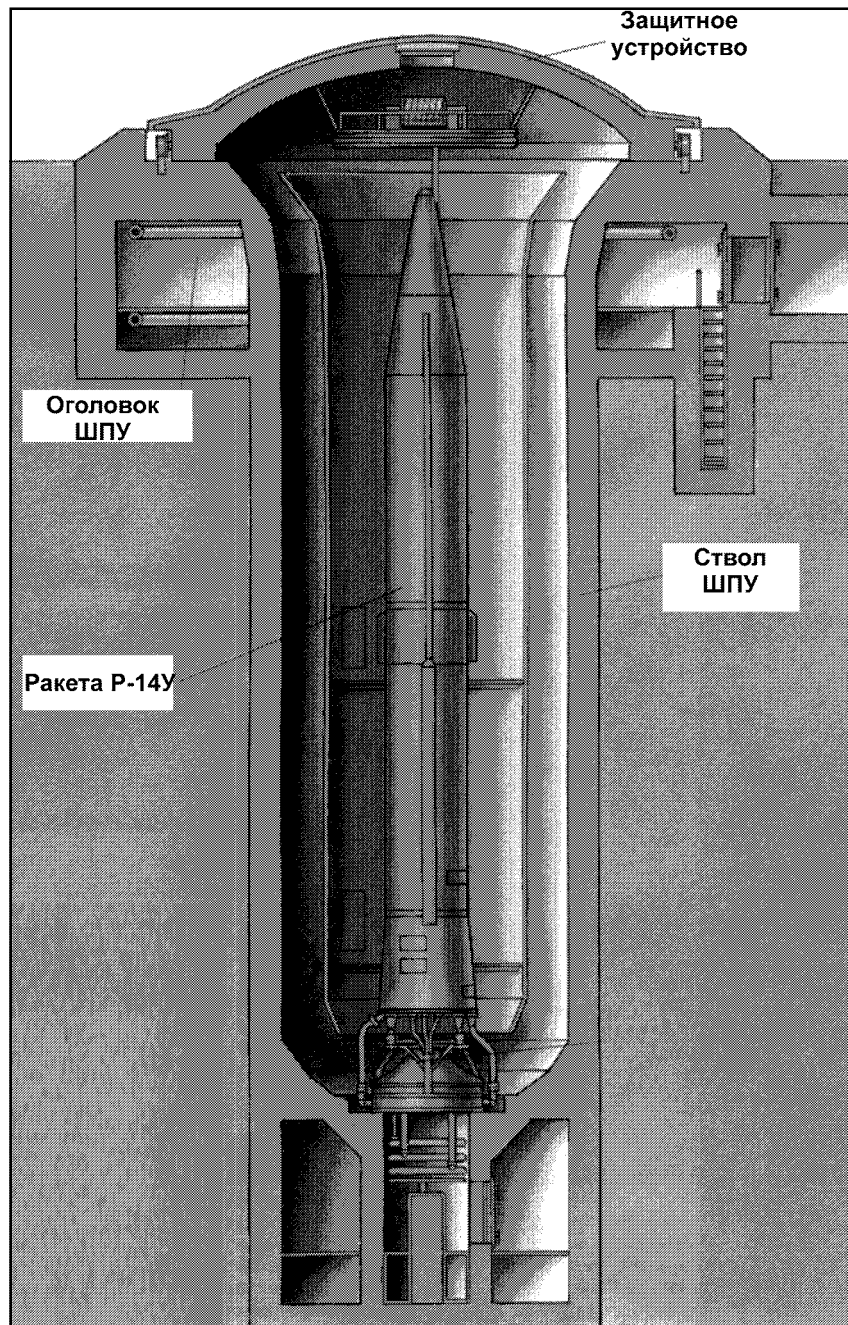
← *Пуск ракеты Р-14У из ШПУ*

↑ *Ракета Р-14У в шахтной пусковой установке*

Отечественные стратегические ракетные комплексы

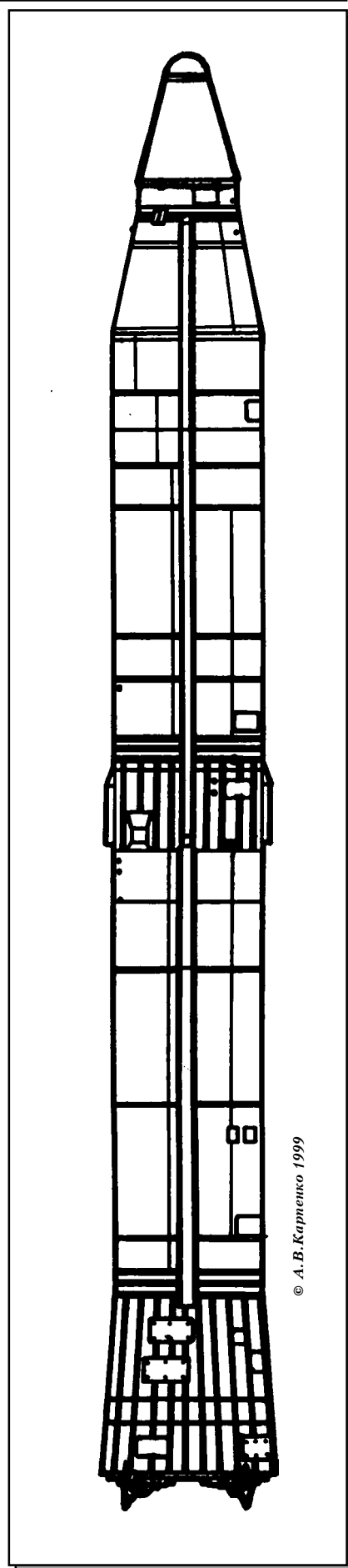
Стартовый вес, т 86,3
 Вес пустой ракеты, т 4,99
 Горючее НДМГ
 Окислитель АК-27И
 Вес топлива, т 79,2
 Двигатель четырехкамерный
 ЖРД РД-216М (8Д514М) с ТНА
 (состоящий из двух двухкамерных
 блоков 8Д513М, каждый с ТНА)
 - разработчик ОКБ-456
 - тяга в пустоте, тс 177
 - время работы, сек до 170
 Гарантийный срок хранения ракеты в
 заправленном состоянии, суток 30
 Время предстартовой подготовки, ч ... 2
Стартовый комплекс:

Тип с группой шахтных ПУ
 Разработчик . КБ-59 (ГСКБ "Спецмаш")
 Главный конструктор В.П.Бармин
 Число шахт в группе 3
 Число ракет в группе 3
 Расположение шахт треугольником
 Расст. между отдельными ШПУ, м 70-80
 Тип защитного устройства плоское
 Уст-во открывания крыши ... рельсовое,
 сдвигается в сторону
 Защита от давления во фронте ударной
 волны, кг/см² 2,0
 Высота ШПУ, м 30,0
 Диаметр стального стакана, м 4,0-4,5

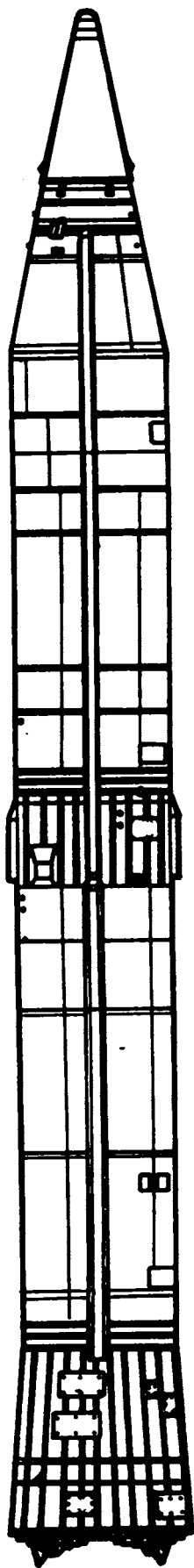


Шахтная пусковая установка ракеты Р-14У

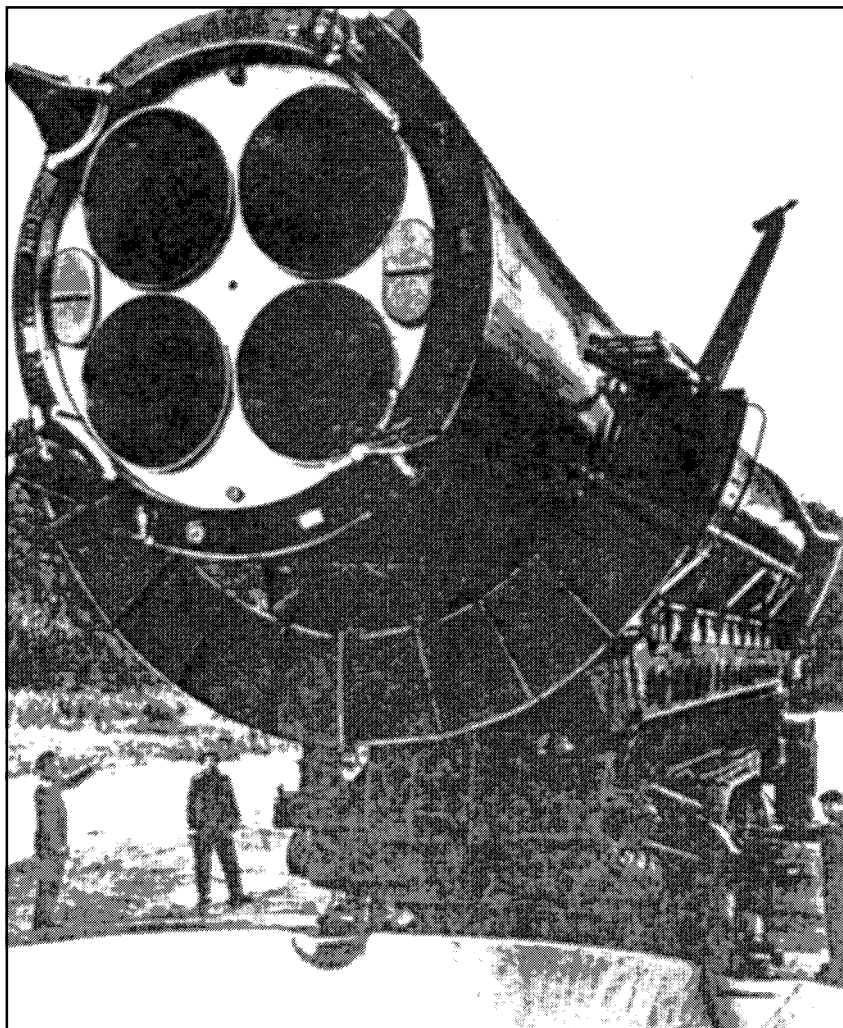
Ракета Р-14У с тяжелым боевым блоком и снятыми стабилизаторами →



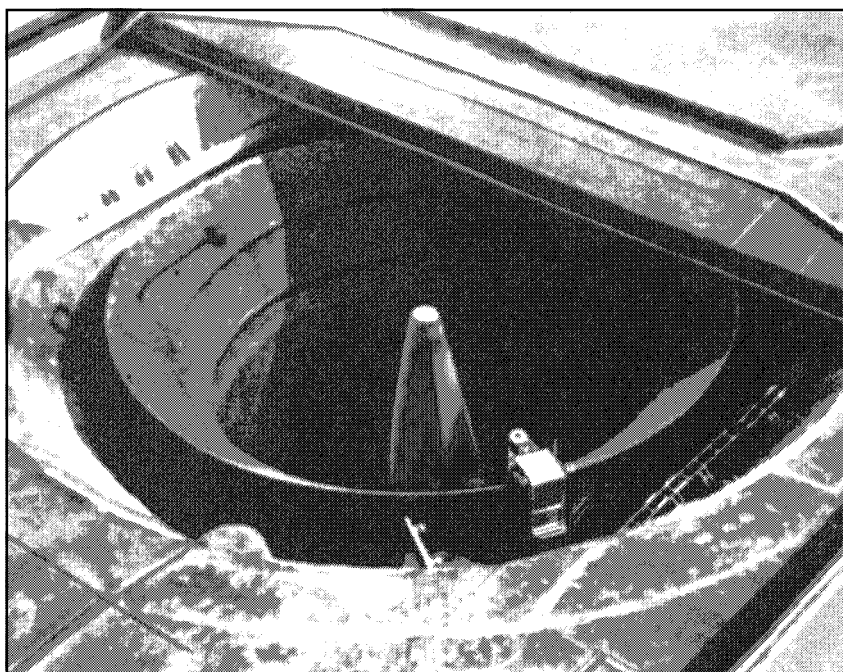
© А.В.Карпенко 1999



© А. В. Карпенко 1999



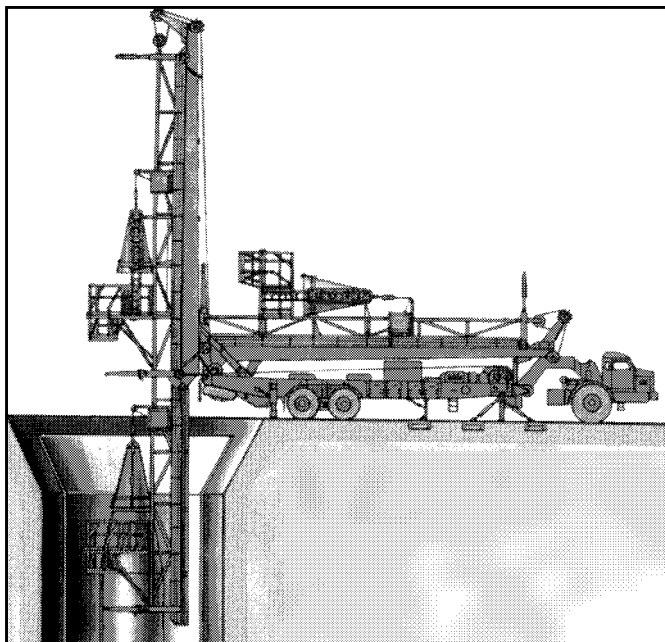
Установка ракеты Р-14У в ШПУ



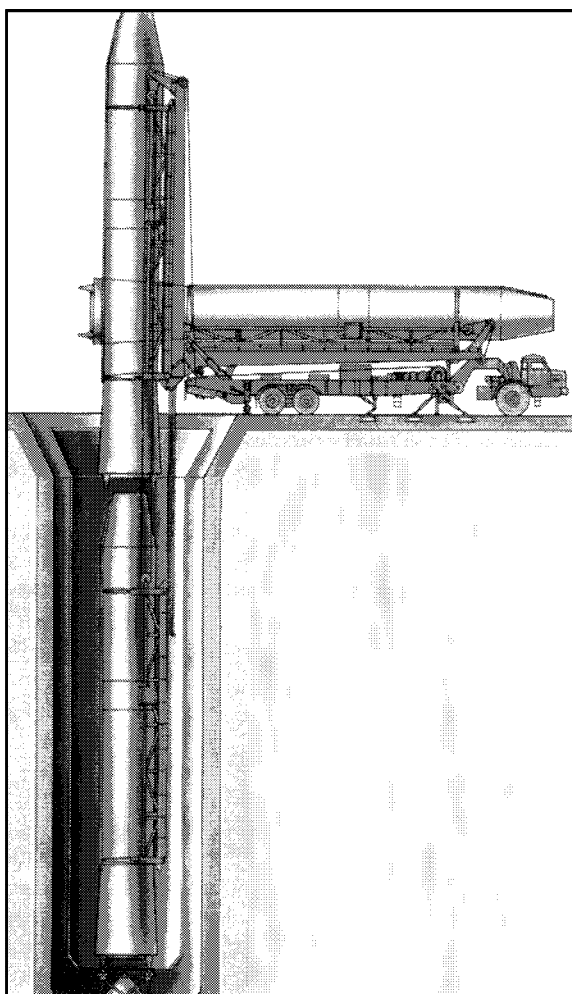
↑ Ракета Р-14У в шахтной пусковой установке

← Ракета Р-14У с легким боевым блоком и снятыми стабилизаторами

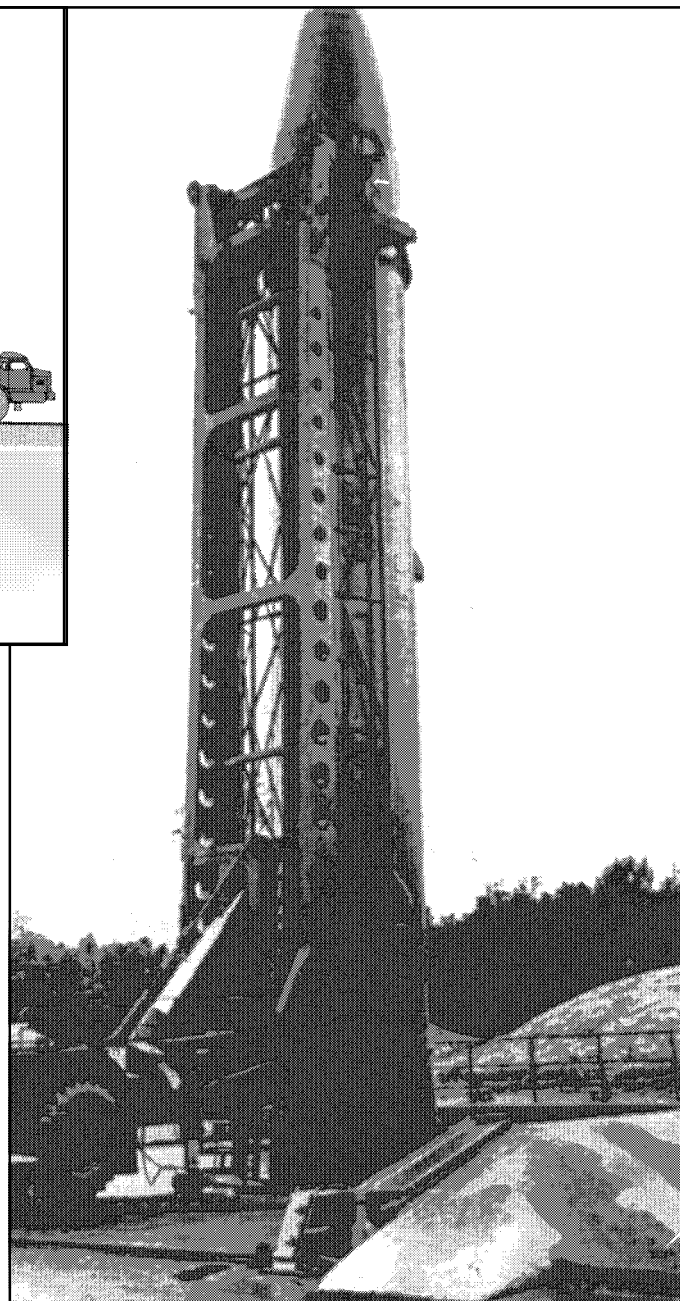
Отечественные стратегические ракетные комплексы



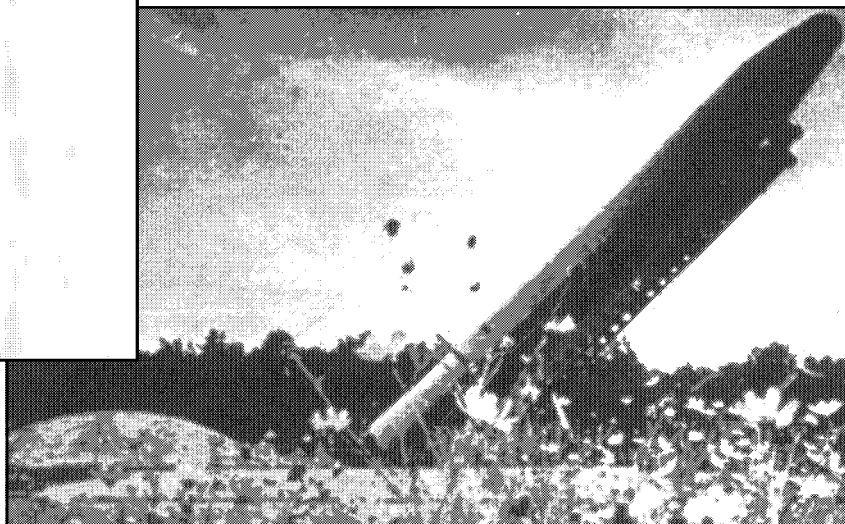
Установка головной части на ракету Р-14У

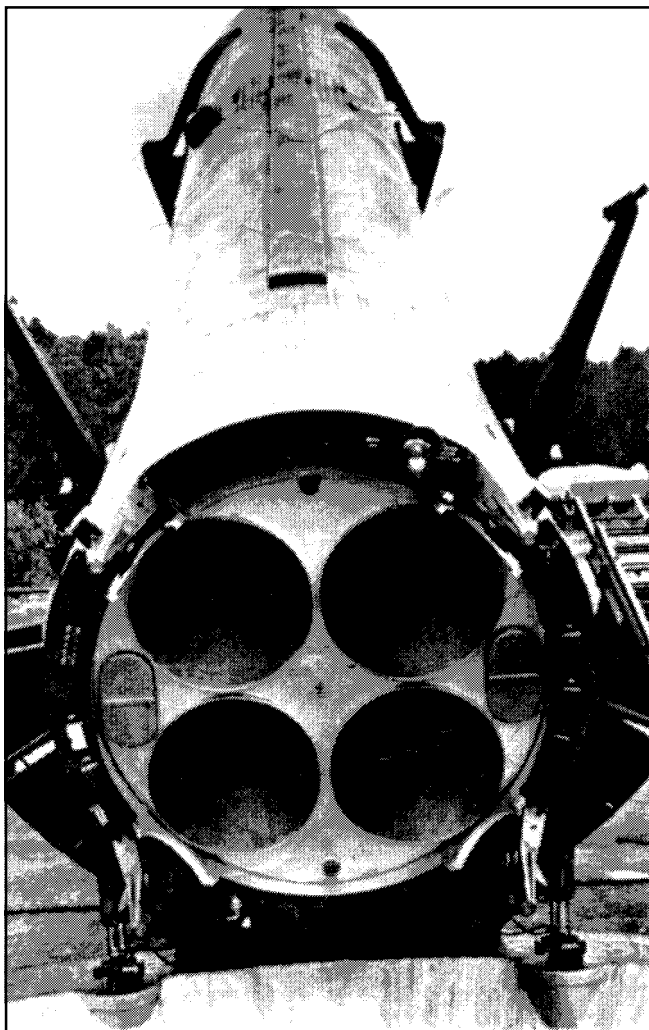


↑
Установка ракеты Р-14У в ШПУ

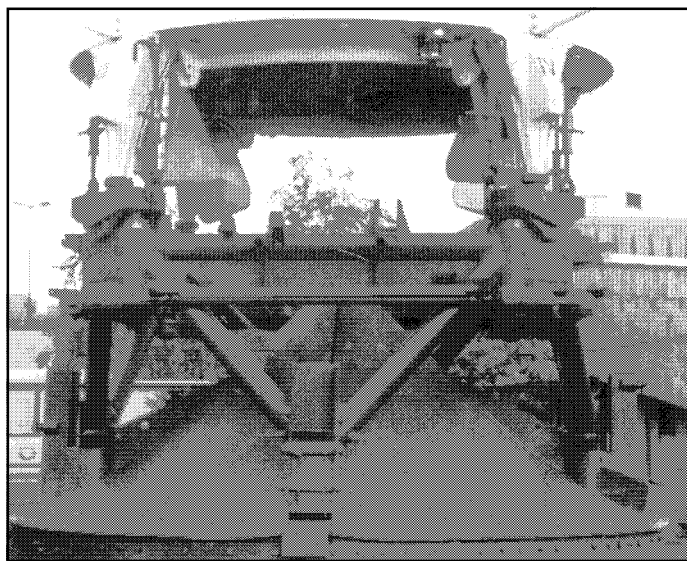


Установка ракеты Р-14У в ШПУ

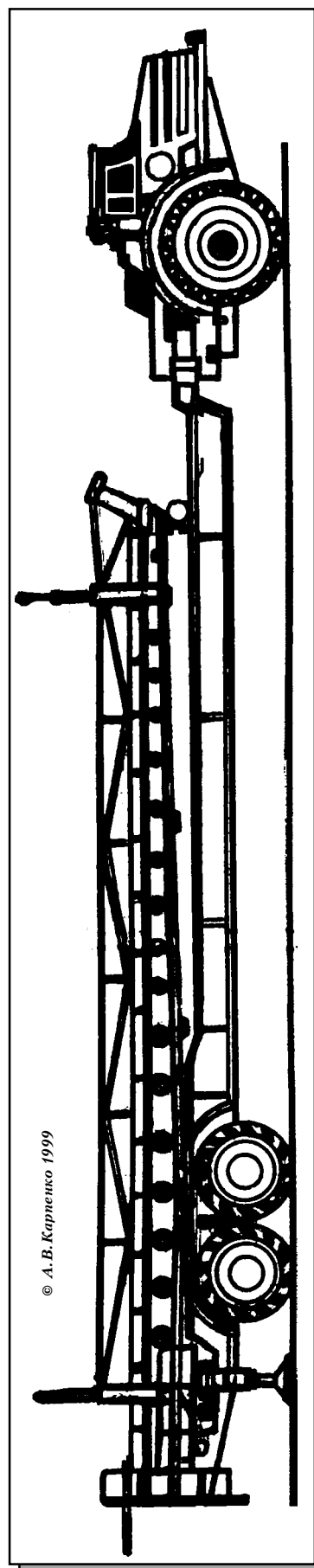




*Установка ракеты Р-14У
в ШПУ*



*Космическая ракета-носитель "Космос-3М", созданная
на базе ракеты Р-14У, на наземном пусковом столе. Аналогичный
пусковой стол использовался для боевых ракет Р-14У при наземном
старте*



© А. В. Карпенко 1999

Установщик БР Р-14У (8К65У)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Ракетный комплекс с БР РТ-1 (8К95)

Постановлением СМ от 27 июня 1959 года на базе ЦНИИ-58, которым руководил главный конструктор артсистем В.Г.Грабин, для разработки баллистических ракет на твердом топливе был организован филиал ОКБ-1. Разработка твердотопливной ракеты РТ-1 начата 20 ноября 1959 года. Проект ракеты разработан под руководством И.Н.Садовского, который в августе 1959 года был назначен заместителем С.П.Королева по ракетам на твердом топливе.

Двигатели всех трех ступеней ракеты разработаны в НИИ-125 (г.Люберцы) под руководством Б.П.Жукова.

Односплошные РДТТ каждой ступени были связаны в единый блок по четыре штуки. Корпус РДТТ несущей конструкции состоял из стеклотекстолитовых обечаек и стальных днищ. Снаряжение твердотопливных двигателей производилось на заводе № 98. Разделение ступеней ракеты происходило по "горячей" схеме. Двигатели I и II ступени работали до полного выгорания. Дальность полета ракеты регулировалась обнулением тяги двигателей III ступени путем вскрытия верхнего днища.

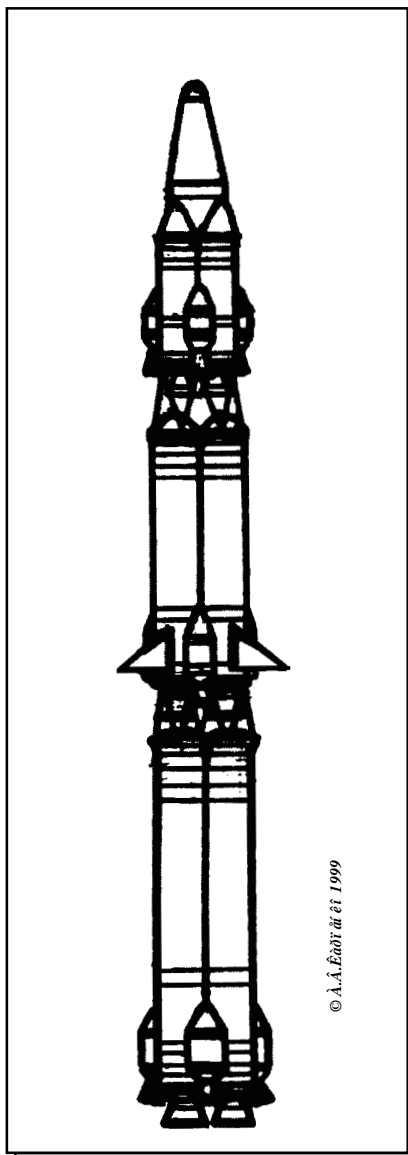
Первая отечественная стратегическая ракета на твердом топливе проходила летные испытания на ГЦП в Капустином Яре с 28 апреля 1962 года по июнь 1963 года. Падение головных частей происходило на боевом поле в районе озера Балхаш. Из первых десяти пусков только в трех была выполнена поставленная задача, первый успешный пуск состоялся 18 марта 1963 года. В последнем пуске боковое отклонение от цели составило 2,7 км, перелет по дальности - 12,4 км.

Несколько позже проходил испытания вариант ракеты РТ-1 - РТ-1-63 (8К95-63), на котором отрабатывалась в реальных условиях третья ступень межконтинентальной баллистической ракеты РТ-2. Было изготовлено три ракеты РТ-1-63 (в некоторых источниках - РТ-1-1963). Пуски ракеты проводились с наземного старта на ГЦП в сентябре-ноябре 1965 года на дальность до 1950 км. Для пуска баллистической ракеты в ЦКБ-34 (впервые в СССР) был спроектирован и испытан транспортно-пусковой контейнер СМ-162. Из-за неудовлетворительных массо-габаритных характеристик ракеты и относительно малой дальности стрельбы работы по комплексу не получили дальнейшего развития.

Разработчик ОКБ-1, НИИ-125
Гл. констр. С.П.Королев
Зам.гл. констр-ра И.Н.Садовский
Изготовитель ракеты НИИ-125,
з-д №125

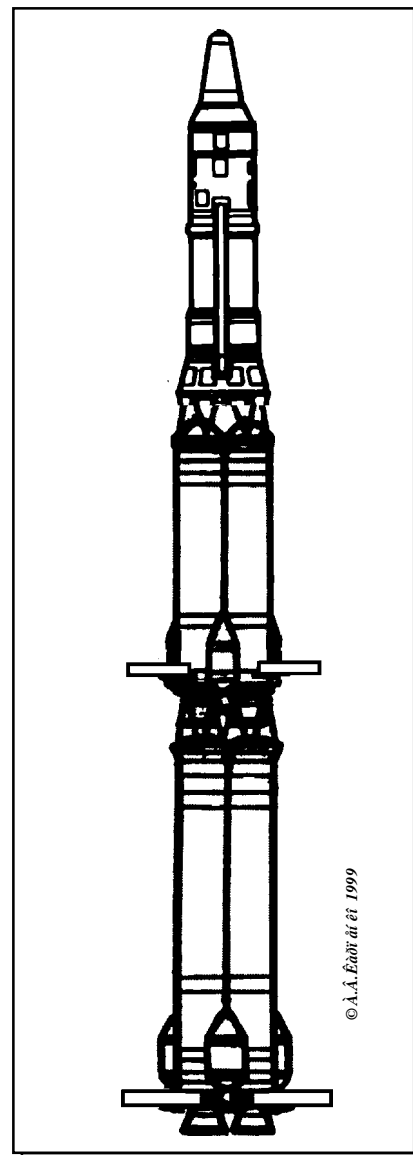
Тип комплекса ракетный комплекс средней дальности первого поколения с экспериментальной твердотопливной ракетой

Состояние проходил испытания



© А.А.Евстигнев 1999

Стратегическая ракета РТ-1



© А.А.Евстигнев 1999

Вариант ракеты РТ-1-63



Сопловой блок ракеты РТ-1

Ракетные комплексы средней дальности

в 1962-1963 годах на ГЦП

Ракета (варианты) РТ-1 (8К95),
РТ-1-63 (8К95-63, 8К95-1963)

Дальность, км 1850-2000(2400-2500)

Точность стрельбы, км:

- по дальности ± 5
- по боковому отклонению ± 4

Головная часть:

- тип термоядерная
- разработчик КБ-11
- мощность заряда, Мт 0,5-1,0
- вес, кг 500-800

Система управления инерциальная
(комбинированная)

Органы управления ... по четыре рулевых
РДТТ с углом отклонения сопла до 45°
на I и III ступени и аэродинамические
рули на II ступени

Разделение ступеней "горячая" схема

Тип старта за счет собственных
двигателей с наземного
пускового стола

Число ступеней 3

Размеры, м:

- длина полная 18,3
- макс. диаметр корпуса 2,0

Стартовый вес, т 35,5-36,0 (34,0)

Тип топлива твердое баллистное,
РСД-4К, (впоследствии НМЛ-2)

Первая ступень:

Число блоков ступени 4

Размеры, м:

- длина 4,6-4,8
- диаметр 1,6
- диаметр блока 0,8

Двигатель .. четыре односопловых РДТТ

- разработчик НИИ-125
- главный конструктор Б.П.Жуков
- тяга 4-х двигателей в пустоте, тс .. 100
- давл. в камере сгорания, кгс/см² 40
- время работы, с 30

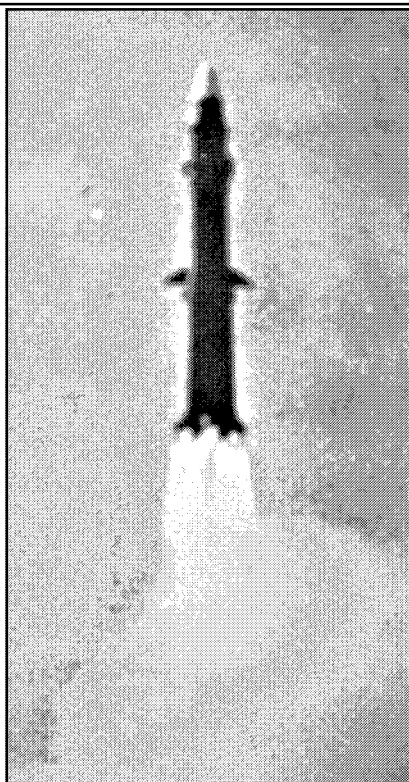
Вторая ступень:

Число блоков 2

Размеры, м:

- длина 3,9-4,0
- диаметр 1,5
- диаметр блока 0,75

Двигатель ... четыре однокамерных РДТТ



Ракета РТ-1 в полете

- разработчик НИИ-125
- главный конструктор Б.П.Жуков
- тяга двигателей в пустоте, тс 51
- давл. в камере сгорания, кгс/см² 40
- время работы, с 30

Третья ступень:

Число блоков 1

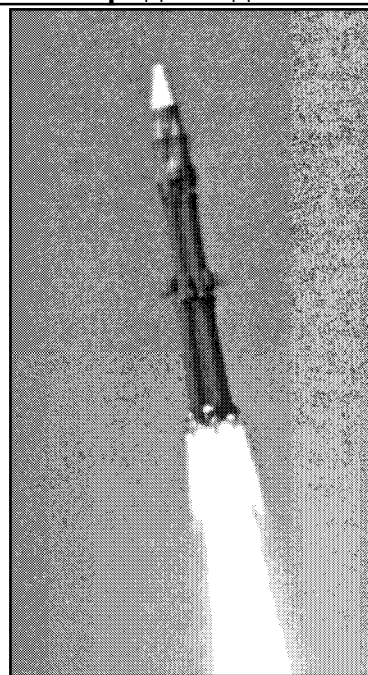
Материал корпуса стеклопластик

Размеры, м:

- длина 2,8
- диаметр 1,4
- диаметр блока 0,7

Двигатель ... четыре однокамерных РДТТ

- разработчик НИИ-125



Ракета РТ-1 в полете

- главный конструктор Б.П.Жуков
- тяга двигателей в пустоте, тс 25
- давл. в камере сгорания, кгс/см² 40
- время работы, с 30

Пусковая установка:

Тип наземный стартовый стол

Разработчик ГСКБ "Спецмаш"

Главный конструктор В.П.Бармин

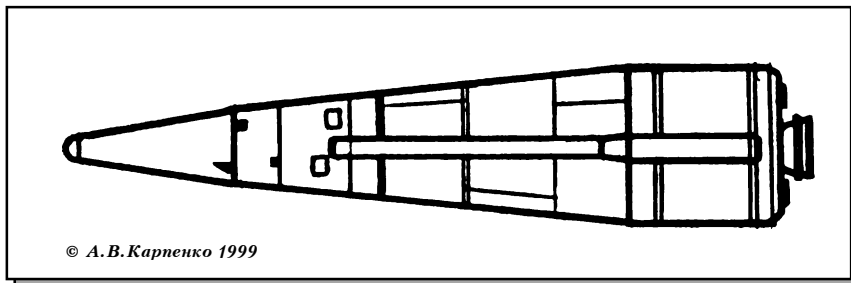
Число ракет на ПУ 1

Проект ракетного комплекса с БР 8К79

Макет ракеты впервые был продемонстрирован секретарю ЦК КПСС Л.И.Брежневу в 39 цехе опытного завода ОКБ-1 в 1960 году вместе с другими ракетами: Р-11, Р-1, Р-2, Р-5М, Р-9, 8К713 и РТ-1, как альтернатива твердотопливным ракетам, в частности РТ-1.

По проекту ракета имела один из топливных баков в форме тора, внутри которого размещался основной двигатель. Второй топливный бак являлся несущей конструкцией корпуса.

В ОКБ-1 ракета получила прозвище - "пузырь с ЖРД". Работы по ракете и ракетному комплексу в силу ряда причин не были завершены.



Предполагаемый вид ракеты 8К79

Разработчик ОКБ-1

Главный конструктор С.П.Королев

Изготовитель не изготавливалась

Тип комплекса ракетный комплекс второго поколения с БР средней дальности с наземным стартом

Состояние опытно-конструкторские работы проводились в 1962-1965 годах

Ракета 8К79

Дальн. стрельбы, км 1500-3000

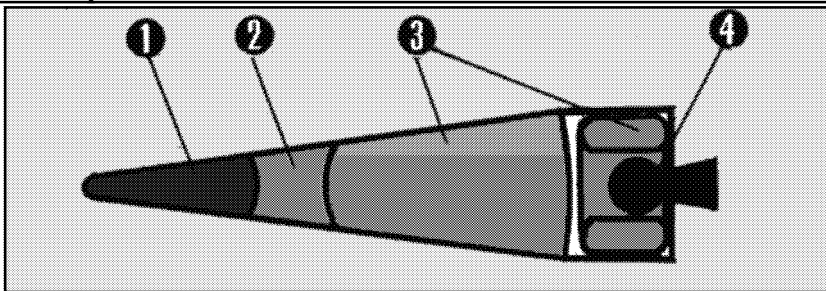
Тип боевой части термоядерная

Система управления инерциальная

Органы управления поворотное сопло

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Число ступеней 1
 Размеры, м:
 - длина полная 15,0-17,0
 - макс. диаметр корпуса 2,0-2,5
 Стартовый вес, т 20-30
 Двигатель однокамерный ЖРД
 - главный конструктор А.М.Исаев
 Горючее ТМ-185
 Окислитель АК-27И



Общая компоновка БР 8К79:

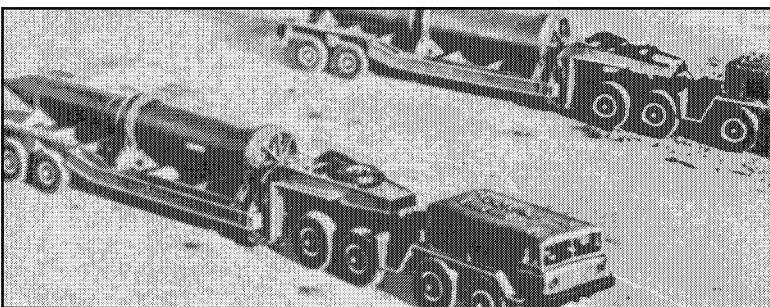
1- головная часть; 2 - приборный отсек; 3 - топливные баки; 4 - двигатель ракеты

Ракетный комплекс с БР РТ-15 (8К96)

Разработка ракеты и комплекса задана Постановлением СМ от 4 апреля 1961 года №316-137. Общее руководство созданием твердотопливных ракет РТ-2, РТ-15 и РТ-25 было возложено на ОКБ-1, где был организован Совет главных конструкторов.

Ракета РТ-15 создана на базе II и III ступеней МБР РТ-2.

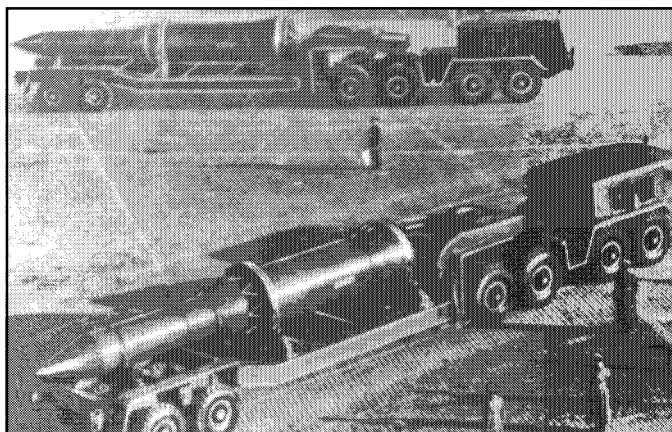
Параллельно разрабатывались подвижный грунтовой комплекс с самоходной пусковой установкой 15П696 и шахтный комплекс типа ОС (одиночный старт). Для испытаний ракеты РТ-15 в 1965-1966 годах на ГЦП в Капустином Яре было построено две ШПУ. В шахту ракета



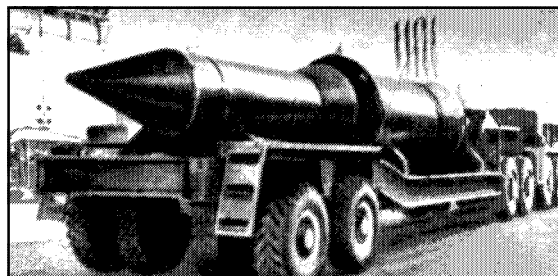
Вариант ракеты РТ-15 на параде в Москве в 1967 году

загружалась в специальном контейнере. В процессе работы по ракете РТ-15 вариант с шахтной пусковой установкой отпал, дальнейшие разработки велись только по подвижному грунтовому комплексу.

Впервые шахтный вариант ракеты РТ-15 показан на параде в Москве в 1967 году.

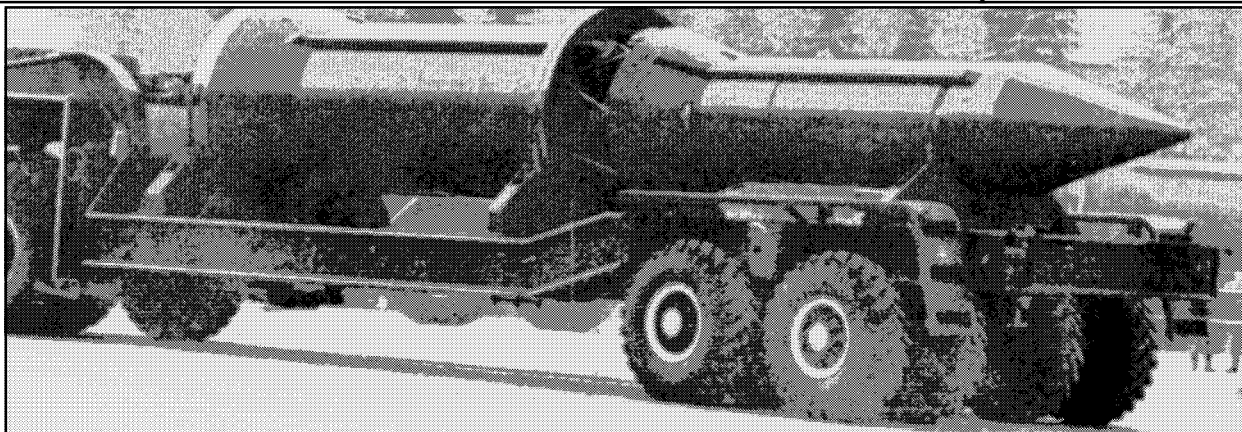


Вариант ракеты РТ-15 на параде в Москве в 1967 году



Самоходная ПУ и ракеты РТ-15, показанные на параде в Москве в 1967 году

Ракетные комплексы средней дальности



Вариант ракеты РТ-15, показанный на параде в Москве в 1967 году

Разработчик ... ЦКБ-7 (КБ "Арсенал")
 Главный конструктор П.А.Тюрин
 Изготовитель ракеты ... з-д "Арсенал"
 Код НАТО SS-14 *Scapgoat*
 Тип комплекса ракетный комплекс второго поколения с БР средней дальности с ШПУ типа ОС
 Состояние испытания ракеты проводились в 1966-1968 годах на ГЦП с подвижной ПУ

Ракета РТ-15 (8К96)
 Дальность стрельбы, км 2500
 Головная часть:
 - тип моноблочная термоядерная
 - мощность заряда, Мт 1,0
 Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой
 - разработчик НИИАП
 - главный конструктор . Н.А.Пилюгин

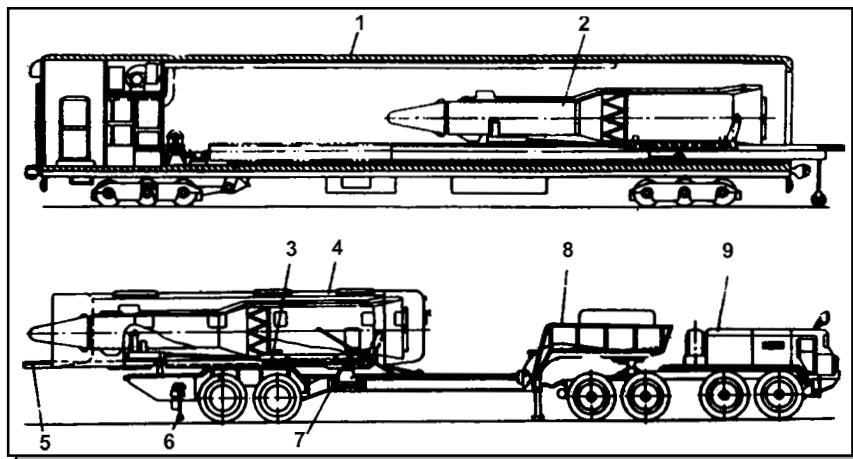
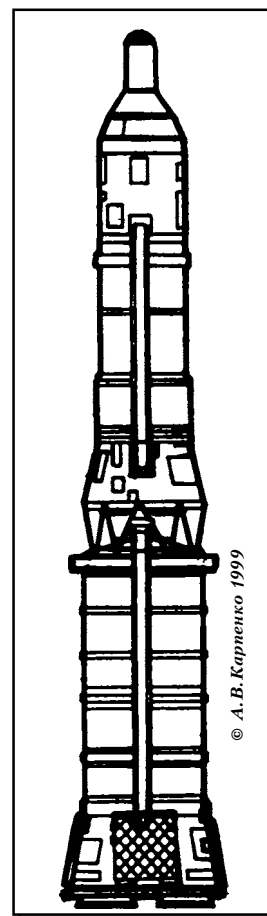


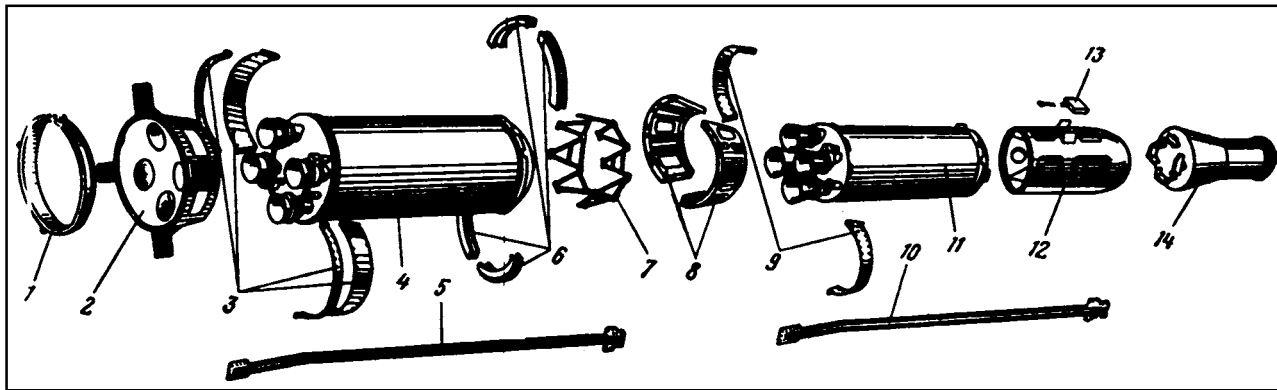
Схема перегрузки ракеты из изотермического вагона в контейнер транспортно-заряжающей машины:

1 - изотермический железнодорожный вагон; 2 - ракета; 3 - тележка; 4 - контейнер; 5 - перекидная балка; 6 - гидравлический домкрат; 7 - домкрат подъема контейнера; 8 - транспортно-заряжающая машина; 9 - тягач



Внешний вид ракеты РТ-15

© А. В. Карпенко 1999



Основные элементы двухступенчатой твердотопливной баллистической ракеты РТ-15:

1 - поддон; 2 - хвостовой отсек I ступени; 3 - обтекатель I ступени; 4 - двигательная установка I ступени; 5 и 10 - кожухи кабельных стволов; 6 - бандаж; 7 - переходной отсек (ферма); 8 - хвостовой отсек II ступени; 9 - обтекатель II ступени; 11 - двигательная установка II ступени; 12 - приборный отсек; 13 - отрывная плата с токопереходом; 14 - головная часть

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Органы управления разрезные
управляющие сопла основного
двигателя I и II ступеней
Стабилизаторы решетчатые
Тип старта из ТПК с помощью ПАД
Число ступеней 2
Размеры, м:
- длина полная 11,74
- длина полная с поддоном 11,93
- макс. диаметр корпуса 1,49
- макс. диаметр I ступени 1,9
Стартовый вес, т 16,0
Первая ступень:
Размеры, м:
- длина полная 4,74
- макс. диаметр корпуса 1,49
Тип топлива .. смесовое твердое Т9-БК-6
Двигатель четырехсопловой РДТТ 15Д27

- разработчик ЦКБ-7
- главн. конструктор П.А.Тюрин
- разработчик топлива ГИПХ
- главн. конструктор заряда . В.С.Шпак
- изготовит. топлива зав. им. Морозова
- тяга, тс 42
- время работы, с 60
- давл. в камере сгорания, кгс/ см² 40
Вторая ступень:
Размеры, м:
- длина полная 6,77
- макс. диаметр корпуса 1,01
Тип топлива смесовое твердое ПФМ 18/
15
Двигатель четырехсопловой РДТТ 15Д28
- разработчик ЦКБ-7
- главн. конструктор П.А.Тюрин
- разработчик топлива ГИПХ

- главн. конструктор заряда . В.С.Шпак
- изготовит. топлива зав. им. Морозова
- тяга, тс 22
- время работы, с 45
- давл. в камере сгорания, кгс/ см² 40
Пусковая установка:
Тип шахтная типа ОС
Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
Размеры, м:
- длина полная 16
- внутренний диаметр 3,7
Число ракет 1
Транспортно-пусковой контейнер:
Размеры, м:
- длина полная 12,7
- макс. диаметр корпуса 2,1
Вес, т 7,0

Подвижный грунтовой ракетный комплекс 15П696 с БР РТ-15 (8К96)

Разработка ракеты и комплекса была задана Постановлением СМ от 4 апреля 1961 года №316-137.

Научное руководство разработки осуществлял С.П.Королев. Ракета создана на базе II-й и III-й ступеней МБР РТ-2.

Подвижная пусковая установка для ракеты РТ-15 создана на базе гусеничного "объекта 272" - вариант шасси на базе ходовой части тяжелых танков типа Т-10. Разработкой шасси для пусковой установки руководил главный конструктор КБ-3 Ленинградского Кировского завода Ж.Я.Котин.

В составе подвижной ПУ использовался механизм опрокидывания с гидравлическими замками и механическими опорами. Пусковой стол откидной, шарнирно связан с корпусом машины. Механизм подъема стрелы с контейнером гидравлический с приводом от двух насосов МП-34/2 производительностью 37 л/мин, рабочее давление 210 атм.

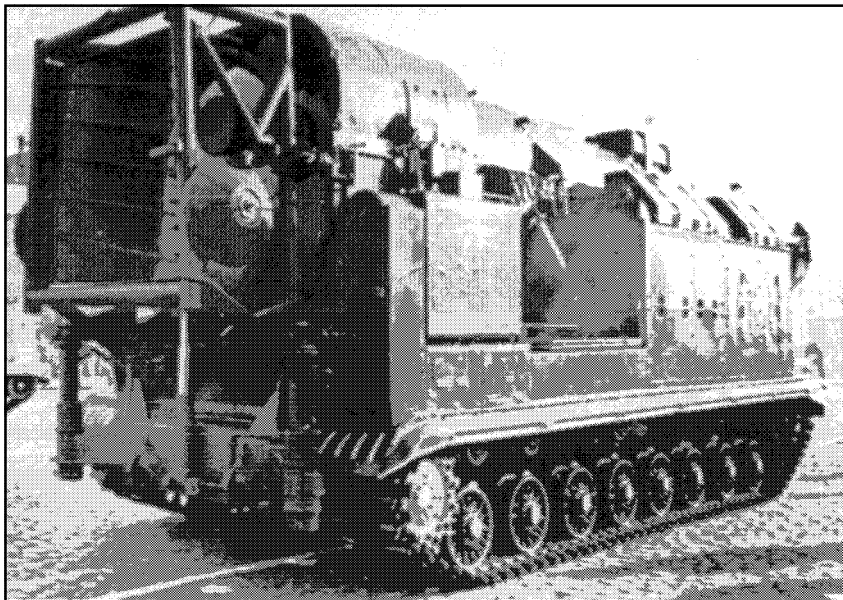
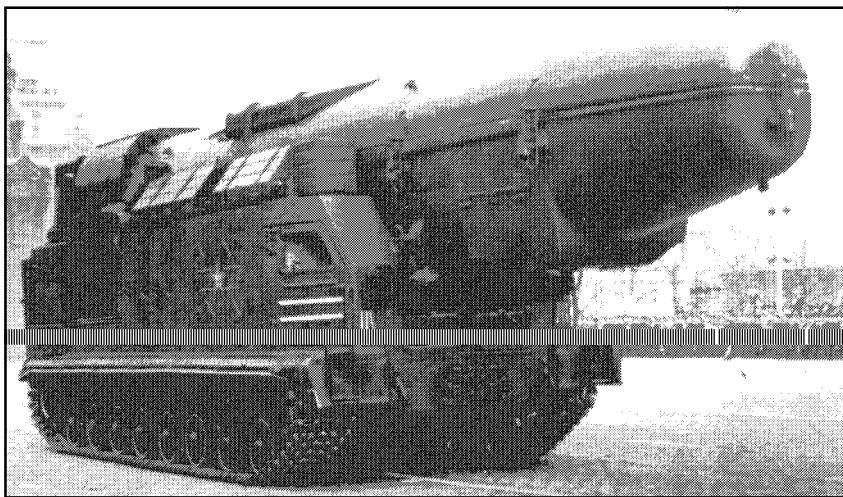
Для защиты от несанкционированного пуска были установлены командные системы с кодоблокирующим устройством на пуск.

Отработка двигателей ракеты производилась на Ржевском артиллерийском полигоне на специально оборудованной площадке.

Тактико-техническим заданием ГУРВО от 24 сентября 1965 года №00991 было расширено задание на разработку подвижного ракетного комплекса.

Для проектирования наземного оборудования был привлечен коллектив ЦКБ-34 во главе с В.В.Чернецким.

В состав подвижного комплекса (ракетного полка) входили следующие системы: шесть подвижных пусковых установок с ракетами РТ-15, одна машина боевого управления (подвижный командный пункт) на базе автомобиля МАЗ-543, одна машина подготовки позиции (обеспечивающая прицеливание ракеты и ее геодезическую привязку на местности), две дизельэлектро-



Самоходная пусковая установка ракеты РТ-15
на параде в городе Москва

станции (обеспечивающих автономное электроснабжение комплекса), три машины узла связи и автофургон с

личным составом. В дальнейшем для несения боевого дежурства в состав комплекса предполагалось включить

Ракетные комплексы средней дальности

машины с КУНГами для обеспечения комфортного размещения дежурных боевых смен.

В 1965-1966 годах на ГЦП №4 в Капустином Яре было построено две ШПУ для испытаний ракеты, но испытания проводились с само-ходной пусковой установки (СПУ) с "площадки 84".

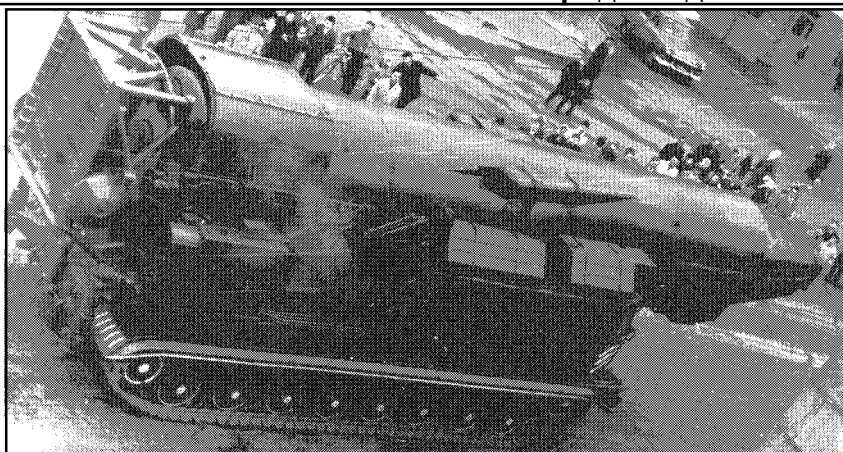
Перед отправкой на старт на "площадке 105" у МИКа проводились предстартовые проверки ракеты при ее нахождении на самоходной пусковой установке в ТПК 15Я25 в вертикальном (стартовом) положении, при этом ТПК устанавливали на СПУ с помощью подвижного крана с колесной тележкой. После проведения цикла проверок и перевода ТПК в походное положение СПУ 15У59 с ракетой своим ходом переходила на "площадку 84" для производства старта.

Завершающий этап испытаний проводился с задействованием поочередно трех СПУ 15У59 и остальных боевых машин комплекса. Испытания проводились одиночными пусками с отработкой режима боевого дежурства комплекса в полном составе.

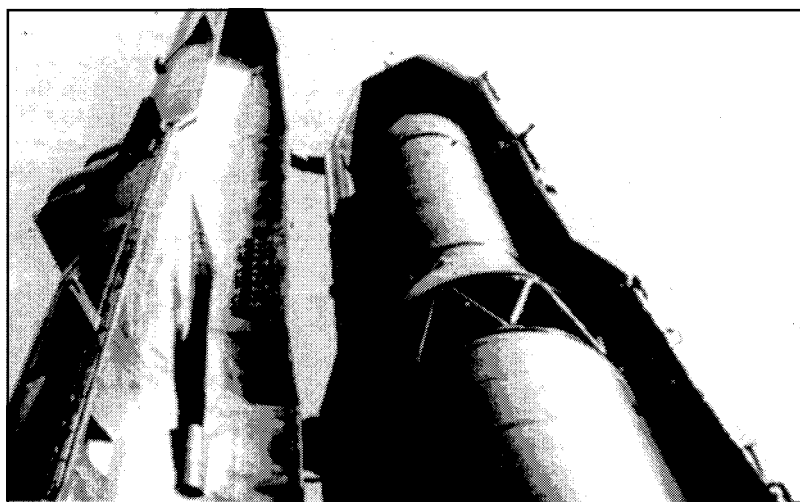
На стадии летных испытаний в ракете РТ-15 на второй ступени стали применять топливо "бутылкаучук" при заполнении двигателей непосредственно в корпус, этот вариант топлива был создан в Алтайском НИИХТ под руководством Я.Ф.Савченко.

Пусковая установка подвижного ракетного комплекса впервые показана на военном параде в Москве в 1966 году.

На заводе "Арсенал" в 1969 году было запланировано к выпуску 15 серийных ракет РТ-15. Некоторое количество пусковых установок комплекса эксплуатировалось на территории Белоруссии.



Самоходная пусковая установка ракеты РТ-15 на параде в Москве



Макет ракеты РТ-15 в транспортном контейнере

Разработчик ЦКБ-7
(в настоящее время - КБ "Арсенал")

Главный конструктор П.А.Тюрин

Изготовитель ракеты з-д №7
"Арсенал", окончательная сборка на Ржевском полигоне

Код НАТО .. SS-14 *Scapegoat* / *Scamp*

Тип комплекса подвижный ракетный комплекс 15П696 второго поколения с БР средней дальности

Состояние испытания проводились в 1966-1970 годах, по зарубежным данным выполнено 19 пусков.

Комплекс принят в опытную эксплуатацию в 1970 году, развернуто ограниченное количество ПУ

Ракета РТ-15 (8К96)

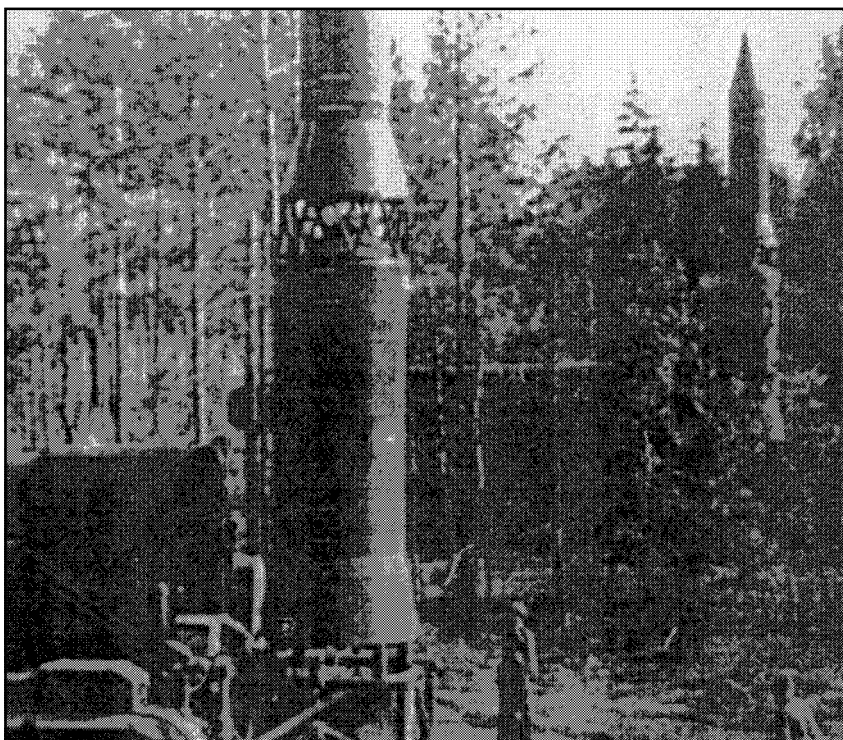
Дальн. стрельбы, км 2500

Тип головной части термоядерная

Мощность заряда, Мг 1

Вес головной части, кг 535

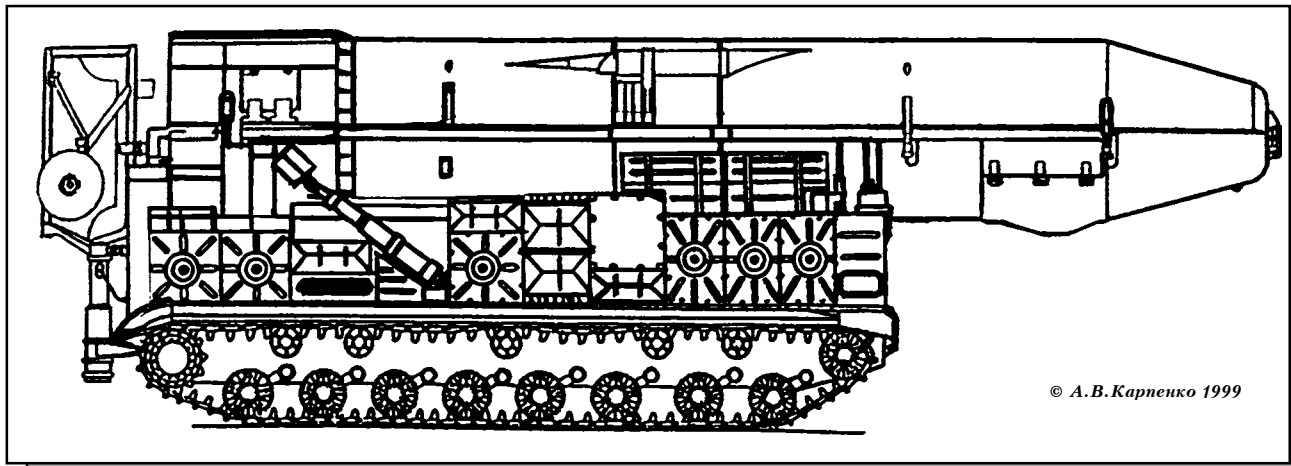
Система управления инерциальная с гиостабилизированной платформой



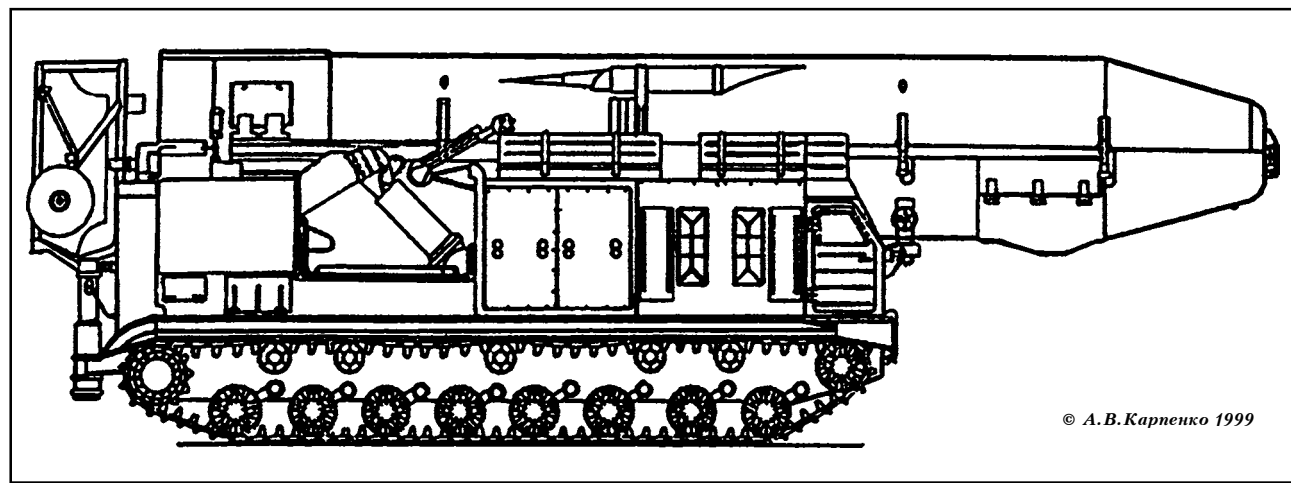
Макеты ракет РТ-15 на пусковых столах

Отечественные стратегические ракетные комплексы

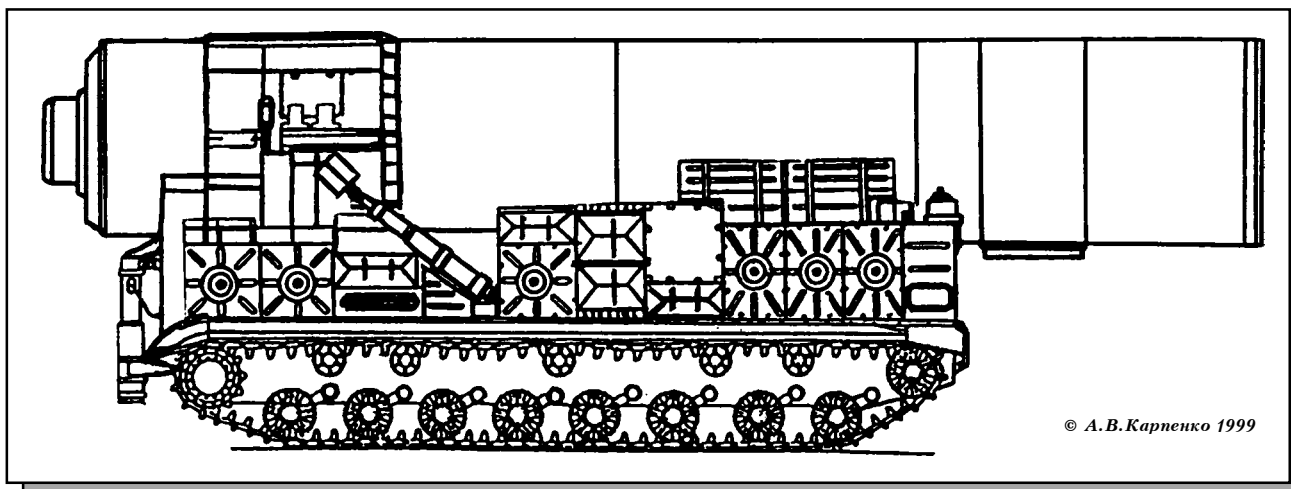
- разработчик	НИИАП	управляющие сопла основного двигателя обеих ступеней	- изготовитель	опытный завод ОКБ-1 и завод №7 "Арсенал"
- главный конструктор ..	Н.А.Пилюгин	Стабилизаторы	Тип старта	наземной подвижной ПУ из ТПК за счет собственных двигателей
Система прицеливания:		Рулевые машинки:	Число ступеней	2
- разработчик	ЛОМО	- разработчик	Размеры, м:	
- главный конструктор	М.А.Ардашников	(в дальнейшем доработаны ЦКБ-7)		
Органы управления	разрезные			



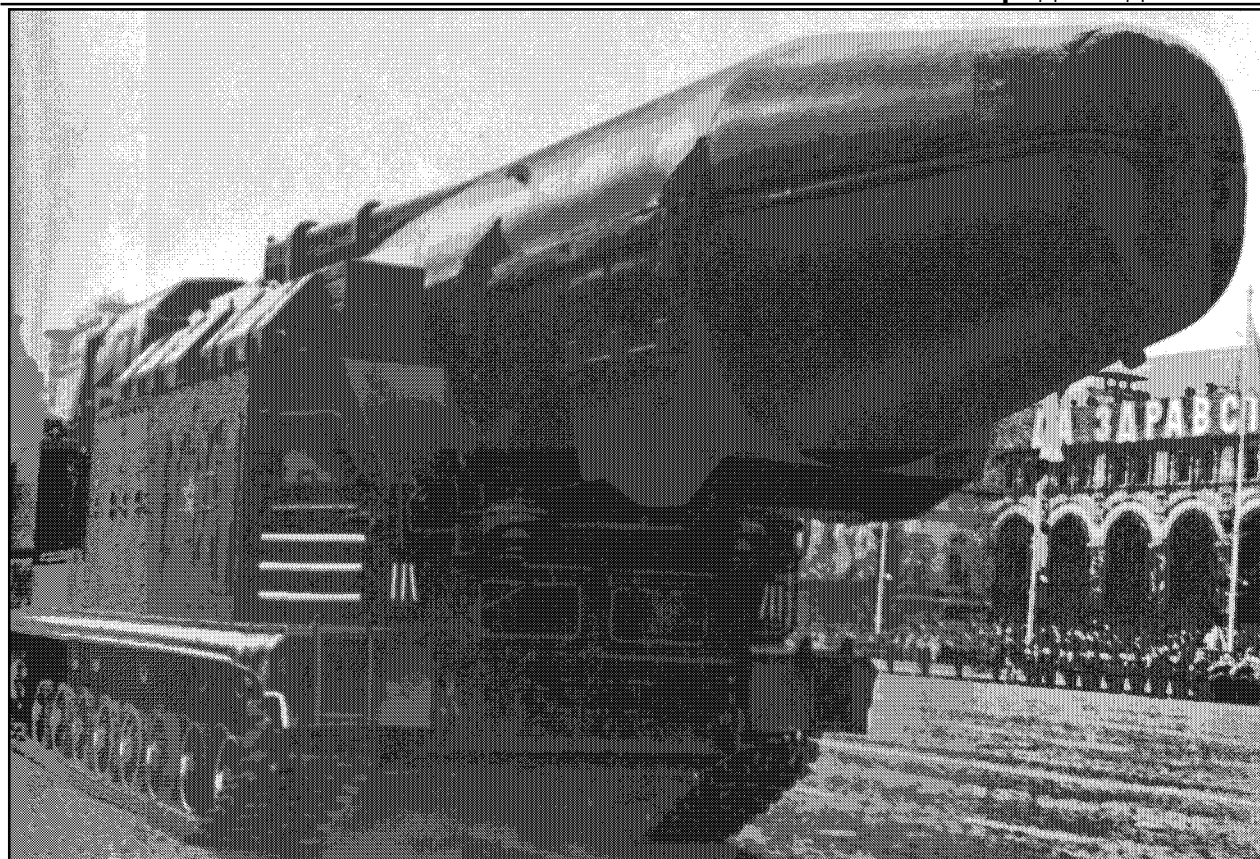
Самоходная пусковая установка "объект 815"
для ракеты РТ-15 (вариант 1)



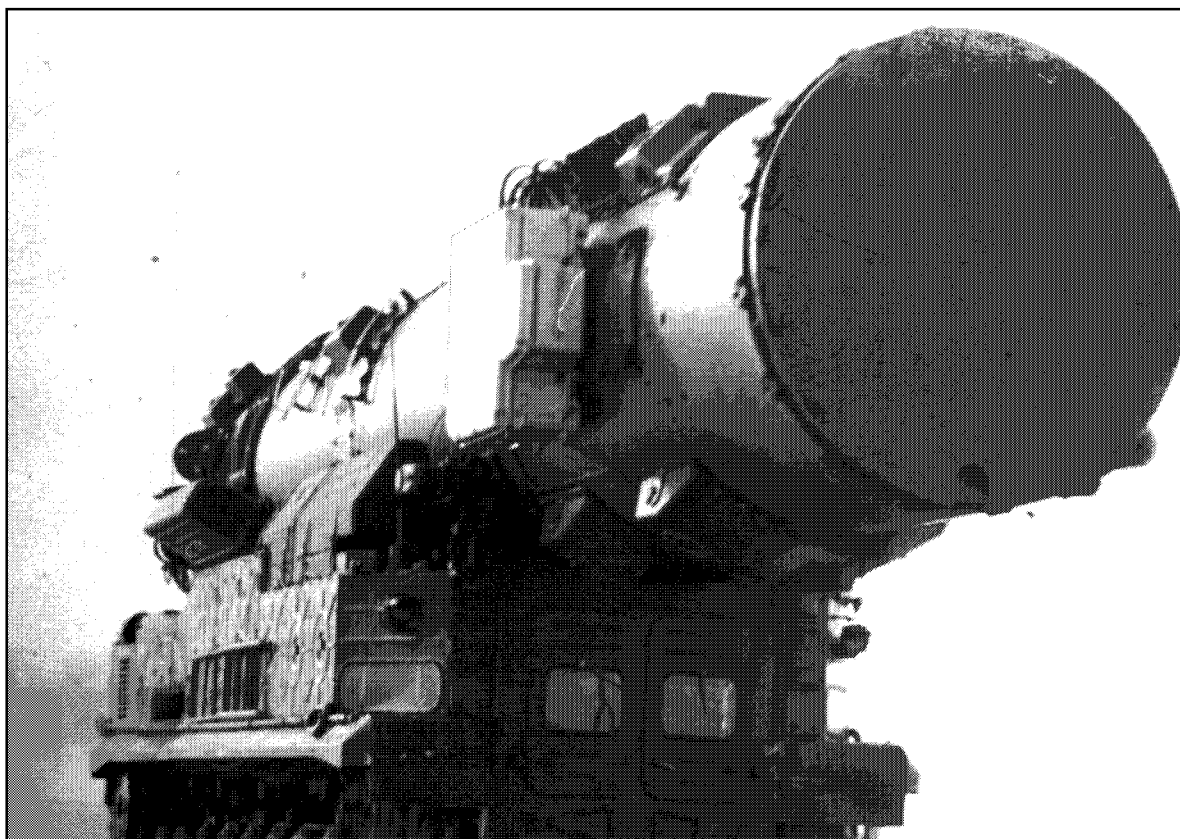
Самоходная пусковая установка "объект 815"
для ракеты РТ-15 (вариант 2)



Самоходная пусковая установка "объект 815" для ракеты РТ-15 (вариант 3)
с пластиковым транспортно-пусковым контейнером

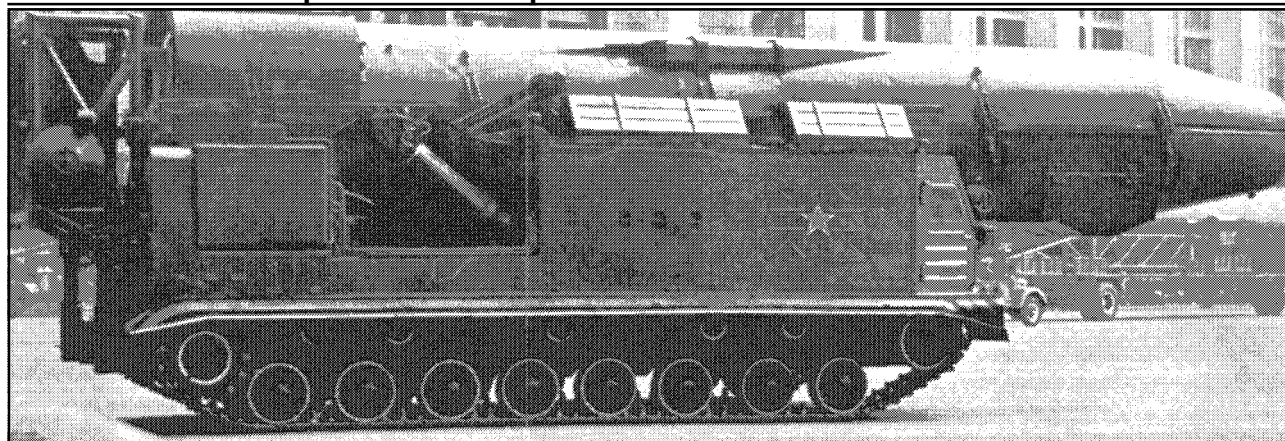


*Самоходная пусковая установка объект 815
на Красной площади в 1966 году*



*Ракета РТ-15 в транспортно-пусковом стеклопластиковом контейнере на самоходной пусковой
установке во время испытаний на полигоне в Капустином Яре*

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Самоходная пусковая установка объект 815 на Красной площади в 1966 году

- длина полная с поддоном 11,93
 - макс. диаметр корпуса 1,49
 - макс. диаметр I ступени 1,9
 Стартовый вес, т 16,0
 Материал корпуса . сталь СП-43, СП-33

Первая ступень:

Размеры двигательной установки, м:

- длина полная 4,74
 - макс. диаметр корпуса 1,49

Тип топлива смесевое твердое Т9-БК-6

Двигатель четырехсопловой РДТГ 15Д27

- разработчик ЦКБ-7

- главн. конструктор П. А. Тюрин

- разработчик топлива ГИПХ

- главн. конструктор заряда . В. С. Шпак

- изготовит. топлива зав. им. Морозова

- тяга, тс 42

- время работы, с 60

- давл. в камере сгорания, кгс/ см² 40

Вторая ступень:

Размеры двигательной устанoвки, м:

- длина полная 3,83

- макс. диаметр корпуса 1,01

Тип топлива смесев. твердое Т9-БК-4Б/1

Двигатель четырехсопловой РДТГ 15Д92

- разработчик ЦКБ-7

- главн. конструктор П. А. Тюрин

- разработчик топлива АНИИХТ

- гл. конструктор заряда . Я. Ф. Савченко

- изготовит. топлива .. з-д им. Морозова

- тяга, тс 22

- время работы, с 45

- давл. в камере сгорания, кгс/ см² 40

Транспортный контейнер

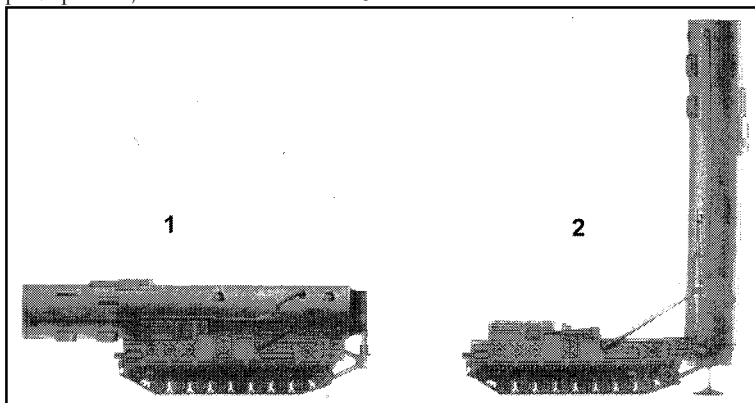
(проект):

Состояние показан на параде

Размеры, м:

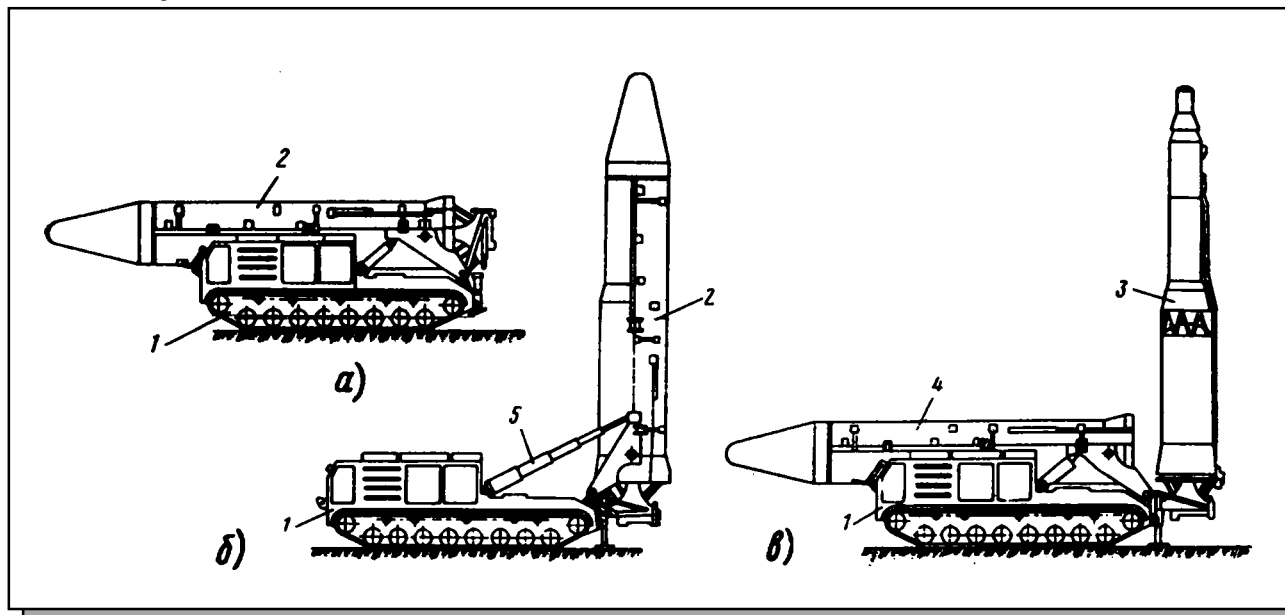
- длина полная 12,025

- высота 2,39



Установка ракеты РТ-15 на пусковой стол (боевой комплекс):

1 - ПУ в походном положении; 2 - ПУ на стартовой позиции



Установка ракеты РТ-15 на пусковой стол (проект):

а - ПУ в походном положении; б - ПУ на стартовой позиции - контейнер с ракетой переведен в вертикальное положение; в - ПУ на стартовой позиции - контейнер переведен в горизонтальное положение, ракета подготовлена к пуску; 1 - самоходная пусковая установка; 2 - контейнер с ракетой; 3 - ракета; 4 - контейнер без ракеты; 5 - гидравлический подъемник

Ракетные комплексы средней дальности



Испытательный пуск ракеты РТ-15 из транспортно-пускового стеклопластикового контейнера с самоходной пусковой установки во время летних испытаний на ГЦП №4 в Капустином Яре



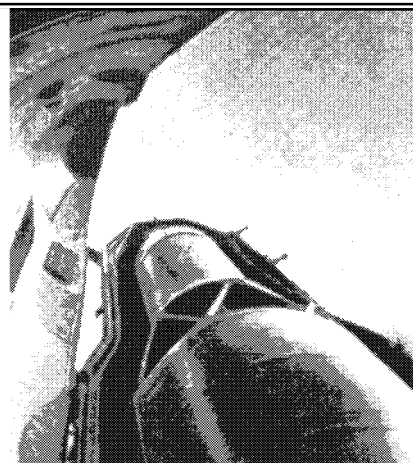
Ракета РТ-15 в транспортно-пусковом стеклопластиковом контейнере на самоходной пусковой установке во время испытаний на полигоне в Капустином Яре

- ширина	2,23	Главный конструктор шасси .. Ж.Я.Котин	Удельная мощность, л.с./т	12,5
Вес, т	5,0	Экипаж, чел	Запас топлива, л	2000
Транспортно-пусковой контейнер 15Я25 (на испытаниях):		Размеры, м:	Запас хода, км	400
Размеры, м:		- длина полная	Гарантийный пробег, км	2000
- длина полная	12,7	- высота на позиции	Максимальная скорость, км/ч	30-40
- макс. диаметр корпуса	2,1	- ширина	Преодолеваемые препятствия:	
Вес, т	7,0	- ширина колеи	- подъем, град	20
Пусковая установка (Вариант 1):		- длина опорной поверхности	- крен, град	15
Тип	самоходная, проект	- клиренс	- ров, м	3,0
Разработчик установки	КБСМ	Полный вес ПУ, т	- стенка, м	0,9
Главный конструктор	В.В.Чернецкий	Грузоподъемность шасси, т	- брод, м	1,3
Шасси	гусеничное "объект 815"	Уд. давление на грунт, кг/кв.см	Число ракет на ПУ	1
Разработчик шасси	КБ-3 ЛКЗ	Тип двигателя	Число СПУ в комплексе	6
		Мощность двигателя, л.с.	Пусковая установка (Вариант 2):	
		750		

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Тип самоходная 15У59
 Разработчик установки КБСМ
 Главный конструктор В.В.Чернецкий
 Шасси гусеничное "объект 815"
 Разработчик шасси КБ-3 ЛКЗ
 Главный конструктор шасси Ж.Я.Котин
 Экипаж, чел 3
 Размеры, м:
 - длина полная 14,8
 - высота на позиции 15,2
 - ширина 3,3
 - ширина колеи 2,660
 - длина опорной поверхности 5,460
 - клиренс 0,45
 Полный вес ПУ, т 62,5
 Грузоподъемность шасси, т 30,3
 Уд. давление на грунт, кг/кв.см... 0,78
 Тип двигателя дизель В-35Т
 Мощность двигателя, л.с. 750
 Удельная мощность, л.с./т 12,5
 Запас топлива, л 2500
 Запас хода, км 250
 Гарантийный пробег, км 2000
 Максимальная скорость, км/ч 30-40
 Преодолеваемые препятствия:
 - подъем, град 20
 - крен, град 15
 - ров, м 3.0
 - стенка, м 0.9
 - брод, м 1.3
 Число ракет на ПУ 1
 Число СПУ в комплексе 6
Машина боевого управления:
 Тип подвижная 15Н809
 Разработчик ОКБ ЛПИ им. М.И.Калинина
 Главный конструктор Т.Н.Соколов

Шасси МАЗ-543
 Число машин в комплексе 1
Машина подготовки позиции:
 Тип подвижная 15В51
 Разработчик ЛОМО
 Главный конструктор М.А.Ардашников
 Шасси МАЗ-543
 Число машин в комплексе 1
Узел связи:
 Тип подвижный "Рельеф"
 Состояние использовался серийный унифицированный образец
 Число машин связи 3
Дизель-электростанция:
 Тип подвижная 15Н964
 Разработчик ОКБ "Прожекторный завод"
 Главный конструктор А.Д.Гольцман
 Число машин в комплексе 2
Транспортно-погрузочные средства 15Т79, 15Т81, 15Т84, 15Т21П1



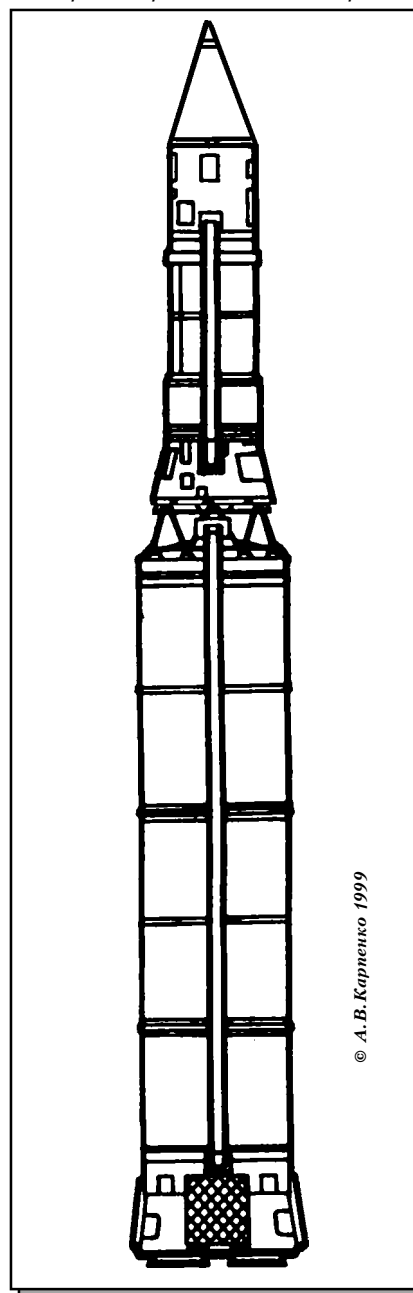
Макет ракеты РТ-15 в транспортном контейнере

Ракетный комплекс с БР РТ-25 (8К97)

Разработка ракеты и комплекса задана Постановлением СМ от 4 апреля 1961 года №316-137.
 Общее руководство созданием твердотопливных ракет РТ-2, РТ-15 и РТ-25 было возложено на ОКБ-1, где был организован Совет главных конструкторов.
 Ракета разрабатывалась на базе I и III ступеней МБР РТ-2. Ступени ракеты РТ-25 были отработаны при испытаниях БР РТ-1-63 и РТ-2. Работы по РТ-25 были прекращены на стадии проекта.

Разработчик КБ Машиностроения (в настоящ. время НПО "Искра", Пермь)
Главн. конструктор ... М.Ю.Цирульников
Изготовитель ракеты ступени изготавливались ПЗХО
Тип комплекса ракетный комплекс средней дальности второго поколения с твердотопливной ракетой
Состояние ОКР проводились с 1961 по 1966 годы
 Ракета РТ-25 (8К97)
 Дальность стрельбы, км 4000-5000
 Тип головной части моноблочная, термоядерная
 Система управления инерциальная
 Органы управления .. поворотные сопла основных двигателей обеих ступеней и решетчатые стабилизаторы на первой

ступени
 Тип старта из ТПК за счет собственных двигателей
 Число ступеней 2
 Размеры, м:
 - длина полная 15-16
 - макс. диаметр корпуса 1,84
 - диаметр "юбки" 2,0
 Стартовый вес, т 40-42
 Тип топлива смесевое твердое
Первая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 8,7
 - диаметр 1,84
 Вес ступени, т 34,5
 Двигатель РДТТ 15Д23
 - разработчик КБ машиностроения
 - главн. конструктор М.Ю.Цирульников
 - разработчик топлива НИИ-130
 - главн. конструктор заряда Л.Н.Козлов
 - изготовитель топлива завод №98
 - тяга, тс 91
 - время работы, с 75
 - давл. в камере сгорания, кгс/см² 40
Вторая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 3,83
 - диаметр 1,01
 Двигатель РДТТ 15Д25
 - разработчик КБ машиностроения
 - главн. конструктор М.Ю.Цирульников



Ракета РТ-25 (8К97)

© А.В.Карпенко 1999

Подвижный грунтовый ракетный комплекс "Пионер"

Проектирование комплекса началось в 1971 году, разработка задана Постановлением СМ от 28 апреля 1973 года. Разработчик рассматривал несколько вариантов создания новой БРСД на базе элементов МБР "Темп-2С", наиболее целесообразным из которых был признан вариант с использованием I-й ступени и доработанной под вновь вводимый узел тяги II-й ступени.

По новому были спроектированы узел отсечки тяги ДУ II-й ступени, соединительный отсек и разделяющаяся ГЧ ракеты "Пионер".

Испытания ракеты 15Ж45 проводились на ГЦП-4 (Капустин Яр) с 21 сентября 1974 года по 11 марта 1976 года, всего был произведен 21 пуск.

Первый ракетный полк с комплексом "Пионер" заступил на боевое дежурство 30 августа 1976 года (район г.Петриков Гомельской обл., командир А.Г.Доронин). Массовое развертывание комплекса "Пионер" началось в 1978 году в позиционных районах, ранее занимаемых устаревшими комплексами с ракетами Р-16.

К 1986 году была развернута 441 пусковая установка.

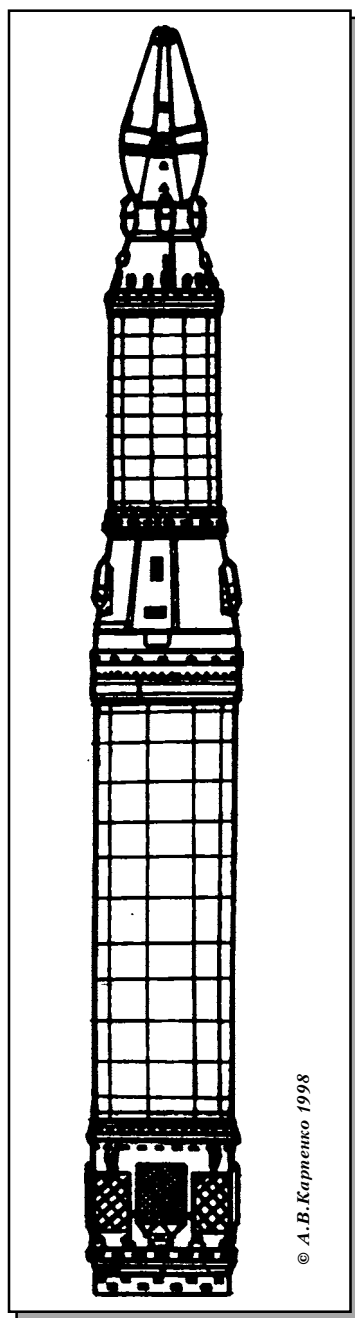
В каждый ракетный полк входило 6-9 самоходных ПУ, обеспеченных индивидуальными бетонными защитными сооружениями.

В конструкции корпуса двигателей ракеты применен стеклопластик, днища выполнены из титанового сплава, переходные отсеки - из алюминево-магниевого сплава. Двигатель первой ступени работает до полного выгорания топлива, второй ступени - в зависимости от дальности стрельбы. Двигатель выключается путем вскрытия десяти дополнительных отверстий, расположенных на переднем днище камеры сгорания, при этом давление резко падает и горение твердого топлива прекращается.

На базе ракеты 15Ж45 в 1980 году создан модернизированный вариант с улучшенными ТТХ.

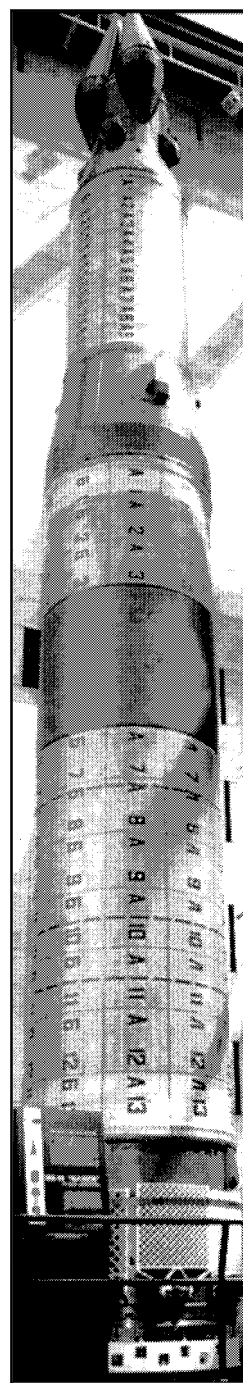
Ракетные комплексы "Пионер" ликвидированы по договору РСМД.

На базе самоходных ПУ комплекса предполагалось создать подъемный кран грузоподъемностью 120 т - "Прогресс-2000" и машину пожаротушения, разработанную АО "Ритм".

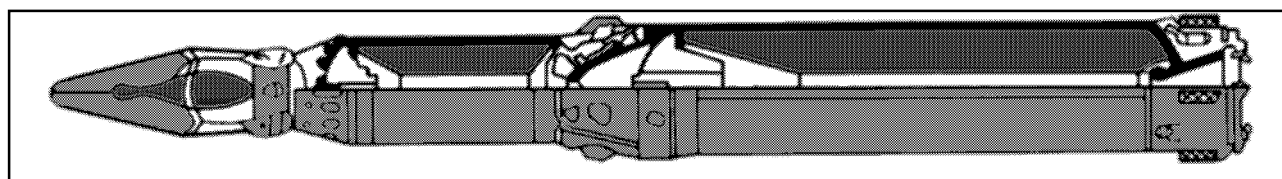


© А.В.Карпенко 1998

Ракета 15Ж45 с РГЧ ИН комплекса "Пионер"



Ракета 15Ж45 (РСД-10) в экспозиции Национального музея авиации и космонавтики (США)



Компоновка двухступенчатой твердотопливной ракеты 15Ж45

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик МИТ
 Главный конструктор А.Д.Надирадзе
 Изготовитель ракеты ... Воткинский МЗ
 Код НАТО SS-20 *Saber Mod 1&2*
 Наименование по РСМД..... РСД-10

Тип комплекса подвижный ракетный комплекс с БР средней дальности, третьего поколения

Состояние на вооружении с 11 марта 1976 года

Ракета 15Ж45

Дальность стрельбы, км 600-5000
 Точность стрельбы (КВО), км 0,55
 (предельное отклонение - 1,3)

Макс. скорость ракеты, км/с 3-5,5
 Головная часть:

- тип моноблочная термоядерная (на испытаниях - вариант 1)
- тип три РГЧ ИН (вариант 2)
- мощность заряда, Мт 1,0 (вариант 1), 0,15 (вариант 2)
- вес, кг 1500-1740

Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой на основе поплавковых гиросприборов, с БЦВМ

- разработчик НИИ АП
- главный конструктор .. Н.А.Пилогин

Рулевые приводы гидравлические

- разработчик ЦНИИАГ

Органы управления:

- I ступень газовые и аэродинамические решетчатые рули, решетчатые стабилизаторы;

- II ступень .. по тангажу и рысканию - вдув в закритическую часть сопла горячих газов; по крену - газовые сопла с газогенератором.

Тип старта "минометный" из ТПК

Число ступеней 2

Размеры ракеты, м:

- длина полная 16,49
- длина без головной части 14,9
- длина в ТПК 19,32
- макс. диаметр корпуса 1,79

Стартовый вес, т 37,0

Вес ракеты в ТПК, т 42,7

Тип топлива смесевое твердое

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина полная 8,58
- макс. диаметр корпуса 1,79

Вес ступени, т 26,7

Двигатель однокамерный РДТТ

- разработчик НПО "Союз" (Люберцы)
- главный конструктор Б.П.Жуков
- число сопел 1
- время работы, с 63

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина полная 4,4-4,6
- макс. диаметр корпуса 1,47

Вес ступени, т 8,63

Двигатель однокамерный РДТТ

- разработчик НПО "Союз" (Люберцы)
- главный конструктор Б.П.Жуков
- число сопел 1

Боевая ступень:

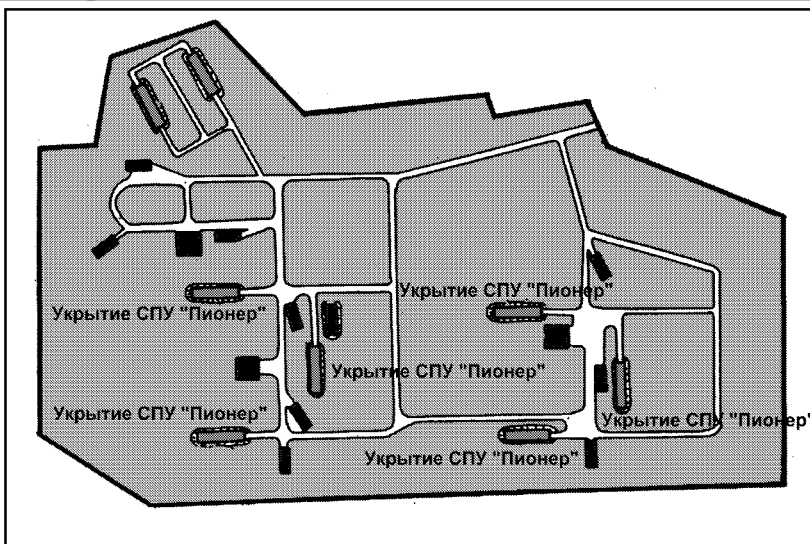
Число боевых блоков 3

Двигат. установка четыре РДТТ

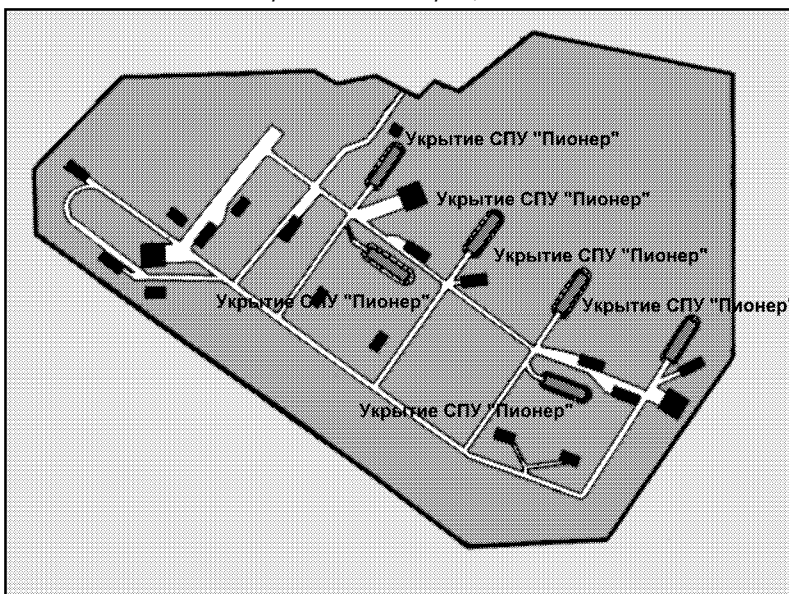
Боевой блок:

Размеры, м:

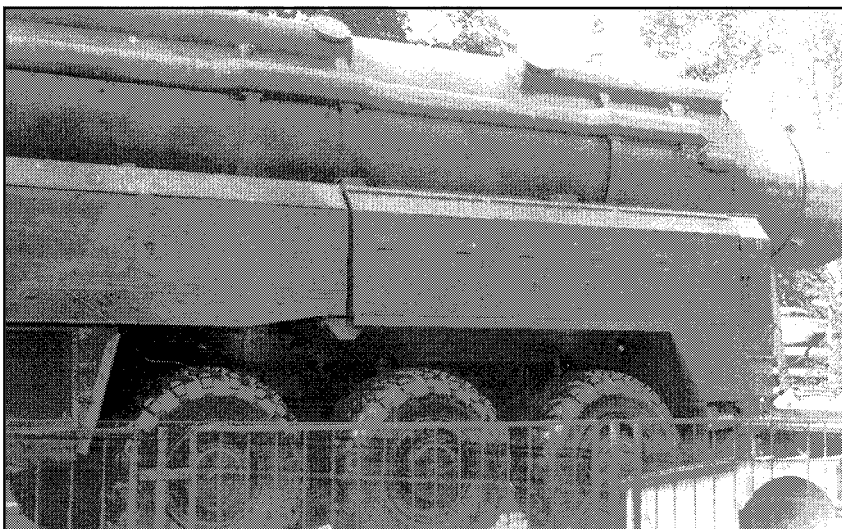
- длина полная 1,6



Вариант размещения ракетного полка комплекса "Пионер" на ракетной операционной базе



Вариант размещения ракетного полка комплекса "Пионер" на ракетной операционной базе



Самоходная ПУ комплекса "Пионер" в экспозиции ЦМВС (Москва)

Ракетные комплексы средней дальности

- макс. диаметр корпуса 0,64
- радиус закругления
наконечника 0,11

Транспортно-пусковой контейнер:

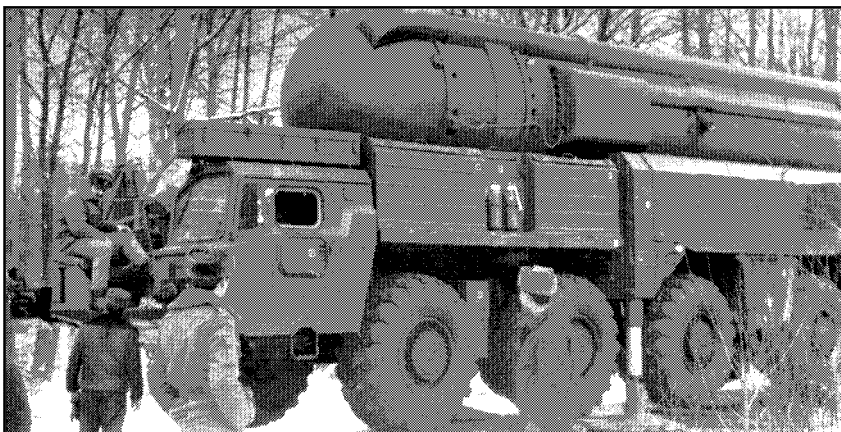
- Тип с термостатированием
- Размеры, м:
 - длина полная 19,32
 - макс. диаметр корпуса 2,14
- Вес, т 5,7

Пусковая установка:

- Тип грунтовая подвижная
- Разработчик ЦКБ "Титан"
- Изготовитель з-д "Баррикады"
- Шасси МАЗ-7912 (МАЗ-547А)
- Разработчик шасси СКБ МАЗ
- Гл. конструктор шасси. Б.Л.Шапошник
- Число осей 6
- Размеры, м:
 - длина полная 16,81
 - высота 2,94
 - ширина 3,2
- Полный вес ПУ, т 40,25
- Вес ПУ с ракетой, т 82,95
- Тип двигателя дизель
- Мощность, л.с. 746
- Максимальная скорость, км/ч 40
- Число ракет на ПУ 1
- Приводы подъема ТПК с ракетой:
 - тип гидравлические
 - разработчик ЦНИИАГ
- Преодолеваемые препятствия:
 - подъем, град 15
 - брод, м 1,0
- Радиус разворота, м 21
- Экипаж, чел 3

Транспортно-погрузочное средство (ТПС):

- Разработчик ЦКБ "Титан"
- Изготовитель з-д "Баррикады"
- База МАЗ-547А
- Число осей 6
- Размеры, м:
 - длина полная 17,33
 - высота 2,9
 - ширина 3,2
- Двигатель дизель
- Мощность, л.с. 746
- Максимальная скорость, км/ч 40
- Число ракет на ТПС 1
- Преодолеваемые препятствия:
 - подъем, град 15
 - брод, м 1,0
- Экипаж, чел 2



Перезарядка ПУ комплекса "Пионер"



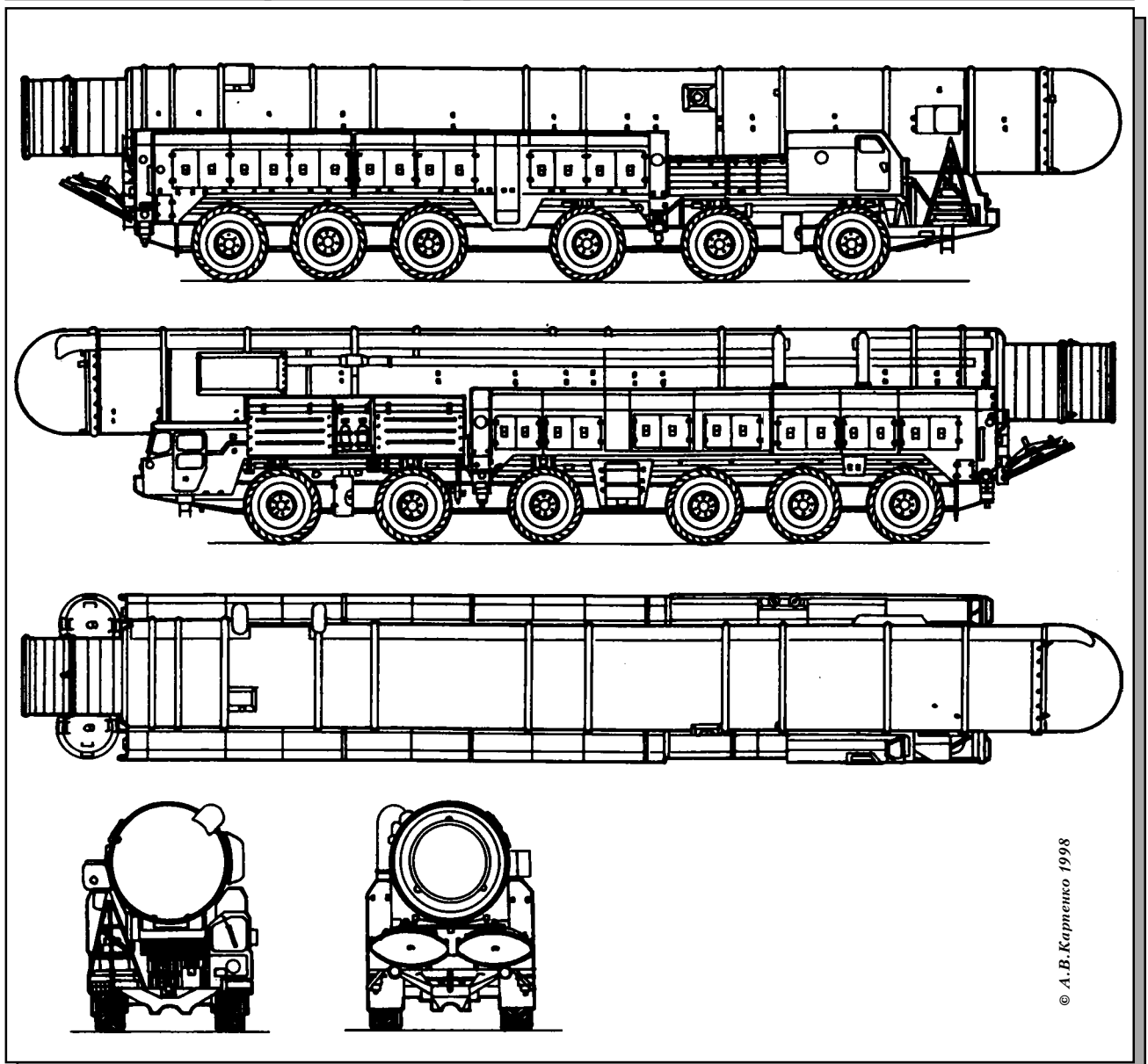
Перезарядка ПУ комплекса "Пионер"



Самоходная ПУ комплекса "Пионер"



Боевые блоки ракеты "Пионер"

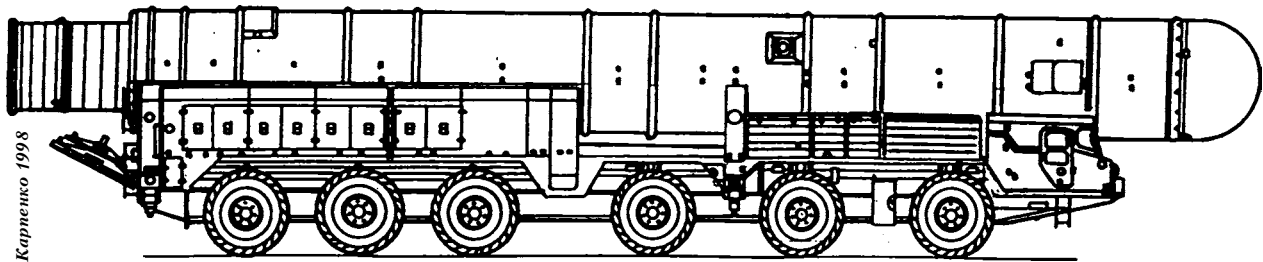


© А.В.Карпенко 1998

Самоходная ПУ комплекса "Пионер"

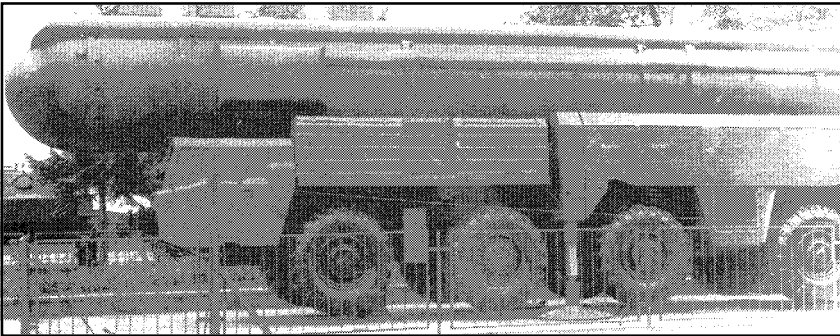
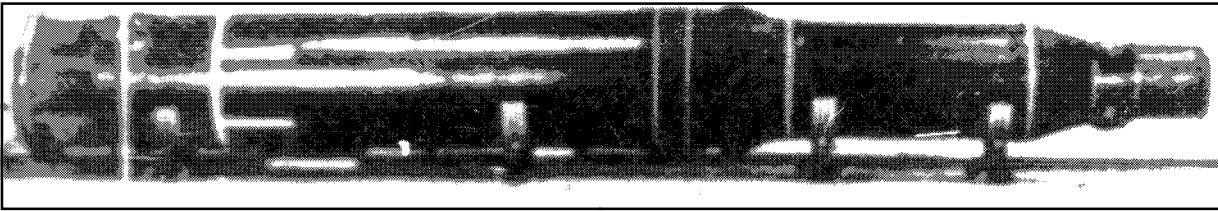


Самоходная пусковая установка комплекса "Пионер"



© А. В. Карпенко 1998

Транспортно-заряжающая машина РК "Пионер"

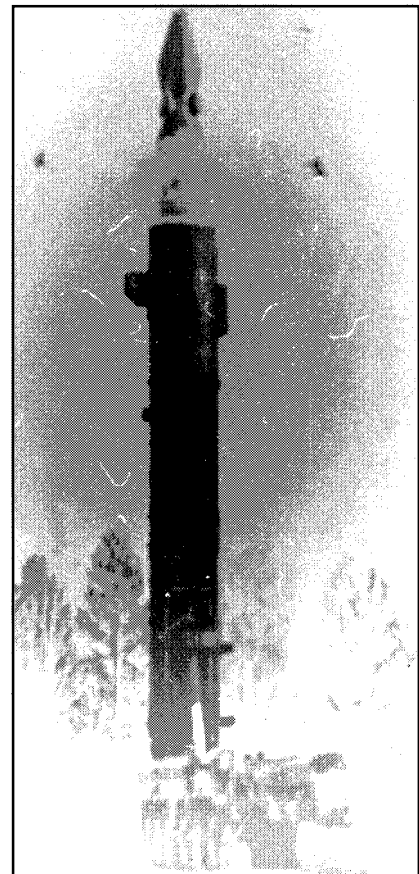


□ Ракета РСД-10

□ Самоходная ПУ комплекса "Пионер" в экспозиции ЦМВС



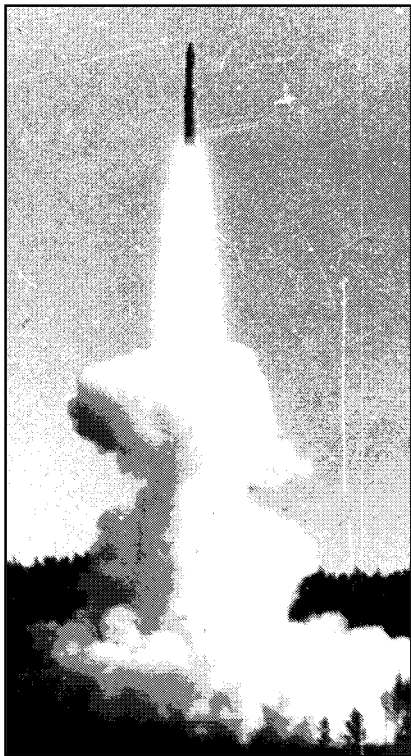
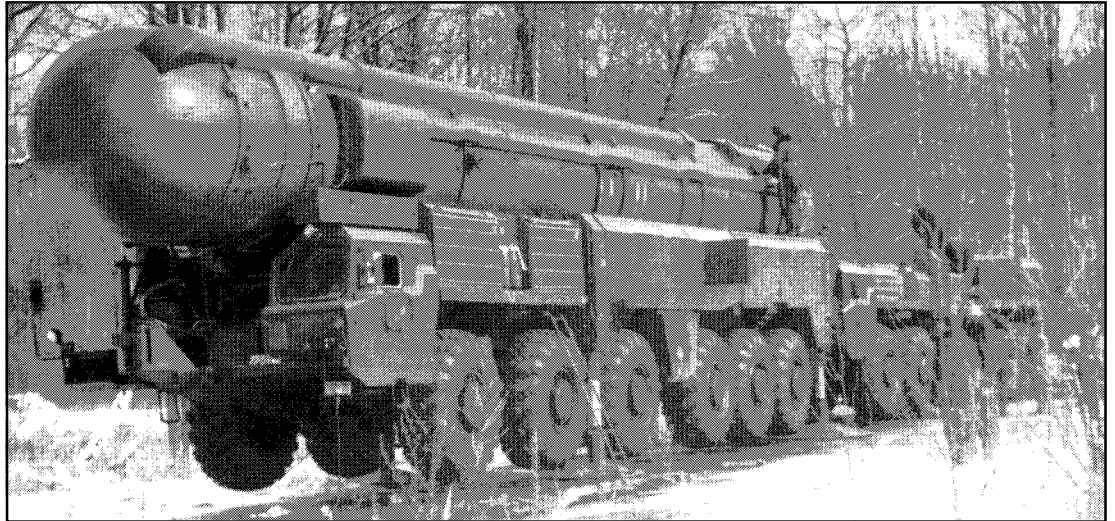
Самоходная ПУ комплекса "Пионер" в экспозиции ЦМВС



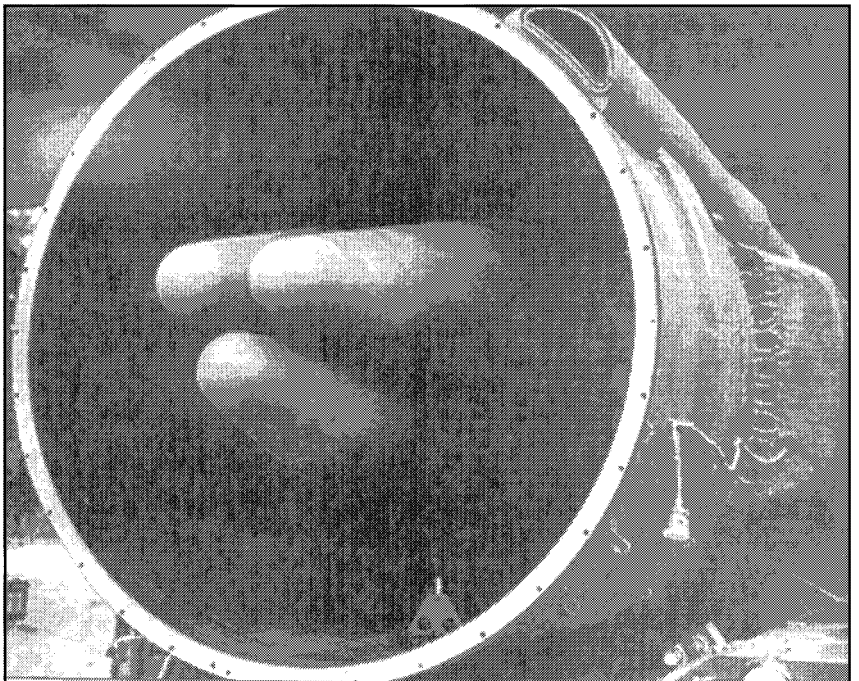
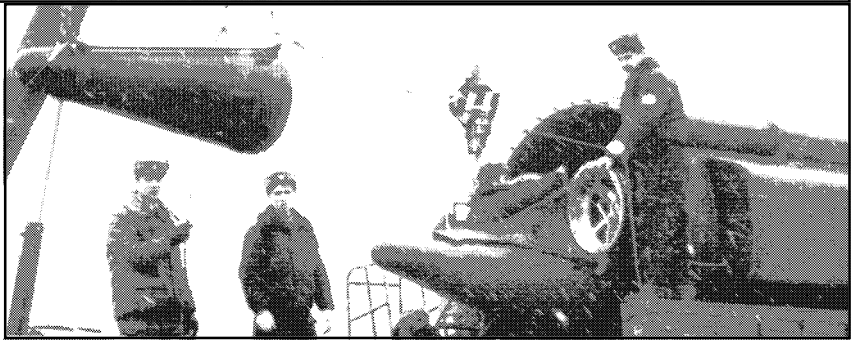
Пуск БРСД "Пионер"

Отечественные стратегические ракетные комплексы

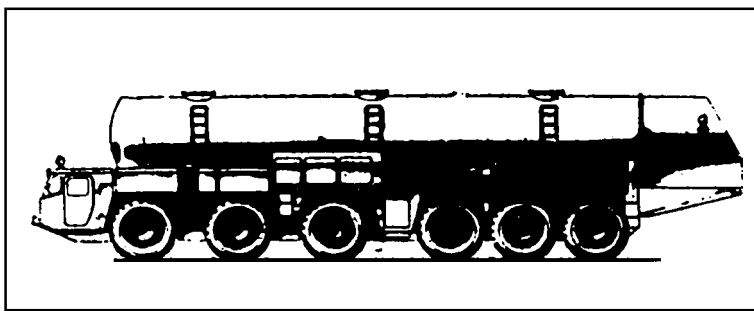
□
Перезарядка
ПУ
комплекса
"Пионер"



Пуск БРСД "Пионер"



□
Боевые блоки ракеты "Пионер"

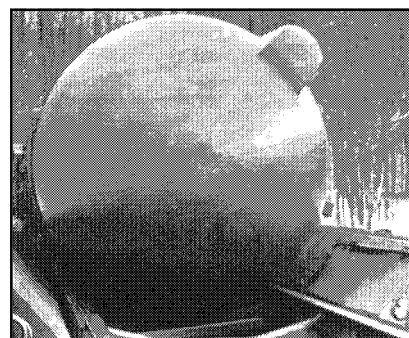


□
Самоходная машина пожаротушения и буксировки "Ритм", созданная на базе автомобильного шасси пусковой установки ракетного комплекса "Пионер"

Ракетные комплексы средней дальности

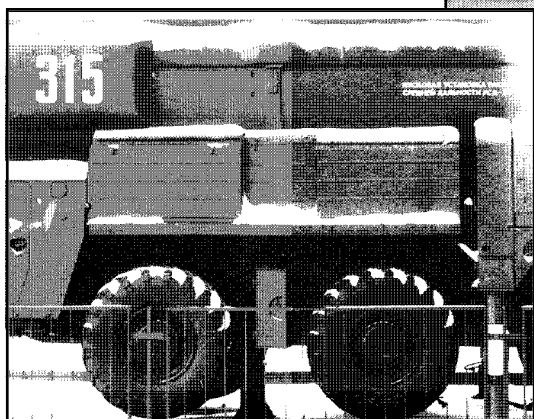


□ *Самоходная ПУ комплекса "Пионер"*

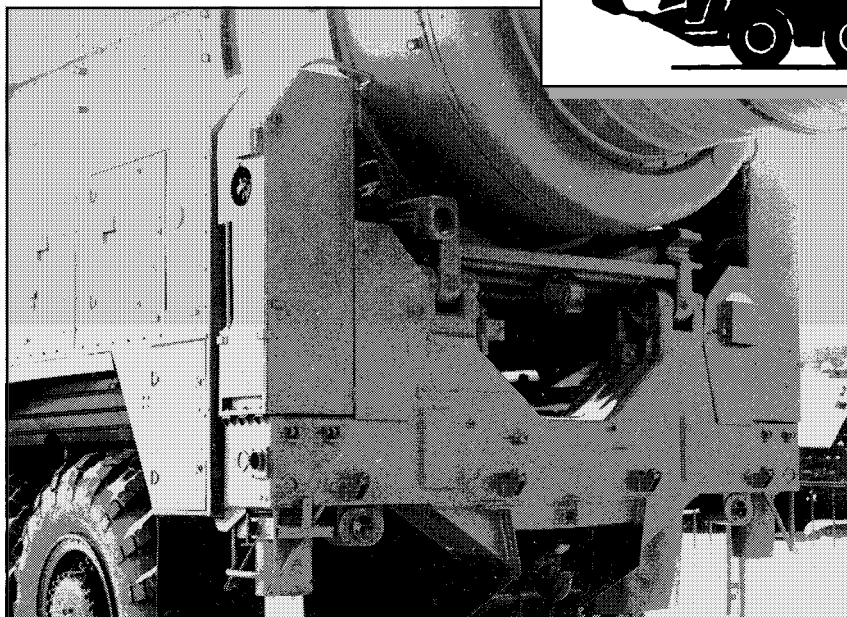
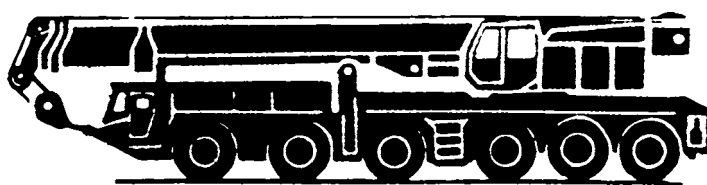


Контейнер ракеты "Пионер"

□ *Контейнеры ракет "Пионер" перед уничтожением*



Самоходная ПУ комплекса "Пионер" (фрагмент)



□ *Самоходный кран большой грузоподъемности, созданный на базе транспортно-заряжающей машины ракетного комплекса "Пионер"*

□ *Самоходная ПУ комплекса "Пионер" (фрагмент)*

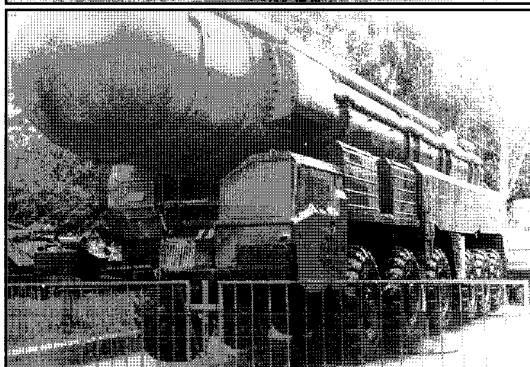
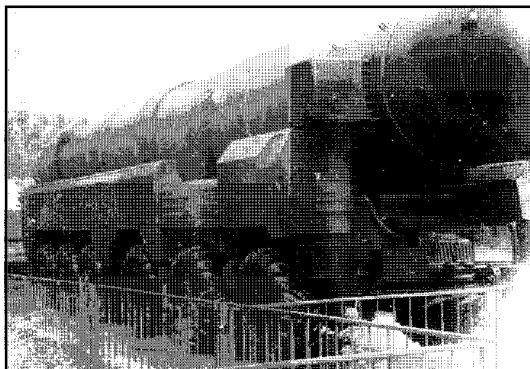
Отечественные стратегические ракетные комплексы

Стационарное сооружение для
грунтовых мобильных ПУ:

Размеры, м:

- длина полная 27,70
- высота 6,82
- ширина 9,907

Время подготовки ракеты к пуску, с .. 30



Самоходная ПУ комплекса "Пионер"



Подвижный грунтовый ракетный комплекс "Пионер-УТТХ"

Проектирование комплекса началось по
Постановлению СМ от 19 июля 1977
года.

Основными направлениями совершенствования РК "Пионер" были улучшение точности стрельбы и увеличение района разведения ББ. Для новой ракеты была создана ДУ боевой ступени с большим запасом топлива, которая размещалась в новом цилиндрическом отсеке. Система управления устанавливалась в приборный отсек большего диаметра.

Ракета "Пионер-УТТХ" успешно прошла испытания с 10 августа 1979 года по 23 апреля 1981 года.

Разработчик МИТ

Гл. конструктор А. Д. Надирадзе

Изготовитель ракеты Воткинский МЗ

Код НАТО SS-20 Saber Mod 1&2

Наименование по РСМД РСД-10

Тип комплекса подвижный
ракетный комплекс с БР средней
дальности, третьего поколения

Состояние на вооружении
с 14 августа 1980 года

Ракета 15Ж53

Пуск БРСД "Пионер"



Ракетные комплексы средней дальности

Дальность стрельбы, км 600-5500
 Точность стрельбы (КВО), км 0,55
 (предельное - 1,3)
 Макс. скорость ракеты, км/с 3-5,5

Головная часть:

- тип моноблочная термоядерная
 (на испытаниях - вариант 1)
- тип три РГЧ ИН (вариант 2)
- мощность заряда, Мг1,0 (вариант 1),
 0,15 (вариант 2)
- вес, кг 1500-1740

Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой на основе поплавковых гиросприборов, с использованием БЦВМ

- разработчик НИИ АП
- главный конструктор Н.А.Пилюгин

Рулевые приводы гидравлические

- разработчик ЦНИИАГ

Органы управления и стабилизации:

- I ступень газовые и аэродинамические решетчатые рули, решетчатые стабилизаторы;
- II ступень по тангажу и рысканию вдув в закритическую часть сопла горячих газов; по крену - газовые сопла с газогенератором

Тип старта "минометный" из ТПК

Число ступеней 2

Размеры ракеты, м:

- длина полная 16,5
- длина без головной части 14,9
- длина в ТПК 19,32
- макс. диаметр корпуса 1,8

Стартовый вес, т 37,0

Вес ракеты в ТПК, т 42,7

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина полная 8,58
- макс. диаметр корпуса 1,79

Вес ступени, т 26,7

Тип топлива смесевое твердое

Двигатель однокамерный РДТТ

Время работы, с 63

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина полная 4,4-4,6
- макс. диаметр корпуса 1,47

Вес ступени, т 8,63

Двигатель однокамерный РДТТ

Тип топлива смесевое твердое

Боевая ступень развода блоков:

Число боевых блоков 3

Двигат. установка четыре РДТТ

Район разведения ББ, км более 100

Боевой блок:

Размеры, м:

- длина полная 1,6



Пуск БРСД "Пионер"

- макс. диаметр корпуса 0,64
- радиус закругления
 наконечника 0,11

Транспортный контейнер:

Тип с термостатированием

Размеры, м:

- длина полная 19,32
- макс. диаметр корпуса 2,14

Вес, т 5,7

Пусковая установка:

Тип грунтовая подвижная

Разработчик ЦКБ "Титан"

Изготовитель з-д "Баррикады"

База МАЗ-7916

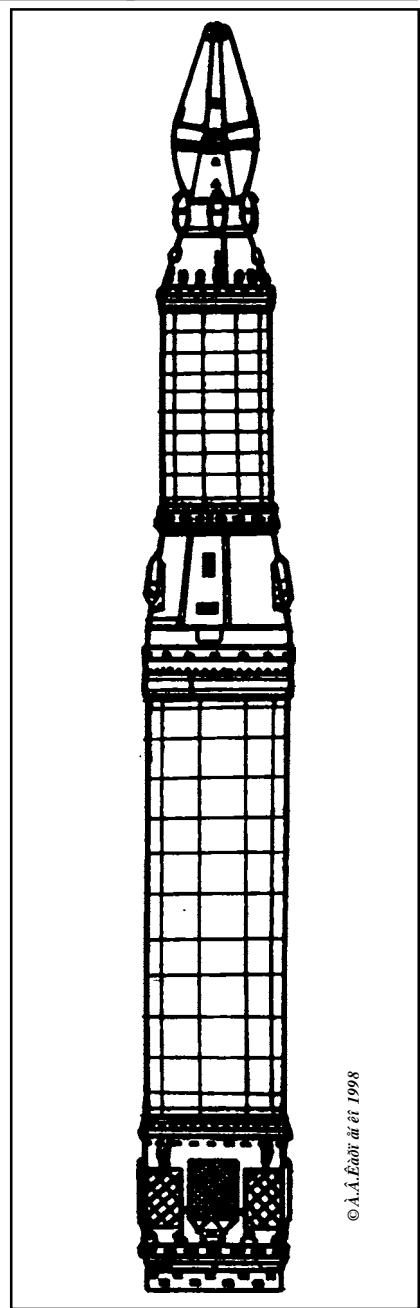
Разработчик базы СКБ МАЗ

Число осей 6

Размеры, м:

- длина полная 19,6
- высота 3,13
- ширина 3,38

Полный вес ПУ, т 40,25



Ракета "Пионер-УТТХ"

© А.А.Евдокимов 1998

Вес ПУ с ракетой, т 82,0

Двигатель дизель

Мощность, л.с. 746

Максимальная скорость, км/ч 40

Число ракет на ПУ 1

Приводы подъема ракеты в ТПК:

- тип гидравлические
- разработчик ЦНИИАГ

Преодолеваемые препятствия:

- подъем, град 15
- брод, м 1,0

Радиус разворота, м 21

Экипаж, чел 3

Транспортно-погрузочное средство:

Разработчик ЦКБ "Титан"

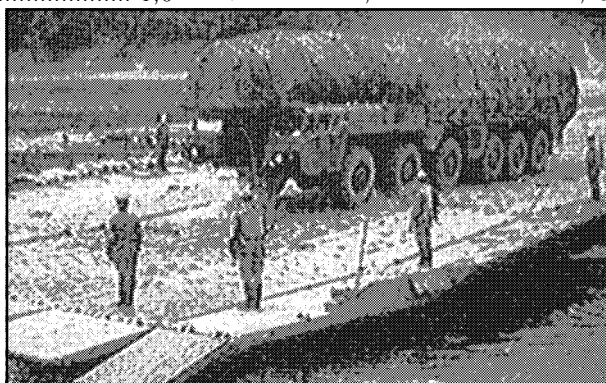
Изготовитель з-д "Баррикады"

База МАЗ-547А

Число осей 6

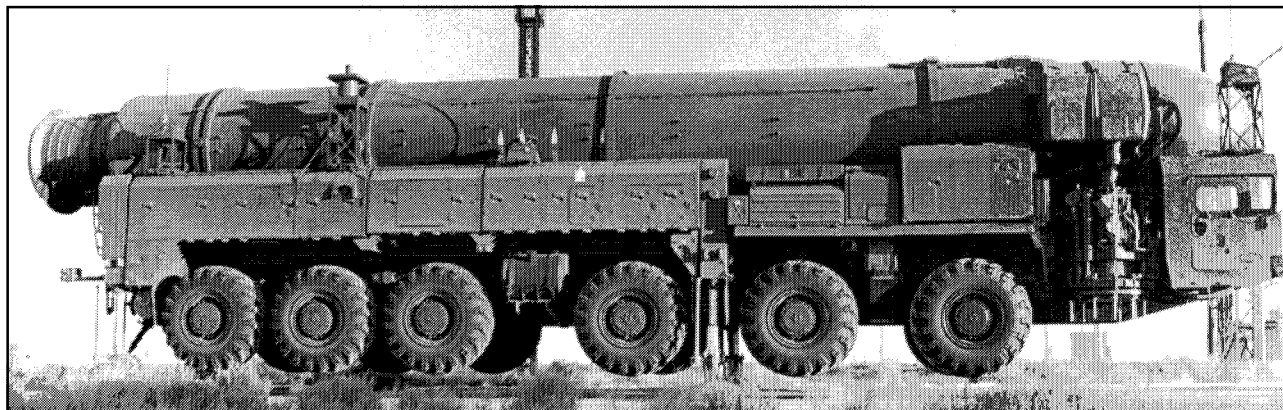
Размеры, м:

Переправа транспортно-заряжающей машины ракетного комплекса "Пионер" на учениях в середине 1980-х годов



Отечественные стратегические ракетные комплексы

- длина полная	17,33	Число ракет на ТПС	1	Ширина, м	9,907
- высота	2,9	Экипаж, чел	2	Время подготовки ракеты к пуску, с	30
- ширина	3,2	Стационарное сооружение СПУ:			
Тип двигателя	дизель	Длина полная, м	27,70		
Максимальная скорость, км/ч	40	Высота, м	6,82		



Самоходная ПУ комплекса "Пионер-УТТХ"



Самоходная ПУ комплекса "Пионер-УТТХ"

Ракетный комплекс "Пионер-3"

Проектирование комплекса "Пионер-3" с усовершенствованной ракетой велось с начала 80-х годов с учетом современных требований, предъявляемых к ракетному оружию.

Основными направлениями совершенствования РК "Пионер-3" были улучшение точности стрельбы и увеличение района разведения ББ при оснащении ракеты РГЧ ИН.

Ракета комплекса "Пионер-3" прошла испытания в середине 1980-х годов. Работы по комплексу прекращены в 1988 году в соответствии с Договором РСМД.

Разработчик МИТ

Гл. конструктор А.Д.Надирадзе

Изготовитель ракеты ... Воткинский МЗ

Код НАТО SS-20 *Saber Mod 3 (SS-X-28)*

Наименование по РСМД РСД-10

Тип комплекса ... подвижный ракетный комплекс с БР средней дальности, четвертого поколения

Состояние испытания с 1985 года

Ракета модифицированная 15Ж53

Дальность стрельбы, км:

- с раздел. головн. частью 5500

- с моноблочной головн. частью . 7500

Макс. скорость ракеты, км/с 3-5,5

Тип головной части термоядерная,

моноблочная или с тремя блоками индивидуального наведения

Система управления ИНС с гироста-

билизированной платформой на основе

поплавокных гиросприборов и с БЦВМ

- разработчик НПО АП

- главный конструктор .. В.А.Лапыгин

Рулевые приводы:

- тип гидравлические

- разработчик ЦНИИАГ

Органы управления и стабилизации:

- I ступень газовые и аэродина-

мические решетчатые рули,

решетчатые

стабилизаторы;

- II ступень ... по тангажу и рысканию -

вдвух в закритическую часть сопла

горячих газов; по крену - газовые

сопла с газогенератором

Ракетные комплексы средней дальности

Тип старта "минометный" из ТПК
 Число ступеней 2
 Размеры ракеты, м:
 - длина полная 17,0
 - длина без головной части 14,9
 - длина в ТПК 19,32
 - макс. диаметр корпуса 1,79
 Стартовый вес, т 37,0
 Вес ракеты в ТПК, т 43

Первая ступень:

Размеры, м:
 - длина полная 8,58
 - макс. диаметр корпуса 1,79
 Вес ступени, т 26,7
 Тип топлива смешанное твердое
 Двигатель однокамерный РДТТ
 Время работы, с 63

Вторая ступень:

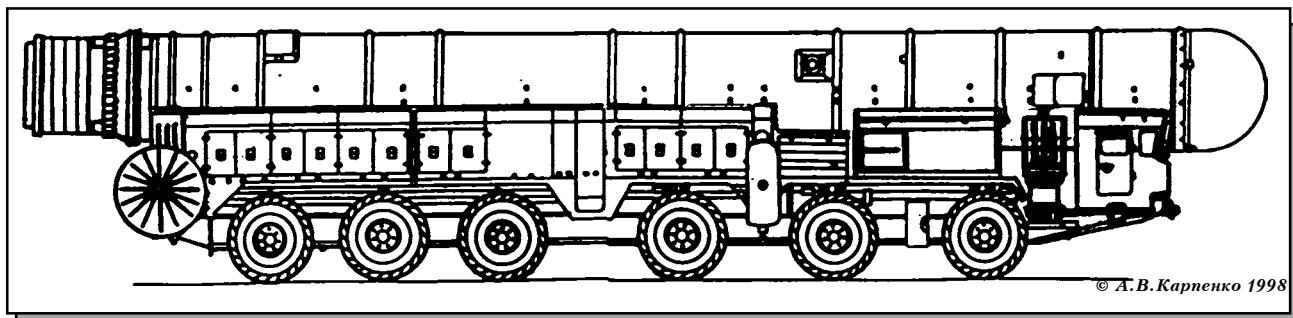
Размеры, м:
 - длина полная 4,4-4,6
 - макс. диаметр корпуса 1,47
 Вес ступени, т 8,63
 Двигатель однокамерный РДТТ

Тип топлива смешанное твердое
Транспортно-пусковой контейнер:
 Тип с термостатированием
 Размеры, м:
 - длина полная 19,32
 - макс. диаметр корпуса 2,14
 Вес, т 5,7

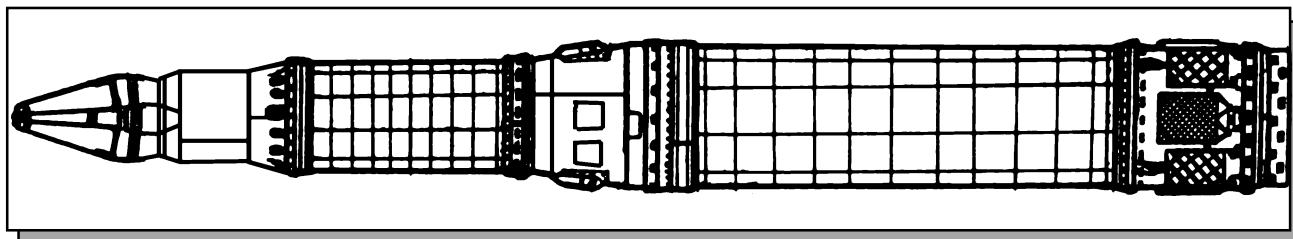
Пусковая установка:

Тип грунтовая подвижная
 Разработчик ЦКБ "Титан"
 Изготовитель ПО "Баррикады"
 База МАЗ-7916
 Число осей 6
 Размеры, м:
 - длина полная 19,6
 - высота 3,13
 - ширина 3,38
 Полный вес ПУ, т 40,25
 Вес ПУ с ракетой, т 82,0
 Тип двигателя дизель
 Максимальная скорость, км/ч 40
 Число ракет на ПУ 1
 Приводы подъема ракеты в ТПК:
 - тип гидравлические

- разработчик ЦНИИАГ
 Преодолеваемые препятствия:
 - подъем, град 15
 - брод, м 1,0
 Радиус разворота, м 21
 Экипаж, чел 3
Транспортно-грузочное средство:
 Разработчик ЦКБ "Титан"
 Изготовитель ПО "Баррикады"
 База типа МАЗ-7916
 Число осей 6
 Размеры, м:
 - длина полная 17,33
 - высота 2,9
 - ширина 3,2
 Тип двигателя дизель
 Максимальная скорость, км/ч 40
 Число ракет на ТПС 1
 Экипаж, чел 2
Стационарное сооружение для грунтовых подвижных ПУ:
 Размеры, м:
 - длина полная 27,70
 - высота 6,82
 - ширина 9,9



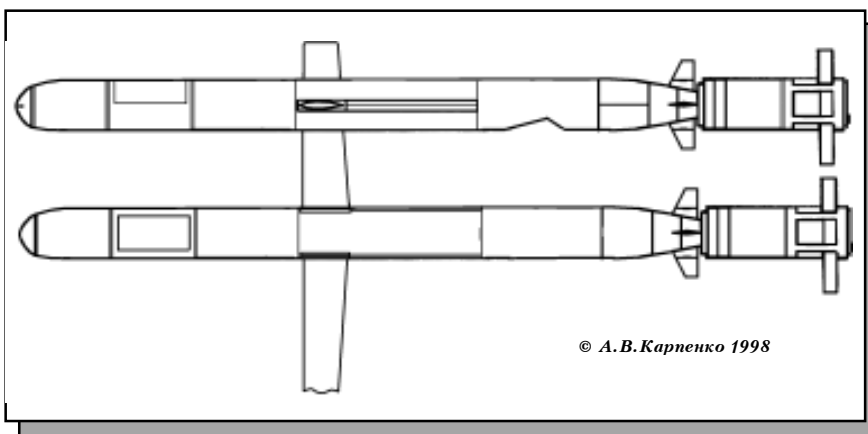
Предполагаемый вид ПУ ракетного комплекса "Пионер-3" на базе автомобиля МАЗ-7916



Ракета "Пионер-3"

Ракетный комплекс с крылатой ракетой РК-55

Работы по созданию дозвуковой маловысотной крылатой ракеты "Гранат", которой вооружены атомные подводные лодки проектов 971, 945, 671РТМ, проводились под руководством Л.В.Люльева в 1976-1984 годах. На базе морской стратегической крылатой ракеты "Гранат" разрабатывалась ракета РК-55 для наземного подвижного ракетного комплекса. Ракетный комплекс с крылатой ракетой средней дальности РК-55 не развертывался в связи с реализацией договора о ликвидации РСМД (развертывание предполагалось произвести в 1987-1990 годах). В 1987 году на базе хранения в Елгаве было 84 ракеты с ТПК и 6 пусковых



Крылатая ракета РК-55

Отечественные стратегические ракетные комплексы

установок. изготовленные образцы ракет и ПУ уничтожены в июне 1989 года в Елгаве.

Разработчик СКБ "Новатор"¹
Гл. конструктор Л.В.Люльев¹
Изготовитель ракеты ... ПО "Машино-строительный завод им. М.И.Калинина"
Код НАТО SSC-X-4 *Slingshot*
Тип комплекса стратегический подвижный комплекс с крылатой ракетой

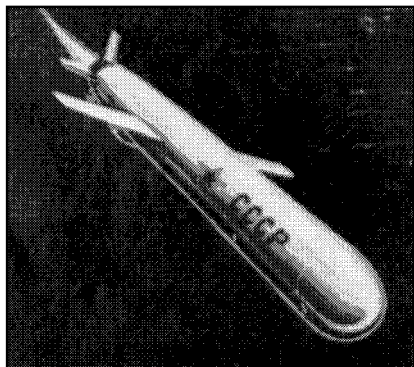
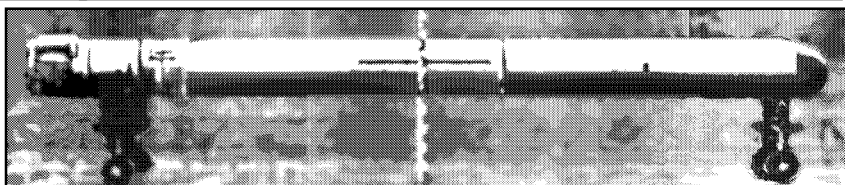
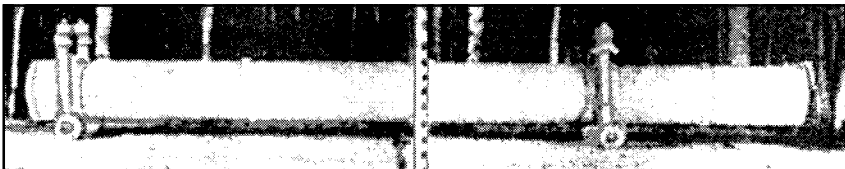


Рисунок крылатой ракеты РК-55, приводившийся в зарубежных источниках

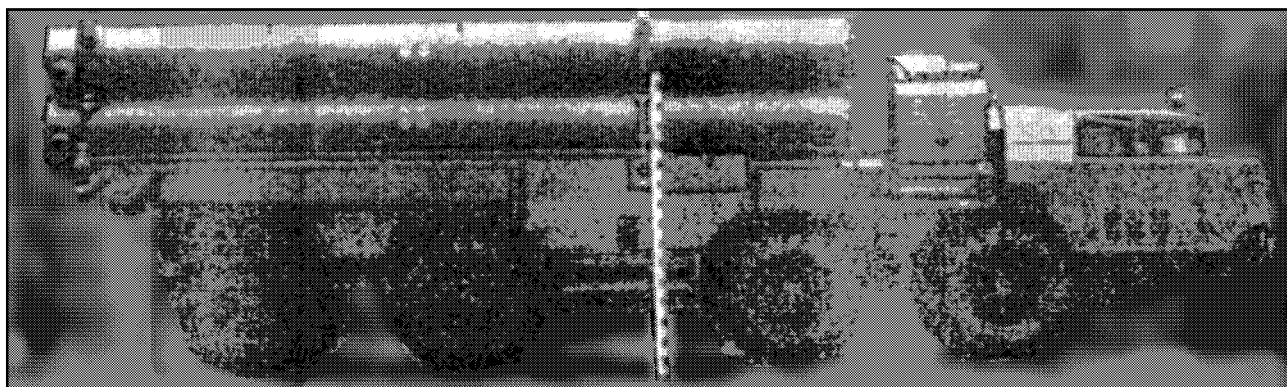


Крылатая ракета РК-55

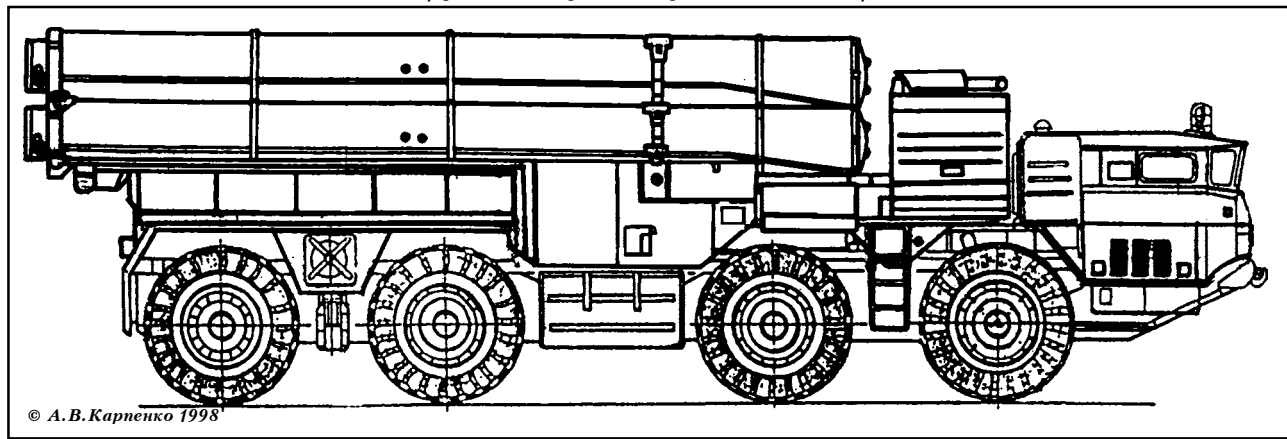


Транспортно-пусковой контейнер для стратегической крылатой ракеты РК-55

Состояние	испытания в 1982-1986 годах, ракеты и ПУ уничтожены по договору о РСМД	Тип старта из ТПК за счет старт. двигат.
Ракета	РК-55	Число ступеней
Дальность стрельбы, км	3000	2
Высота полета, м	200	Размеры ракеты, м:
Макс. скорость, М	0,7-0,9	- длина полная
Тип боевой части	термоядерная	- размах крыла
Система управления	инерциальная с коррекцией траектории по рельефу местности с помощью цифровых карт ¹	- длина в ТПК
Разработчик ИНС	НИИП ²	- макс. диаметр корпуса
- главный конструктор	А.С.Абрамов ¹	Стартовый вес, т
Органы управления	аэродинамич. рули	Вес ракеты с ТПК, т
		Первая ступень (ускоритель):
		Размеры, м:
		- длина полная
		- макс. диаметр корпуса
		Тип топлива
		Двигатель



Самоходная грунтовая пусковая установка для ракеты РК-55



Самоходная грунтовая пусковая установка для ракеты РК-55

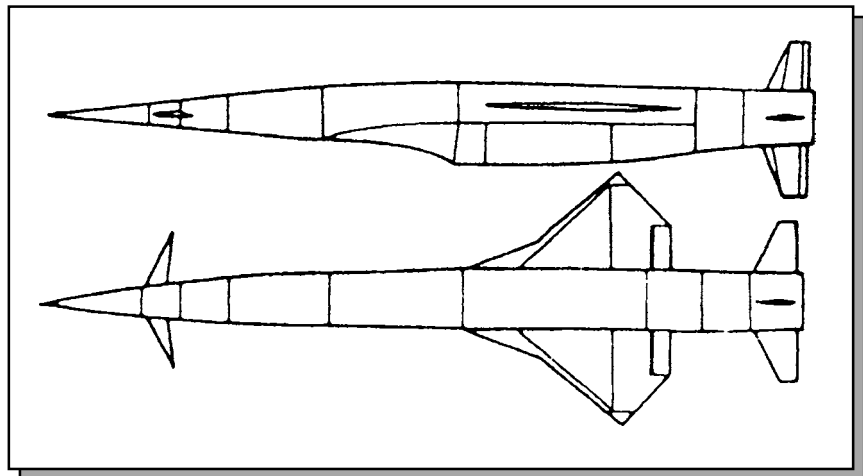
1 - "Российская наука - Военно-морскому флоту" под редакцией академика А.А.Саркизова - "Наука", М: 1997
 2 - "НИИПриборостроения - лидер в разработке малогабаритных инерциальных систем управления ракетами" - "Военный парад" май-июнь 1998

Ракетные комплексы средней дальности

Вторая ступень:	Транспортно-пусковой контейнер:	База МАЗ-543М
Размеры, м:	Размеры, м:	Число осей 4
- длина полная 7,10	- длина полная 8,39	Размеры, м:
- макс. диаметр корпуса 0,51	- макс. диаметр корпуса 0,65	- длина полная 12,8
Двигатель двухконтурный	Пусковая установка:	- высота 3,05
ТРДД ¹	Тип грунтовая подвижная	- ширина 2,80
- разработчик . КБ под руководством	Изготовитель Опытный завод ПО	Полный вес ПУ, т 29,1
О.Н.Фаворского ¹	"Машиностроительный завод	Тип двигателя дизель
Тип топлива керосин	им. М.И.Калинина (НПП "Старт")	Максимальная скорость, км/ч 60
		Число ракет на ПУ 6

Стратегический ракетный комплекс с крылатой ракетой "Метеорит" ("Метеорит-Н", ЗМ25)¹

Ракета создавалась по Постановлению СМ от 9 декабря 1976 года¹ в трех вариантах: кора-бельная стратегическая крылатая ракета "Метеорит-М"² (код НАТО: *SS-N-24 Scorpion*), которой была оснащена одна переоборудованная атомная подводная лодка проекта 667М³ в 1980 году; авиационная стратегическая ракета "Метеорит-А" (код НАТО: *AS-X-19^{4, 5}*) для вооружения тяжелых бомбардировщиков Ту-95¹; стратегическая ракета для наземных пусковых установок "Метеорит-Н"¹. В некоторых источниках^{4, 6} ракета именуется "Гром". Ракета выполнена по схеме "утка" со стреловидными складывающимися крылом и вертикальным оперением. Первый испытательный пуск ракеты с наземного стенда, состоявший из 20 мая 1980 года, был неудачным, как и три последующих пуска. Первый успешный пуск ракеты состоялся 16 декабря 1981 года. 26 декабря 1983 года ракета "Метеорит" стартовала с подводной лодки проекта 667М, оснащенной 12 пусковыми установками для таких ракет, на полигоне в Баренцевом море. Ракета не развертывалась в связи с реализацией договора о ликвидации РСМД.



Предполагаемый вид крылатой ракеты (Рисунок S.Zaloga)

Разработчик . НПО Машиностроения ^{1, 2}		коррекции траектории
Гл. конструктор В.Н.Челомей ¹		полета системой радиолокационного
Код НАТО <i>SSC-X-5 (GLCM)</i>		считывания местности ¹
Тип комплекса стратегический	подвижный комплекс со сверхзвуковой крылатой ракетой	Органы управления ... аэродинамич. рули
	средней дальности	Тип старта из контейнера с помощью
Состояние комплекс предполагался к	принятию на вооружение	стартового
	в середине 1990-х годов	ускорителя
Ракета типа ЗМ25 ¹		Число ступеней 2
Дальность стрельбы, км 3000 ⁴	(4000 ⁵ -5000 ^{1, 3})	Размеры, м:
Скорость полета, М 2,5-3,0 ⁵	(3000 км/ч ¹)	- длина полная 12,5(12,8 ¹ -13,0 ⁵)
Высота полета, км 20 (22-24 ¹)		Вес ракеты, т 12,65 ¹
Тип боевой части термоядерная		Первая ступень (ускоритель):
Вес боевой части, кг 1000		Двигатель два ЖРД ¹
Система управления инерциальная с		- время работы, с 32 ¹
		Вторая ступень (маршевая ступень):
		Размеры, м:
		- длина полная 12,5-13,0 ⁵
		Вес, т 6,3 ³ -6,38 ¹
		Двигатель ТРД ¹

1 - А. Широкопад . "Ракеты над морем" - "Техника и вооружение", №11-12, 1997
 2 - Б.Е.Черток . "Ракеты и люди, горячие дни холодной войны", М:Машиностроение, 1997
 3 - "Техника и оружие", №2-1995
 4 - Г.Костев. "Крылья" складывать рано" - "Красная звезда"
 5 - Jane's Strategic Weapon system, 1992
 6 - Missile Forecast - Forecast International/DMS, 1996

ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Проект МБР по теме Т-1 (Н-3)

Первые работы по созданию межконтинентальных баллистических ракет в Советском Союзе велись на основе изучения немецкого опыта ракетостроения. Уже в марте 1946 года С.П.Королев сделал доклад «Восстановление и разработка проекта ракеты А-9». В 1949 году на базе пакета из трех ракет средней дальности Р-3, предложенного М.К.Тихоновым (4 НИИ МО), предлагалось создать отечественную межконтинентальную баллистическую ракету. Работы по теме Н-3, в которой рассматривались различные типы ракет дальнего действия, в том числе и составные ракеты, с дальностью стрельбы 5000-10000 км и массой боевой части 1-10 т, были заданы Постановлением СМ СССР от 4 декабря 1950 года. Работы по теме Н-3 завершились в 1951 году, а ее дальнейшим продолжением стала работа Т-1, заданная Постановлением СМ от 13 февраля 1953 года, в которой предусмат-

ривались исследования различных схем компоновки двух-ступенчатых баллистических ракет с дальностью стрельбы 7000-8000 км. Эскизный проект МБР по теме Т-1 был подготовлен в октябре 1953 года. Но в это время разработчики ядерных боевых частей представили проектные материалы, где масса термоядерного заряда увеличилась почти вдвое. Это обстоятельство заставило искать новые технические решения, результатом которых стало появление первой отечественной МБР Р-7.

Разработчик ОКБ-1 НИИ-88
 Главный конструктор С.П.Королев
 Состояние проект 1950-1953 годов
 Ракета Т-1
 Дальность стрельбы, км 7000-8000

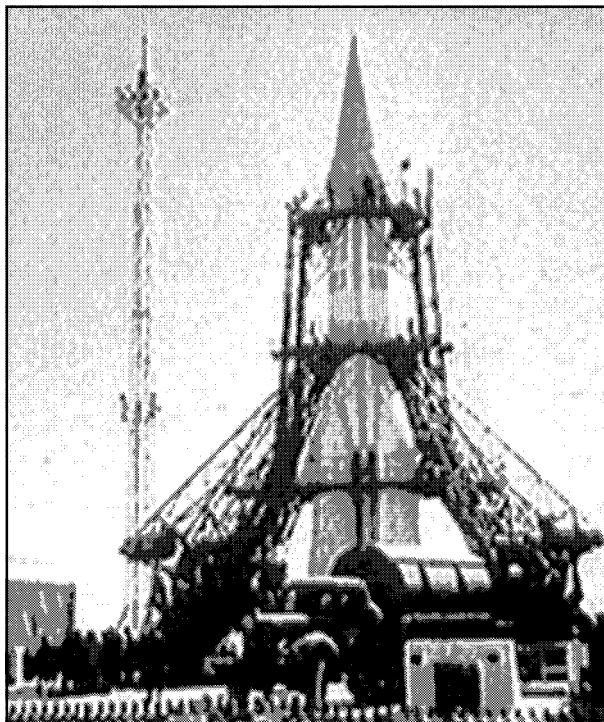
Тип головной части ядерная
 Вес головной части, т 3
 Система управления инерциальная
 Органы управления газовые рули
 Стабилизаторы аэродинамические
 Тип старта с наземной пусковой установки за счет собственных двигателей
 Число ступеней ракеты 2
 Стартовый вес, т 170
Первая ступень:
 Двигатель ЖРД
Вторая ступень:
 Двигатель четырехкамерный ЖРД
Стартовый комплекс:
 Тип наземный
 Число ракет на ПУ 1

Ракетный комплекс с МБР Р-7 (8К71)

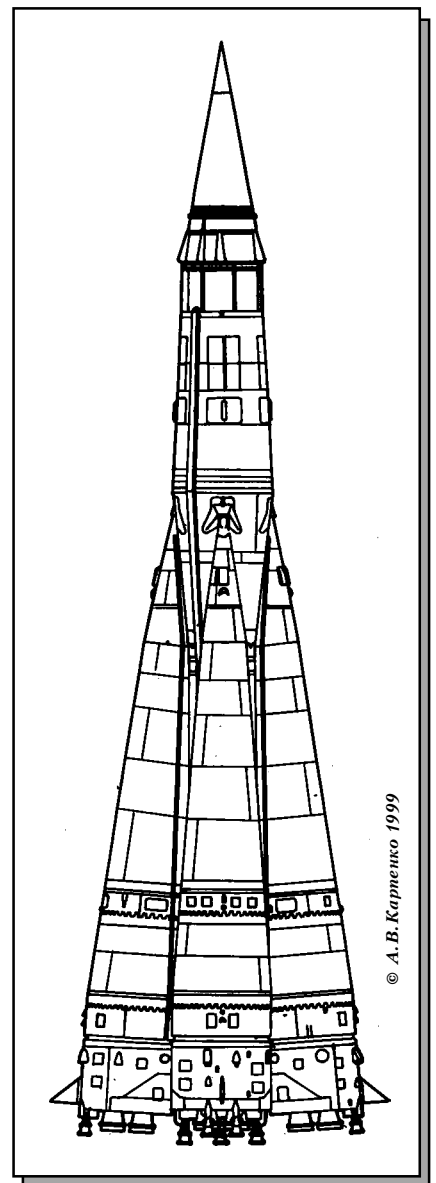
Работы по ракетному комплексу с МБР заданы постановлением СМ СССР и ЦК КПСС от 20 мая 1954 года. На двухступенчатой ракете Р-7 впервые в отечественной практике была реализована пакетная схема блоков первой и второй ступеней, использована система

опорожнения баков и синхронизации СОБИС, созданная коллективом главного конструктора А.С.Абрамова. Для повышения точности стрельбы на ракете была применена радиосистема бортовой коррекции ("БРК"), созданная

под руководством М.С.Рязанского. В системе использовались наземные радиотехнические пункты, размещенные слева и справа от плоскости стрельбы на значительном удалении от стартовой позиции. Бортовая радиоизмерительная аппаратура определяла боковые отклонения и скорость ракеты, что позволяло вводить коррекцию в работу двигательной установки. При проектировании ракеты масса боеголовки была задана в 5 тонн (предполагалось разместить мега-тонный боезаряд в форме шара). В результате проектных исследований разработчиком - КБ-11 (Арзамас-16) масса боеголовки была



МБР Р-7 на стартовом комплексе



Ракета Р-7 (8К71)

© А.В.Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

снижена до 1,5 тонн при сохранении заданной мощности.

Систему управления разрабатывали с 1953 года конструкторские бюро и институты, руководимые Н.А.Пилюгиным, В.И.Кузнецовым и М.С.Рязанским. Система управления ракетного комплекса состояла из двух частей: бортовой системы управления и испытательно-пусковой наземной аппаратуры. Бортовая система управления состояла из: автомата стабилизации (куда входили гировертикал, гиригоризонт, рулевые машины с потенциометром обратной связи и др.); регулятора кажущейся скорости (с двумя гироскопическими датчиками, датчиком давления в камерах сгорания и др.); автомата управления дальностью (с измерителем маятнкового типа и блоков электрических интеграторов). Двигатели для ракеты разрабатывал коллектив В.П.Глушко.

В течение 1954-1956 годов на заводах радиотехнической промышленности было развернуто серийное производство бортовой аппаратуры и наземных станций слежения в стационарном и подвижном вариантах. В 1956-1957 годах было выпущено более 50 комплектов наземных установок для полигона в Тюра-Таме и измерительных пунктов. Для измерения параметров падающих головных частей ракеты на Камчатке были созданы наземные измерительные пункты НИП-6 (в районе Елизова) и НИП-7 (в районе Ключей). Для ракеты в ОКБ МЭИ была разработана радиотелеметрическая аппаратура «Трал» (в нескольких модификациях) с 48 измерительными каналами, а в СКБ-567 в 1956 году - новая телеметрическая система РТС-5 (из-за значительного веса бортовой измерительной аппаратуры дальность ракеты снизилась до 6314 километров).

Строительство полигона для испытаний новой МБР было задано Постановлением СМ СССР от 12 февраля 1955 года №292-181 и началось 2 июня 1955 года в районе железнодорожной станции Тюра-Там (Казахстан). К окончанию строительства в 1957 году были построены комплексы: стартовый из двух ПУ и технический для сборки поступающих с завода-изготовителя ракет. Новый полигон получил наименование НИИП-5. Летные испытания ракеты начались на НИИП-5 в мае 1957 года, за них отвечал НИИ-4 МО. Первая летная ракета с заводским номером М1-5 прибыла на техническую позицию 3 марта 1957 года. Предстартовые испытания начались 6 мая и продолжались 110 часов. Первый пуск состоялся 15 мая (пуск неудачный, загорелся блок Д первой ступени, управляемый полет продолжался до 98 секунды, ракета упала в 300 км от старта). Второй пуск - в июне - из-за неисправности был отложен (ракета М1-6, отказала система управления). Третий пуск состоялся 12 июля 1957 года (ракета М1-7 сгорела на старте).

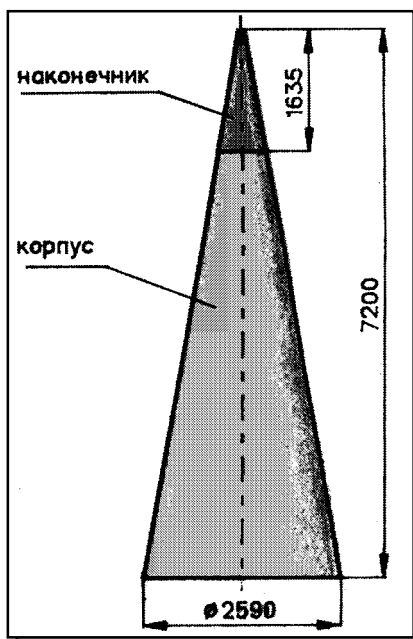
Из первых семи пусков четыре были удачными. 21 августа 1957 года (четвертый пуск) ракета Р-7 заводской



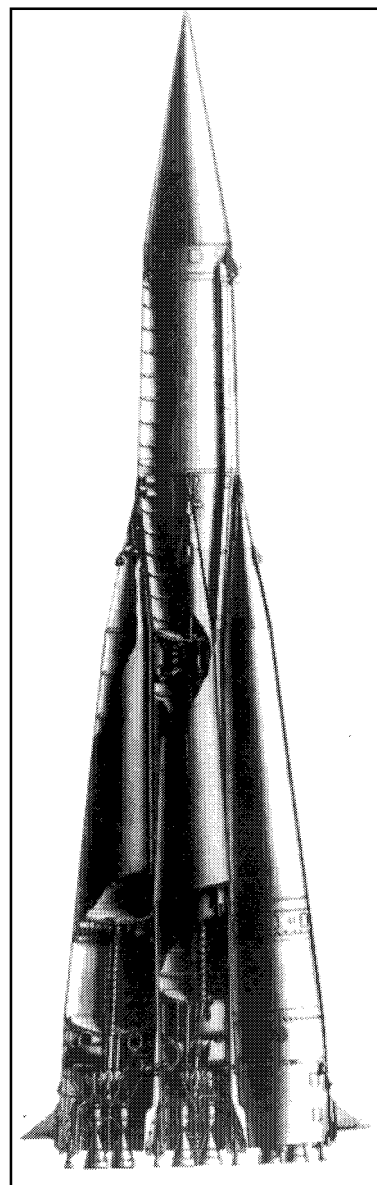
Подготовка МБР Р-7 к пуску

номер М1-8 достигла полигона в районе Камчатки, пролетев 5600 км. Пятый пуск состоялся 7 сентября 1957 года (ракета М1-9).

На ракете М1-11 была установлена головная часть новой формы и телеметрическая система «Трал-Г2» со штыревыми антеннами под теплозащитной обмазкой. Она стартовала 30 января 1958 года и была первой, у которой головная часть дошла до Земли (блок 2 ступени не отделился), перелет составил 80 км. Первая информация с помощью бортовой системы радиотелеметрии и автономных регистраторов получена при пуске 29 марта



□ Головная часть ракеты Р-7
Разрез ракеты Р-7
(первый этап) □



Отечественные стратегические ракетные комплексы

1958 года. При пуске 4 апреля 1958 года ракеты М1-12 перелет составил 68 км и отклонение вправо - 18,2 км. При старте 24 мая 1958 года ракеты Б1-3 недолет составил 45 км, следующая ракета Б1-4 была снята со старта. Для совместных испытаний было изготовлено 16 ракет Р-7 (8 на опытном заводе ОКБ-1 и 8 на заводе №1 Куйбышевского совнархоза). Из них 4 достигли Камчатки с большими отклонениями, 8 прошли нормально с КВО, не превышающим 6 км. 30 июля 1959 года был выполнен экспериментальный пуск ракеты Р-7 с ядерной боевой частью. При пуске 27 ноября 1959 года перелет составил 1,75 км и боковое отклонение 0,77 км.

Параллельно с испытаниями бое-вых вариантов ракеты проводились запуски первых спутников ракетами серии М1-1СП и др. 15 мая 1958 года ракетой Б1-1 был выведен на орбиту третий ИСЗ, весом 1327 кг. Между ЛКИ и совместными испытаниями ракеты Р-7 "вклинились" три пуска трехступенчатой лунной ракеты 8К72, созданной на базе ракеты 8К71.

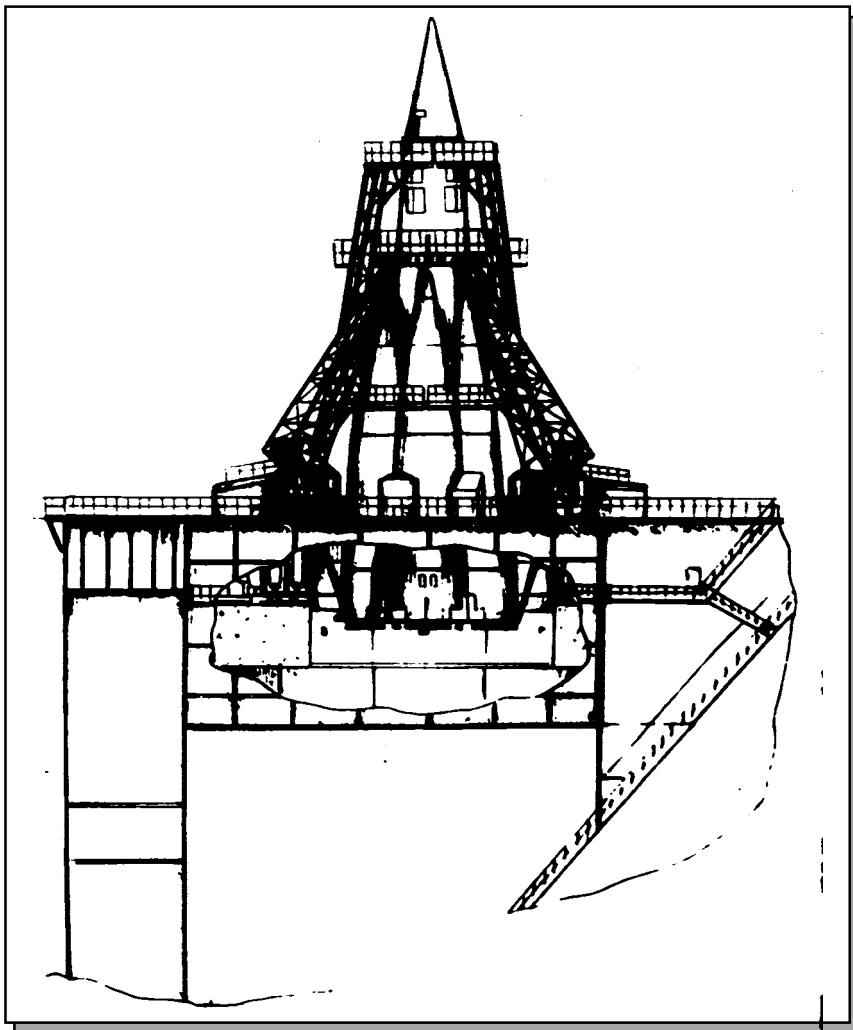
Строительство боевой стартовой позиции - объект «Ангара», ныне космодром Плесецк, было задано Постановлением Правительства от 11 ноября 1957 года №61-39. Предполагалось разместить ракетную дивизию (первое в СССР ракетное соединение с МБР) в составе нескольких ракетных полков с МБР Р-7. Строительство первой ПУ было начато в апреле 1957 года и закончено в декабре 1959 года. Первые две серийные ракеты были собраны на Куйбышевском заводе «Прогресс» в 1958 году. В январе 1960 года первый ракетный комплекс Р-7 с пусковой установкой №1 был поставлен на боевое дежурство, к июню 1961 года были приняты на вооружение аналогичные комплексы с ПУ №№2, 3, 4 (15 июля 1961 года к боевому дежурству приступила 70-я боевая стартовая площадка со стартами №3 и №4).

Боевой ракетный комплекс с ракетой Р-7 состоял из стационарных наземных сооружений и включал в себя: техническую и стартовую позиции, специальную позицию проверок и подготовки головных частей, два пункта радиуправления, места хранения топлива и вспомогательные сооружения. Предстартовая подготовка ракеты Р-7 и ее пуск осуществлялись при помощи комплекта агрегатов наземного оборудования: подъемно-транспортного оборудования, комплекта приборов прицеливания, проверочно-пускового, стартового, заправочного, вспомогательного оборудования.

Боевая стартовая позиция ракеты Р-7 имела незащищенную ПУ, площадку с подъездными путями для железнодорожного транспортно-установочного лафета и подвижных средств заправки, а также специальные сооружения бункерного типа для размещения пультов, агрегатов и командного пункта.

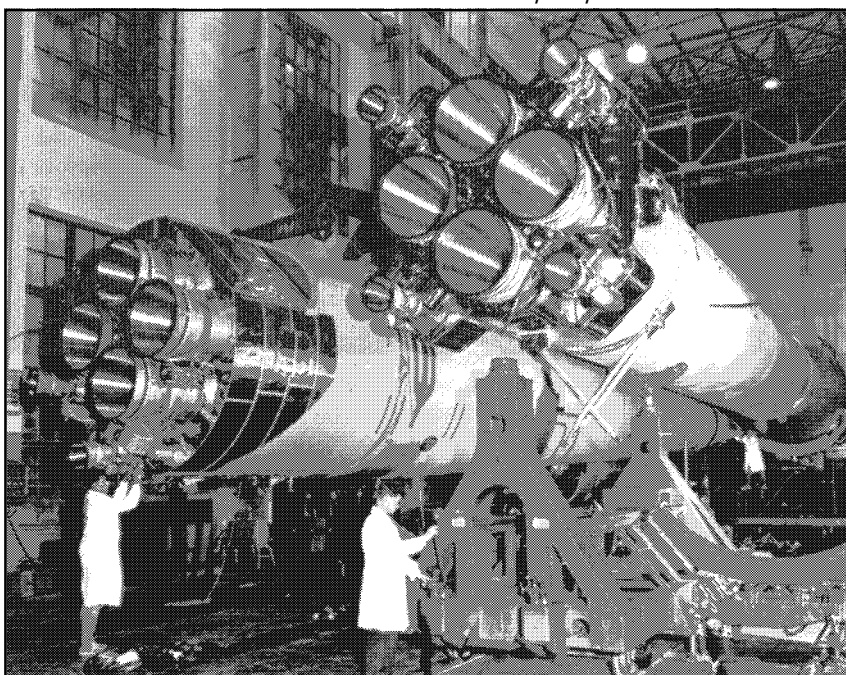
Для управления ракетой в полете строились наземные пункты радиуправления (главный и зеркальный),

удаленные на 276 км от стартовой позиции и на 552 км друг от друга. Система радиуправления позволяла осуществлять



Наземный стартовый комплекс МБР Р-7

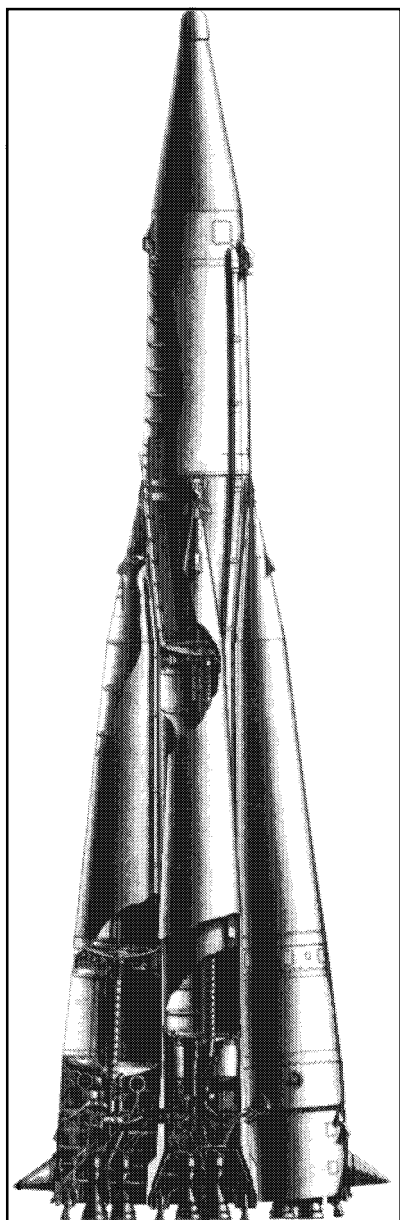
Сборка ракеты Р-7 на заводе



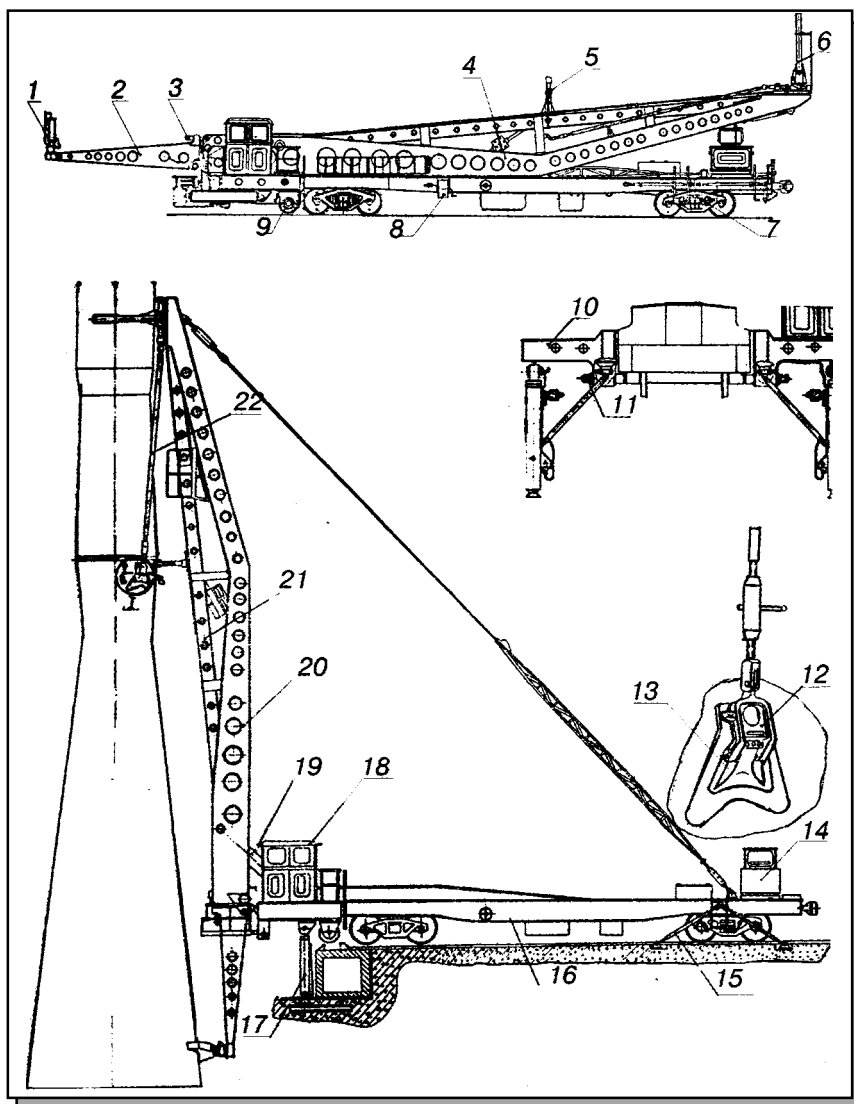
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

пуск МБР Р-7 в секторе $+30^{\circ}$ в сторону зеркального пункта и -10° в сторону основного пункта. Система радиуправления ракетой работала на конечном участке активного полета и управляла дальностью полета Р-7, а также определяла координаты точки падения головной части. Измерение параметров движения, передача команд и контроль за их исполнением в системе радиуправления осуществлялись по одной многоканальной импульсной линии связи в сантиметровом диапазоне волн. На базе ракеты Р-7 разработаны космические ракеты-носители: «Спутник», «Восток», «Молния», «Союз» и др. По инициативе С.П.Королева был предложен противоспутниковый ракетный комплекс на базе МБР Р-7 с истребителем спутников в качестве последней ступени. Для наведения комплекса предполагалось

использовать радиолокационные средства противоракетной системы «А». Истребитель спутников разрабатывался в ОКБ-155 А.И.Микояна.



Ракета Р-7
(второй этап)



Установщик 8У213:

1 - ложемент нижний; 2 - откидная консоль; 3 - винтовые замки; 4 - стрела; 5 - средняя подвижная опора; 6 - верхний захват; 7 - ходовые железнодорожные тележки; 8 - кабель питания; 9 - механизм передвижения; 10 - крылья; 11 - стяжные болты; 12 - серьга подвески; 13 - силовой элемент подвески; 14 - насосная установка; 15 - винтовые стяжки; 16 - рама основания; 17 - гидравлические опоры; 18 - кабина управления; 19 - гидроцилиндры подъема стрелы; 20 - изогнутые балки; 21 - балка-шпренгель; 22 - продольные штанги

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик ОКБ-1 НИИ-88
Главный конструктор С.П.Королев
Ведущий конструктор Д.И.Козлов
Изготовитель ракет завод №88

(опытные образцы)
 и завод №1 "Прогресс" (серия)

Код НАТО SS-6 *Sapwood*

Тип комплекса ракетный комплекс с
 МБР первого поколения

Состояние испытания с 1957 года.

На вооружение принят 20 января
 1960 года, снят с вооружения
 в середине 1960-х годов

Ракета Р-7 (8К71)

Дальн. стрельбы, км .. 8500-8800 (8000)

Максимальная скорость, м/с 7900

Точн. стрельбы (КВО), км 2,5- 5,0
 (предельное отклонение-10 км)

Головная часть:

- тип моноблочная, термоядерная

- мощность заряда, Мт 3-5

- разработчик заряда КБ-11

- длина, м 7,27

- вес, кг 5300-5500

Система управления:

- тип .. инерциальная с радиокоррекцией
 по направлению и дальности

- разработчик НИИ-885

- разработчик гиросприборов . НИИ-10

- радиотелеметр. аш-ра . "Трал" (РТС-5)

Органы управления .. рулевые ЖРД I-й
 и II-й ступени и воздушные рули

Тип старта с наземной пусковой
 установки за счет собственных
 двигателей обеих ступеней

Число ступеней ракеты 2

Размеры ракеты, м:

- длина полная 31,07

- длина без головной части 28,0

Макс. диаметр корпуса, м 10,3-11,2

Стартовый вес, т 280

Вес пустой ракеты, т 27,0

Горючее керосин Т-1

Окислитель жидкий кислород

Вес топлива, т 253,0

**Первая ступень (в составе
 блоков Б, В, Г, Д):**

Число блоков 4

Размеры блока, м:

- длина 19,2

- диаметр 2,68

Вес ступени, т 170

Двигатель четырехкамерный ЖРД
 РД-107 (8Д74)

с двумя рулевыми двигателями

- разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.А.Витка

- число двигателей на блоке 1

- тяга в пустоте, тс 83,7

- время работы, сек 104-130 (140)

Вторая ступень (блок А):

Размеры, м:

- длина 28,0

- диаметр 2,95

Вес ступени, т 93,36

Вес пустой ступени, т 6,465

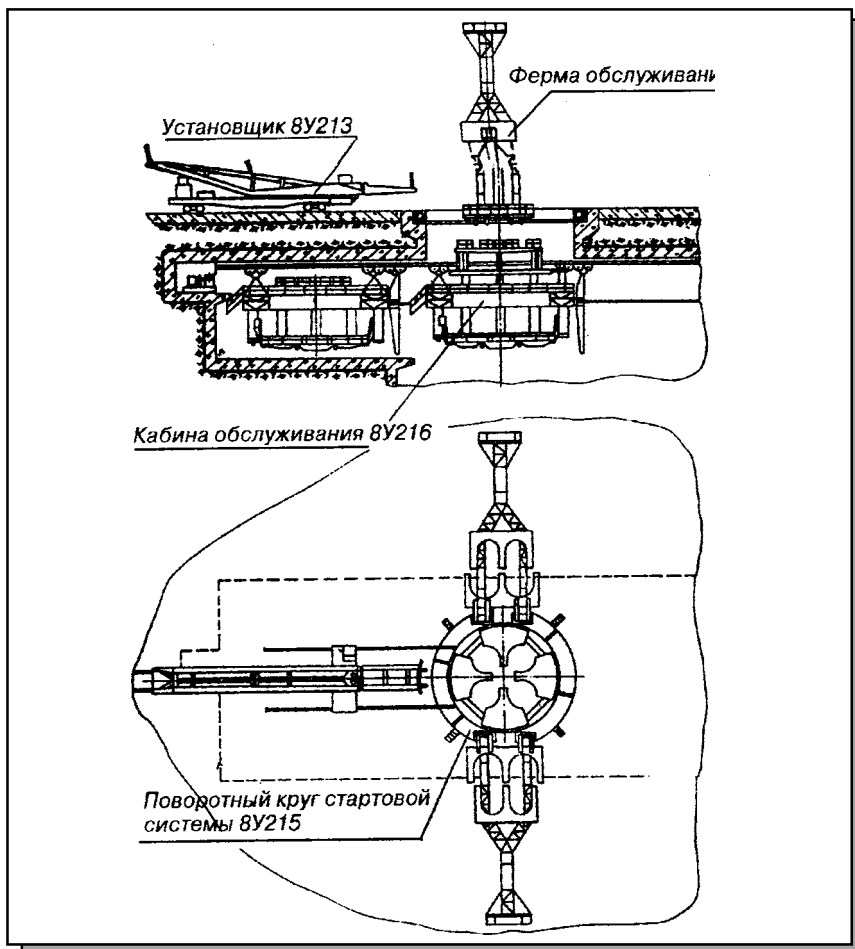
Двигатель 4-камерн. ЖРД РД-108
 (8Д75)

- разработчик ОКБ-456

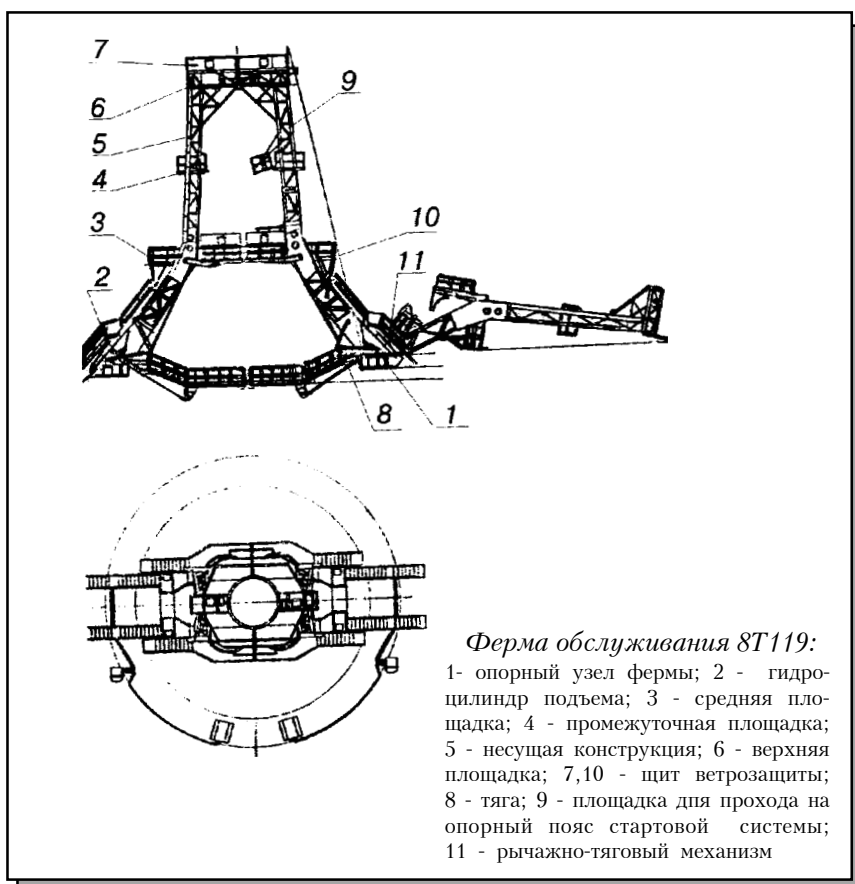
- главный конструктор В.А.Витка

- тяга двигателя в пустоте, тс 75,9

- время работы, сек 285-320



Наземный стартовый комплекс МБР Р-7



Ферма обслуживания 8Т119:

1- опорный узел фермы; 2 - гидроцилиндр подъема; 3 - средняя площадка; 4 - промежуточная площадка; 5 - несущая конструкция; 6 - верхняя площадка; 7,10 - щит ветрозащиты; 8 - тяга; 9 - площадка для прохода на опорный пояс стартовой системы; 11 - рычажно-тяговый механизм

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Головная часть:

Форма коническая
 Размеры, м:
 - длина 7,2
 - длина наконечника 1,635
 - диаметр 2,59

Стартовый комплекс:

Тип наземный 8У215 "Тюльпан"
 Разработчик КБ-59 "Компрессор"
 Гл. конструктор В.П.Бармин
 Изготовитель ЛМЗ
 Размеры, м:
 - длина 50
 - ширина 50
 - высота 40
 - диаметр проема 15

Число ракет на ПУ 1
 Подвеска ракеты свободная через опорные конуса боковых блоков
 Навед. по азимуту поворотн. круг 8У215
 Условия применения:

- температура воздуха, °С -40/+50
 - скорость ветра, м/с 15

Время нахождения ракеты в заправленном состоянии, суток 30

Техническая готовность к старту, ч 2

Установщик ракеты 8У213

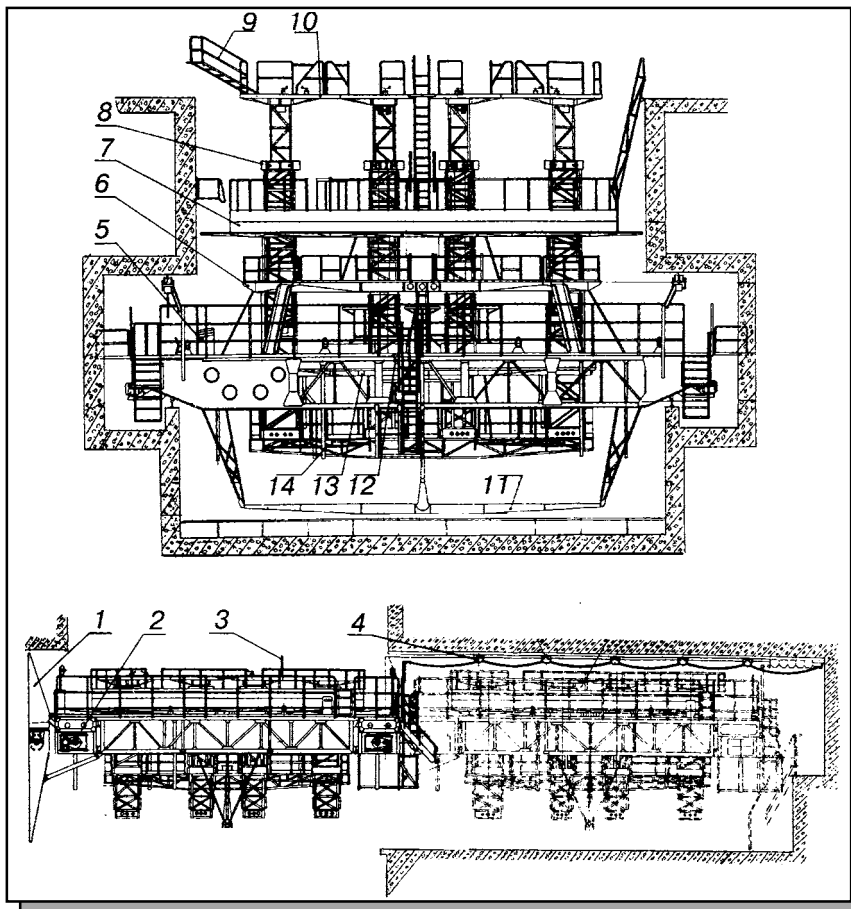
Тип .. гидравлический, на ж/д платформе
 Разработчик ЦКБТМ
 Изготовитель з-д "Подъемник"
 Вес, т 120
 Скорость движения, км/ч до 10

Ферма обслуживания 8Т119

Разработчик ЦКБТМ
 Изготовитель завод ПТО им. С.М.Кирова
 Время установки, мин 15

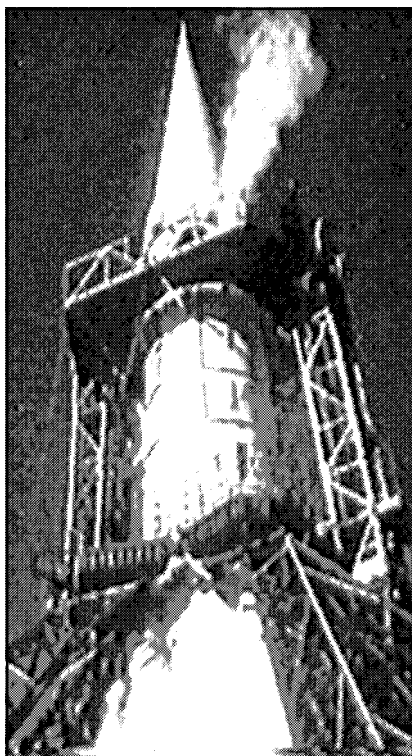
Кабина обслуживания 8У216

Тип выдвигная
 Разработчик ЦКБТМ
 Изготовитель НКМЗ



Кабина обслуживания 8У216 (пунктиром показана кабина, убранный в нишу стартового сооружения):

1 - привод механизма передвижения; 2- штора теплозащиты; 3, 4 - кабель питания; 5 - пульт управления; 6 - площадки центральные; 7 - средний ярус площадок; 8 - двухсекционная колонна; 9 - трапы входа на кабину; 10 - площадка кольцевая; 11,12- механизм поворота круга; 13 - круг поворотный; 14-металлоконструкции



МБР Р-7 на стартовом

□ Подготовка МБР Р-7 к пуску комплексе

Ракетный комплекс с МБР Р-7А (Р-7М)

Работы по созданию ракеты Р-7А (8К74) с легкой головной частью на базе ракеты Р-7 велись с 1957 года в соответствии с Постановлением СМ СССР от 2 июля 1958 года и ТТЗ, утвержденным 12 июля 1958 года. На ракете была установлена новая аппаратура автономной системы управления и система радиоуправления уменьшенных габаритов и веса, применены двигатели увеличенной мощности.

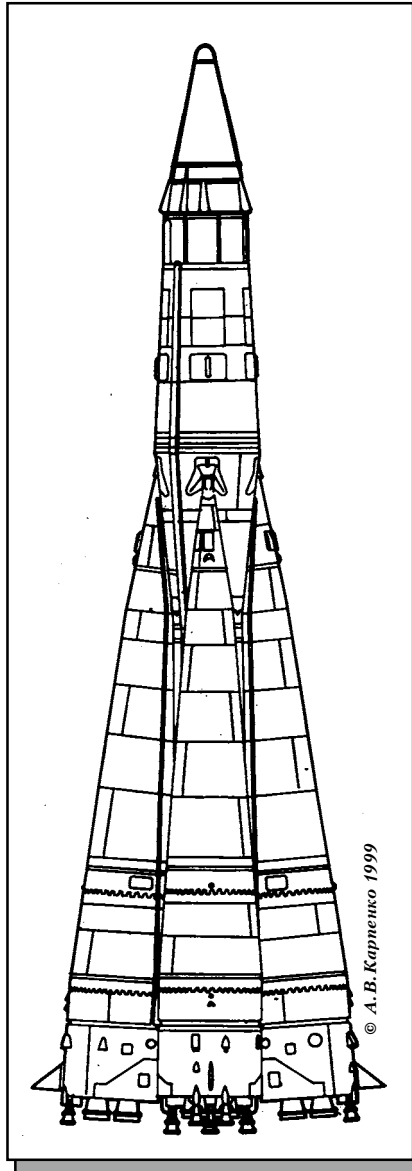
Новая система радиоуправления с упрощенной наземной аппаратурой, решала задачи управления только дальностью полета ракеты. Это позволило разместить наземный комплекс системы радиоуправления вблизи боевой стартовой позиции. Испытания Р-7А начались с 24 декабря 1959 года (запущено две ракеты) и закончились в июле 1960 года. В рамках ЛКИ предполагалось произвести 8 пусков, из них три на предельную дальность по объекту «Кама» на Камчатке и в заданный район Тихого океана. Первый пуск на предельную дальность состоялся 20 января 1960 года. В начале 1960 года произошла авария ракеты 8К74.

1 января 1960 года была поставлена на боевое дежурство первая боевая стартовая станция с МБР Р-7 (г. Плесецк, командир Г.К.Михеев), а 16 июля с нее впервые в ВС СССР было произведено два учебно-боевых пуска ракет Р-7А с боевой стартовой позиции. Весной 1960 года первый боевой стартовый комплекс с МБР Р-7А под командованием М.Н.Григорьева был поставлен на боевое дежурство под Плесецком.

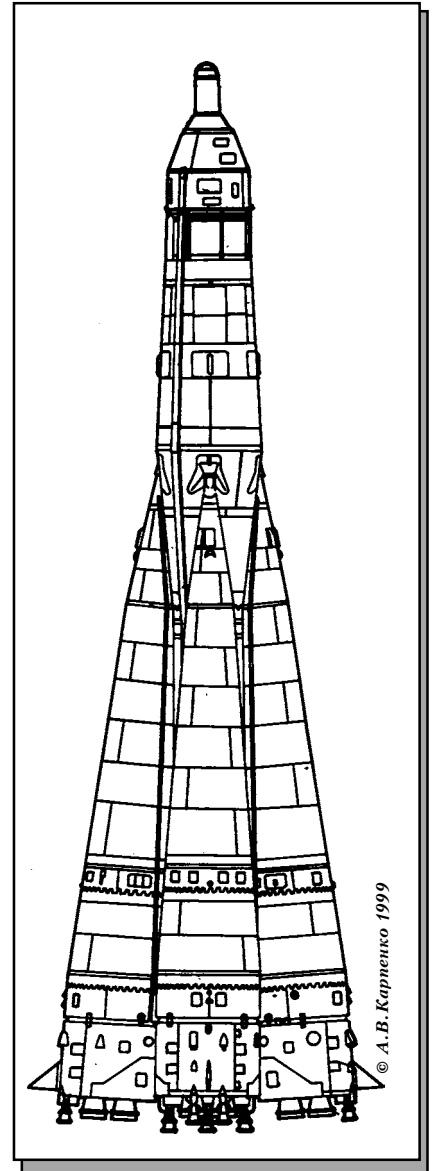
При старте межконтинентальной баллистической ракеты Р-7А включались одновременно двигатели первой и второй ступеней. После 120 секунд полета на высоте 50 км и при скорости около 3200 м/с двигатели первой ступени прекращали работу и четыре боковых блока отделялись. Двигатели второй ступени продолжали работу до 320 секунд полета. Суммарная тяга работающих одновременно двигателей двух ступеней ракеты - 410 тс.

По заданию маршала М.И.Неделина был проработан вариант ракеты Р-7А с облегченной на 600 кг головной частью (предполагалась установка БЧ от ракеты Р-9 мощностью 1,65 Мт), рассчитанный на дальность в 16000-17000 км. Зимой 1961 года этот вариант ракеты Р-7А был испытан.

Разработчик ОКБ-1
Главный конструктор С.П.Королев
Ведущий конструктор Д.И.Козлов
Изготовитель з-д №1 ("Прогресс")
Код НАТО SS-6 *Sapwood*
Тип комплекса стратегический ракетный комплекс, первого поколения



Ракета Р-7А (8К74)



Ракета Р-7А (8К710)

Состояние на вооружении с 12 сентября 1960 года.
 До 1968 года на вооружении находилось 4 стартовых комплекса
 Ракета Р-7А (8К74, 8К710)
 Дальн. стрельбы, км 9000-9500 (тяжелый блок), 12000-14000 (легк. блок)
 Точн. стрельбы (КВО), км более 5
 Головная часть:
 - тип термоядерная с тяжелым и легким боевыми блоками
 - мощность заряда, Мт:
 тяжелый блок 5
 легкий блок 3
 - вес тяжелого блока, кг 3000-3700
 - вес легкого блока, кг 2200
 Система управления инерциальная
 Органы управления рулевые ЖРД I и II ступени, воздушные рули
 Тип старта с наземной пусковой установки за счет собственных двигателей

Число ступеней ракеты 2
 Длина ракеты полная, м 29,2-31,4
 Макс. диаметр корпуса, м 10,3
 Стартовый вес, т 276
 Вес пустой ракеты, т 22,0
 Горючее керосин Т-1
 Окислитель жидкий кислород
 Вес топлива, т 250,0
Первая ступень (в составе четырех блоков - Б, В, Г, Д):
 Размеры, м:
 - длина 19,8
 - диаметр 2,68
 Двигатель четырехкамерный ЖРД РД-107 с двумя рулевыми ЖРД
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор В.А.Витка
 - тяга в пустоте, тс 102
Вторая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 28,0
 - диаметр 2,95

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Вес ступени, т 93,355
 Двигатель четырехкамерный ЖРД
 РД-108 с 4-мя рулевыми двигателями
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор В.А.Витка
 - тяга двигателя в пустоте, тс 96
 - время работы, сек 320

Рулевой двигатель I и II ступеней:
 - тип однокамерный ЖРД
 - разработчик ОКБ-1
 - тяга двигателя в пустоте, тс 3,1
 - давление в камере сгорания, кг/см² 40

Головная часть:

Форма коническая
 Размеры, м:
 - длина 5,505
 - длина наконечника 0,765
 - диаметр 2,42

Стартовый комплекс:

Тип наземный 8У215
 Разработчик КБ-59 "Компрессор"
 (ГСКБ "Спецмаш")

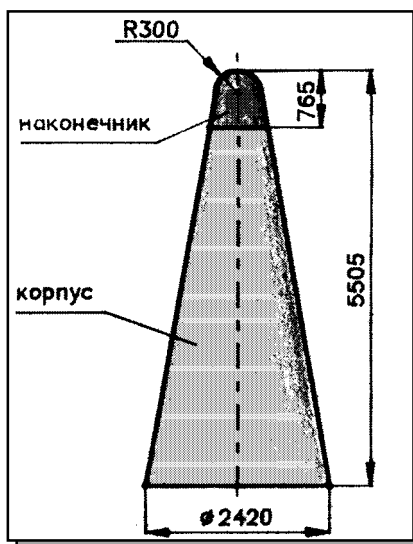
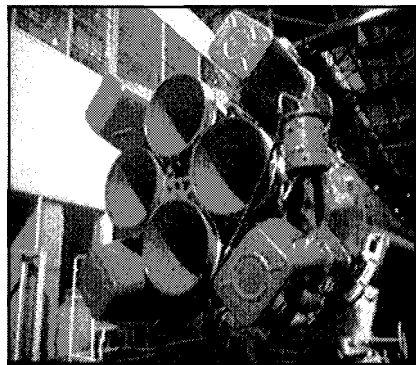
Гл. конструктор В.П.Бармин
 Изготовитель ЛМЗ
 Размеры, м:

- длина 50
 - ширина 50
 - высота 50

Число ракет на ПУ 1
 Время подготовки к старту, ч:
 - на тех. позиции 14-16
 - на стартовой позиции 9

Установщик ракеты:

Тип 8У213



Головная часть ракеты Р-7А

Разработчик ЦКБТМ
 Изготовитель з-д "Подъемник"
 Вес, т 120
 Скорость движения, км/ч до 10

Ферма обслуживания:

Тип 8Т0119
 Разработчик КБ з-да ПТО им.
 С.М.Кирова

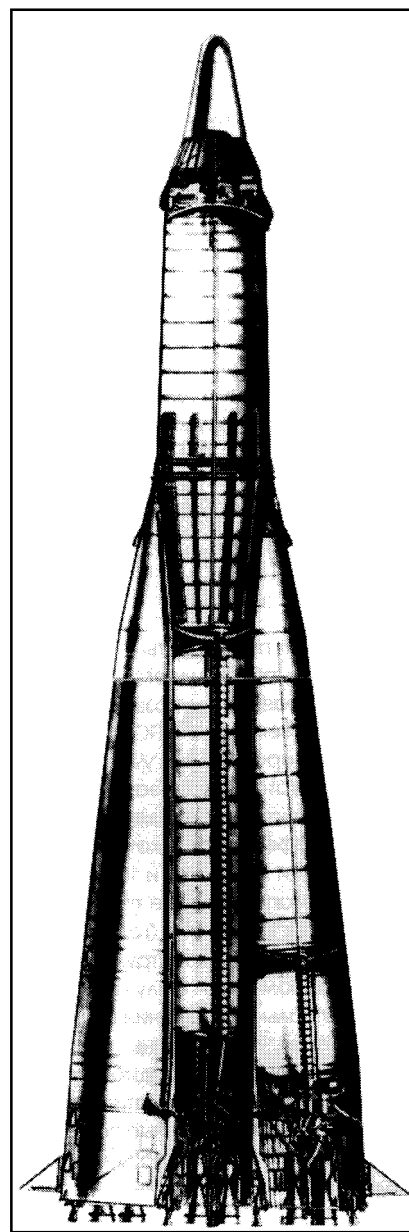
Изготовитель завод ПТО им. С.М.Кирова
 Время установки, мин 15

Кабина обслуживания:

Тип 8У0216
 Разработчик КБ НКМЗ
 Изготовитель НКМЗ

Центральный блок МБР Р-7 в
 сборочном цехе завода

"Прогресс"
 Ракета Р-7А □



Проект ракетного комплекса с тяжелой МБР Р-8

В.П.Глушко в 1956 году выступил с инициативным предложением о возможности разработки стратегического ракетного комплекса с тяжелой многоступенчатой МБР Р-8, оснащенной ЖРД. Предложение было поддержано М.И.Неделиным, но отвергнуто специ-

алистами ОКБ-1 главного конструктора С.П.Королева

Разработчик ОКБ-456

Главный конструктор В.П.Глушко

Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с МБР, первого поколения

Состояние ... техническое предложение

Стартовый вес, т 650

Тип топлива НДМГ

Первая ступень:

Двигатель четыре ЖРД

- разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.П.Глушко

- тяга, т 800-1000

Проект ракетного комплекса с МБР 8К73

В ОКБ-1 под руководством главного конструктора С.П.Королева в 1962-1964 годах велось проектирование многоступенчатой МБР с моноблочной термоядерной боевой частью.

Разработчик ОКБ-1

Главный конструктор С.П.Королев

Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с МБР, первого поколения

Состояние ... проект начала 1960-х годов

Ракета 8К73

Дальн. стрельбы, км более 10000

Точн. стрельбы (КВО), м ... около 5000

Тип головной части моноблочная,

термоядерная

Мощность заряда, Мг 1-5

Забрасываемый вес, т 3-5

Система управления инерциальная

Органы управления рулевые ЖРД

Тип старта из ШПУ (или с наземной пусковой установки) за счет собственных

двигателей

Число ступеней ракеты 2-3

Длина ракеты, м 25-30

Макс. диаметр корпуса, м 2,5

Стартовый вес, т 150

Горючее НДМГ

Окислитель кислород

Первая ступень:

Двигатель многокамерный ЖРД

8Д711

Вторая ступень:

Двигатель ЖРД

Ракетный комплекс с МКР "Буря" (изделие "350", В-350, Ла-350, КРМД)

Работы по теме Н-3, в которой рассматривались различные типы ракет дальнего действия, в том числе и составные ракеты, с дальностью стрельбы 5000-10000 км и массой боевой части 1-10 т, были заданы Постановлением от 4 декабря 1950 года, головной организацией был определен НИИ-88.

После успешного завершения темы Н-3 в 1951 году было принято решение о дальнейшем продолжении работы по новой теме - Т-1 для обеспечения создания МБР (головная организация - ОКБ-1 НИИ-88) и теме Т-2 для создания нескольких вариантов МКР (исполнители НИИ-1 МАП, ОКБ-301, ОКБ-23). Для выполнения работ по теме Т-2 из НИИ-88 были переведены в КБ МАП специалисты по крылатым ракетам и системам астронавигации.

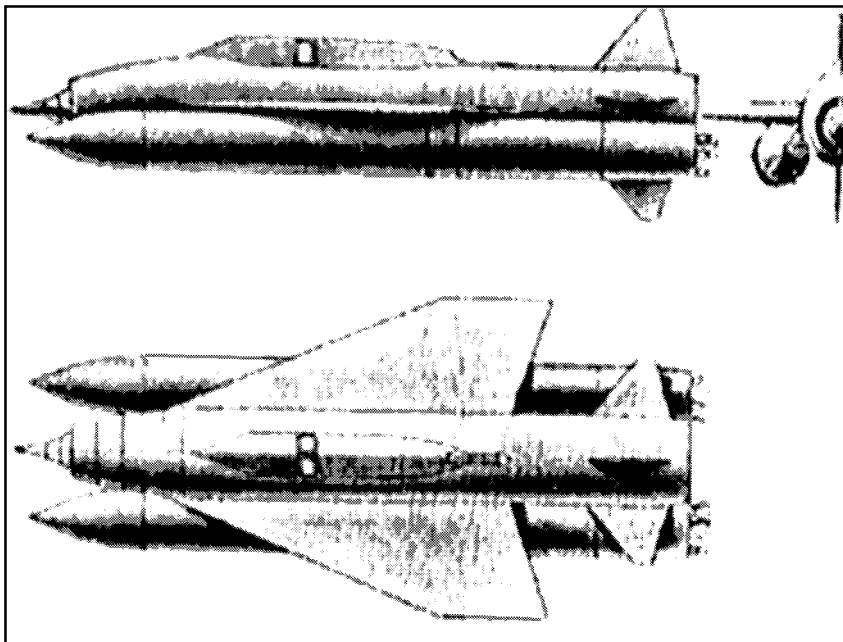
Разработка комплекса с МКР задана ОКБ-301 Постановлением Совета Министров СССР от 20 мая 1954 года №957-409 одновременно с другой МКР - «Буря», разрабатывавшейся в ОКБ-23.

Предэскизный проект выполнен в августе 1954 года. Ракета «350» была спроектирована по нормальной самолетной схеме с треугольным крылом с углом стреловидности по передней кромке 70° и тонким сверхзвуковым профилем. Боевая часть ракеты размещалась в центральном теле сверхзвукового диффузора в носовой части корпуса.

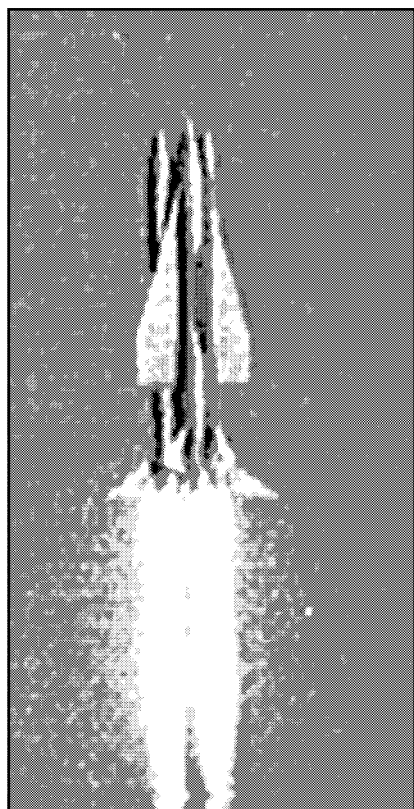
На ракете были установлены топливные баки кольцевой формы, которые окружали канал воздуховода. На крестообразном хвостовом оперении были размещены

аэродинамические рули.

Двигатели первой ступени разработаны в ОКБ А.М.Исаева. Система управления находилась в охлаждаемом отсеке в



Один из первых вариантов компоновки МКР "Буря"



МКР "Буря" в полете

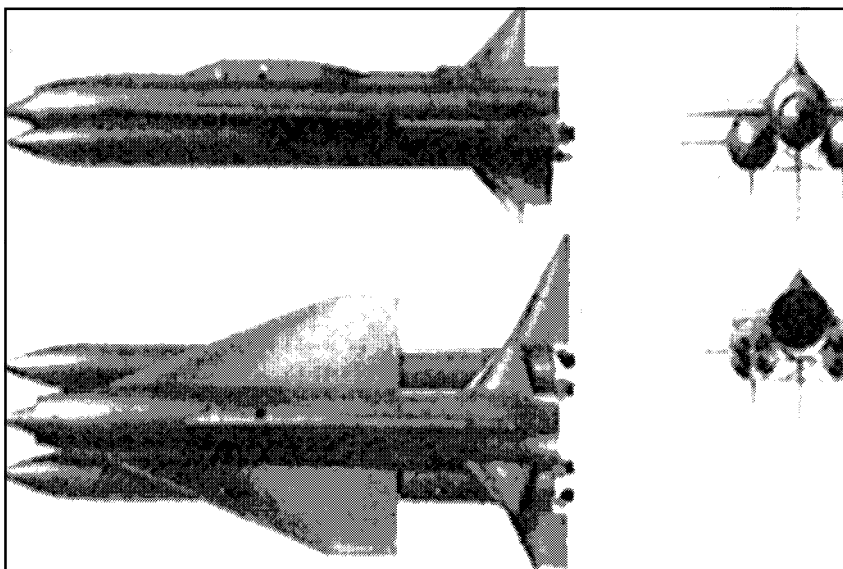
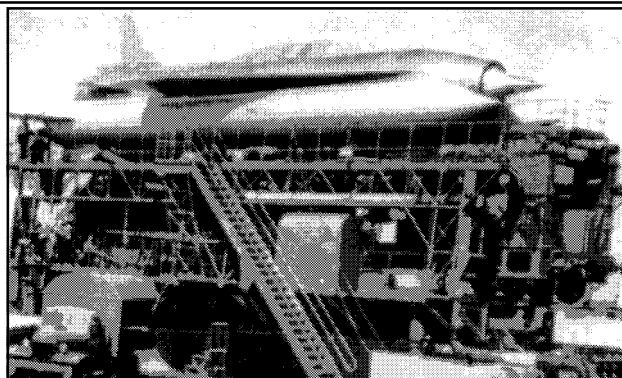
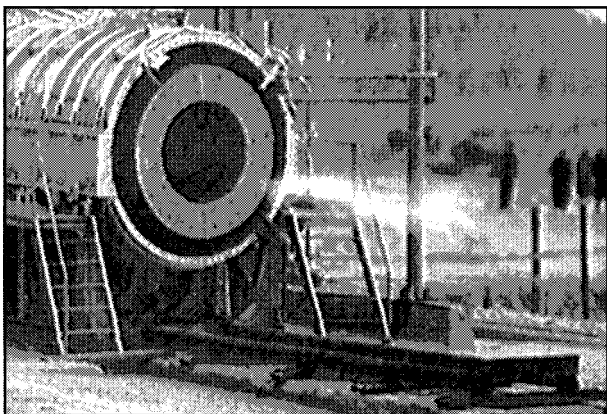


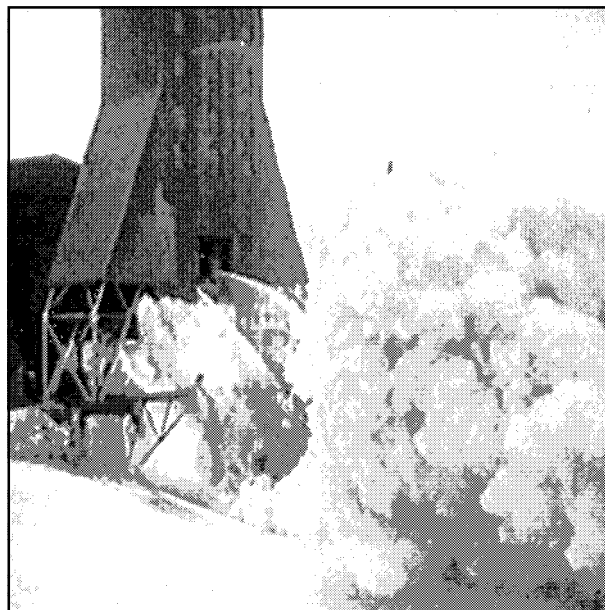
Схема МКР
"Буря"

Межконтинентальная крылатая ракета
"Буря"
на ПУ

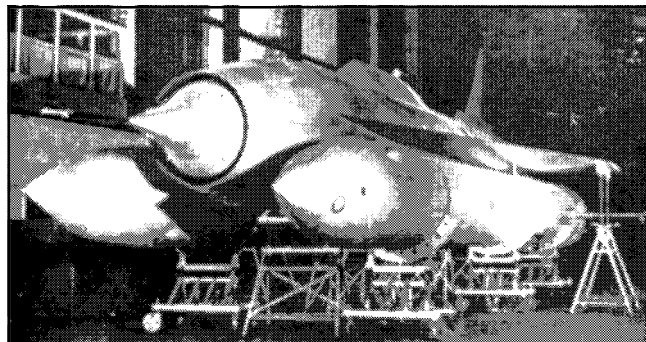
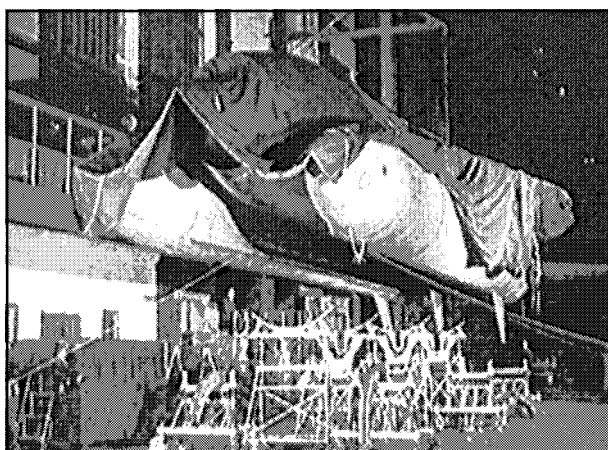




Испытание двигателя МКР "Бурия"



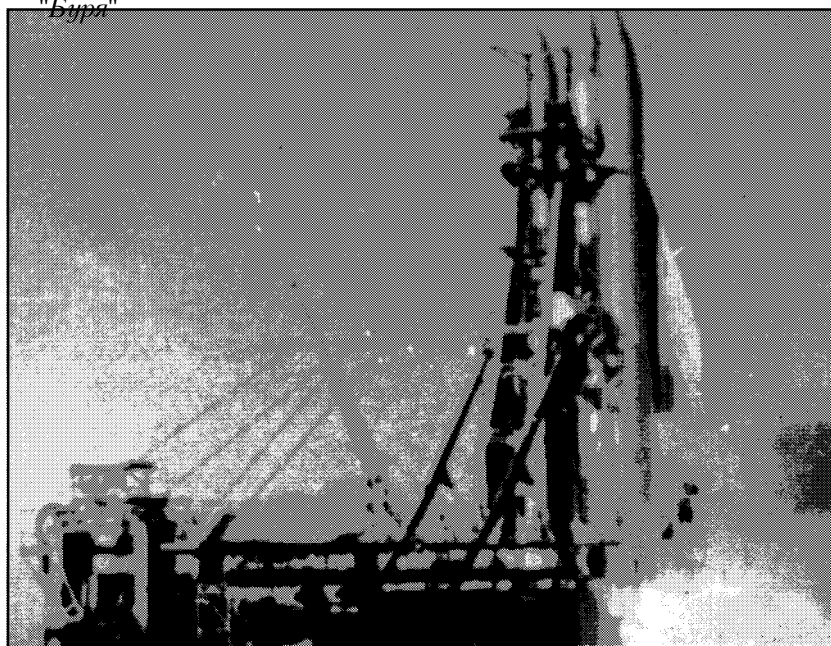
Испытание двигателя МКР "Бурия"



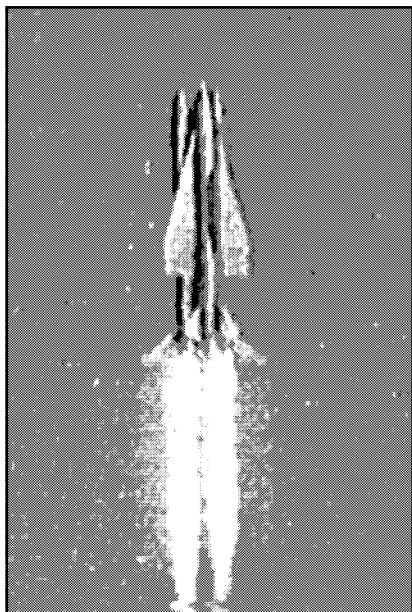
Межконтинентальная крылатая ракета "Бурия"

передней верхней части фюзеляжа. Датчики астронавигационной системы были закрыты жаропрочными пластинами из кварцевого стекла. Инерциальная навигационная система ракеты разработана под руководством Г.Толсто-усова, астронавигационная - в ОКБ-169 под руководством Р.Чачи-кяна. На конечном этапе полета ракета с высоты около 25 км пикировала на цель. Эскизный проект ракеты выполнен в 1955 году. В ходе проектирования вес боевого заряда был увеличен с 2,1 т до 2,35 т. Отработка аэродинамической схемы ракеты проводилась на экспериментальных стендах в ЦАГИ и в натуральных условиях на сбрасываемых с самолета моделях длиной около 2 м (ЛИИ, работы велись под руководством Е.Д.Ямпольского). ЛКИ ракеты «Бурия» начались 31 июля 1957 года на ГЦП под Капусти-ным Яром. Первый пуск состоялся 1 сентября 1957 года, при старте произошел преждевременный сброс газо-вых рулей, ракета через несколько секунд упала и взорвалась. Во втором пуске ракета взорвалась на 31 секунде полета, в третьем на 63 секунде и в четвертом - на 81 секунде. Только 22 мая 1958 года в пятом пуске успешно прошла расцепка ступеней ракеты и был запущен маршевый СПВРД. Затем последовало три неудачных пуска. В девятом пуске 28 декабря 1958 года продолжительность полета составила 309 секунд. В десятом и одиннадцатом пусках ракета улетела на 1350 км при скорости

□
Межконтинентальная крылатая ракета "Бурия"



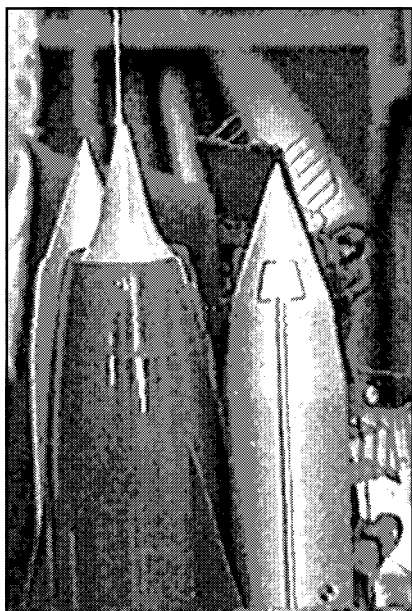
Железнодорожная пусковая установка МКР "Бурия"



МКР "Буря" в полете



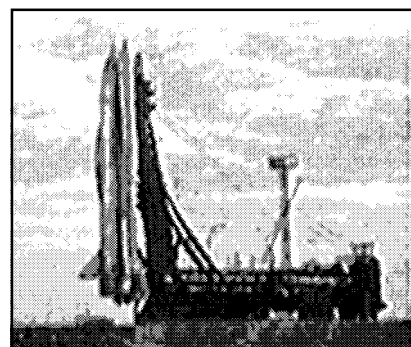
Стартовая установка МКР "Буря" на полигоне во Владимировке в середине 1990-х годов



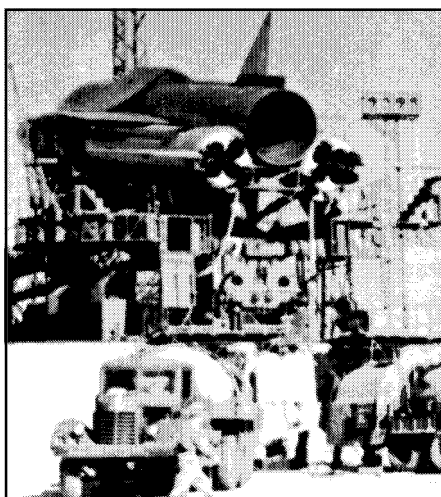
Модель МКР "Буря"



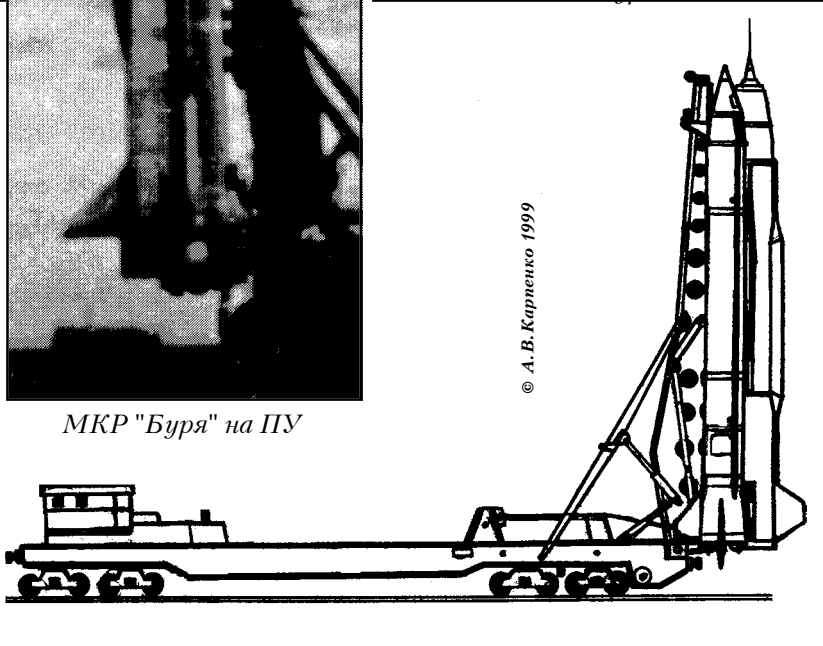
МКР "Буря" на ПУ



Пусковая установка МКР "Буря"



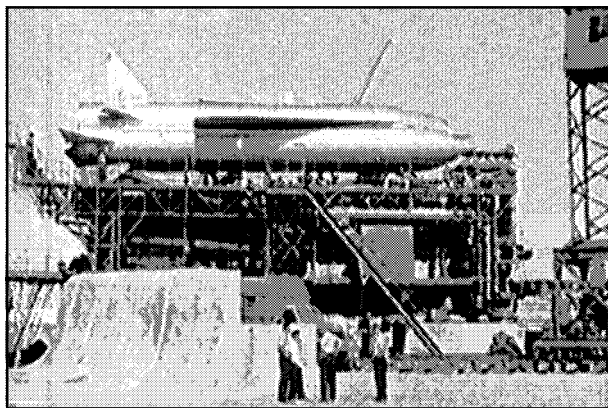
МКР "Буря" на ПУ



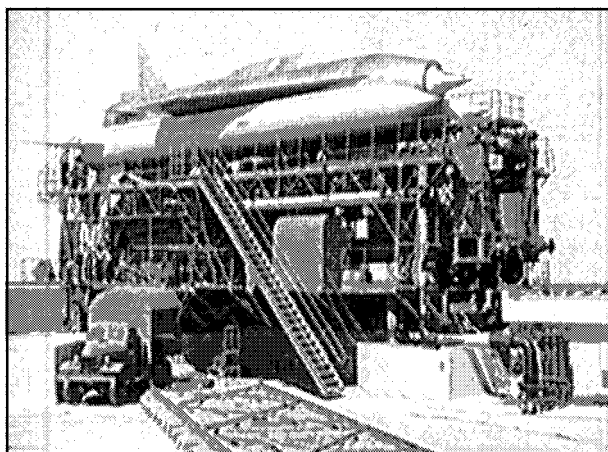
Железнодорожная пусковая установка МКР "Буря"

© А. В. Карпенко 1999

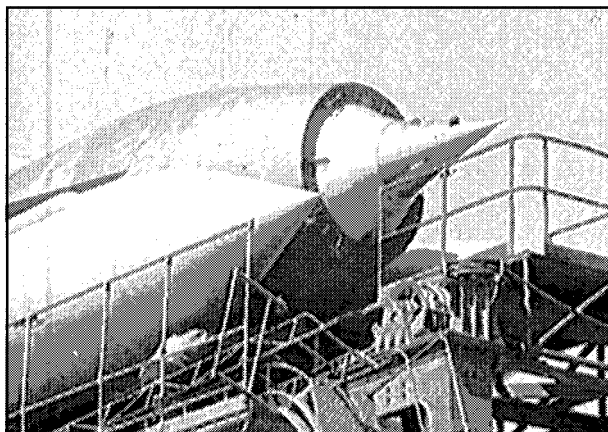
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Пусковая установка МКР "Буря"



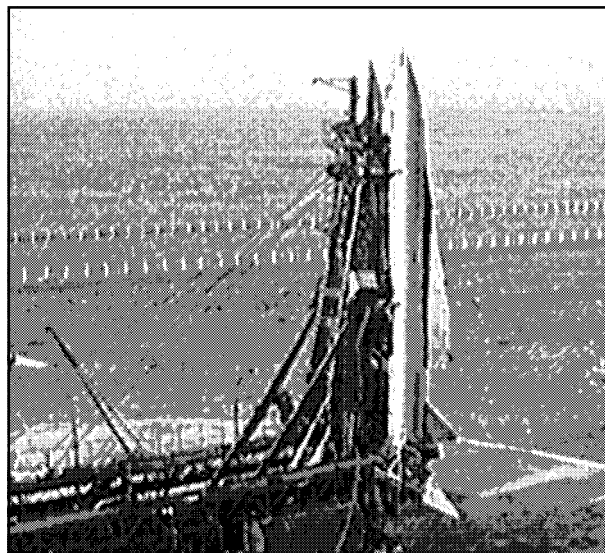
Пусковая установка МКР "Буря"



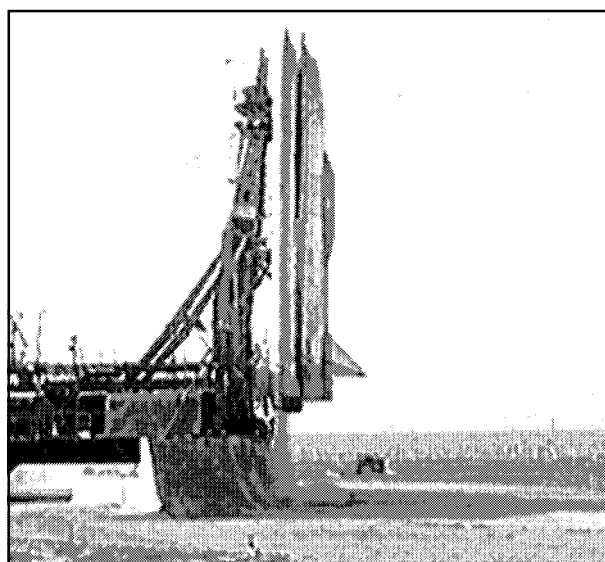
Воздухозаборник МКР "Буря"



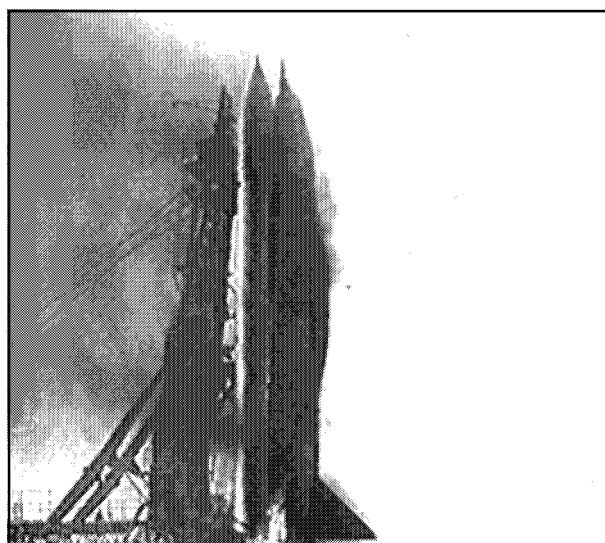
Пусковая установка МКР "Буря"



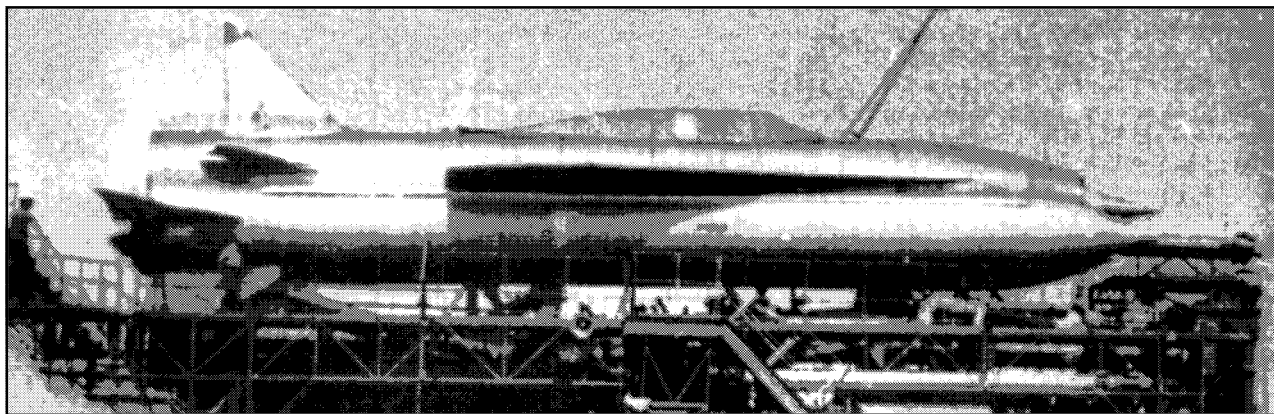
Пусковая установка МКР "Буря"



Пусковая установка МКР "Буря"



Авария при пуске МКР "Буря"



Межконтинентальная крылатая ракета "Буря"

3300 км/ч и на 1760 км при скорости 3500 км/ч соответственно. В двенадцатом пуске на «Бурю» установили систему астронавигации, но он был неудачным. В тринадцатом пуске ракета была оснащена модернизированными ускорителями с двигателями С2.1150 и С П В Р Д РД-012У с укороченной камерой сгорания, полет продолжался около 10 минут. При следующем пуске, 2 декабря 1959 года ракета, оснащенная системой астронавигации, пролетела 4000 км. Последний пуск, при котором ракета пролетела 6500 км, состоялся 16 декабря 1960 года.

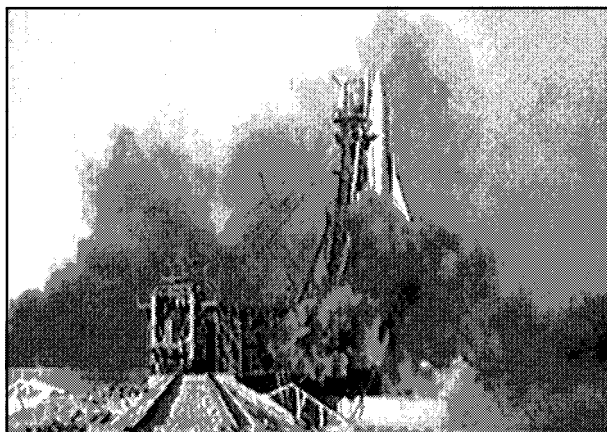
Всего изготовлено 19 ракет и произведено 18 (по другим данным - 17) пусков (по различным программам) из которых 3 были аварийными. Работы по МКР «Буря» были прекращены в соответствии с Постановлением СМ СССР от 5 февраля 1960

года №138-48 в связи с успешными испытаниями МБР Р-7.

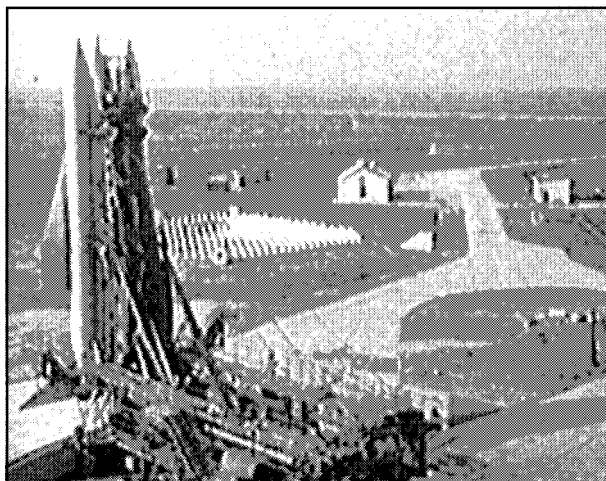
Тем же Постановлением задавалось создание беспилотного разведчика на базе ракеты. Для этого выделялось оставшиеся пять ракет «Буря». Было проведено 4 пуска в

интересах создания фото-разведчика и мишени для зенитно-ракетного комплекса ПВО большой дальности «Даль».

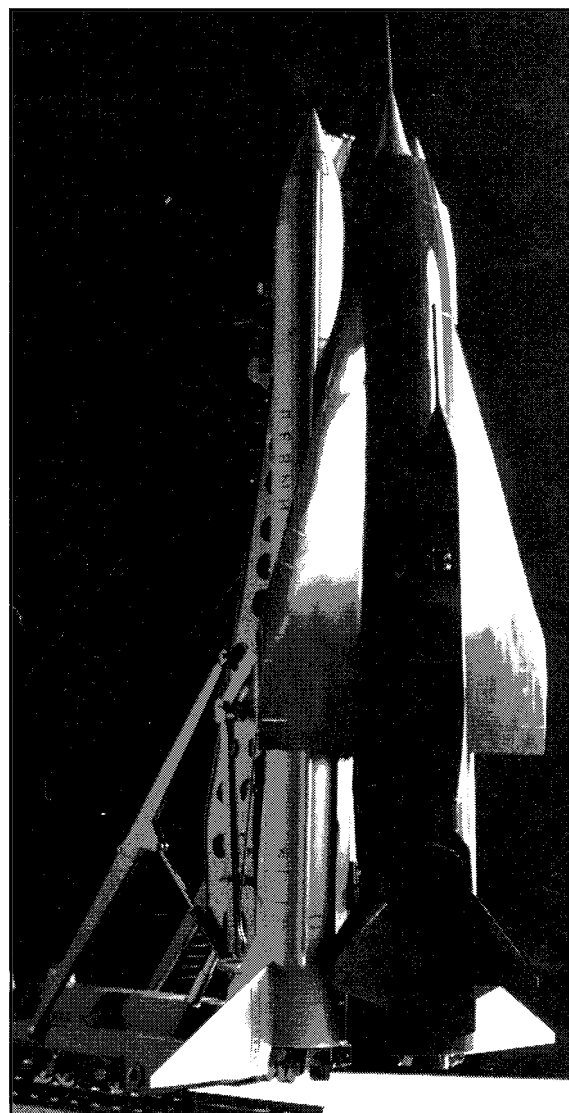
Параллельно с ракетой «Буря» в ОКБ-301 в 1955-1957 годах велось предэскизное проектирование крылатой ракеты с ядерным ПВРД.



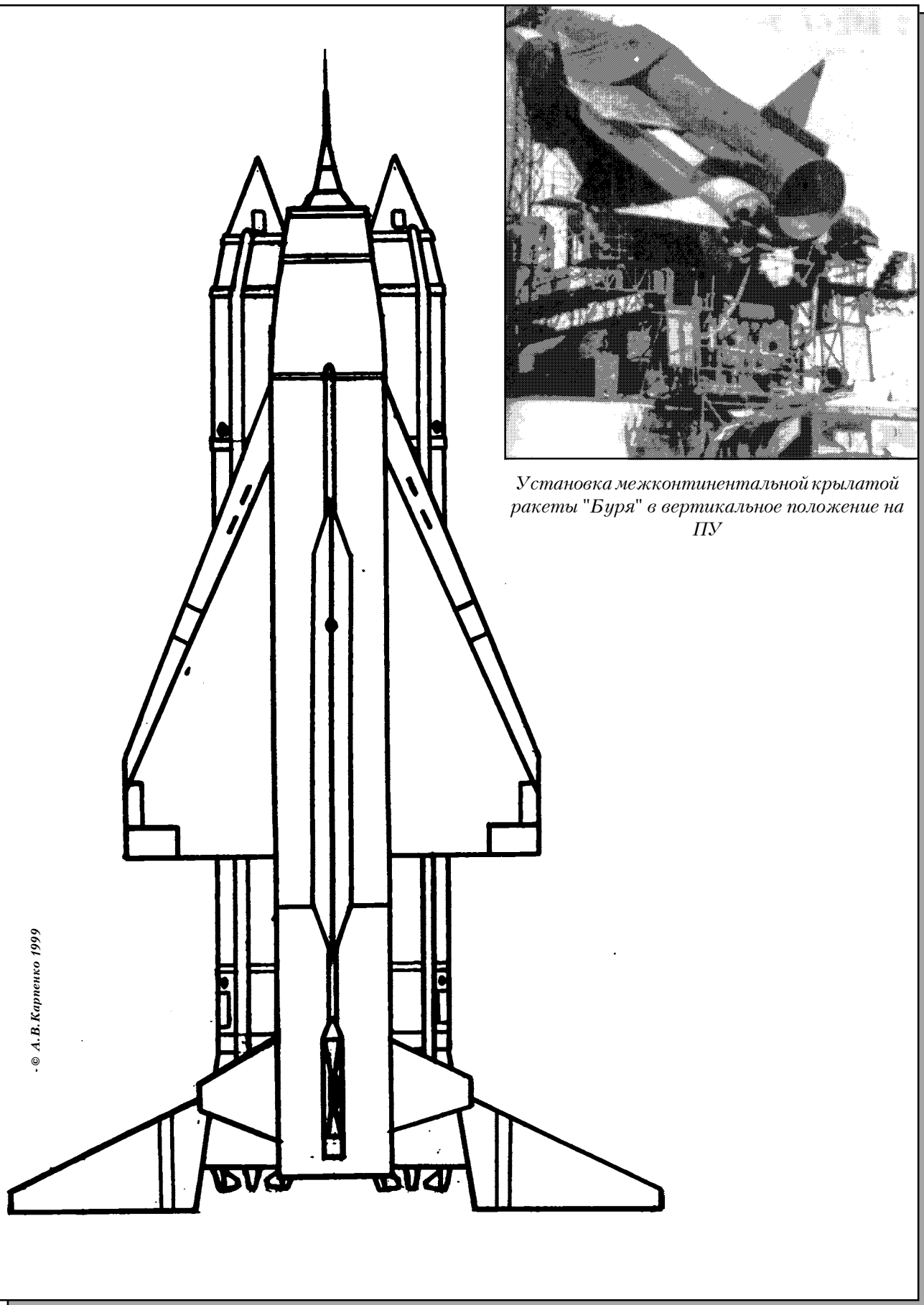
Пуск МКР "Буря"



Пусковая установка МКР "Буря"



Межконтинентальная крылатая ракета "Буря" на ПУ



Установка межконтинентальной крылатой ракеты "Буря" в вертикальное положение на ПУ

© А. В. Карпенко 1999

Межконтинентальная крылатая ракета "Буря"

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик ОКБ-301 ГКАТ
Генералн. конструктор С.А.Лавочкин
Главный конструктор Н.С.Черняков
Изготовитель ракет завод №18
 (Куйбышев)
 и завод №301(Москва)

Тип комплекса ракетный комплекс с
 межконтинентальной крылатой ракетой
 стратегического назначения,
 первого поколения

Состояние испытания с июля 1957 года
 по декабрь 1960 года

Ракета В-350
 Дальн. стрельбы, км 7500-8500 (8000)
 Крейсерская скорость полета, М. 3,15-3,2
 Крейсерская высота полета, км 18-24,5
 Точн. стрельбы, м 10000

Главная часть:
 - тип моноблочная термоядерная
 - вес боевого заряда, кг 2100-2350
Система управления инерциальная с
 астронавигационной системой "Земля"
 - приборы астронавигации "Волхов"

- разработчик прибора "Волхов". НИИ-49

Органы управления:

- I ступень газовые рули
 - II ступень аэродинамич. рули

Тип старта ... вертикальный по направляющему с железнодорожной ПУ за счет собственных двигателей

Число ступеней ракетной системы 2

Длина системы, м 19,88 (19,578)

Макс. диаметр корпуса, м 2,22

Макс. размах по стабилизат. ,м .. 11,656

Высота, м 6,642

Размах крыла, м 7,746-7,754

Стартовый вес системы, т 95,0-97,215

Стартовый вес ракеты, т 60,0

Первая ступень - ускорители:

Изготовитель завод №207

Число ускорителей 2

Вес ступени, т 33

Размеры, м:

- длина 18,98

- диаметр 1,45

Число двигателей на ускорителе 1

Двигатель 4-камерн. ЖРД С2.1100 (С2.1150)

- главный конструктор А.М.Исаев
 - тяга у земли, тс:

первый режим 68,443

второй режим 48,6

- время работы, сек 80

- горючее ТГ-02

- окислитель АК-27И

- масса, кг 650

- длина, м 1,87

- диаметр, м 1,2

Вторая ступень - крылатая ракета:

Размеры, м:

- длина 17,734 (18,0)

- диаметр корпуса 2,22

Вес ступени, т 60,0

Двигатель .. СПВРД РД-012 (РД-012У)

Тяга двигателя, тс 7,65 (7,75)

Стартовый комплекс:

Тип .наводимый по азимуту за счет поворота специального устройства с рельсами, на которых устанавливалась ПУ

Тип ПУ железнодорожная

База восьмиосная платформа

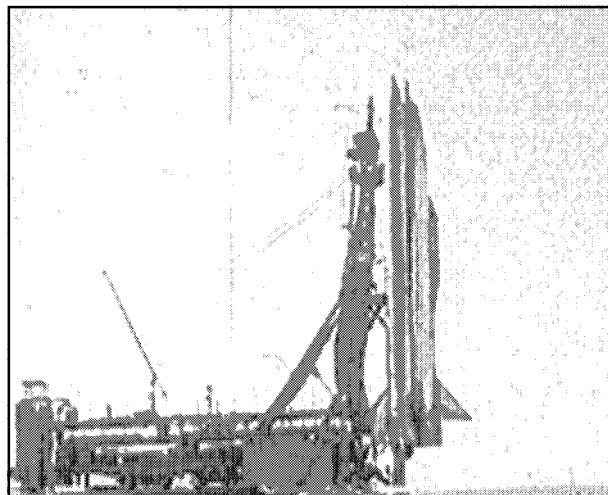
Размеры ПУ, м:

- длина 20-22

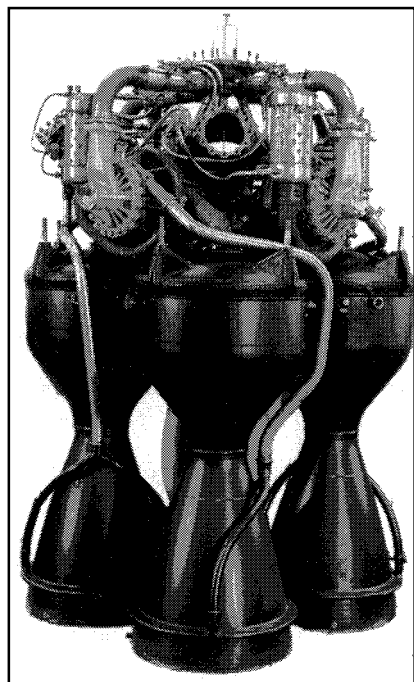
- ширина 3,2

Число ракет на ПУ 1

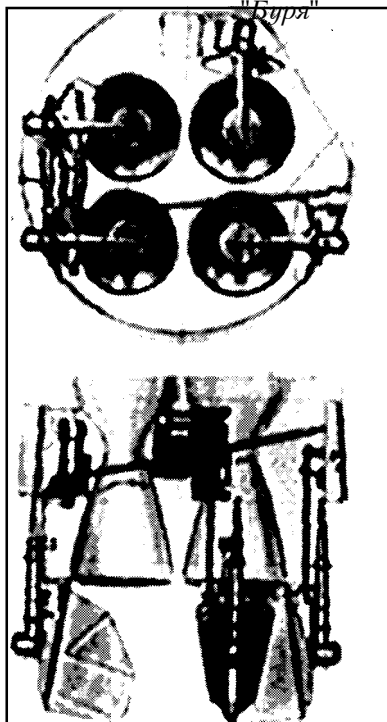
Сист. подъема ракеты ... гидравлическая



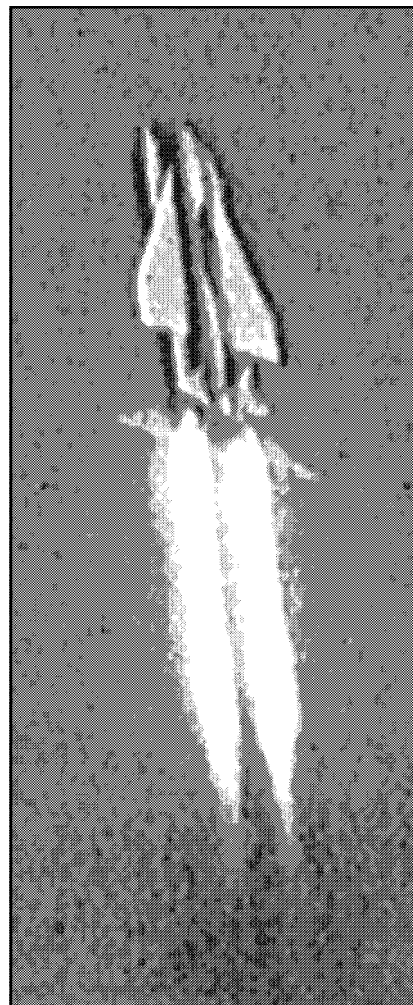
Пусковая установка МКР "Буря"



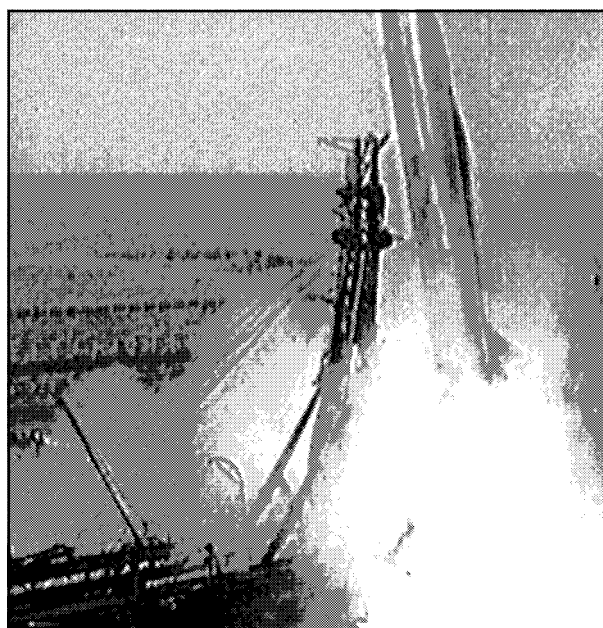
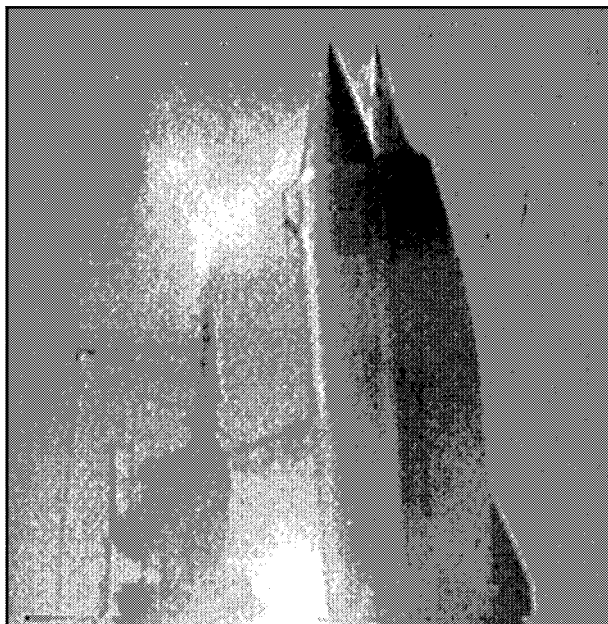
Двигатель стартовой (первой) ступени МКР "Буря"



Органы управления стартовой ступенью МКР "Буря"



МКР "Буря" в полете



Аварийный пуск межконтинентальной крылатой ракеты "Буря"

Проект межконтинентальной крылатой ракеты "МКР"

По заданию Главного Штаба ВВС в 1957-1960 годах проводились комплексные исследования по перспективам развития тактико-технических свойств самолетов, крылатых ракет и систем «самолет-носитель - самолет-снаряд» в целях обоснования предложений по вооружению ВВС боевыми средствами большой дальности.

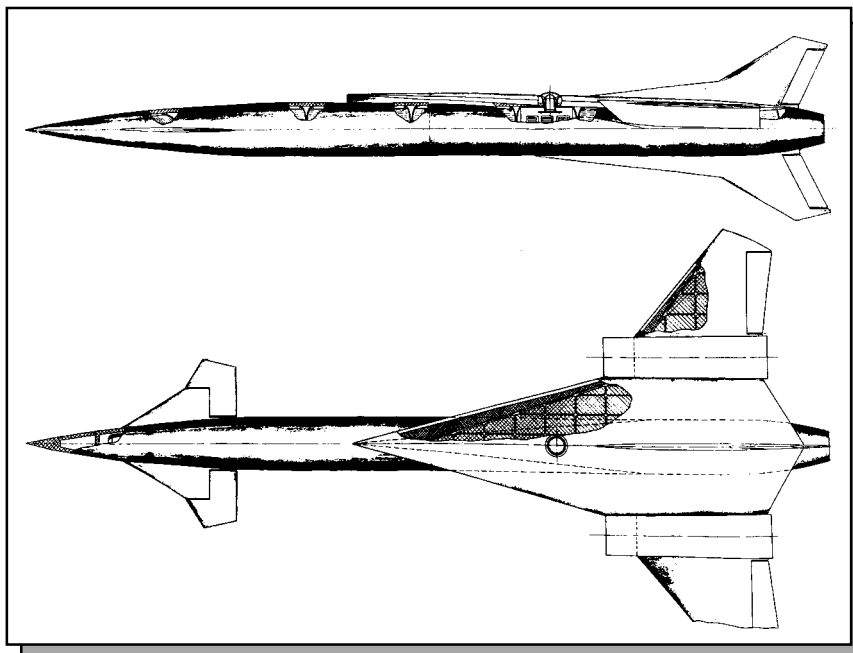
Исследовательские работы и конструкторские проработки велись в ЛКВВИА им. А.Ф.Можайского, ВВИА им. Н.Е.Жуковского, КВВА, НИИ-15 ВВС, НИИ-88, СибНИА, ЦАГИ, НИИ-1, ОКБ-470, ОКБ-23 и других организациях.

Средства большой дальности рассматривались применительно к задачам: уничтожение средств нападения большой дальности противника, срыв мобилизационных мероприятий, нарушение морских и океанских сообщений, разрушение основных отраслей экономики, вывод из строя военной промышленности, дезорганизация государственного и военного управления, постановка минных заграждений на основных морских путях, борьба со средствами ПРО и ПВО.

В качестве объектов удара рассматривались: стартовые позиции МБР, авианосные ударные соединения и конвои, склады ядерных боеприпасов и ракет, промышленные предприятия, административно-политические центры, военно-морские базы и важнейшие порты, важнейшие электростанции, крупные склады оружия (в том числе и химического), топлива, сырья и др.

В ходе работ при оценке возможных

характеристик "МКР" и других ударных средств рассматривались возможности промышленности и технологический уровень конца 1950-х годов и середины 1960-х годов (оценочно). Было разработано несколько вариантов "МКР" существенно различавшихся размерами, боевыми возможностями, траекториями полета...



Одна из проработок межконтинентальной крылатой ракеты МКР конца 1950-х годов

Ракетный комплекс с МКР "Буран" ("40", тема "40")

Опытно-конструкторские работы по МКР в ОКБ-23 были начаты в апреле 1953 года. Разработка комплекса с МКР «Буран» официально задана Постановлением СМ СССР от 20 мая 1954 года одновременно с МКР «Буря», разрабатывавшейся в ОКБ-301.

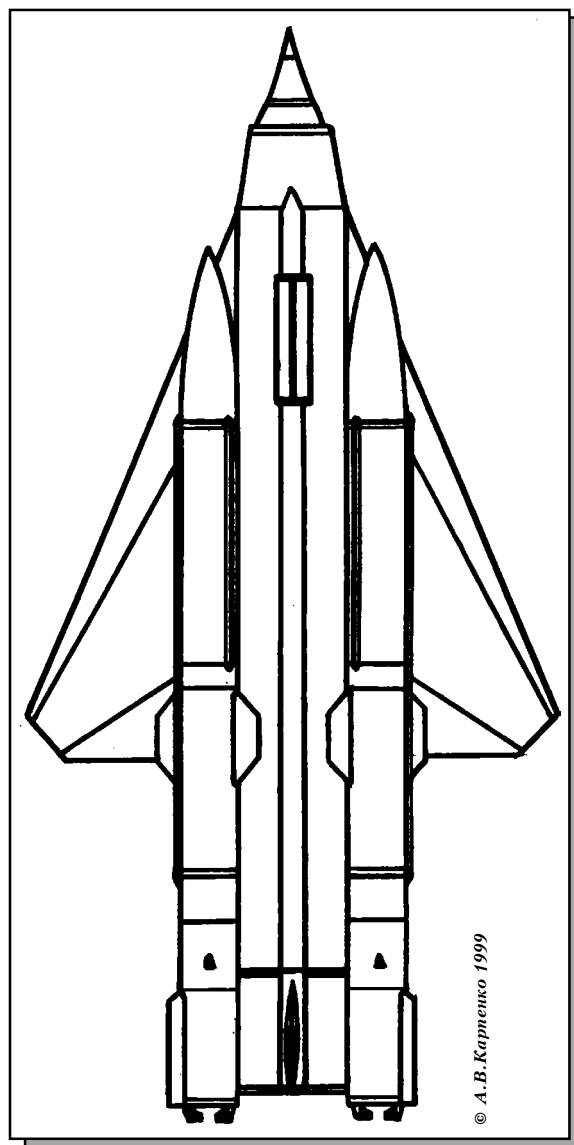
Ведущим конструктором по теме «40», такой шифр был принят для комплекса с МКР «Буран», был назначен Д.Ф.Орочко, по маршевой ступени - изделие «42» - Г.Д.Дермичев, по ускорителям - изделие «41» - А.И.Злоказов.

Крылатая ракета «42» была спроектирована по нормальной самолетной схеме с треугольным крылом с углом стреловидности по передней кромке 70° и тонким сверхзвуковым профилем; корпус выполнен из титановых сплавов. Конструкция ракеты аналогична МКР «Буря», но стартовый вес несколько больший, т.к. предполагалось разместить более тяжелую и более мощную часть.

При полете к цели головная часть (носовой воздухозаборник двигателя с боевым зарядом в центральном теле) должна была отстреливаться от основного корпуса ракеты. Для обеспечения устойчивости полета и точности попадания на юбке воздухозаборника устанавливались четыре треугольных крылышка.

Разработкой системы управления МКР руководил Л.М.Род-нянский. Система астрокоррекции разработана в ОКБ-169 под руководством Р.Чачикуна. Двигатели первой ступени разработаны в ОКБ В.П.Глушко. На опытном заводе №23 было изготовлено две ракеты для проведения ЛКИ, которые так и не начались.

В ноябре 1957 года работы по ракетной системе «40» были закрыты Постановлением СМ СССР в связи с успешными испытаниями МБР Р-7, которая считалась более перспективной и эффективной ракетой.



© А.В.Карпенко 1999

Разработчик ОКБ-23
Гл. конструктор Г.Н.Назаров
Изготовитель ракет завод №23 (Москва)

Тип комплекса ракетный комплекс с межконтинентальной крылатой ракетой стратегического назначения, первого поколения

Состояние работы прекращены в ноябре 1957 года

Ракета "40"

Дальн. стрельбы, км 9150 (8500)

Крейсерская скорость полета, М 3,1

Крейсерская высота полета, км 18-20

Точн. стрельбы, м 10000

Тип боевой части .. моноблочная термоядерная

Вес боевой части, кг 3400-3500

Система управления инерциальная с астрокоррекцией

Органы управления:

- первая ступень газовые рули

- вторая ступень аэродинамические поверхности

Тип старта ... вертикальный со стартового поворотного стола за счет двигателей

Межконтинентальная крылатая ракета "Буран" □

Число ступеней ракетной системы 2

Длина системы, м 24,0

Длина ракеты, м 23,3

Макс. диаметр корпуса, м 2,4

Размах крыла, м 11,6

Стартовый вес системы, т 125,0

Первая ступень - ускорители "41":

Число ускорителей 4

Размеры, м:

- длина 19,1

- диаметр 1,2

Двигатели четыре

однокамерных ЖРД

Тяга двигателей в пустоте, тс 4x55(57)

Горючее керосин

Окислитель жидкий кислород

Вторая ступень - крылат. ракета "42":

Размеры, м:

- длина 23,3

- диаметр 2,4

Двигатель СПВРД РД-018А

Тяга двигателя, тс 10,6

Проект ракетного комплекса с МБР 8К711

В ноябре 1957 года на базе ракеты Р-7 был разработан проект ракетного комплекса наземного и шахтного базирования с МБР 8К711, оснащенной разделяющейся головной частью.

Разработчик ОКБ-1

Гл. конструктор С.П.Королев

Изготовитель не изготавливался

Тип комплекса ракетный комплекс с МБР с кассетной боевой частью

Состояние проект конца 50-х годов

Варианты ракеты 8К711, 8К712

Дальн. стрельбы, км 10000-12000

Тип головн. части кассетн. с 3 блоками

Мощность заряда термоядерная

Система управления инерциальная

Органы управления поворотные

камеры сгорания основного двигателя

Тип старта из ШПУ за счет

собственных двигателей

Число ступеней ракеты 3

Длина ракеты, м 31,338

Макс. диаметр корпуса, м 2,5-3,0

Стартовый вес, т ок. 250

Первая ступень:

Двигатель четырехкамерный ЖРД

Вторая и третья ступени:

Двигатель ЖРД

Проект самолета-снаряда межконтинентальной дальности Ту-123 (самолет "123", изделие "Д")

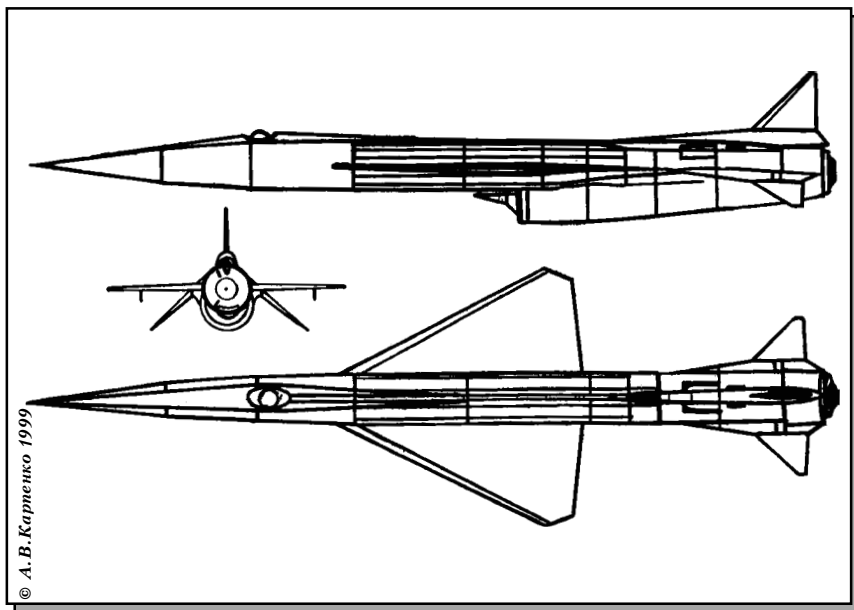
Проект самолета-снаряда разрабатывался на базе беспилотного самолета "121".

Проект "123" компоновочно представлял собой увеличенный по габаритам и массе вариант самолета-снаряда "121".

Для достижения межконтинентальной дальности полета в проекте изделия "Д" (развитие проекта "123") предполагалось увеличить запас топлива и установить новый, более экономичный бесфорсажный ТРД типа НК-6.

Работы по самолетам-снарядам были прекращены в 1960 году на стадии эскизного проекта.

В дальнейшем шифр "123" был присвоен беспилотному разведывательному летательному аппарату комплекса "Ястреб".



Внешний вид самолета-снаряда Ту-123

Разработчик отдел "К" ОКБ -156 МАП
Гл. конструктор А.А.Туполев
Изготовитель не изготавливался
Тип комплекса .. стратегический подвижный комплекс со сверхзвуковой крылатой ракетой межконтинентальной дальности первого поколения

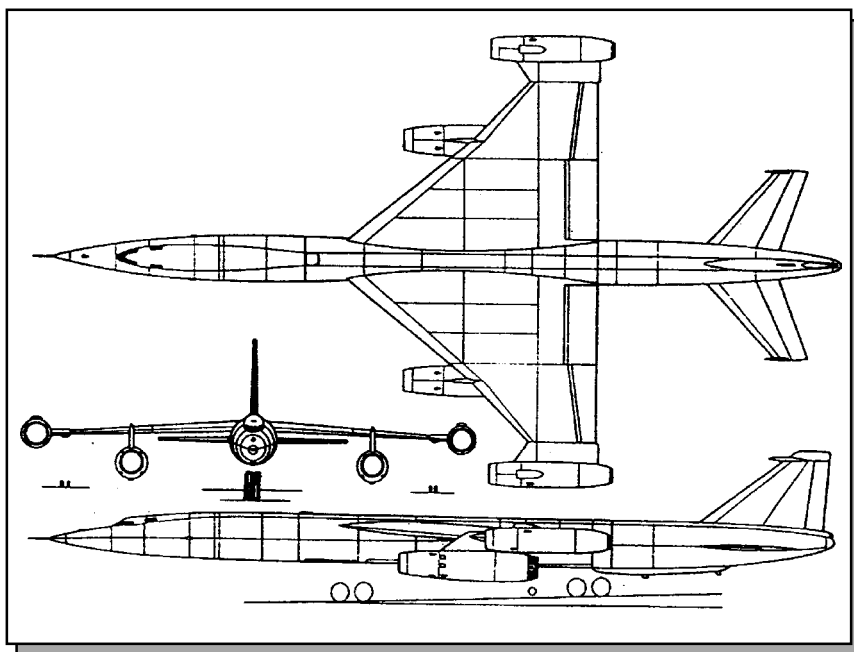
Состояние разрабатывался в 1957-1960 годах
 Точность стрельбы, км до 10
 Тип головной части термоядерная
 Ракета изделие "123" Система управ-я астроинерциальная
 Дальн. стрельбы, км 9000-9500 Маршевый двигатель ТРД НК-6
 Маршевая высота полета, км ... 20,0-25,0 - тяга, кг 18000-22000
 Скорость полета, км/ч 2800

Проект межконтинентальной крылатой ракеты М-51

Проект разрабатывался на базе сверхзвукового тяжелого самолета-бомбардировщика М-50.

Основное отличие ракеты от самолета заключалось в отсутствии экипажа. На ракете предполагалось доставлять к цели один или несколько термоядерных зарядов большой разрушительной силы.

Состояние проект 1959-1960 годов
Разработчик ОКБ-23
Генералн. конструктор ... В.М.Мясищев
Главный конструктор ... Я.Б.Нодельман
 Дальность стрельбы, км 7400
 Высота полета, м до 16500
 Скорость полета, км/ч:
 - максимальная 1950
 - крейсерская ок. 800
 Боевая часть термоядерные бомбы
 Габаритные размеры, м:
 - длина 57,48-59,2
 - размах крыла 35,10 (32,5)
 - высота (на стоянке) 8,25 (10,7)
 Площадь крыла, м² 290,60
 Стартовый вес, кг 210000
 Тип двигателей ТРД, 2хВД-7М
 Тяга двигателей, кг 2 x 16000



Тяжелый бомбардировщик М-50, на базе которого разрабатывался проект крылатой ракеты М-51

Проект ракетного комплекса с самолетом-снарядом межконтинентальной дальности типа П-100

Эскизный проект системы представлен ОКБ-49 в 1961 году. По проекту 1961 года было предложено два варианта ракеты П-100: один - с крылатой ракетой стартовой массой 14 тонн и дальностью стрельбы до 2000 км и второй - с крылатой ракетой стартовой массой 20 тонн и дальностью стрельбы до 2500 км. Комплексом с ракетой П-100 предполагалось вооружать как боевые корабли ВМФ так и части ракетных войск.

Кроме подводных лодок предлагалось размещать ракеты на надводных кораблях типа УДД (ударные корабли дальнего действия), проектируемых в ЦКБ-17 МСП.

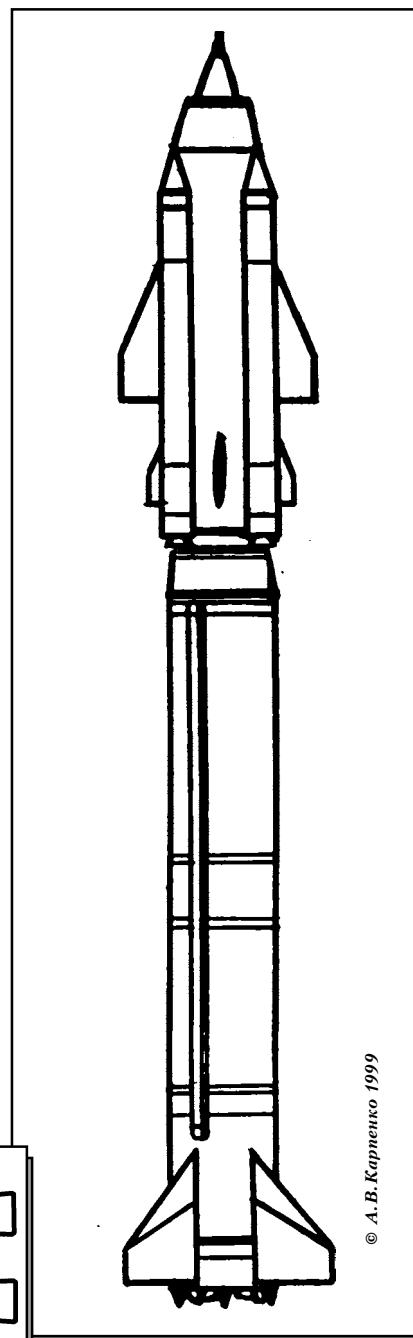
При наземном базировании ракет П-100 предлагалось использовать одиночные шахтные пусковые установки.

В эскизном проекте предполагалось использование системы с ракетой П-100 в бомбардировочном и разведывательном вариантах.

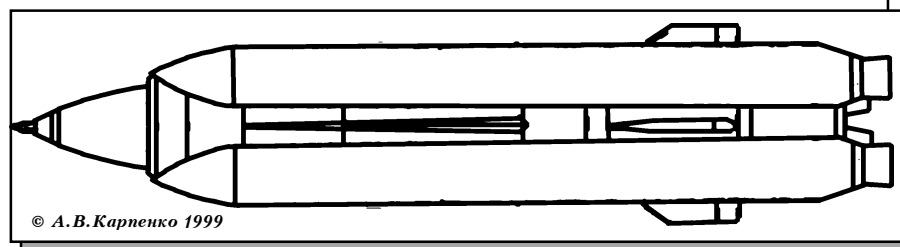
Был выполнен проект межконтинентального варианта ракеты типа П-100, которая чем-то напоминала немецкий проект А-9/А-10 1944-1945 годов. Ракета П-100 устанавливалась на разгонный блок, оснащенный ЖРД.

Система управления МКР разрабатывалась НИИ-17 ГКРЭ. Предполагаемый срок создания ракетного комплекса был определен как 1964-1965 годы.

Разработчик ОКБ-49 МАП
Гл. конструктор Г.М.Бериев
Изготовитель не изготавливался
Тип комплекса со сверхзвуковой крылатой ракетой межконтинентальной дальности
Состояние эскизный проект разработан в начале 1961 года
 Ракета типа П-100
 Дальн. стрельбы, км более 6000
 Высота полета, км 25-30
 Скорость полета, км/ч 3500-4000
 Тип головной части моноблочная, термоядерная
 Система управления инерциальная со спец. ГСН с большой дальн. захвата - разработчик НИИ-17 ГКРЭ
 Органы управления и стабилизации газовые и аэродинамические рули
 Тип старта .. вертикальный из ШПУ за счет собственных двигателей
 Число ступеней ракеты 2
 Длина, м ок. 30
 Макс диаметр корпуса, м ок. 2,5
 Стартовый вес, т более 60
Первая ступень - разгонный блок:
 Размеры, м:
 - длина ок. 20
 - диаметр ок. 2,5
 Двигатель ЖРД
Вторая ступень - маршевая:
 Вес, т 20
 Размеры, м:
 - длина 11,4 (12)
 - диаметр 2,3
 Двигатель ПВРД
Пусковая установка:
 Тип шахтная
 Размеры, м:
 - длина ок. 35
 - диаметр ок. 30
 Давление на дно, кг/кв. см 40
 Время выхода ракеты, сек 0,5



МКР типа П-100
(реконструкция)



Самолет-снаряд П-100

Проект планирующей крылатой ракеты "КР" ("ДП")

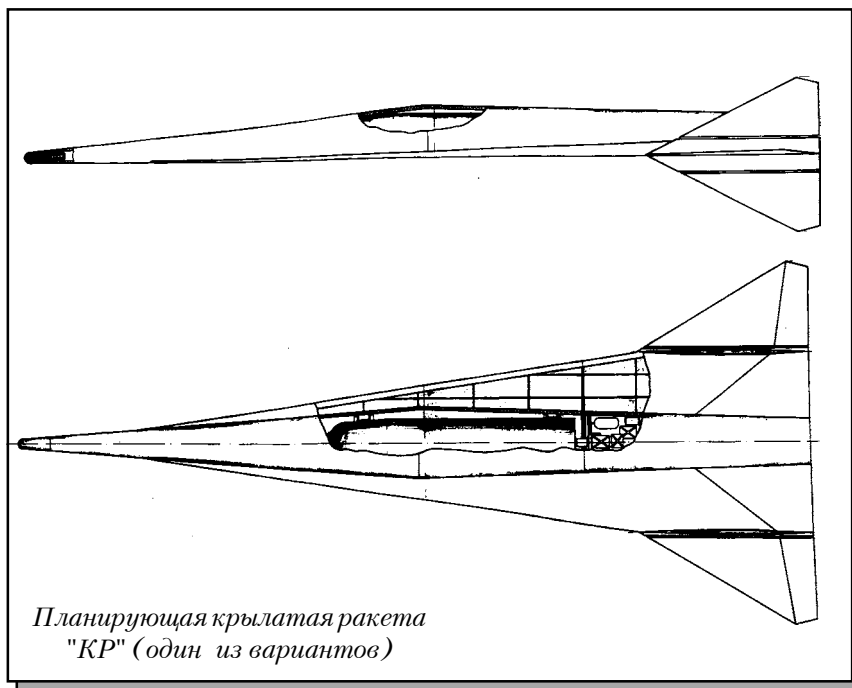
Разработка одного из вариантов планирующей крылатой ракеты "ДП" была начата в ОКБ-156 в 1957 году. Этому предшествовал комплекс научно-исследовательских работ по авиационным и ракетным носителям стратегического ядерного оружия, в которых предлагалось вести разработку планирующих ракет, обладающих высокой эффективностью применения.

В качестве разгонных ступеней для обеспечения необходимой начальной скорости планирующей ракеты предполагалось использовать 2-3 ступенчатые баллистические ракеты или специальные ракеты-носители. Эти ракетные носители должны были забрасывать планирующий аппарат на высоту 50 км и придавать ему к моменту разделения скорость до 20000 км/ч. В дальнейшем полет аппарата

продолжался со снижением высоты и скорости полета, скорость ракеты в районе цели должна была составить около 7000 км/ч при высоте полета 30 км.

Проектирование ракеты "ДП" продолжалось недолго, и вскоре работы по теме были прекращены и ОКБ-156 стало разрабатывать МКР - "изделие Д" (Ту-123).

Разработчик ОКБ-156
Главный конструктор А.А.Туполев
Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с МКР, первого поколения
Состояние проект 1957-1958 годов
 Число ступеней . 3 и планирующ. аппарат
 Тип старта с наземной пусковой установки за счет собственных двигателей
 Стартовый вес системы, т 240
 Дальн. стрельбы, км 9000-12000
 Система управления инерциальная
 Ракета-носитель ... специальной разработки
 Тип топлива жидкое
 Ракета (планир. аппарат) ... "КР" ("ДП")
 Максимальная скорость, км/ч .. 20000
 Высота полета, км 50
 Точн. стрельбы , км 10
 Тип головной части термоядерная
 Забрасываемый вес, т 3-5



Планирующая крылатая ракета "КР" (один из вариантов)

Ракетный комплекс "Шексна-Н"

С

МБР тяжелого класса Р-16 (8К64)

Разработка комплекса задана Постановлением СМ СССР от 17 декабря 1956 года. К ноябрю 1957 года выполнен эскизный проект ракеты и комплекса. Постановления СМ СССР от 28 мая 1958 года и от 13 мая 1959 года определяли дальнейший ход разработки. При проектировании ракеты Р-16 использовался ряд решенных, отработанных и проверенных на ракетах средней дальности Р-12 и Р-14. Унификация узлов, приборов и двигательных установок позволила создать МБР в достаточно короткие сроки. Первоначально ракетный комплекс проектировался как наземный подвижный, но ввиду сложности и громоздкости от этого варианта отказались. Было принято решение о создании наземного стационарного комплекса, который и был принят на вооружение.

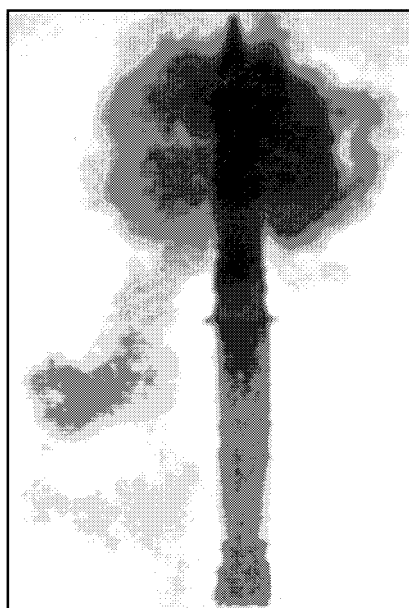
Главным конструктором комбинированной системы управления был назначен Б.М.Коноплев (НИИ-692, Харьков). В разработке системы управления принимали участие коллективы В.Г.Сергеева, В.И.Кузнецова. Двигатели для ракеты разработало ОКБ-456 главного конструктора В.П.Глушко.

Топливные баки первой и второй ступеней были несущими из панелей алюминий-магниевого сплава с поперечно-продольным силовым набором. Бак горючего первой ступени наддувался сжатым воздухом, бак окислителя - встречным потоком воздуха. Ракета Р-16 была первой массовой МБР первого поколения, а ее модификация Р-16У стала первой отечественной стратегической ракетой, размещенной в ШПУ.

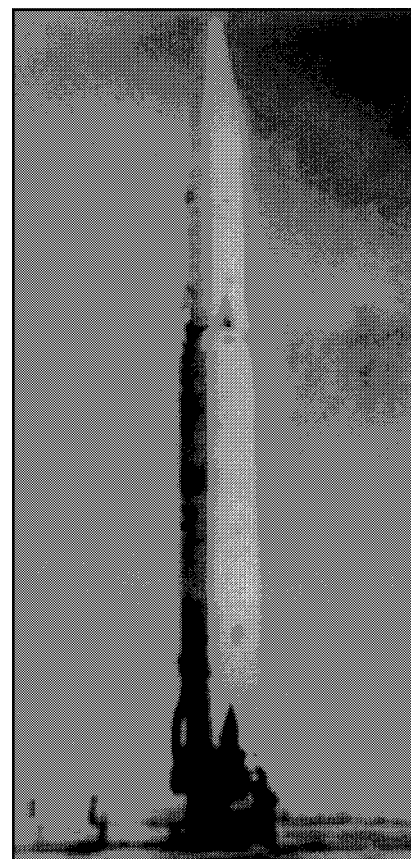
Наземный стартовый комплекс «Шексна-Н» для ракет Р-16 с боевыми стартовыми позициями включал в себя две стартовые установки с общим командным пунктом и хранилищем ракетного топлива.

Летом 1960 года на полигоне Тюра-Там (НИИП-5) созданы две площадки: №41 с двумя стартами (строительство начато 5 мая 1955 года) для испытаний ракеты, техническая позиция имела №42. В августе 1960 года были начаты огневые стендовые испытания первой и второй ступени ракеты Р-16 на опытной базе в г.Загорске. В сентябре введен в

эксплуатацию МИК на площадке №42 НИИП-5 (Тюра-Там). Для испытаний ракеты Р-16 на полигоне было сформировано 2-е испытательное



Пуск МБР Р-16



МБР Р-16 на пусковом столе

Отечественные стратегические ракетные комплексы

управление, в состав которого вошла 39 отдельная инженерная испытательная часть.

ЛКИ предполагалось начать 24 октября 1960 года, но произошла катастрофа - заправленная ракета взорвалась на площадке №41 при техническом обслуживании в результате несанкционированного запуска двигателя второй ступени (головная часть ракеты была заполнена инертным балластом). В катастрофе погибло 92 человека непосредственно на площадке, а всего с учетом умерших в госпитале - 126 человек, более 50 получили ранения.

Пуск второй ракеты Р-16 состоялся 2 февраля 1961 года. Пуск не был успешным - ракета упала на трассе полета из-за потери устойчивости на удалении 520 км от старта. Дальнейшие испытания пошли более успешно, поэтому, не дожидаясь их завершения, в 1961 году было начато серийное производство ракеты. ЛКИ завершились в феврале 1962 года.

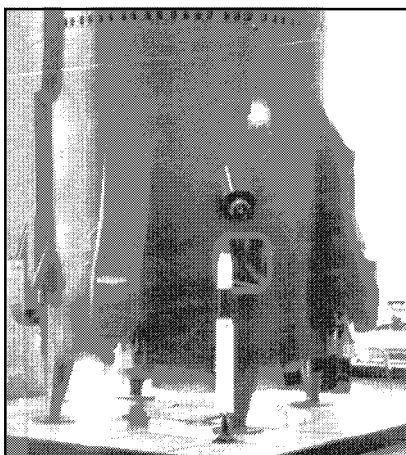
До принятия ракеты на вооружение в конце 1961 года несколько стартов было поставлено на боевое дежурство. Развертывание комплекса началось в 1961 году и к 1965 году было развернуто 186 пусковых установок для ракет Р-16, треть из которых была развернута в ШПУ (ракета Р-16У). Первые полки стали на боевое дежурство на постоянных местах дислокации 1 ноября 1961 года (г. Нижний Тагил, командир С.И.Рызлейцев; г. Юрья, командиры Я.Л.Березин и А.Т.Харченко), также была поставлена на боевое дежурство 1 ноября 1961 года боевая стартовая станция (Байконур, командир В.П.Мишин). 15 января 1962 года на стартах №7 и №8 2-й дивизион ракетного полка под Плесецком заступил на боевое дежурство, а 13 июня 1962 года на боевое дежурство был поставлен полк с двумя новыми наземными ПУ №5 и №6 под Плесецком (командир Д.Т.Гуща).

Для Р-16 отрабатывалось три боевых блока конической формы с термоядерными зарядами различных тротиловых эквивалентов.

Заправка ракет компонентами топлива осуществлялась специальными заправщиками, в т.ч. для окислителя использовался заправщик 8Т134.

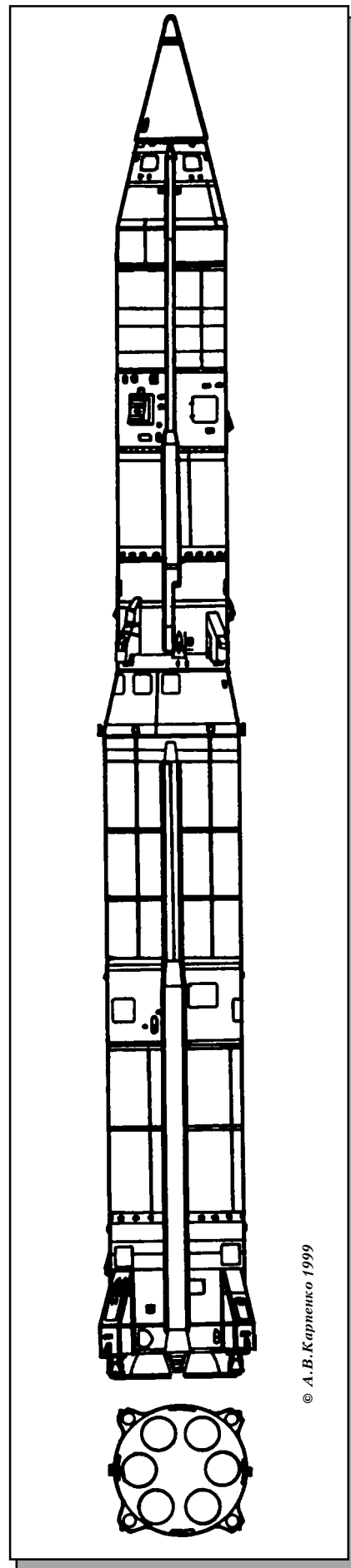


Модель МБР Р-16У в ЦМВС



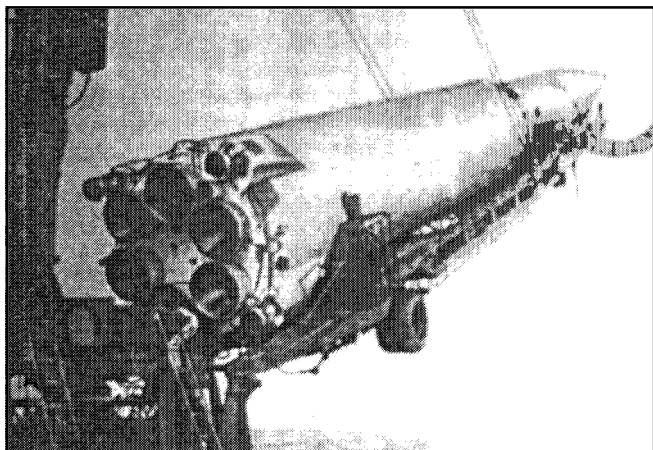
Вторая ступень ракеты Р-16У

Ракета 8К64У
с легким боевым блоком

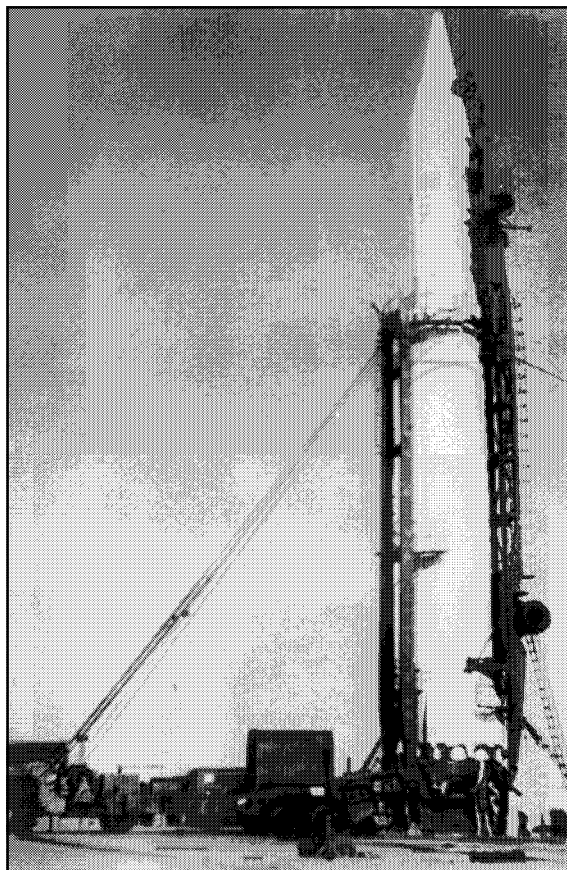


© А.В.Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Установка
МБР Р-16 на
пусковой стол



Установка МБР
Р-16 на пусковой
стол

Разработчик ОКБ-586 (КБЮ)
Главный конструктор М.К.Янгель
Изготовитель ракет ... заводы: №586
 (ЮМЗ); №166 (ПО "Полет", Омск)
Код НАТО SS-7 Saddler Mod 1&2
Тип комплекса стратегический
 ракетный комплекс с МБР со стартом с
 наземного стартового стола,
 первого поколения
Состояние ... на вооружении с 20 октября
 1962 года. Снят с вооружения в 1974

году
 Ракета Р-16 (8К64), Р-16У(8К64У)
 Дальн. стрельбы, км:

- с легким боевым блоком 13000
- с тяжелым боев. блоком . 10500-11000

Точность стрельбы (КВО), км 2,7
 (предельное отклонение -10)

Тип головной части моноблочная
 термоядерная с легким и тяжелым
 блоками: 8Ф17, 8Ф115, 8Ф116

Мощность заряда, Мт:
 - легкий блок 3
 - тяжелый блок 5-6

Забрасываемый вес, кг:
 - легкий блок 1475-1500
 - тяжелый блок 2175-2200

Система управления инерциальная с
 гироскопической платформой
 - разработчик НИИ-692 (Харьков)

Вес системы управления, кг :
 - общий 440
 - на первой ступени 152
 - на второй ступени 288

Органы управления четырехкамерный
 рулевой ЖРД на каждой ступени

Разделение ступеней за счет тормозных
 пороховых двигателей I ступени

Отделение ГЧ за счет тормозных
 пороховых двигателей II ступени

Тип старта с наземной
 ПУ за счет собственных двигателей

Число ступеней ракеты 2
 Длина ракеты, м:

- с тяжелым блоком 30,44-31
- с легким блоком 34,3

Макс. диаметр корпуса, м 3,0

Стартовый вес, т 140,6- 141,2

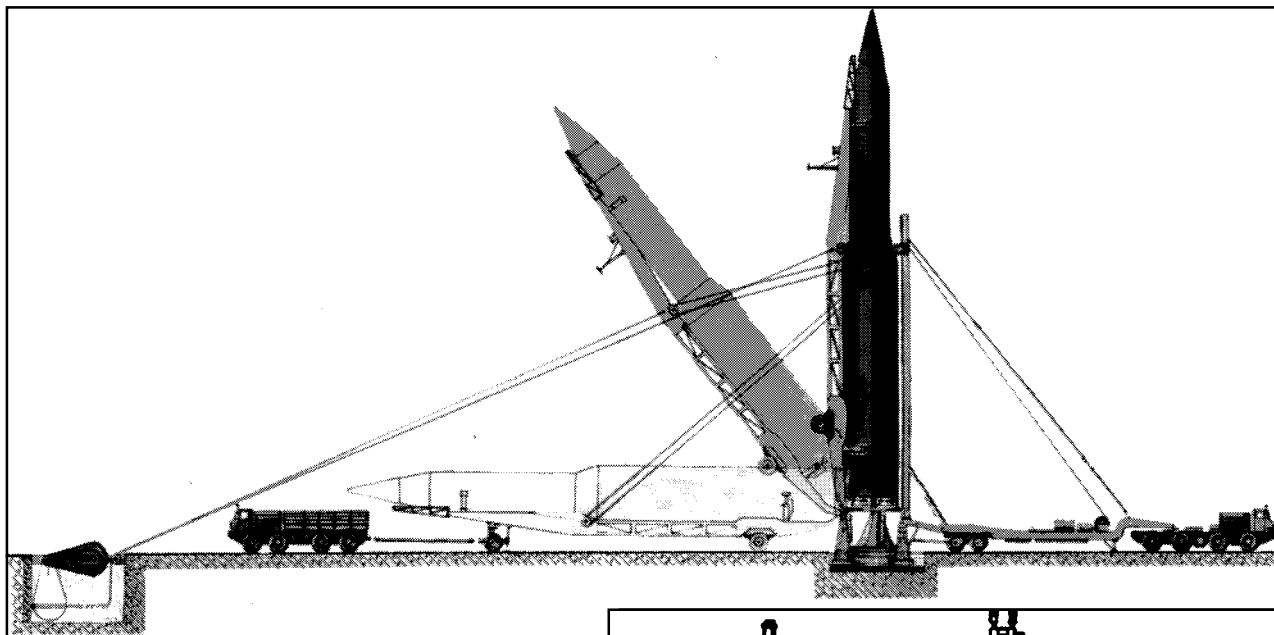
Горючее НДМГ

Окислитель АК-27И



Установка МБР Р-16 на пусковой стол на испытательном
 полигоне (макет)

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Вес топлива, т 130

Первая ступень **8С81**

Размеры, м:

- длина 14,5

- длина с переходным отсеком 16,8

- диаметр 3,0

Двигатель 6-камерный ЖРД 8Д712 (РД-218) с ТНА (три блока по две камеры)

- разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.П.Глушко

- тяга двигателя в пустоте, тс 255,4

- время работы, сек 90

Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД типа РД-68

- разработчик ОКБ-586

- тяга в пустоте, кН 380

Вторая ступень **8С82**

Размеры, м:

- длина 10,8

- диаметр 2,4

Двигатель 2-камерный ЖРД 8Д713 (РД-219) с ТНА

- разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.П.Глушко

- тяга двигателя в пустоте, тс 45

- время работы, сек 125

Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД типа РД-69

- разработчик ОКБ-586

- тяга в пустоте, кН 49,2

Головная часть :

Форма коническая

Размеры, м:

- длина 4,5

- диаметр 2,0

Стартовый комплекс:

Тип наземный 8П864

Тип ПУ наземный стартовый стол

Разработчик НКМЗ

Гл. конструктор В.И.Капустинский

Размеры ПУ, м:

- длина 3,2

- ширина 3,2

- высота 3,4

Число ракет на ПУ 1

Число стартов в комплексе 2

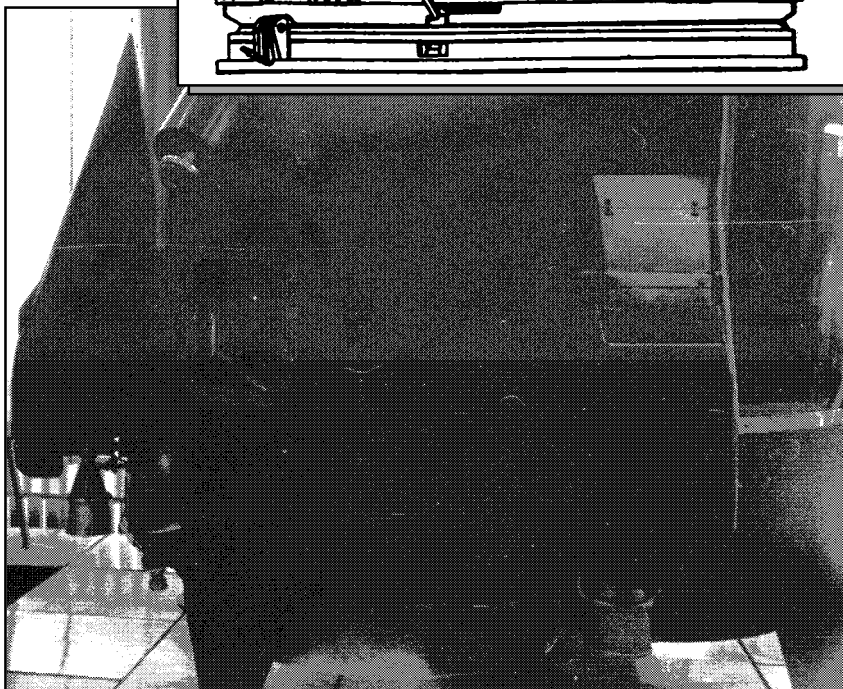
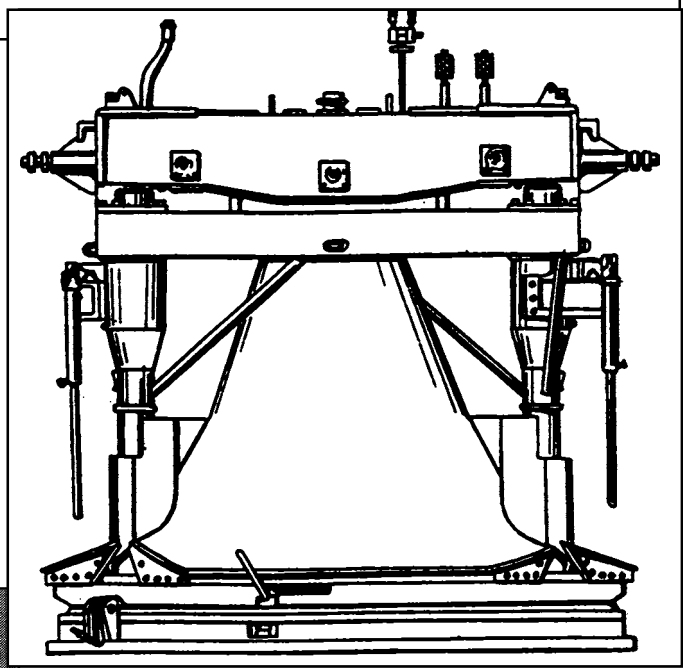
Предстартовая подготовка, мин 5-6

Гарантийный срок хранения ракеты в сжатом состоянии, сут 30

Схема установки МБР Р-16 на пусковой стол

□ *Пусковой стол МБР Р-16*

Вторая ступень ракеты Р-16У



Ракетный комплекс "Шексна-В" с МБР тяжелого класса Р-16У (8К64У)

Разработка первого отечественного стратегического ракетного комплекса с пусковыми установками шахтного типа началась в марте 1960 года, когда по распоряжению заместителя председателя СМ СССР Д.Ф.Устинова в ОКБ-586 (КБЮ) приехали для согласования плана перспективных совместных работ специалисты ЦКБ-34 (КБСМ) - это была первая работа ленинградского конструкторского бюро по наземным ШПУ. Уже в мае 1960 года был намечен ряд решений по ШПУ в целом и были сформулированы вопросы по стыковке с ракетой. Официально разработка комплекса задана 30 мая 1960 года.

Ракета Р-16У разработана на базе МБР Р-16 с целью унификации конструкции для применения с наземных и шахтных ПУ. Для повышения надежности и безопасности при эксплуатации была изменена автоматика управления двигателем первой ступени. Наддув баков горючего обеих ступеней и бака окислителя второй ступени осуществлялся азотом из баллонов высокого давления.

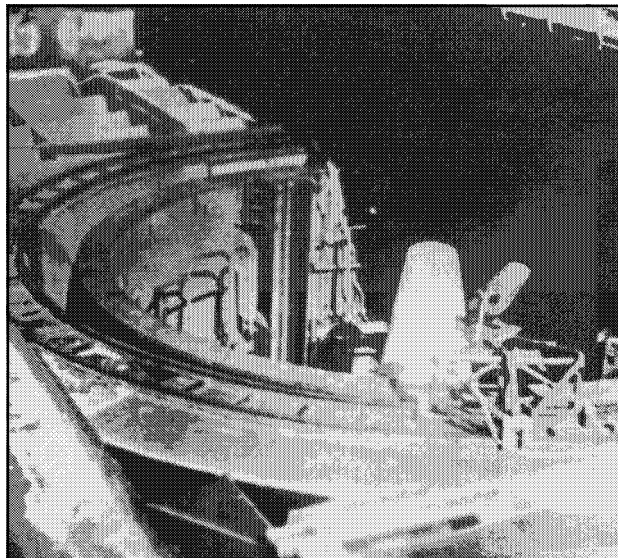
Технические предложения ЦКБ-34 привели к необходимости переработки отдельных узлов изделия 8К64, при этом менялась силовая схема при хранении, поновому должна была проводиться заправка и др.

ЛКИ ракеты Р-16У проводились с января 1962 года с наземной ПУ. В 1961 году на площадке №60 полигона Тюра-Там началось строительство ШПУ (объект 310), а для обслуживания была сформирована 43 отдельная испытательная часть. Главный инженер проекта строительного сооружения - А.А.Ниточкин (ЦПИ-31 МО). Первый пуск из ШПУ состоялся 13 июня 1962 года, ракета вышла успешно из шахты, но в полете отказал рулевой двигатель. Несколько следующих пусков также были не совсем успешными, в частности из-за горения одетого на рулевые машины чехла из прорезиненной ткани, после ее снятия испытания пошли нормально. Полный цикл испытаний были завершены в июле 1963 года.

В процессе проектирования было разработано несколько вариантов ШПУ - проект рассматривался дважды: в марте и в октябре 1960 года. Рабочие чертежи ШПУ были готовы в марте 1961 года.

Стартовая позиция ракет Р-16У «Шексна-В» имела следующие защищенные сооружения: три шахтных ПУ, расположенных в линию на незначительном расстоянии друг от друга; хранилища компонентов топлива (горючего и окислителя); командный пункт с автономными источниками электроэнергии - дизельгенераторами и сетевой обеспечением температурно-влажностного режима.

Строительное сооружение ШПУ в верхней



Ракета Р-16У в шахтной пусковой установке 8П764

Число пусков ракет Р-16 и Р-16У с НИИП-5 (Тюра-Там)

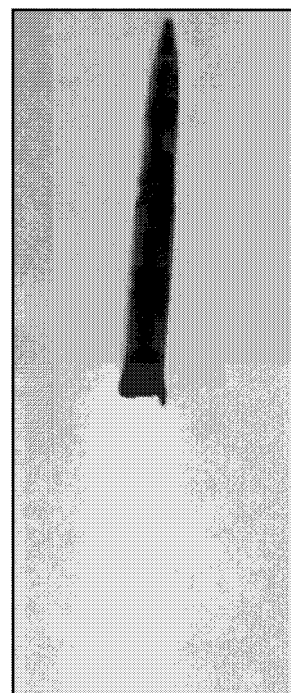
Годы	1961	1962	1963	1964	1965	1966
Число пусков	23	22	21	7	15	7

части имело оголовок, в котором размещена защитная крыша с электроприводом и другое специальное оборудование. ШПУ имела для наведения ракеты по азимуту поворотный пусковой разделительный стакан с газоотводящим устройством. Отвод продуктов горения компонентов топлива ракеты осуществлялся через газоход между стаканом и шахтой. Для направления ракеты при старте в пусковом стакане имелись направляющие, а на ракете установлены бугеля, которые также обеспечивали амортизацию ракеты при ее хранении при внешнем воздействии.

Хранение ракеты Р-16У в шахтах осуществлялось в незаправленном состоянии. В составе стартового комплекса имела централизованная система заправки с общими (на все три шахты) хранилищами и насосами для каждого компонента топлива и дистанционным управлением заправкой из командного пункта. Управление стартовой позицией при длительном хранении ракет, заправке, подготовке к пуску ракет и старте централизованное, дистанционное из командного пункта.

Главный конструктор стартовой позиции Е.Г.Рудяк (ЦКБ-34), системы заправки компонентами топлива - В.К.Филиппов (КБТХМ).

Первый ракетный полк заступил на боевое дежурство 5 февраля 1963 года (г. Нижний Тагил, командир Н.А.Олейников). 30 марта 1963 года 3-



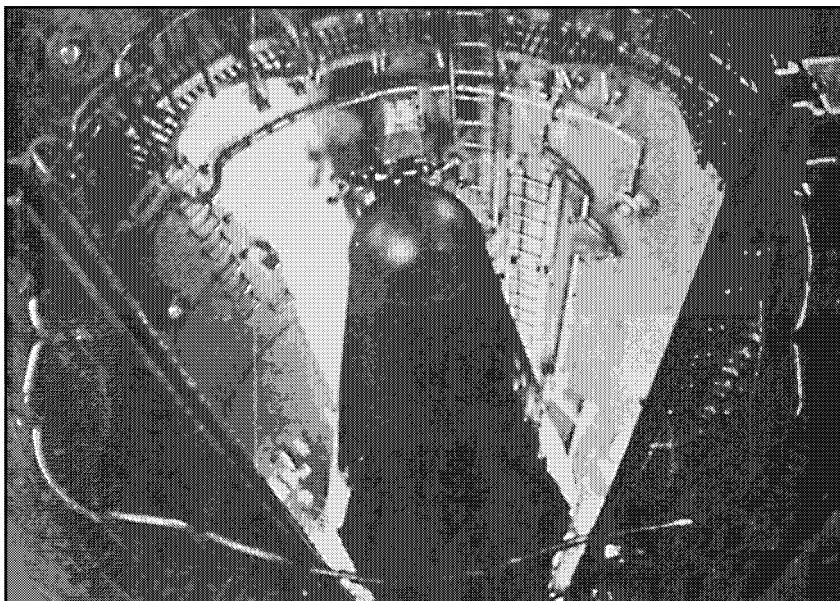
Ракета Р-16У в полете

ий дивизион ракетного полка Д.Т.Гущина под Плесецком заступил на боевое дежурство с тремя ШПУ (установки №9, №10 и №11). В мае 1963 года на НИИП-5 руководителям стран народной демократии был

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Установка головной части
ракеты Р-16У



Ракета Р-16У в шахтной
пусковой установке 8П764

продемонстрирован групповой пуск трех ракет Р-16У из шахтного стартового комплекса.

8 октября 1963 года в рамках проводившегося учения «Гроза» с 11-й ШПУ ракетного полка объекта «Ангара» был выполнен первый учебно-боевой пуск ракеты из боевой шахтной пусковой установки.

Ракетные комплексы с МБР Р-16 и Р-16У несли боевое дежурство под городами Бершеть, Нижний Тагил, Бологое, Итатка, Йошкар-Ола, Новосибирск, Шадринск, Юрья.

На базе МБР Р-16 предполагалось создать космическую ракету-носитель 64С5 «Циклон-1».

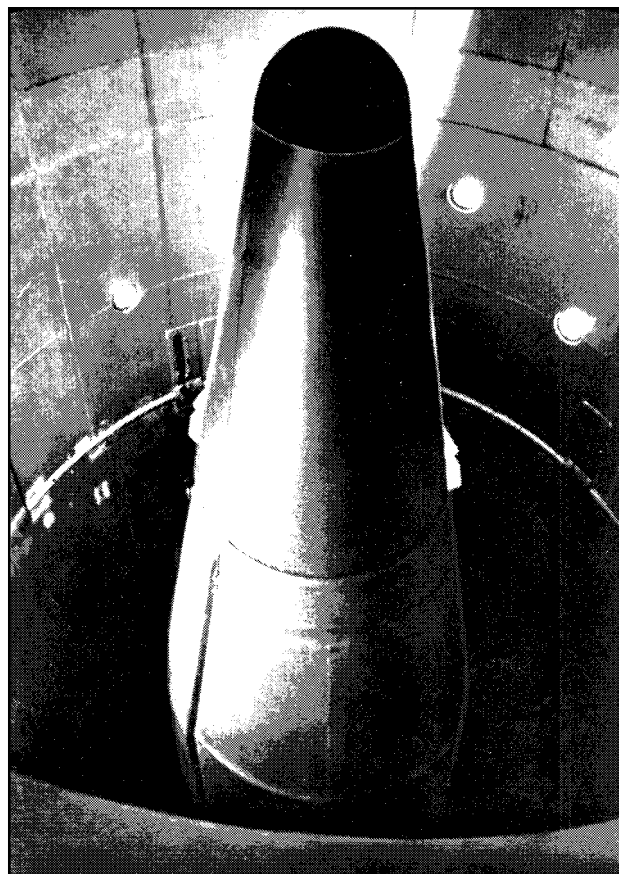
Разработчик ОКБ-586 (КБЮ)
Главный конструктор М.К.Янгель
Изготовитель ракет.... заводы: №586 (ЮМЗ) и №166 (ПО "Полет", г.Омск)

Код НАТО SS-7 Saddler Mod 1&2
Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с МБР, размещенными в групповых ШПУ, первого поколения

Состояние на вооружении с 15 июля 1963 года.
Снят с вооружения в 1978 году

Ракета Р-16У (8К64У)
Дальность стрельбы, км:
- с легким боевым блоком 13000
- с тяжелым боевым блоком 10500-11000

Точность стрельбы (КВО), км 2,7 (предельное отклонение -10)



□
Ракета Р-16У в шахтной пусковой установке 8П764

Тип головной части моноблочная, термоядерная 8Ф17, 8Ф115, 8Ф116
Мощность заряда, Мт:
- легкий блок 3
- тяжелый блок 5-6
Забрасываемый вес, кг:
- легкий блок 1475-1500
- тяжелый блок 2175-2200
Система управления инерциальная с гироскопической платформой

- разработчик НИИ-692 (Харьков)
Вес системы управления, кг :
- общий 440
- на первой ступени 152
- на второй ступени 288
Органы управления четырехкамерный рулевой ЖРД на каждой ступени
Разделение ступеней ... за счет тормозных пороховых двигателей I ступени
Отделение ГЧ за счет тормозных

пороховых двигателей II ступени
 Тип старта из ШПУ за счет
 собственных двигателей
 Число ступеней ракеты: 2
 Длина ракеты, м:
 - полная с легкой ГЧ 34,3
 - полная с тяжелой ГЧ 32,4
 Макс. диаметр корпуса, м 3,0
 Стартовый вес, т 146,6-148
 Горючее НДМГ
 Окислитель АК-27И
 Вес топлива, т 130,0

Первая ступень 8С81У:

Размеры, м:
 - длина 14,5
 - длина с переходником 16,8
 - диаметр 3,0
 Двигатель 6-камерный ЖРД РД-218
 (8Д712) с ТНА (три блока по две
 камеры)
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор В.П.Глушко
 - тяга двигателя на земле, тс 246
 - тяга двигателя в пустоте, тс 266
 - давление в камере сгорания, кгс/см² 75
 - время работы, сек 90
 - масса, кг 1960
 - высота, м 2,188
 - диаметр, м 2,789
 Рулевой двигатель четырехкамерный
 ЖРД 8Д63У
 - тяга в пустоте, кН 380

Вторая ступень 8С82У (8С82УФ2):

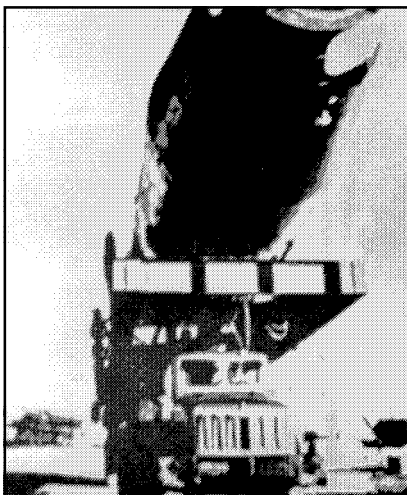
Размеры, м:
 - длина 10,8
 - диаметр 2,4
 Двигатель: двухкамерный
 ЖРД 8Д713 (РД-219) с ТНА
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор В.П.Глушко
 - тяга двигателя в пустоте, тс 90
 - давление в камере сгорания, кгс/см² 75
 - время работы, сек 125
 - масса, кг 760
 - высота, м 2,03
 - диаметр, м 2,162
 Рулевой двигатель четырехкамерный
 ЖРД
 - тяга в пустоте, кН 49,2

Головная часть:

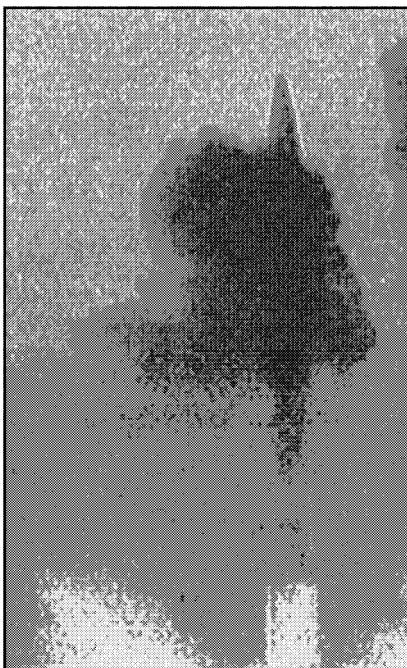
Форма коническая
 Размеры, м:
 - длина 4,5
 - диаметр 2,0

Стартовый комплекс:

Тип групповой шахтный 8П764
 Разработчик ЦКБ-34
 Гл. конструктор Е.Г.Рудяк
 Тип защитного устройства плоская
 сдвижная крыша
 Открытие крышки по рельсам в сторону
 Наведение по азимуту поворотное
 пусковое устройство вместе с ракетой,
 с пристыкованными коммуникациями
 системы заправки
 Амортизация местная с
 тарельчатыми пружинами в конструкции
 бугелей ракеты
 Система заправки топливом:
 - тип скоростная
 - разработчик Московское ГОКБ
 Размеры шахты, м:
 - диаметр стакана 4,64



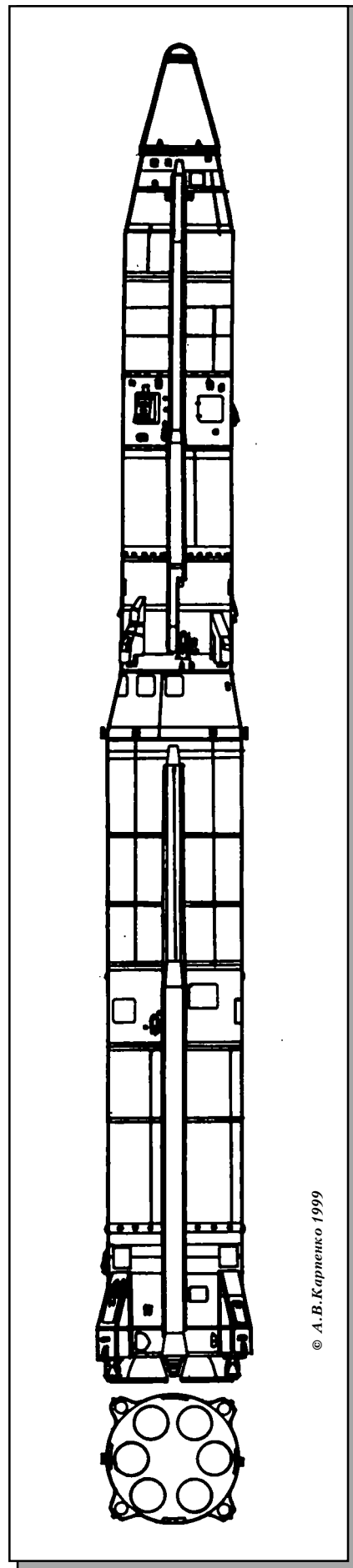
Установщик ракеты Р-16У в шахтную пусковую установку



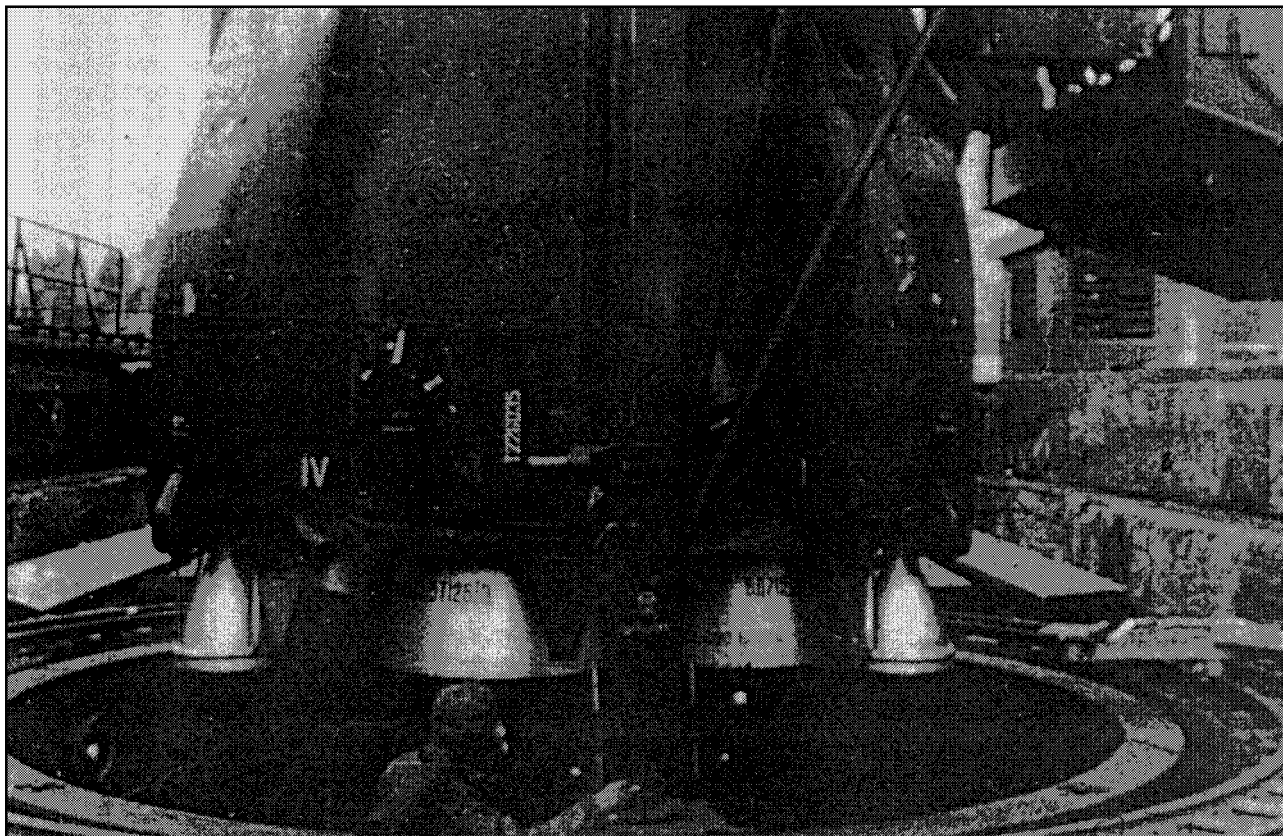
Пуск МБР Р-16У из ШПУ

- диаметр шахтного сооружения ... 8,3
 - высота 45,6
 Число шахт в группе 3
 Число ракет в ШПУ 1
 Расстояние между ШПУ, м 60
 Предстартовая подготовка
 трех ракет, ч 2,5-3
 Предстартовая подготовка
 одной ракеты, мин 20
Установщик ракеты:
 Разработчик КБ НКМЗ
 Главный конструктор Ю.И.Попов
Кран 8Т26
 Гарантийный срок хранения ракеты в
 заправленном состоянии, суток 30

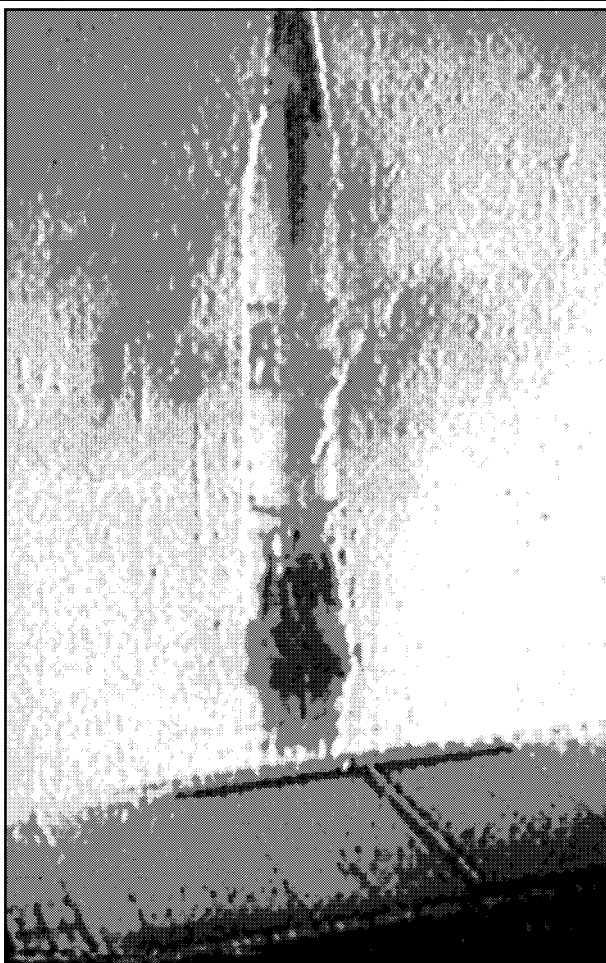
*Ракета 8К64У с
 тяжелым боевым блоком* □



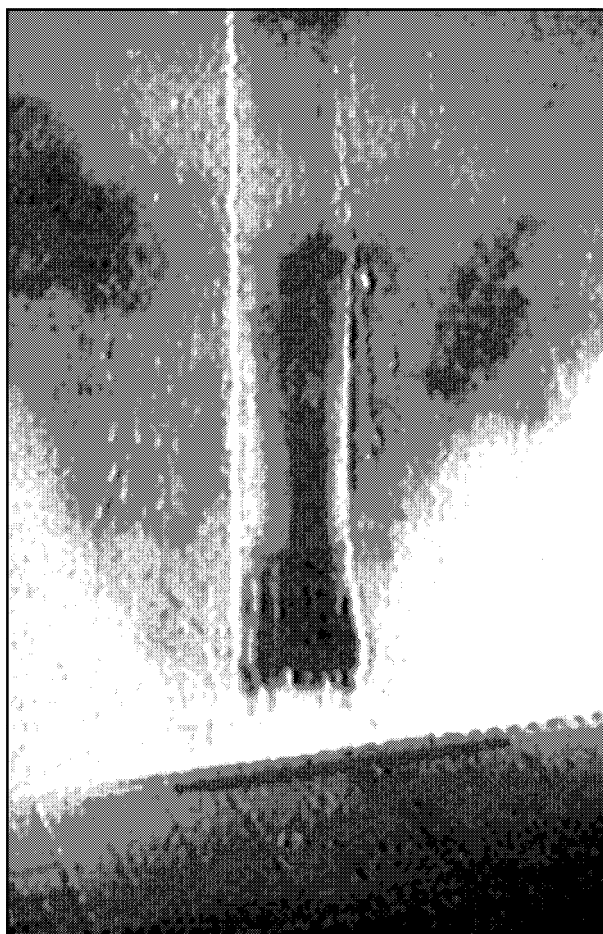
© А.В.Карпенко 1999

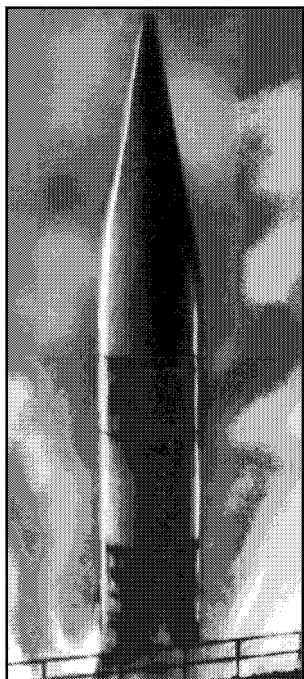


Установка ракеты Р-16У в шахтную пусковую установку



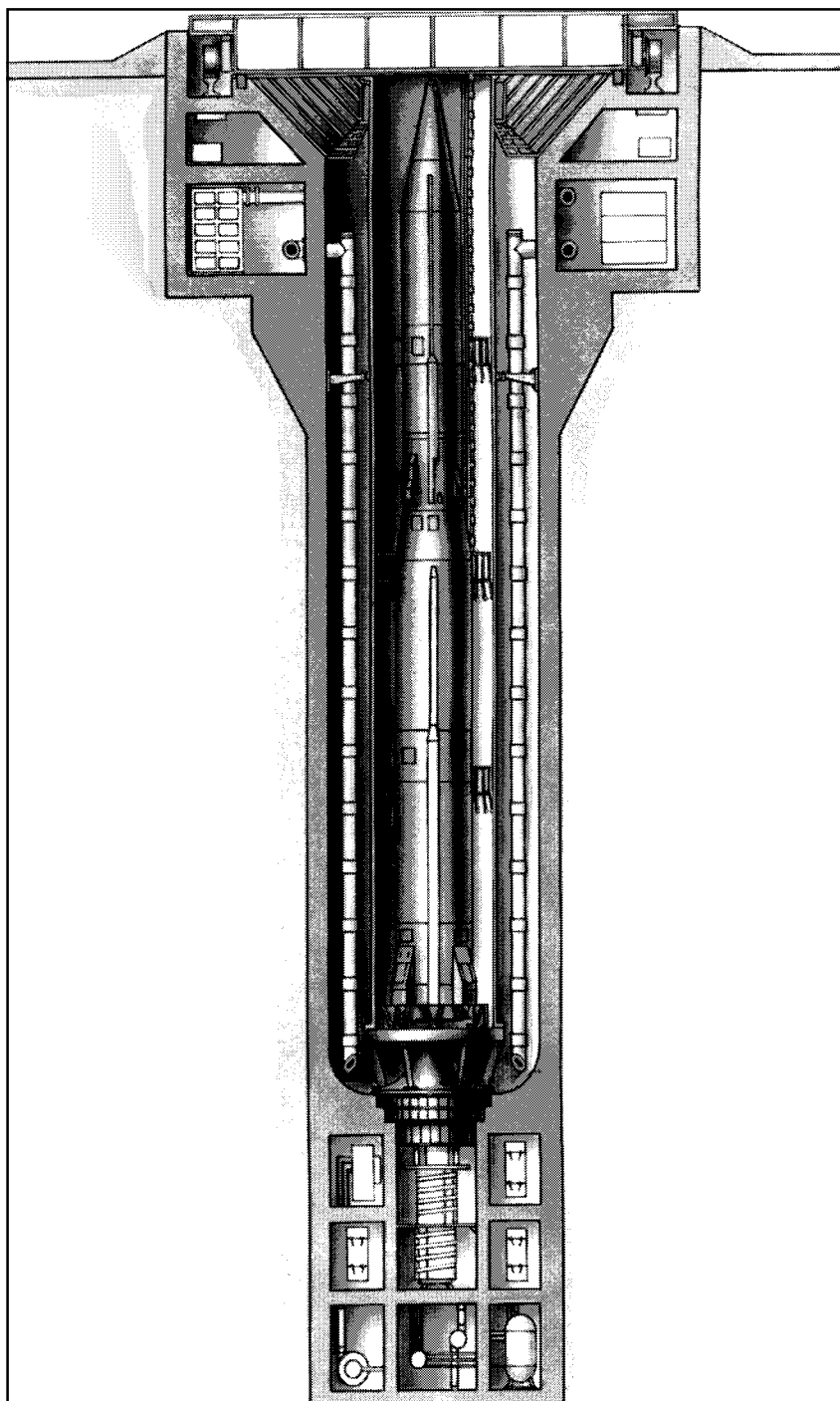
□ *Пуск МБР Р-16У из ШПУ* □





Пуск МБР Р-16У из ШПУ

Разрез шахтной пусковой установки 8П764 для ракет Р-16У из состава группового стартового комплекса

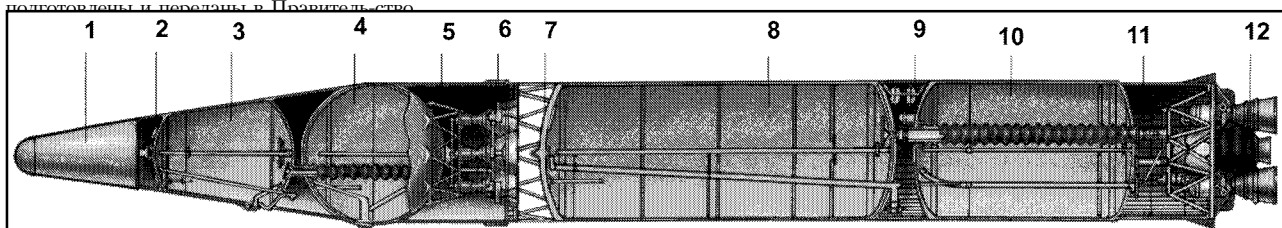


Ракетный комплекс "Десна-Н" с МБР Р-9А

Предложения по созданию новой МБР Р-9 на кислородно-керосиновом топливе стартовой массой в 100 т были подготовлены и переданы в Цивилитель-стро

в апреле 1958 года. Ракеты Р-9 должны были прийти на смену МБР Р-7 и Р-7А. Первоначально МБР создавалась в двух

вариантах: Р-9А (8К75) на керосине и кислороде и Р-9В (8К76) на керосине и азотной кислоте. Для Р-9В в ОКБ-2



Разрез ракеты Р-9А:

1 - головная часть; 2 - переходной отсек; 3 - бак горючего II ступени; 4 - бак окислителя II ступени; 5 - хвостовой отсек II ступени; 6 - аэродинамические стабилизаторы II ступени; 7 - соединительная ферма; 8 - бак окислителя I ступени; 9 - приборный отсек; 10 - бак горючего I ступени; 11 - хвостовой отсек I ступени; 12 - ЖРД I ступени

Отечественные стратегические ракетные комплексы

(главного конструктора А.М.Исаева) создавалась связка из четырех двигателей с тягой по 40 тс.

По настоянию ОКБ-1 дальнейшие работы были продолжены по ракете Р-9А. Официально работы по комплексу МБР заданы Постановлением СМ СССР от 13 мая 1959 года.

Топливные баки ракеты изготовлены из алюминий-магниевого сплава. Наддув баков горючего обеспечивался турбогазом, а баков окислителя кислородом. Применение кислородных двигателей требовало из-за испарения жидкого кислорода постоянной подпитки после прекращения заправки до самого старта. Для ракеты проектировались специальные двигатели и хранилища с системами возмещения потерь на испарение. Заправка ракеты кислородом предусматривалась непосредственно перед стартом. В первых проектных проработках для первой ступени ракеты предполагалось применить кислородно-керосиновые двигатели НК-9, разработанные в ОКБ-276 (главного конструктора Н.Д.Кузнецова), и для второй ступени связку из четырех двигателей, созданных в ОКБ-1 для блока «Л» ракеты-носителя «Молния». При этом дальность стрельбы могла увеличиться на 2700 км; ракета получила индекс Р-9М. Макет ракеты создан в 1960 году. В дальнейших разработках и при выпуске на ракете применялись двигатели разработки ОКБ-456 (главный конструктор В.П.Глушко) и двигатели разработки ОКБ-154 (главный конструктор С.А.Кос-берга).

При стендовых испытаниях двигателей РД-111 появлялась «высокая частота», после чего они разрушались. Это явление появилось в мощных кислородных двигателях при повышении их удельных характеристик. Это было одной из причин, которые сорвали сроки постановки Р-9 на испытания и боевое дежурство.

В 1962 году была испытана фазовая система радиоуправления, созданная в НИИ-885 для ракет Р-9, Р-36 и УР-100.

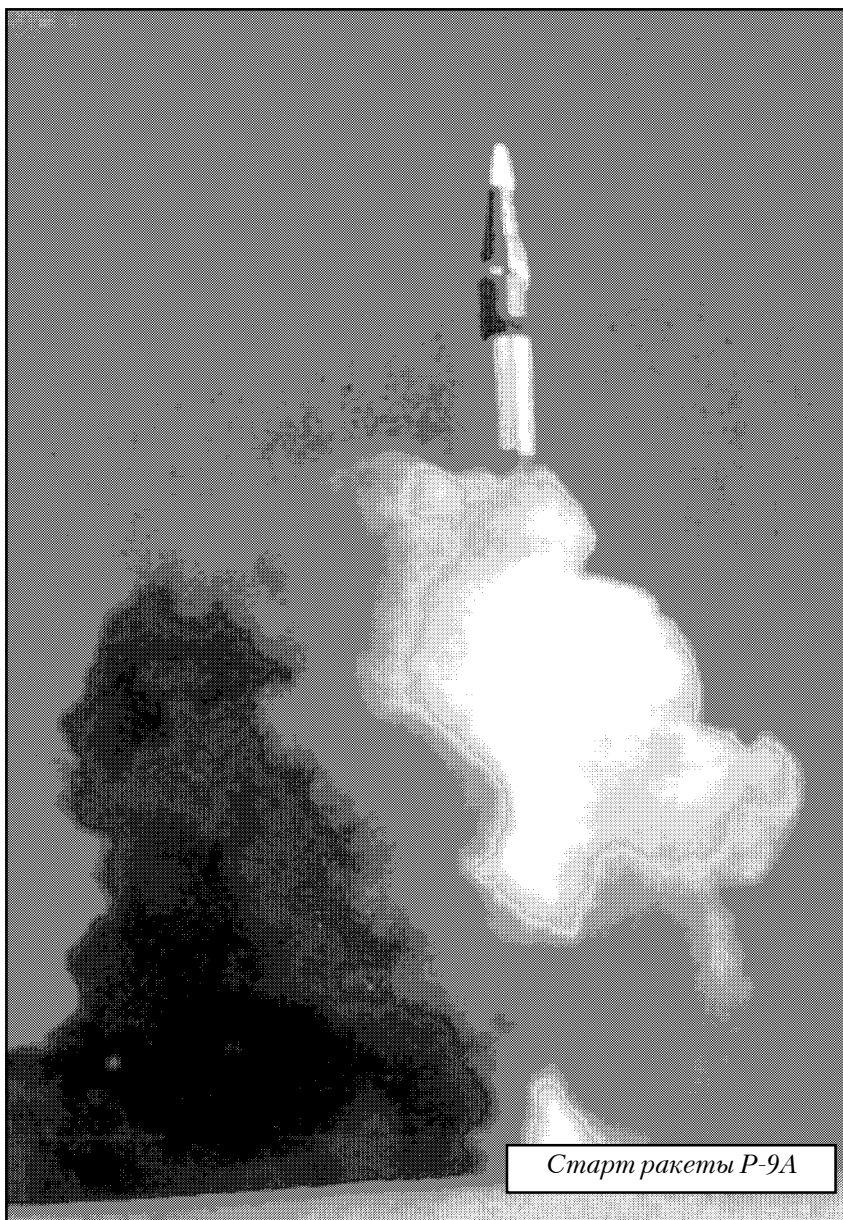
Прорабатывался вариант ракеты Р-9 (8К77) с экранно-вакуумной теплоизоляцией на кислородных баках.

В процессе подготовки ракеты Р-9 к летным испытаниям была проведена замена головной части на более тяжелую БЧ, разрабатываемую для варианта ракеты 8К77, после чего ракета вновь получила обозначение Р-9А (8К75).

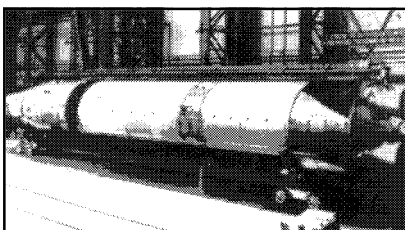
Испытания ракеты Р-9 на полигоне Тюра-Там (НИИП-5) с 51 площадки начались 9 апреля 1961 года.

28 октября 1962 года проводилась операция К-4, в ходе которой в космосе на высоте 150 км произведен подрыв ядерного заряда, выведенного ракетой Р-12, а две опытные ракеты Р-9 должны были пролететь максимально близко к точке взрыва через секунду после подрыва. По стечению ряда обстоятельств обе ракеты не смогли оторваться от пусковых столов и взорвались на стартовой позиции.

Первые испытательные пуски ракет Р-9



Старт ракеты Р-9А



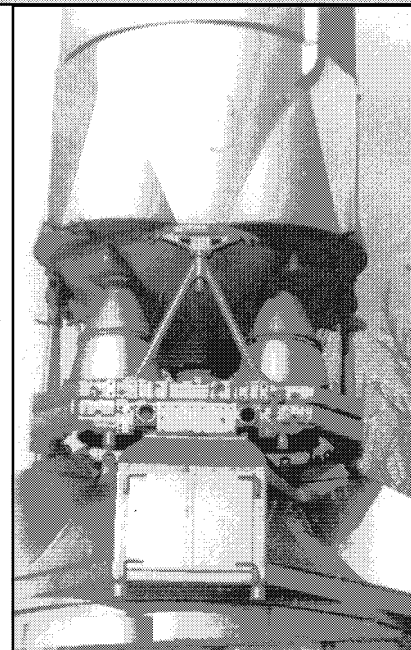
Ракета Р-9 в цехе

Сопловой блок ракеты Р-9А

были неудачными - происходили взрывы первой ступени вследствие высокочастотных колебаний в ЖРД. ЛКИ завершились в феврале 1964 года после 29 пусков, 15 из которых были успешными.

В процессе испытаний ракета была усовершенствована и получила индекс Р-9А. В 1964-1966 годах произведено 13 пусков серийных ракет Р-9А, из которых 9 прошло успешно.

Первоначально серийное производство



Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

ракет Р-9 предполагалось развернуть на заводе №1001 (в настоящее время - Красноярский машино-строительный завод). Для сопровождения серийного производства ракет на 2-ой площадке завода в Красноярске-26 по Постановлению ЦК КПСС и СМ СССР весной 1959 года был создан филиал №2 ОКБ-1. Но из-за отказа руководства государства от планов развертывания ракет Р-9 в значительном количестве новому КБ и заводу было поручено заниматься изготовлением ракеты Р-14 (8К65), созданной в ОКБ-586.

При первых пусках ракет типа Р-9 время подготовки на технической позиции составляло 16 часов, на стартовой позиции - до 21 мин. При принятии на вооружение время подготовки ракеты к пуску составило около 5 минут (ракета находилась с заправленными баками горючего).

В начале 1962 года на площадках Малое Усово и Большое Усово объекта «Ангара» началось строительство сооружений нового комплекса с четырьмя площадками. Развертывание комплекса началось в 1963 году и к 1964 году было развернуто 23-28 пусковых установок ракет Р-9А.

Разрабатывался вариант ракеты Р-9 с двигателями, работающими на топливе ТМ-185 и окислителе АК-27И.

Разработчик ОКБ-1
Главный конструктор С.П. Королев
Зам. гл. конструктора Б.Е. Черток
Ведущий конструктор ... М.С. Хомяков
Изготовитель ракет з-д №1 ("Прогресс")
Код НАТО SS-8 *Sasin*
Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с МБР с наземной стартовой установкой, первого поколения

Состояние. летные испытания проводились с 1961 года. На вооружение в 1965 году принят вариант ракеты Р-9А

Ракета Р-9А с двумя типами ГЧ

Дальность стрельбы, км:
 - наибольшая с легкой ГЧ 12500
 - наибольшая с тяжелой ГЧ 10300
 - наименьшая 3000-3500

Точн. стрельбы (предел. отклон.), км:

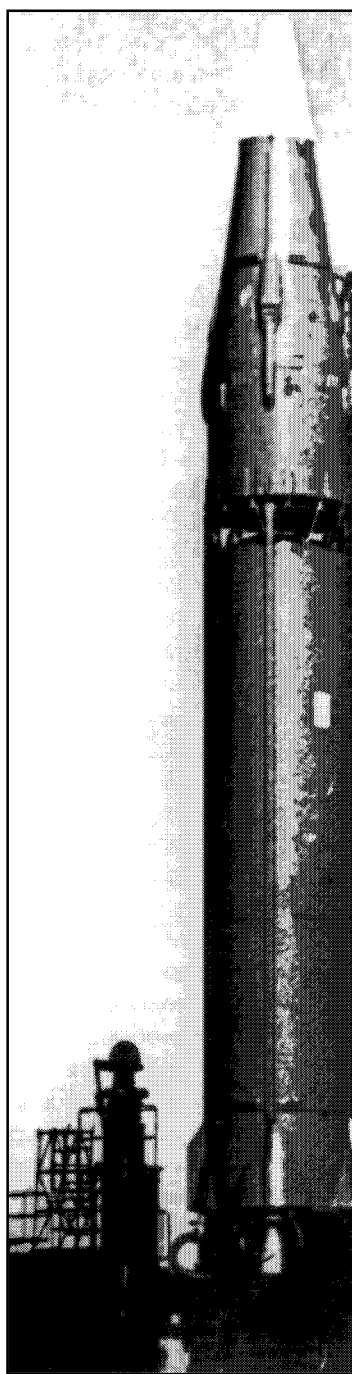
- при радиокоррекции 8-12
 - при автономной СУ 10-20

Головная часть (Вариант 1):

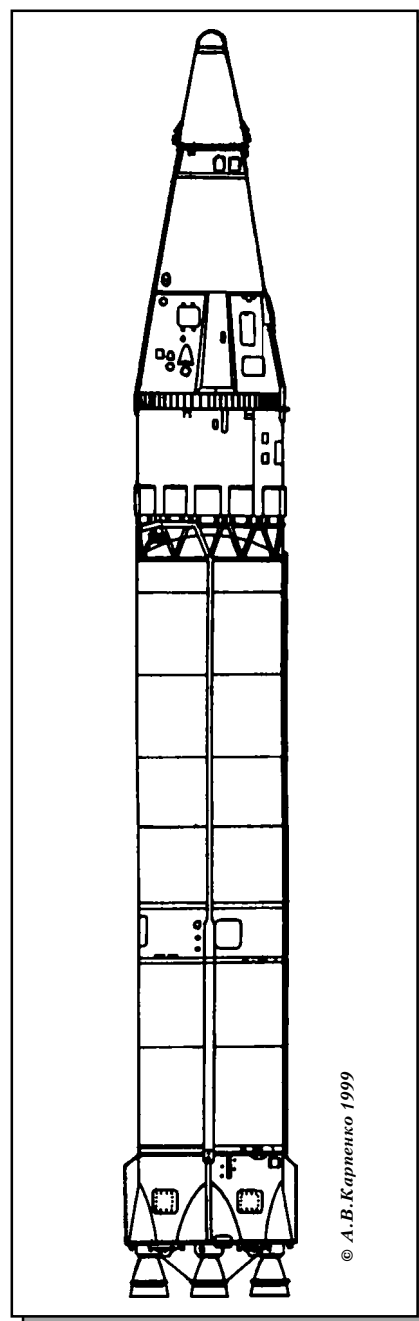
- тип легкая моноблочная
 - мощность заряда, Мт 1,65
 - вес, кг 1700

Головная часть (Вариант 2):

- тип тяжелая моноблочная
 - мощность заряда, Мт 2,5



Ракета Р-9 на пусковом столе



Ракета Р-9

© А.В. Карпенко 1999

- вес, кг 2200
 Система управления инерциальная с радиокоррекцией
 - разработчик НИИ-885
 - главный конструктор Н.А. Пилугин, М.И. Рязанский
 Гироблоки 8А2113, 8А211М
 - разработчик НИИ-944
 - гл. конструктор В.И. Кузнецов
 Органы управления поворотные с помощью гидравлического привода (рабочее тело - керосин) камеры двигателя I ступени, поворотные сопла, работающие на отработанном турбогазе, на II ступени

Стабилизаторы аэродинамические плоскости на I ступени и аэродинамические щитки на II ступени
 Разделение ступеней горячее, за счет включения двигателя II ступени
 Отделение ГЧ пневмотолкателем
 Тип старта с наземной пусковой установки за счет собственных двигателей
 Число ступеней ракеты 2
 Длина ракеты, м 24,18-24,227
 Макс. диаметр корпуса, м 2,68
 Стартовый вес, т 80,0 -81,0
 Вес пустой ракеты, т 9,0
 Горючее керосин
 Окислитель жидкий кислород

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Вес топлива, т 71

Первая ступень (блок А):

Размеры, м:

- длина 14,79

- диаметр 2,68

Двигатель 4-камерн. ЖРД РД-111

(8Д716) с ТНА без дожигания

- разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.П.Глушко

- тяга двиг. на земле, тс 141,24

- тяга двиг. в пустоте, тс 166

- давление в камере сгорания, кгс/см² 80

- время работы, сек 105

- высота, м 2,095

- диаметр, м 2,742

Вторая ступень (блок Б):

Размеры, м:

- длина с ГЧ 9,40

- диаметр 2,68

Двигатель 4-камерн. ЖРД РД-0106

(8Д715) с ТНА

- разработчик ОКБ-154 (г.Воронеж)

- главный конструктор С.А.Косберг

- тяга двигателя в пустоте, тс 31,5

- время работы, сек 165

Стартовый комплекс:

Разработчик ГСКБ "Спецмаш"

Главный конструктор В.П.Бармин

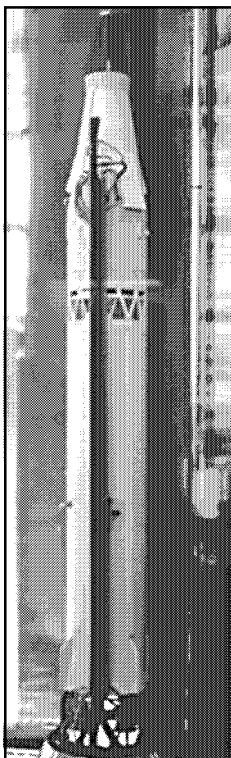
Тип стационарный наземный

Тип ПУ наземный стартовый стол

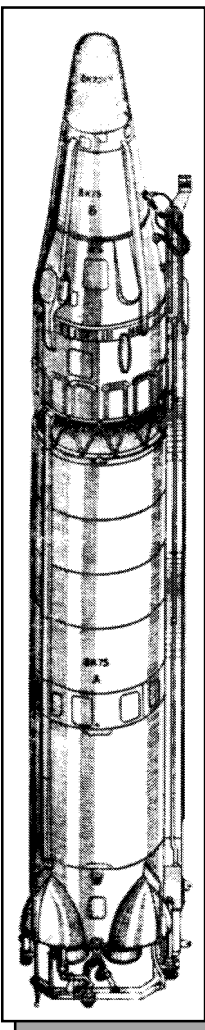
Время подготовки к старту, ч 2

Число ракет на ПУ 1

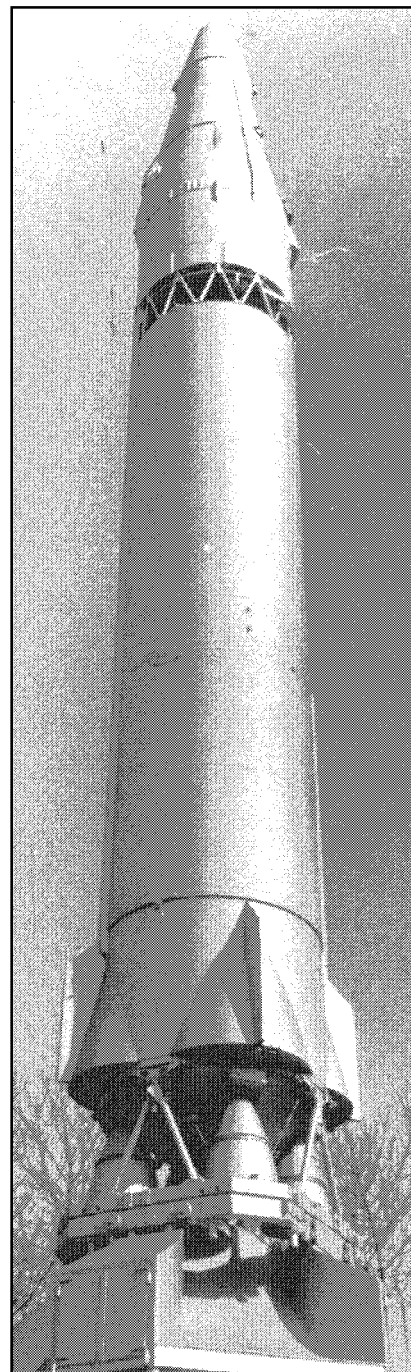
Число ПУ в комплексе 2



Ракета Р-9



Модель МБР Р-9А



МБР Р-9А с ТГЧ на стартовом устройстве в экспозиции ЦМВС (г.Москва)

Ракетный комплекс "Десна-В" с МБР Р-9А

Разработка ракеты Р-9 и ряда ее усовершенствованных вариантов начата 13 мая 1959 года.

Проектирование ракеты Р-9А начато в 1960 году. Ракета Р-9А являлась более совершенным по конструкции и тактико-техническим характеристикам вариантом ракеты Р-9, предназначенным для размещения в шахтных и на наземных пусковых установках.

Для увеличения дальности полета ракеты хвостовой отсек второй ступени сбрасывался. Для установки разных головных частей на ракете использовались два вида переходников. Переходник для

крепления тяжелой ГЧ имел обратную конусность и несколько большую длину, чем переходник легкой ГЧ.

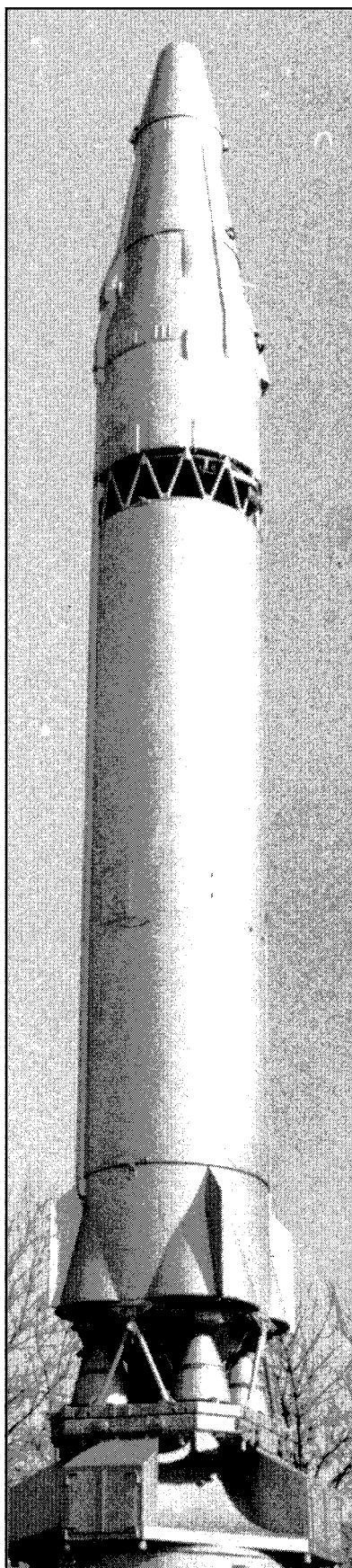
Для ракеты Р-9А разрабатывались три варианта размещения на боевых позициях: шахтный комплекс «Десна-В»; комплекс со стационарной наземной пусковой установкой «Ромашка»; полуавтоматизированный комплекс со стационарной наземной пусковой установкой «Долина».

ЛКИ проводились с апреля 1961 года по февраль 1964 года. Первый пуск из ШПУ состоялся 27 сентября 1963 года.

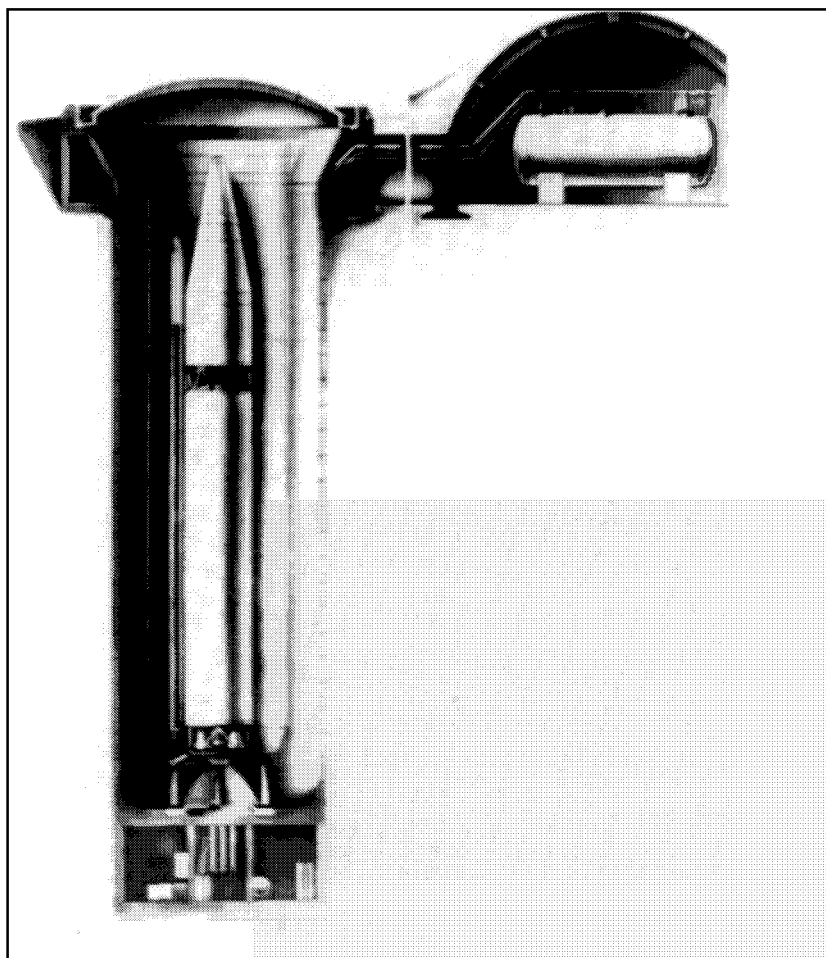
24 октября 1963 года на НИИП-5 в одной

из боевых шахт позиционного района ракет типа Р-9 произошел пожар, который привел к гибели семи человек из обслуживающего персонала. Причиной катастрофы стала недопустимая загазованность шахты парами кислорода при проведении регламентных работ (ракета не была заправлена).

В шахтном варианте ракеты Р-9А развертывались в ШПУ группами по три ракеты. ШПУ размещались в линию на незначительном расстоянии друг от друга, с общими подземным командным пунктом, подземными хранилищами топлива, системой подготовки к пуску, системой



МБР Р-9А с ТГЧ в экспозиции ЦМВС на стартовом устройстве (г. Москва)



Шахтная пусковая установка комплекса "Десна-В"

топливозаправки и пунктом радиоуправления с выдвигающимися антеннами. Ракета находилась в ШПУ с пристыкованными электрическими и заправочными коммуникациями. Заправка топливом производилась автоматической системой подготовки старта только после получения команды на пуск. Одновременно с заправкой ракеты проводилась подготовка к работе аппаратуры пункта радиоуправления и выдвигание из шахтных колодцев антенных устройств. Время заправки одной ракеты - 10 минут, время подготовки к пуску - 5 минут.

ШПУ состояла из шахтного стартового сооружения, защитного устройства (крыши), поворотного пускового устройства и стального стакана газоходов. Обычно в ракетную дивизию входили дивизионы с ракетным комплексом «Десна», дивизионы с ракетным комплексом «Ромашка» и дивизионы с ракетным комплексом «Долина».

Ракетный полк с ракетами Р-9А шахтного базирования был поставлен на боевое дежурство 26 декабря 1964 года (г. Козельск, командир Г.Х. Хисамов).

Всего было развернуто несколько полков с ракетами Р-9А и 30 пусковыми установками различных типов

(наземные и шахтные ПУ). Всего промышленность произвела около 70 МБР Р-9 и Р-9А.

На основе связки из семи первых ступеней ракеты Р-9 предполагалось создать космическую ракету-носитель среднего класса. К работам по проекту ракеты-носителя предполагалось привлечь филиал №2 ОКБ-1, работавший в Красноярске-26 (ныне г. Железногорск).

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик ОКБ-1
Главный конструктор С.П.Королев
Зам. гл. конструктора Б.Е.Черток
Ведущий конструктор ... М.С.Хомяков
Изготовитель з-д "Прогресс"
Код НАТО SS-8 Sasin
Тип комплекса групповой шахтный комплекс с МБР, первого поколения
Состояние на вооружение принят 21 июля 1965 года. Снят с боевого дежурства в 1978 году
Ракета Р-9А (8К75)
Дальность стрельбы, км:
 - наибольшая легкой ГЧ 16000
 - наибольшая тяжелой ГЧ 12500
 - наименьшая 3000-3500
Макс. скорость, м/с 7200
Точн. стрельбы (предельн.), м 5000
Головная часть (Вариант 1):
 - тип легкая моноблочная
 - мощность заряда, Мг 1,65
 - вес, кг 1100
Головная часть (Вариант 2):
 - тип тяжелая моноблочная
 - мощность заряда, Мг 5,0
 - вес, кг 1650-2100
Система управления инерциальная с радиокоррекцией

Гироблоки 8А2113, 8А211М
Органы управления поворотные камеры двигателя I ступени, поворотные сопла, работающие на отработанном турбогазе, на II ступени
Стабилизаторы аэродинамические на I ступени и аэродинамические щитки на II ступени
Разделение ступеней "горячее", за счет включения двигателя II ступени
Отделение ГЧ пневмолкательем
Тип старта из шахты за счет собственных двигателей
Число ступеней ракеты 2
Длина ракеты, м:
 - полная с легкой ГЧ 26,5
 - полная с тяжелой ГЧ 24,19
Макс. диаметр корпуса, м 2,68
Стартовый вес, т 80,5 (81-82)
Вес пустой ракеты, т 9,0
Горючее керосин Т-1
Окислитель жидкий кислород
Вес топлива, т 71,1
Первая ступень:
Размеры, м:
 - длина 13 (15)
 - диаметр 2,68
Двигатель 4-камер. ЖРД 8Д716 с ТНА
 - тяга у земли, тс 143,3

- тяга в пустоте, тс 166
 - время работы, сек 105

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина с ГЧ 9,40
 - диаметр 2,68

Двигатель 4-камер. ЖРД 8Д715 сТНА
 - тяга в пустоте, тс 30,5-31,0
 - время работы, сек 105

Головная часть:

Форма коническая

Стартовый комплекс:

Тип групповой шахтный 8П775

Разработчик ГСКБ "Спецмаш"

Гл. конструктор В.П.Бармин

Тип защитного устройства купольная

сдвижная крыша

Защита от давления во фронте

ударной волны, кг/см² 2,0

Размеры, м:

- диаметр шахты 7,8-8

- диаметр стакана 5,5

- высота стакана 25,0

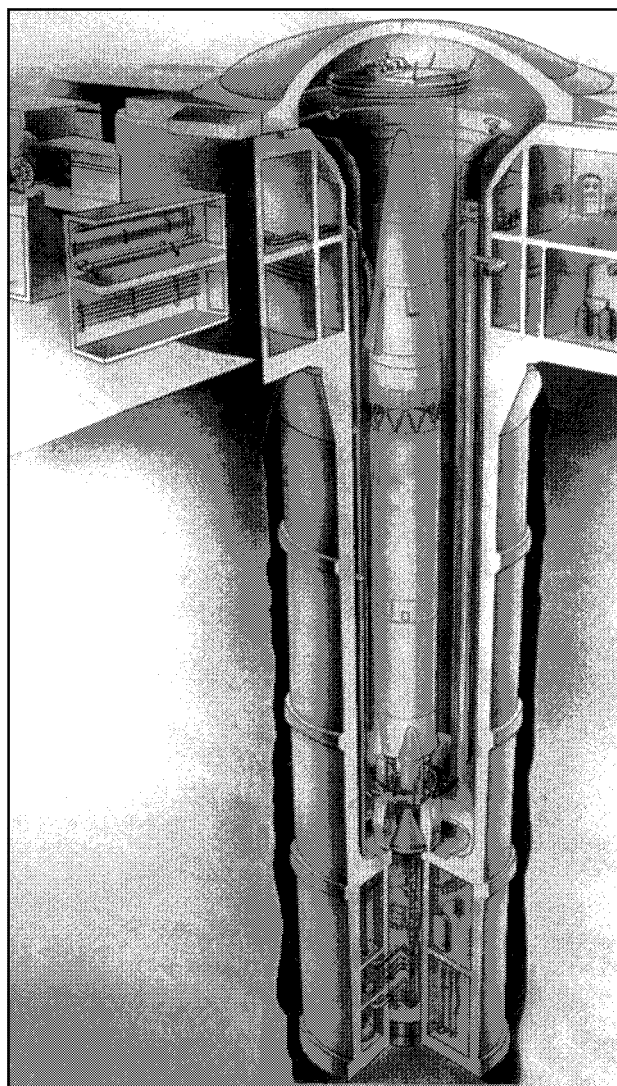
- высота шахты 36,0

Наведение по азимуту поворотное

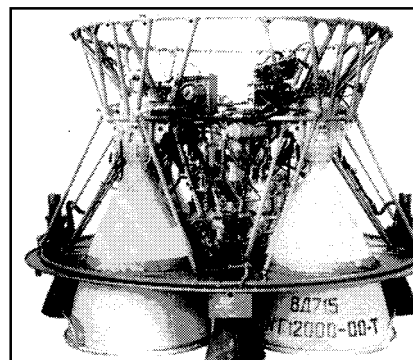
пусковое устройство

Число ракет в шахте 1

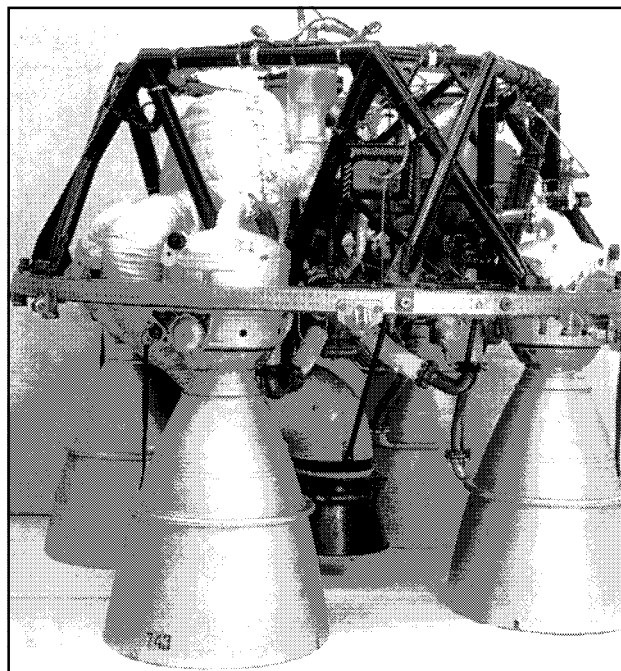
Число ракет в комплексе 3



Шахтная пусковая установка комплекса "Десна-В"



Четырехкамерный ЖРД 8Д715 второй ступени ракеты Р-9А



Четырехкамерный ЖРД 8Д716 первой ступени ракеты Р-9А

Ракетный комплекс "Ромашка" с МБР Р-9А

Разработка ракеты Р-9 начата 13 мая 1959 года. Ракета Р-9А разработана на базе ракеты Р-9 и является более совершенным ее вариантом. Для ракеты Р-9А разрабатывались три варианта размещения: шахтный комплекс "Десна"; комплекс со стационарной наземной ПУ "Ромашка" (в публикациях упоминается комплекс "Десна-Н"); полуавтоматизированный комплекс со стационарной наземной ПУ "Долина". ЛКИ проводились с апреля 1961 года по февраль 1964 года. Первые два ракетных полка с МБР Р-9А с наземным стартом заступили на боевое дежурство 14 декабря 1964 года (г.Козельск, командиры Д.В.Богатырев и Г.В.Макарьевский), а 15 декабря заступили еще два полка (г.Плесецк, командиры П.Д.Гальцов и П.И.Скрябин).

Разработчик ОКБ-1
Главный конструктор С.П.Королев
Зам. гл. конструктора Б.Е.Чертюк
Ведущий конструктор ... М.С.Хомяков
Изготовитель ракет з-д "Прогресс" (Куйбышев)

Код НАТО SS-8 Sasin
Тип комплекса комплекс с МБР и стационарной наземной ПУ, первого поколения

Состояние на вооружении с 21 июля 1965 года.

Снят с боевого дежурства в 1978 году
 Ракета Р-9А (8К75)

Дальность стрельбы, км:

- наибольшая легкой ГЧ 16000
- наибольшая тяжелой ГЧ 12500
- наименьшая 3000-3500

Макс. скорость, м/с 7200

Точн. стрельбы (пределн.), м 5000

Головная часть (Вариант 1):

- тип легкая моноблочная
- мощность заряда, Мт 3,0
- вес, кг 1650

Головная часть (Вариант 2):

- тип тяжелая моноблочная
- мощность заряда, Мт 5,0
- вес, кг 2095-2100

Система управления инерциальная с радиокоррекцией

Гироскопы 8А2113, 8А211М

Органы управления поворотные камеры двигателя I ступени, поворотные сопла, работающие на отработанном турбогазе, на II ступени

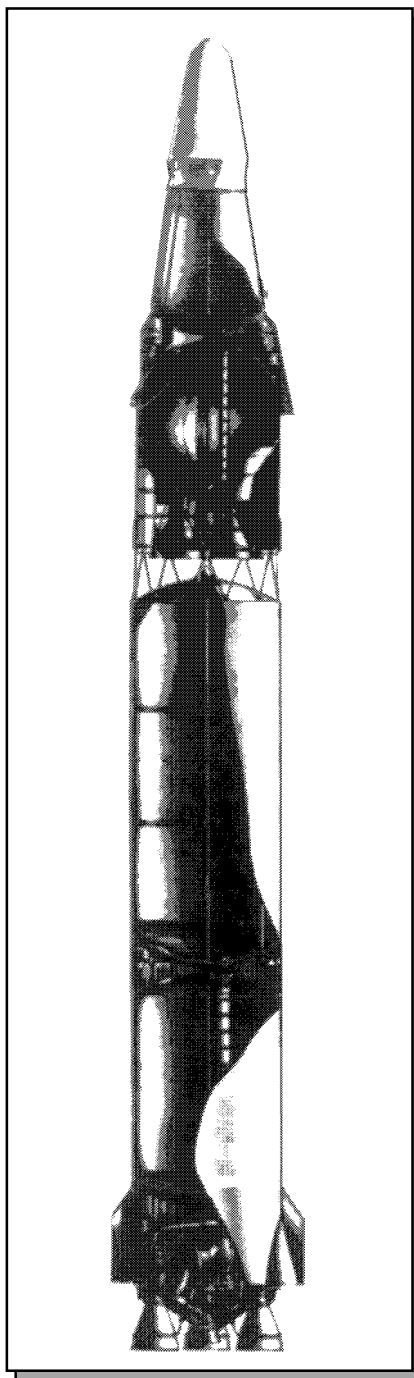
Стабилизаторы аэродинамические на I ступени и аэродинамические щитки на II ступени

Разделение ступеней "горячее", за счет включения двигателя второй ступени

Отделение ГЧ пневмотолкателем

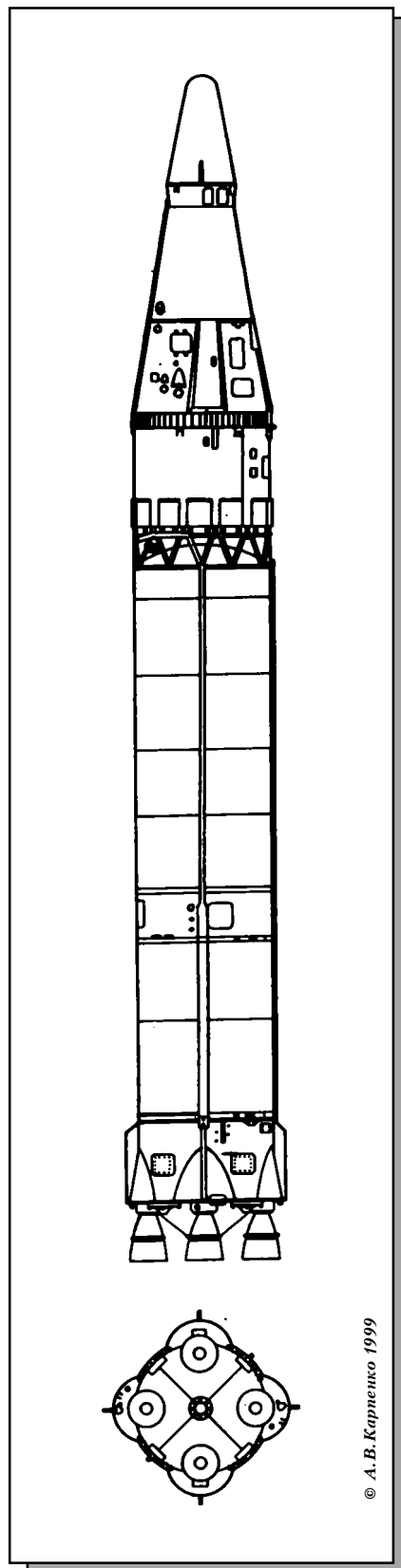
Тип старта с наземного стартового стола за счет собственных двигателей

Число ступеней ракеты 2



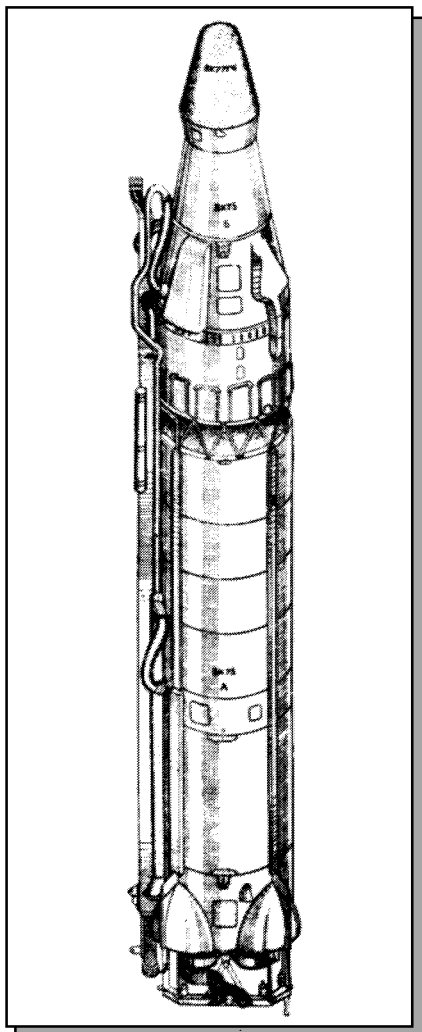
Разрез МБР Р-9А

- Длина ракеты, м:
- полная с легкой ГЧ 26,5
 - полная с тяжелой ГЧ 24,19
- Макс. диаметр корпуса, м 2,68
- Стартовый вес, т 80,5 (81-82)
- Вес пустой ракеты, т 9,0
- Горючее керосин Т-1
- Окислитель жидкий кислород
- Вес топлива, т 71,1
- Первая ступень:**
- Размеры, м:
- длина 13 (15)
 - диаметр 2,68
- Двигатель .4-камер. ЖРД 8Д716 с ТНА

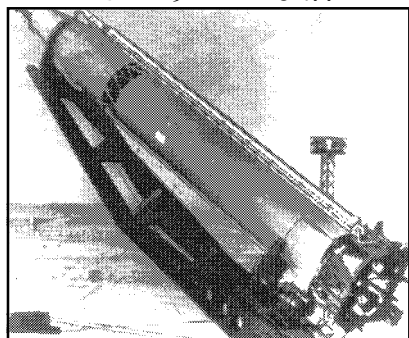


Ракета Р-9А с тяжелой головной частью

© А.В.Карпенко 1999



МБР Р-9А с ГЧ 8К77



- тяга двиг. (в пустоте), тс 143,3 (166)
 - время работы, сек 105

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина с ГЧ 9,40
 - диаметр 2,68

Двигатель: четырехкамерный
 ЖРД 8Д715 с ТНА

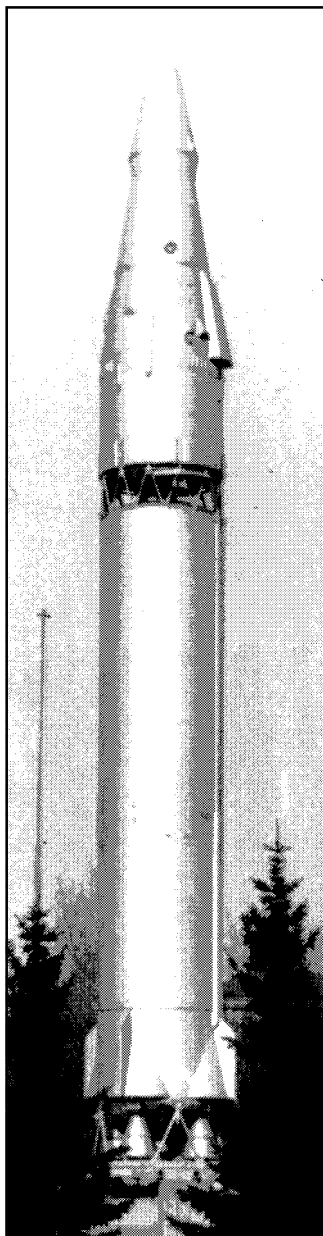
- тяга двигателя в пустоте, тс 30,5-31,0
 - время работы, сек 105

Головная часть:

Форма коническая

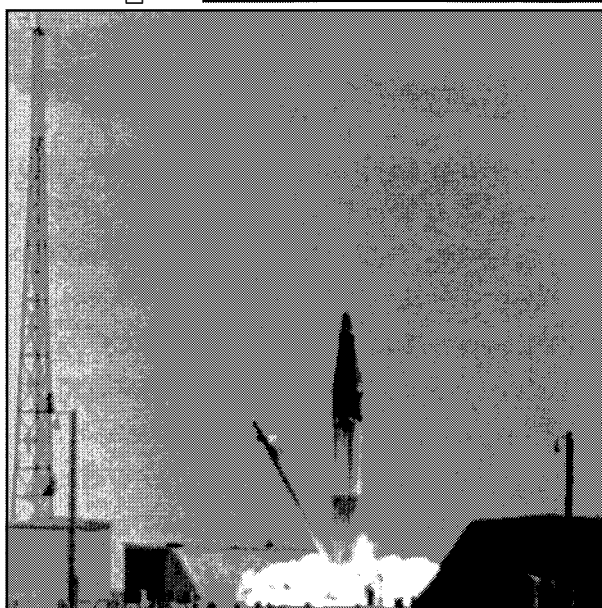
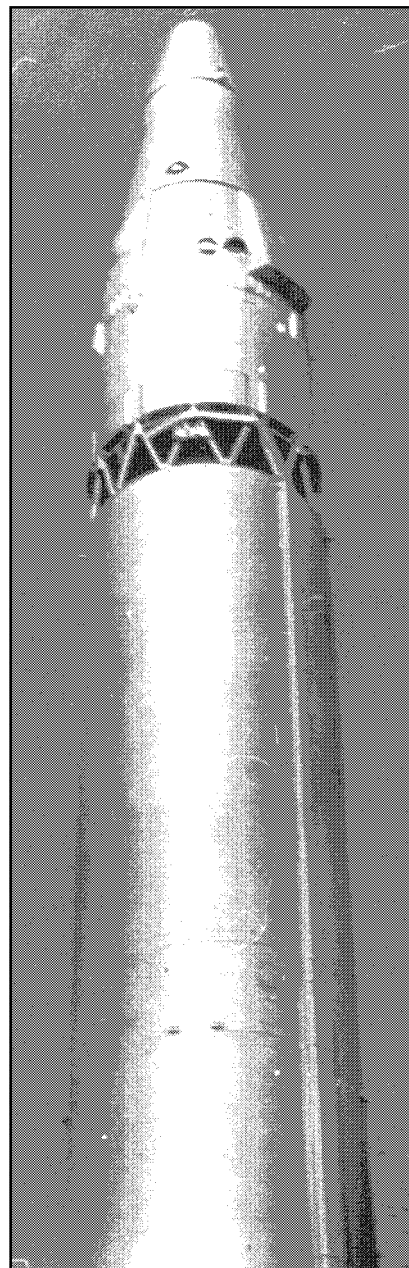
Пусковая установка:

Тип наземная стационарная
 Разработчик ГСКБ Спецмаш
 Гл. конструктор В.П.Бармин
 Число ракет на ПУ 1
 Число ПУ в комплексе 2



*МБР Р-9А с ТГЧ
 в экспозиции
 ЦМВС (г.Москва)*

□ Установка
 ракеты Р-9
 установщиком
 8У249



*Старт
 ракеты Р-9А
 комплекса
 "Долина"*

Полуавтоматизированный ракетный комплекс "Долина" с МБР Р-9А

Разработка ракеты Р-9 начата 13 мая 1959 года. Ракета Р-9А разработана на базе ракеты Р-9 и является более совершенным ее вариантом, предназначенным для размещения в шахтных и на наземных пусковых установках.

Летно-конструкторские испытания ракет Р-9 и Р-9А проводились с апреля 1961 года по февраль 1964 года.

Первый пуск ракеты Р-9А с полуавтоматизированной наземной пусковой установки комплекса «Долина» состоялся 22 февраля 1963 года. Комплекс имел в своем составе две пусковые установки со стационарными установщиками ракет, заглубленный командный пункт, обвалованные наземные хранилища горючего и окислителя, наземные хранилища ракет (инженерные сооружения) и пристартовый пункт радиоуправления.

Ракеты хранились на специальных самоходных тележках. Заправка ракет топливом производилась перед стартом при дистанционном контроле с командного пункта с максимальной возможной скоростью перекачки компонентов топлива. Интервал между пусками ракет с одной ПУ составлял 2,5 часа, с двух соседних ПУ - 9 минут.

Разработчик ОКБ-1
Главный конструктор С.П.Королев
Зам. гл. конструктора Б.Е.Черток
Ведущий конструктор ... М.С.Хомяков
Изготовитель з-д "Прогресс"
Код НАТО SS-8 *Sasin*
Тип комплекса полуавтоматизированный наземный комплекс с МБР, первого поколения

Состояние испытания в 1963-1964 годах
Ракета Р-9А (8К75)

Дальность стрельбы, км:
- наибольшая с легкой ГЧ 16000
- наибольшая с тяжелой ГЧ 12500
- наименьшая 3000-3500

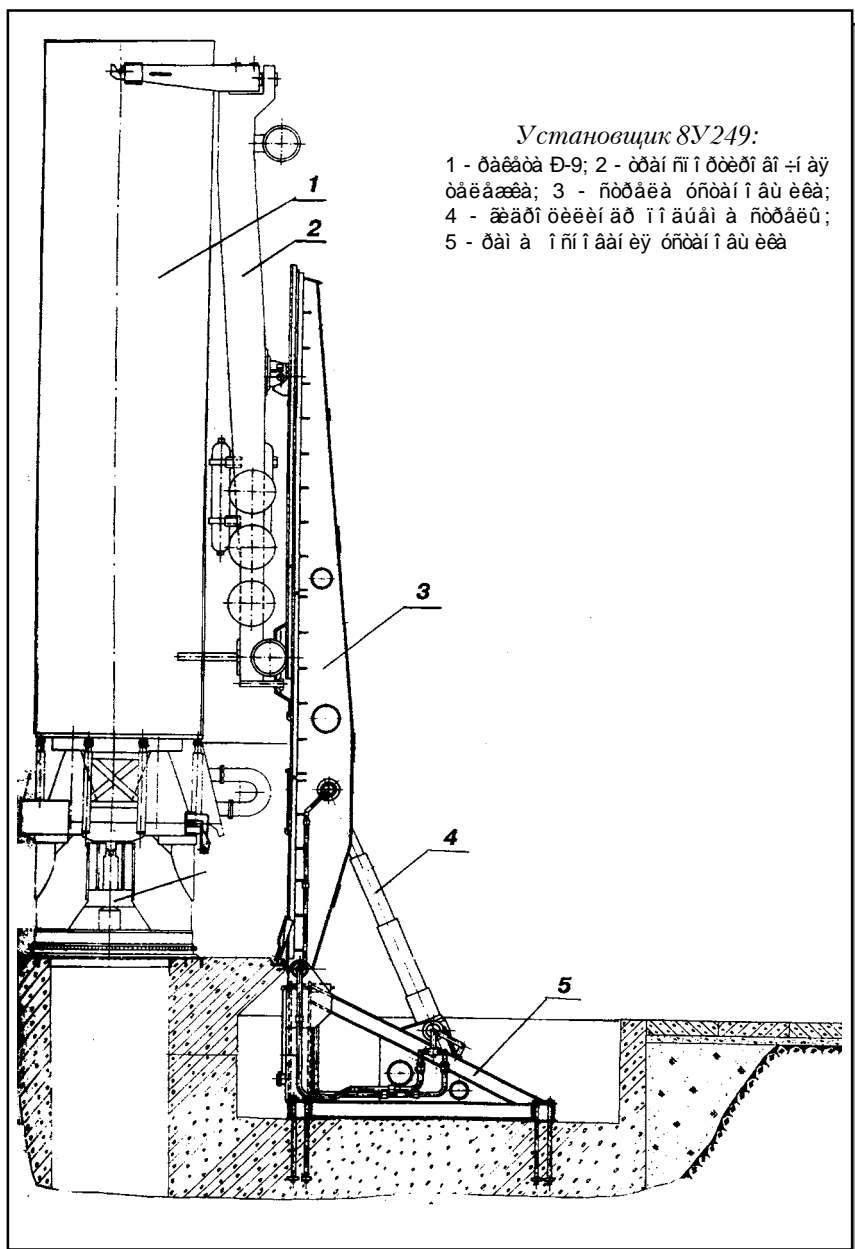
Макс. скорость, м/с 7200

Точность стрельбы (предельное отклонение), м 5000

Головная часть (Вариант 1):
- тип легкая моноблочная
- мощность заряда, Мт 3,0
- вес, кг 1650

Головная часть (Вариант 2):
- тип тяжелая моноблочная
- мощность заряда, Мт 5,0
- вес, кг 2095-2100

Система управления инерциальная с радиокоррекцией
Гироблоки 8А2113, 8А211М

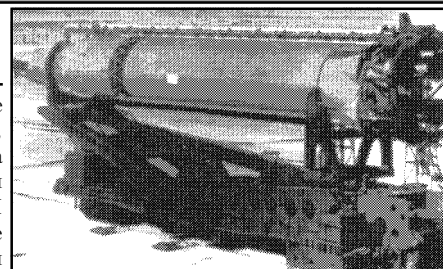


Установщик 8Y249:

- 1 - ракета Р-9; 2 - направляющая; 3 - опорная конструкция; 4 - система подачи топлива; 5 - основание

*Установка ракеты Р-9
установщиком 8Y249*

Органы управления поворотные камеры двигателя I ступени, поворотные сопла, работающие на отработанном турбогазе, на II ступени
Стабилизаторы аэродинамические на I ступени и аэродинамические щитки на II ступени
Разделение ступеней горячее, за счет включения двигателя второй ступени
Отделение ГЧ пневмооткателем
Тип старта с наземной ПУ за счет собственных двигателей
Число ступеней ракеты 2
Длина ракеты, м:
- полная с легкой ГЧ 26,5
- полная с тяжелой ГЧ 24,19



Макс. диаметр корпуса, м 2,68
Стартовый вес, т 80,5 (81-82)
Вес пустой ракеты, т 9,0
Горючее керосин Т-1
Окислитель жидкий кислород
Вес топлива, т 71,1
Первая ступень:
Размеры, м:
- длина 13 (15)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

- диаметр 2,68
 Двигатель 4-камерный ЖРД 8Д716
 Тяга двиг. (в пустоте), тс .. 143,3 (166)
 Время работы, сек 105

Вторая ступень:

Размеры, м:
 - длина с ГЧ 9,40
 - диаметр 2,68

Двигатель 4-камерный ЖРД 8Д715
 Тяга двигателя в пустоте, тс .. 30,5-31,0
 Время работы, сек 105

Стартовый комплекс:

Тип ... наземный полуавтоматизированный
 Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Гл. конструктор В.П.Бармин
 Система заправки ракеты топливом:

- тип скоростная насосная
 - разработчик ГСКБ "Спецмаш"

Время подготовки к старту, мин 20

Число ракет на ПУ 1

Число ПУ в комплексе 2

Установщик ракеты:

Тип стационарный 8У249
 с гидроприводом

Разработчик ЦКБТМ

Время установки МБР на стол, сек . 30

Система подготовки ракеты к старту:

Тип автоматизированная

Разработчик ОКБ-1

Изготовитель "Красная Заря"
 (Ленинград)

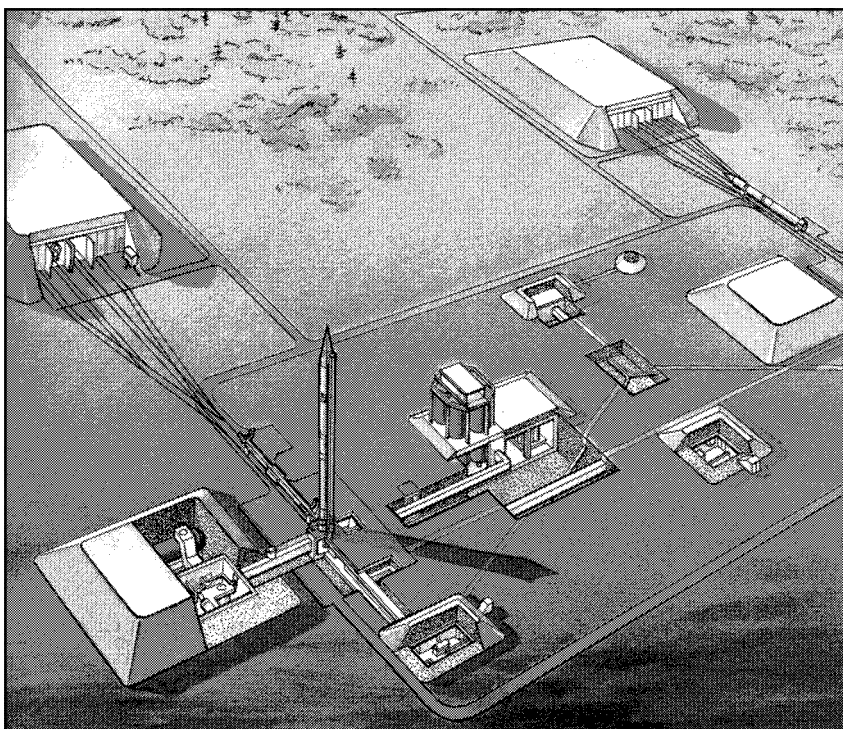


Схема комплекса "Долина"

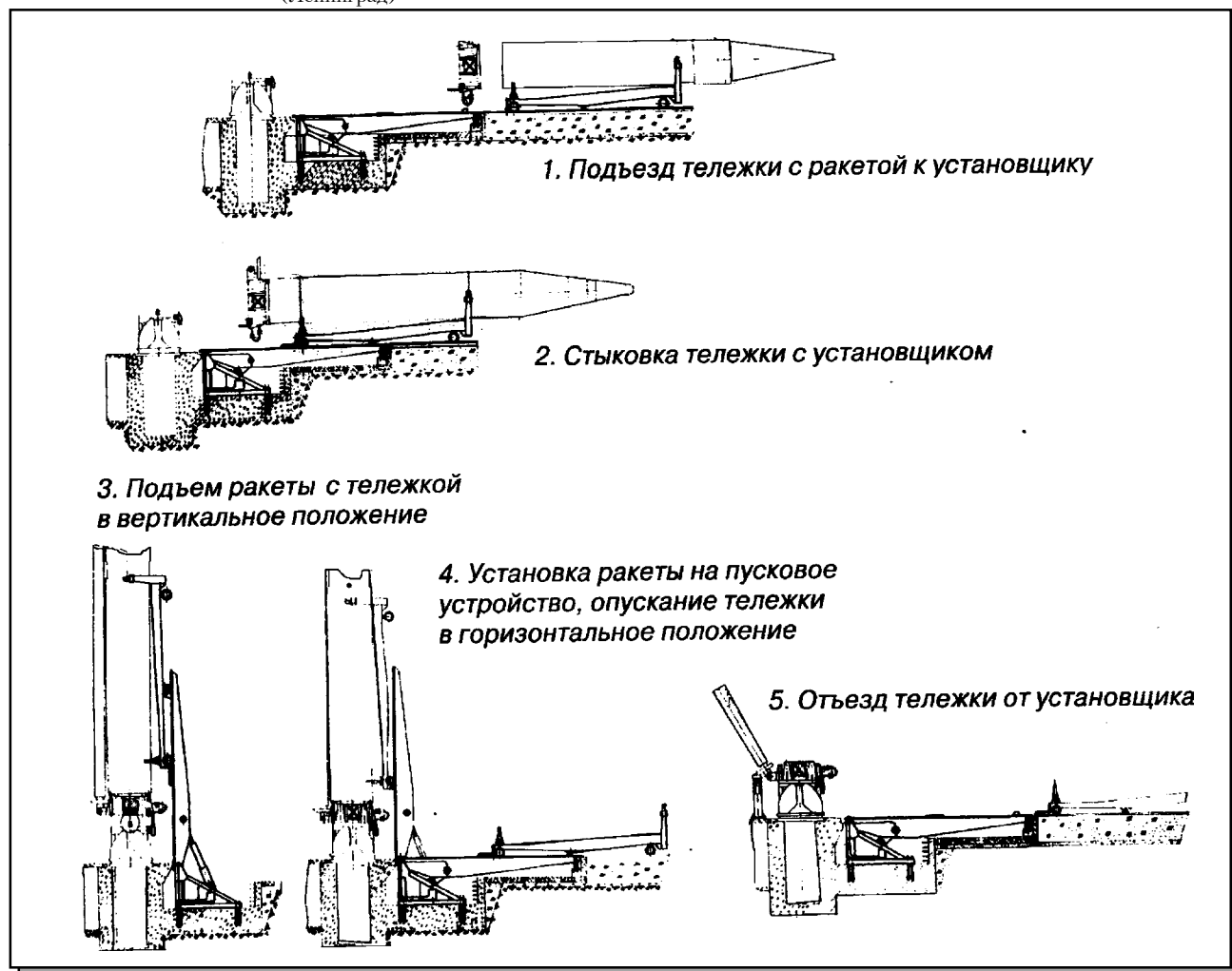


Схема установки ракеты Р-9 установщиком 8У249

Ракетный комплекс с МБР УР-200 (8К81)

Работы по созданию ракетного комплекса заданы Постановлениями ЦК КПСС и СМ СССР от 16 марта и 1 августа 1961 года.

Эскизный проект ракетного комплекса был выполнен в июле 1962 года. Для размещения ракет на боевом дежурстве предполагалось использовать стартовый комплекс типа «Шексна-В» с группой ШПУ, применяемый для ракет Р-16У. Термоядерный заряд для ракеты был разработан в Челябинске-70 под руководством Б.В.Литвинова.

На НИИП-5 под Тюра-Тамом для проведения испытаний МБР УР-200 был построен автоматизированный наземный стартовый комплекс, стартовое оборудование для которого было спроектировано в филиале №2 ОКБ-52 (главный конструктор В.М.Барышев). Стартовое наземное оборудование полигонного комплекса состояло из: автоматизированной системы подачи ракет, лежащих на самоходной тележке, к установщику; установщика ракеты на пусковой стол; системы автоматизированной стыковки коммуникаций; системы заправки ракеты компонентами топлива.

Летно-конструкторские испытания ракеты УР-200 проводились на НИИП-5 с 90 и 92 площадок в период с 4 ноября 1963 года по 20 октября 1964 года, проведено 9 пусков.

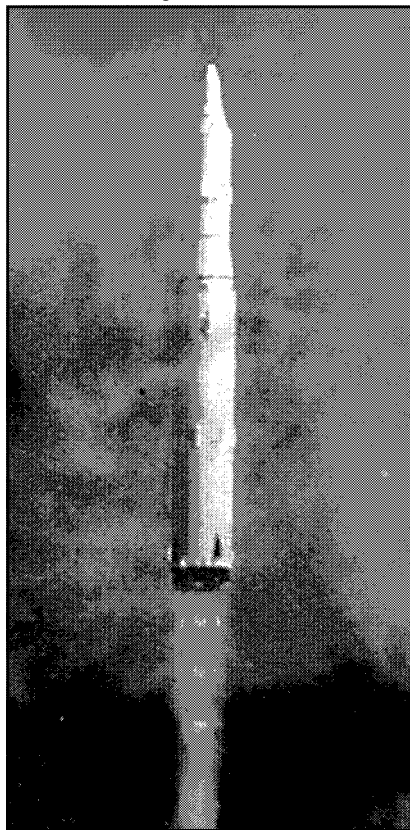
Ракета УР-200 разрабатывалась параллельно с МБР Р-16 ОКБ-586 главного конструктора М.К.Янгеля. К тому времени, когда УР-200 прошла весь комплекс испытаний, МБР Р-16 аналогичного класса уже была принята на вооружение, поэтому руководством государства было принято решение прекратить работы по МБР УР-200. Еще на этапе проекта, на базе боевой ракеты УР-200 главным конструктором В.Н.Челомеем предлагалось создать космическую ракету-носитель для вывода на орбиту космических аппаратов военного назначения, средств противокосмической обороны - истребителей спутников ИС и спутников глобальной морской разведки УС (управляемый спутник). В проработках по проекту в 1962 году предлагалось создать ракетный комплекс с ракетой УР-200 для поражения крупных надводных целей, в частности авианосцев, в океане специальными термоядерными зарядами при старте ракет с территории СССР и с целеуказанием от спутников морской разведки типа УС.

В проекте также предлагалось использовать ракету УР-200 для выведения маневрирующих авиа-

ционно-баллистических средств поражения на опорную орбиту и вариант оснащения ракеты тремя боевыми блоками.

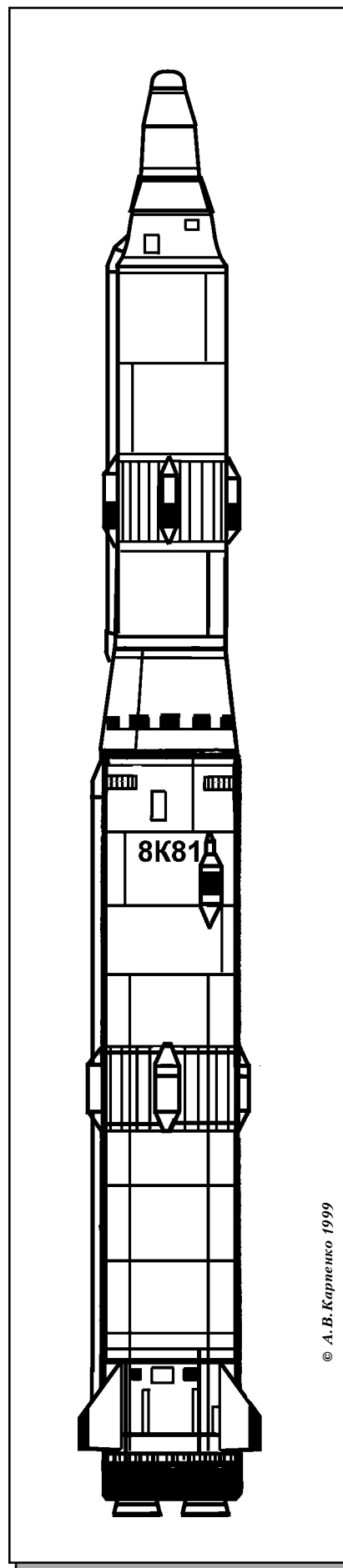
В дальнейших работах предлагалось на базе связи из четырех МБР УР-200 и установки на нее дополнительной третьей ступени создать тяжелую ракету-носитель УР-500. Из-за неоптимальности конструкции такой составной ракеты дальнейшие работы по ракете УР-500 велись с использованием других конструктивных решений.

Разработчик ОКБ-52
Главный конструктор В.Н.Челомей
Изготовитель ракет завод №23 (завод им. М.В.Хруничева)
Код НАТО SS-X-10
Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с МБР, размещенными в ШПУ, первого поколения
Состояние на вооружение не принимался, ЛКИ проведены в 1963-1964



Пуск ракеты УР-200

Ракета 8К81 (УР-200)
 с легким боевым блоком



© А.В.Карпенко 1999

Отечественные стратегические ракетные комплексы

годах

Варианты ракеты МБР УР-200 (8К81) с несколькими типами головных частей (ГЧ) различной мощности ядерного заряда, глобальная ракета УР-200Б (8К83)

Дальность стрельбы, км:

- наибольшая с тяжелой ГЧ 12000
- наибольшая с легкой ГЧ 14000

Головная часть (Вариант 1):

- тип легкая моноблочная термоядерная
- мощность заряда, Мт 5

Головная часть (Вариант 2):

- тип тяжелая моноблочная термоядерная
- мощность заряда, Мт 15
- вес, кг 3900-4000

Система управления инерциальная с радиокоррекцией

- разработчик НИИ-885
- главный конструктор .. Н.А.Пилюгин
- разработчик гироскопов ... НИИ-944
- гл. констр. гироскопов В.И.Кузнецов

Органы управления и стабилизации:

- I ступень поворотные камеры основных двигателей и аэродинамические стабилизаторы;
- II ступень рулевые двигатели

Тип старта из ШПУ за счет собственных

двигателей

Число ступеней ракеты 2

Длина ракеты, м:

- полная 34,65
- без головной части 32,0

Макс. диаметр корпуса, м 3,0

Размах стабилизаторов 4,2

Стартовый вес, т 136-138

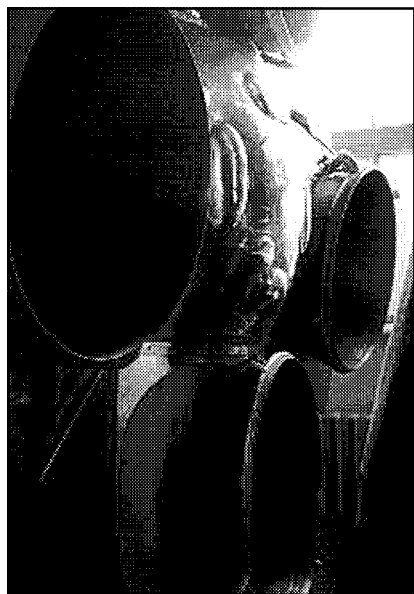
Горючее НДМГ

Окислитель АТ

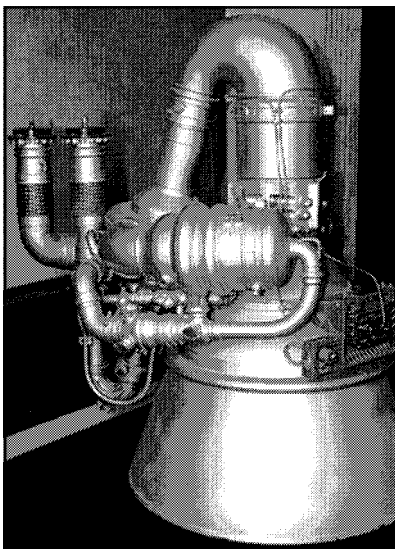
Первая ступень:

Размеры, м:

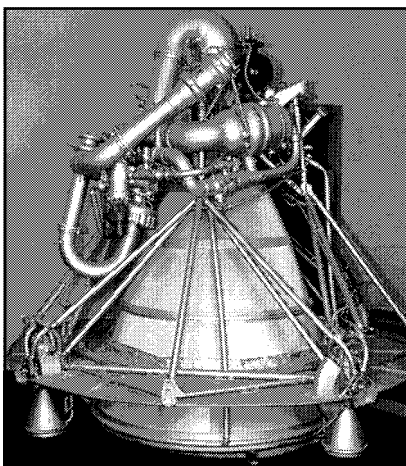
- длина 16,9
- с межступенчатый отсеком 19,4



Двигательная установка первой ступени ракеты УР-200



ЖРД РД-0203 первой ступени МБР УР-200



ЖРД РД-0206 второй ступени МБР УР-200

- диаметр 3,0

Двигательная установка ... 3 однокамерных ЖРД РД-0203 с ТНА замкнутого цикла и один однокамерный ЖРД РД-0204 с ТНА замкнутого цикла

- разработчик ОКБ-154 (КБХА)
- главный конструктор С.А.Косберг
- тяга у земли, тс 4x50

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 12,9
- диаметр 2,2
- длина конической части с ГЧ 4,35

Двигатель однокамерный ЖРД РД-0206 с ТНА замкнутого цикла

- разработчик ОКБ-154 (КБХА)
- главный конструктор С.А.Косберг

Рулевой двигатель ЖРД РД-0207 с ТНА открытого типа с четырьмя качающимися камерами

- разработчик ОКБ-154 (КБХА)



Модель ракеты 8К81 (УР-200)

- главный конструктор С.А.Косберг

Стартовый комплекс:

Тип групповой шахтный на базе стартового комплекса "Шексна-В" для МБР Р-16У (8К64У)

Разработчик ЦКБ-34

Гл. конструктор Е.Г.Рудяк

Тип защитного устройства плоская сдвижная крыша

Открытие крыши ... по рельсам в сторону

Наведение по азимуту поворотное

пусковое устройство

вместе с ракетой

с пристыкованными

коммуникациями

системы заправки

Размеры шахты, м:

- диаметр стакана 4,64

- диаметр шахтного сооружения ... 8,3

- высота 45,6

Число шахт в группе 3

Расстояние между ШПУ, м 60

Командный пункт (КП):

Тип подземный

Число КП в комплексе 1

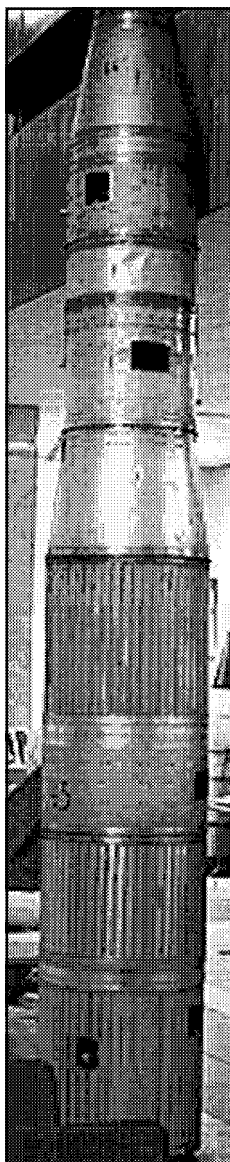
Ракетный комплекс с МБР Р-26 (8К66)

Работы по созданию ракетного комплекса с «легкой» МБР начаты в ОКБ-586 с конца 1950-х годов. МБР Р-26 имела тандемную схему расположения ступеней. Вероятно, разделение ступеней ракеты происходило "горячим" способом за счет включения рулевых двигателей, а головная часть отделялась от второй ступени тормозными двигателями, расположенными на второй ступени. В феврале 1962 года на площадке 41А НИИП-5, восстановленной после катастрофы при испытаниях ракеты Р-16 (8К64), был построен новый стартовый комплекс и была сформирована стартовая группа для испытаний ракеты Р-26. Для отработки систем стартового комплекса на испытательную площадку был завезен электрический макет ракеты. В конце 1962 года по решению Правительства работы по Р-26 были прекращены, площадку 41А передали для пусков ракет Р-16. На вооружение ракетный комплекс с МБР Р-26 не принимался.

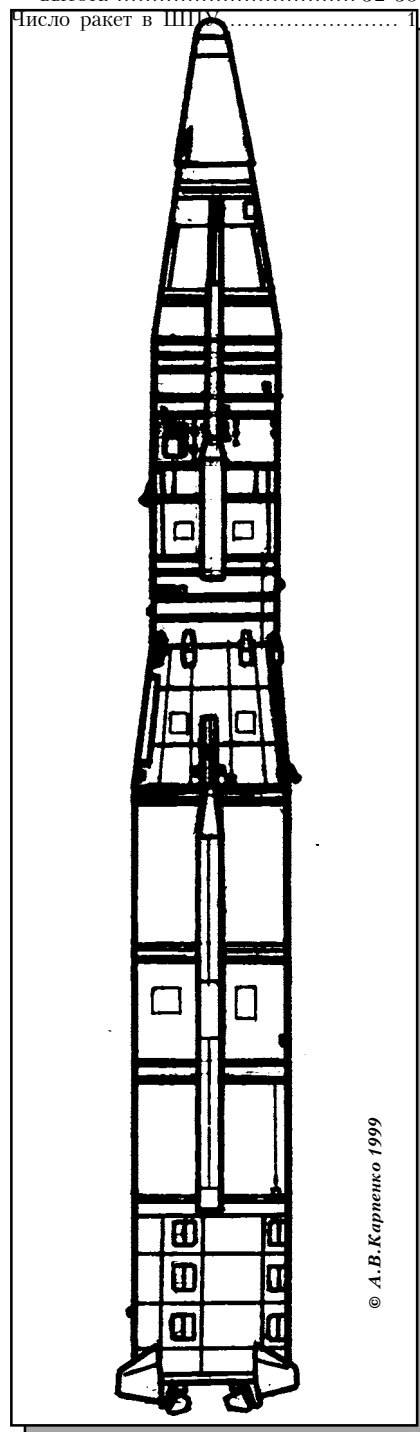
Ракета Р-26 впервые показана на военном параде в Москве 7 ноября 1964 года. После этого показа на Западе ракете присвоили индекс *SS-8 Sasin*. Долгое время западные спец-алисты путали эту ракету с МБР Р-9А разработки ОКБ-1, находящуюся на вооружении и имеющую аналогичный код НАТО *SS-8*.

Разработчик . ОКБ-586 (КБ "Южное")
Главный конструктор М.К.Янгель
Изготовитель завод №586
 (Днепропетровск)
Код НАТО *SS-8 Sasin*
Тип комплекса ракетный с МБР
 с наземной и шахтной
 пусковыми установками,
 второго
 поколения
Состояние наземные испытания
 проводились в 1962 году,
 изготовлены действующие макеты
 и отдельные узлы ракеты,
 построен испытательный
 стартовый комплекс
 Ракета Р-26 (8К66)
 Дальность стрельбы, км 10500
 Точн. стрельбы (КВО), м 1500-2000
 (предельное отклонение - 5000)
 Тип головной части моноблочная
 термоядерная
 Мощность заряда, Мг около 5
 Забрасываемый вес, кг 3000-3500
 Система управления инерциальная
 Органы управления и стабилизации:
 - I ступень газовые рули и
 аэродинамические стабилизаторы;
 - II ступень поворотные камеры

рулевого двигателя 5,51
 Двигатель 2-камерный ЖРД
Боевая часть:
 Размеры, м:
 - длина 2,7
 - диаметр 1,3
Пусковая установка:
 Тип шахтная
 Тип защитн. устр-ва... плоская сдвижная
 крыша
 Размеры шахты, м:
 - диаметр 7,5
 - высота 32-35
 Число ракет в ППУ 1
 Тип старта из ППУ за счет собственных двигателей
 Число ступеней ракеты 2
 Габариты ракеты, м:
 - длина полная 24,38
 - длина без головной части, м 22,0
 - макс. диаметр корпуса, м 2,75
 Стартовый вес, т 87
 Горючее НДМГ
 Окислитель АТ
Первая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 11,4
 - диаметр 2,75
 Двигатель 4-камерный ЖРД
 типа РД-216
 Тяга двигателя в пустоте, тс 177
Вторая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 10,05
 - диаметр 2,4
 - длина переходного отсека 2,6

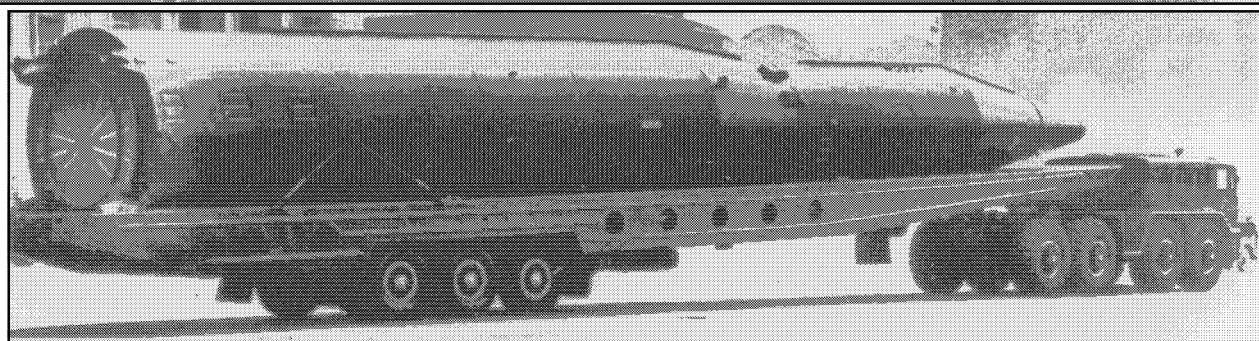


Макет
ракеты Р-26
(8К66)



Ракета Р-26 (8К66)

© А.В.Карпенко 1999



Макет МБР Р-26 (8К66) на военном параде в Москве

Проект ракетного комплекса "Гном"

Разработка подвижного комплекса с ракетой «Гном» первоначально проводилась силами КБ в инициативном порядке. В качестве второй ступени предлагалось использовать крылатую баллистическую ракету (КБР) с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД), что позволяло минимизировать массо-габаритные характеристики ракеты «Гном».

Для достижения межконтинентальной дальности ракета «Гном» должна была выводиться разгонной ступенью достаточно высоко, в слои воздуха с высокой степенью разрежения и из-за этого возникли проблемы с обеспечением надежной работы ПВРД второй ступени на всех участках траектории.

Работы по комплексу поддерживал один из руководителей оборонного комплекса страны - Д.Ф.Устинов. В результате его влияния разработка была официально задана Постановлением СМ от 2 июля 1958 года №708-336. При разработке проекта для технической помощи Б.И.Шавыриным были привлечены

специалисты ЦКБ-7 (КБ «Арсенал»), имеющие к тому времени некоторый опыт в проектировании ракет и разрабатывавшее в то время проект морского ракетного комплекса Д-6 с твердотопливной ракетой, проекты зенитных ракет и др.

Работа по комплексу была прекращена по Постановлению СМ от 5 февраля 1960 года №138-48. По информации, опубликованной в газете «Красная Звезда» (статья «Минометы Шавырина, и не только минометы»), аналогичные работы проводились в КБ С.П.Королева, В.П.Макеева, М.К.Янгеля. Все они не вышли из стадии проектирования.

Разработчик .. КБ ГА (КБМ, Коломна)
Гл. конструктор Б.И.Шавырин

Изготовитель не изготавливалась
Тип комплекса ракетный комплекс с малогабаритной крылатой баллистической ракетой КБР второго поколения

Состояние работы проводились в 1958-1960 годах

Ракета КБР "Гном"

Дальность стрельбы, км 8000-11000

Тип головной части моноблочная термоядерная

Мощность заряда . мегатонного класса

Система управления инерциальная

Органы управления газовые рули

Стабилизаторы аэродинамические

Тип старта с наземной ПУ за счет собственных двигателей

Число ступеней ракеты 2

Стартовый вес, т около 30

Первая ступень:

Двигатель твердотопливный РДТТ

Вторая ступень:

Двигатель ПВРД

Горючее керосин

Пусковая установка:

Тип подвижная грунтовая

Тип шасси гусеничное

Проект ракетного комплекса с МБР филиала №2 ОКБ-1

В соответствии с Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР весной 1959 года в 70 км от Красноярска на второй площадке завода №1001 (Красноярский машиностроительный завод) для сопровождения серийного производства МБР Р-9 был создан филиал №2 ОКБ-1. В 1960 году в этом конструкторском

коллективе под руководством главного конструктора М.Ф.Решетнева были выполнены технические предложения по созданию ампулизированной МБР. Но вскоре бюро было поручено сопровождать серийное производство ракеты средней дальности Р-14 (8К65), созданной в ОКБ-586, и разработать проект космической

ракеты-носителя 11К65 "Космос" на ее базе. К 1961 году КБ стало самостоятельной организацией - ОКБ-10.

Проект ракетного комплекса с МБР с ядерным двигателем (вариант 1)

Разработка ракет с ядерными двигателями была задана Постановлением СМ от 30 июня 1958 года. Эскизный проект ракеты был утвержден 30 декабря 1959 года.

Разработчик ОКБ-1

Гл. конструктор С.П.Королев

Изготовитель не изготавливалась

Тип комплекса ракетный комплекс с МБР, второго поколения

Состояние работы проводились в 1959-1960 годах

Дальность стрельбы, км 14000

Головная часть:

- тип моноблочная термоядерная

- вес, т 4,0

Система управления инерциальная

Число ступеней ракеты 1

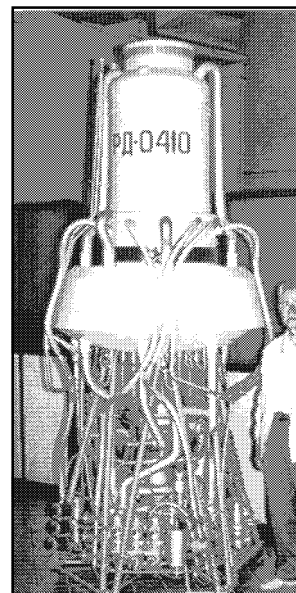
Стартовый вес, т 100

Двигатель ядерный, ракетный

- разработчик ОКБ-670

- главный конструктор . М.М.Бондарюк

- рабочее тело смесь аммиака со спиртом



Один из вариантов ядерного ракетного двигателя РД-0410 (создан в КБХА)

Проект ракетного комплекса с МБР с ядерным двигателем (вариант 2)

Разработка ракет с ядерными двигателями была задана Постановлением СМ от 30 июня 1958 года. Эскизный проект ракеты со вторым вариантом двигательной установки был утвержден 30 декабря 1959 года.

Разработчик ОКБ-1

Гл. конструктор С.П.Королев

Изготовитель не изготавливалась

Тип комплекса ракетный комплекс с МБР, второго поколения

Состояние работы проводились в 1959-1960 годах

Дальность стрельбы, км 14000

Головная часть моноблочная термоядерная

Вес головной части, т 2,6

Система управления инерциальная

Число ступеней ракеты 1

Стартовый вес, т 87

Двигатель ... ядерный ракетный двигатель

- разработчик ОКБ-456

- главный конструктор В.П.Глушко

- рабочее тело аммиак

Ракетный комплекс с МБР ГР-1

Официально работы по ракетному комплексу заданы Постановлением СМ от 24 сентября 1962 года. Предполагалось создать ракету, способную вывести на околоземную орбиту специальную ступень, которая затем после нескольких витков своей боеголовкой должна была поразить цель¹. Дальность ракетного комплекса получалась практически неограниченной и его применение должно было затруднить работу системы ПРО противника².

По всей видимости, разработка ракеты началась несколько раньше, т.к. уже 15 марта 1962 года Н.С.Хрущев заявил, что мы можем запустить ракеты не только через северный полюс, но и в противоположном направлении...

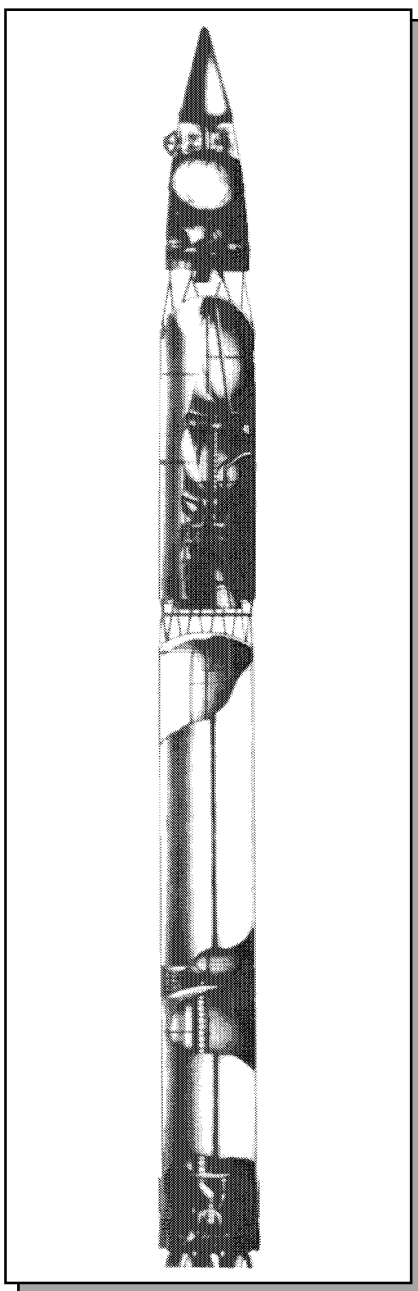
Ракета среди разработчиков получила неофициальное прозвище - «межконтинентальная ракета Москва-Ленинград»¹.

Двигатели первой и второй ступеней ракеты разработаны в ОКБ-276 главного конструктора Н.Д.Кузнецова, третьей - в ОКБ-1. Предполагалось вывести на орбиту третью ступень ракеты с боеголовкой, в заданный момент ступень ориентировалась, включались двигатели торможения, после чего ГЧ сходила с орбиты и пикировала на цель. Для повышения точности стрельбы в состав головной части был введен регулятор движения головной части РДГЧ². Боеголовка ракеты ГР-1 имела настильную траекторию снижения, при этом она должна была быть практически не видна для РЛС противоракетной обороны¹.

К 1962 году были созданы стендовые макеты ракеты ГР-1. Отработка двигателя третьей ступени началась в 1963 году: заводом №88 было изготовлено 230 двигателей 8Д726 и проведено около 500 испытаний².

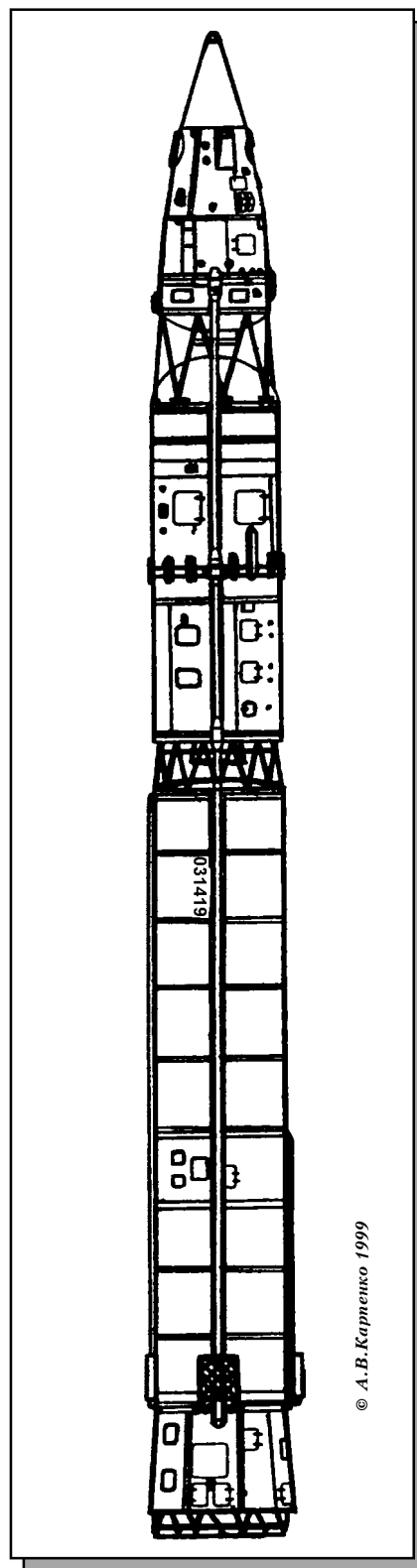
Для пуска ракеты ГР-1 можно было использовать стартовые позиции и наземное оборудование МБР Р-9, однако специальный стартовый комплекс с полной автоматизацией предстартовых операций был создан на площадке 51 НИИП-5, вблизи от стартовой площадки ракет Р-7. На позицию ракета должна была поставляться в транспортно-пусковом контейнере². Впервые два образца ракеты ГР-1, предназначенные для летных испытаний, были показаны на военном параде в Москве 9 мая 1965 года; в официальном комментарии они были названы орбитальными ракетами.

Из-за трудностей, возникших в ОКБ-276



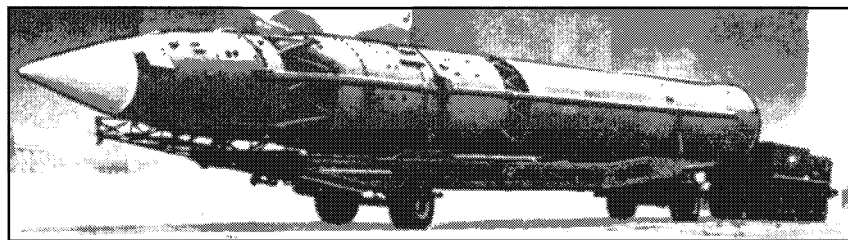
Разрез ракеты ГР-1

при отработке двигателей НК-9 для первой ступени, ракета ГР-1 не была доведена и в серию не пошла. На летные испытания ракета не передавалась. Работы по комплексу с глобальной ракетой ГР-1



Ракета ГР-1

© А.В. Карпенко 1999



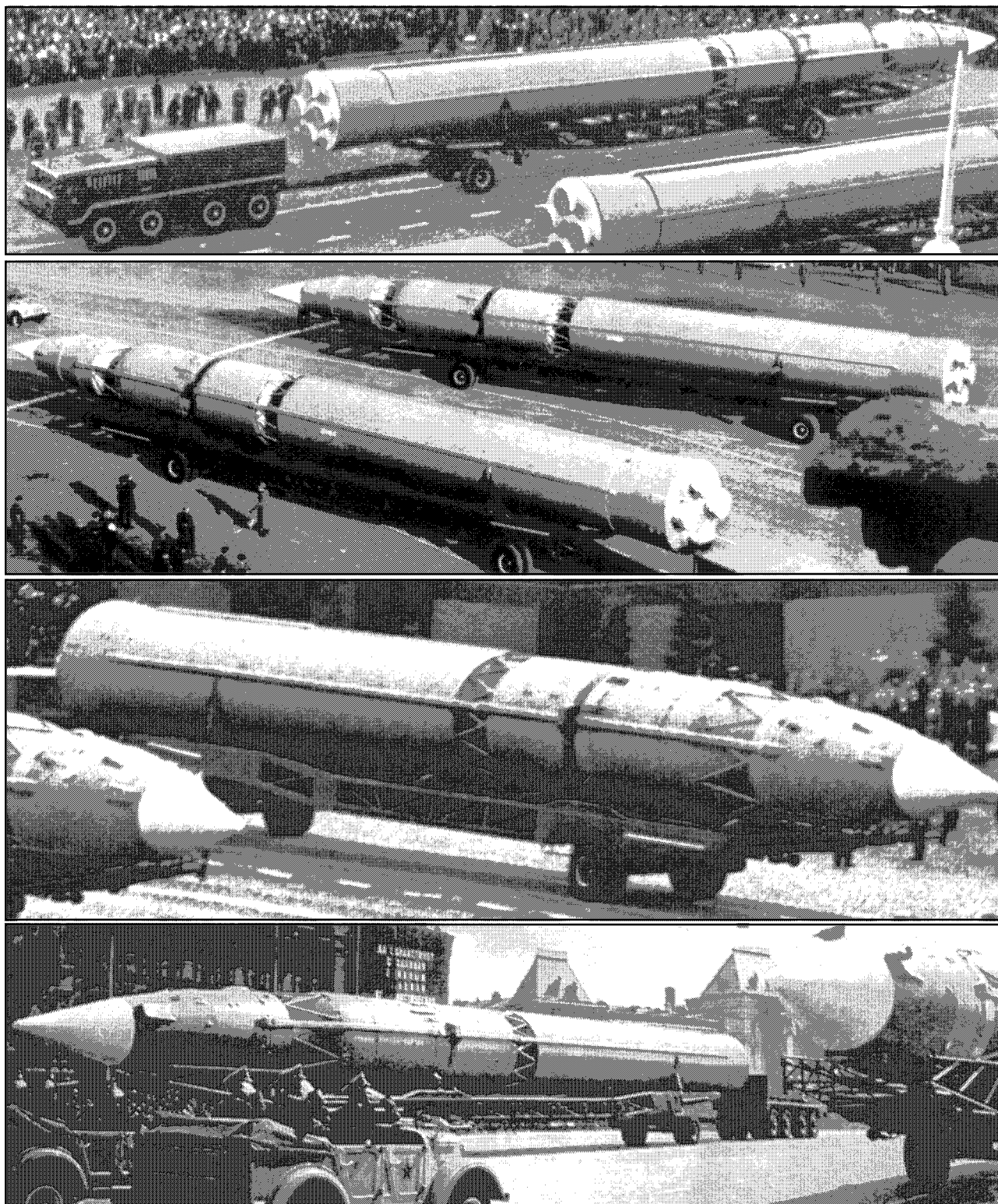
Ракета ГР-1 на военном параде в Москве

1 - "Тоненькое "бип-бип" обернулось грозным рыком". А.Павлов - "Труд" от 7 октября 1997 г.
2 - "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П.Королева". М. РКК "Энергия", 1996.

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

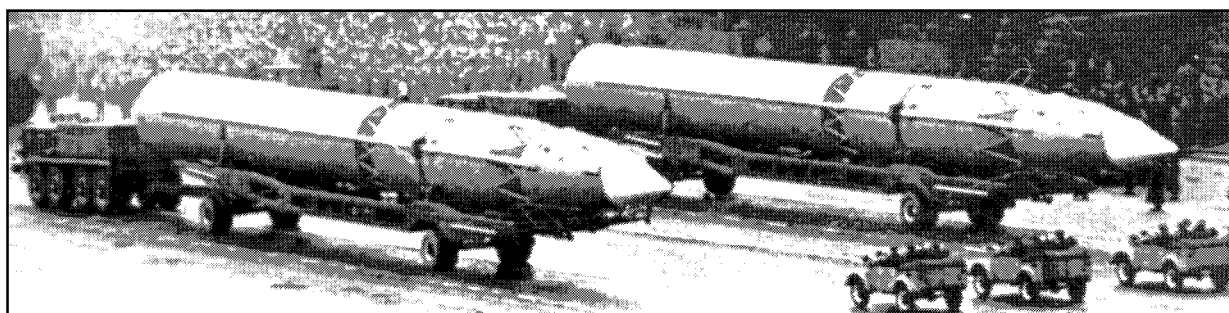
были прекращены в 1964 году.

На базе глобальной ракеты велась разработка ракеты 8К513 для уничтожения боевых спутников противника на рабочих орбитах. Работа ОКБ-1 по этому проекту закончилась в 1964 году² разработкой и выдачей технических предложений.

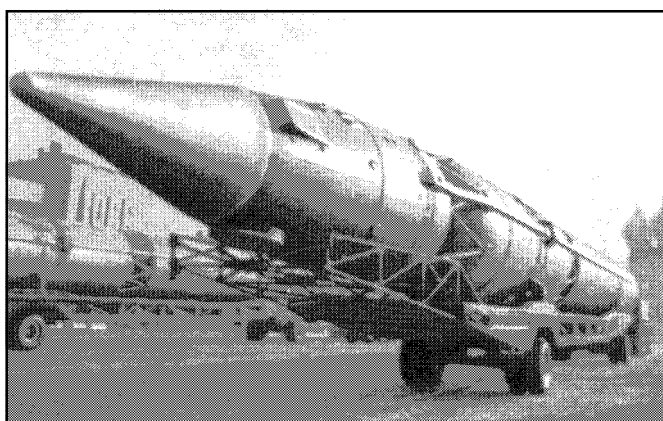


Ракета РР-1 на военном параде в Москве

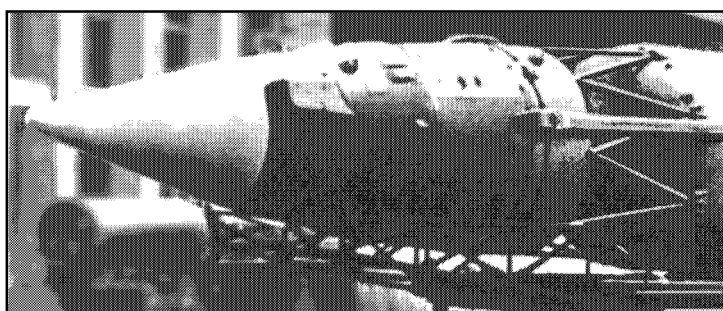
Отечественные стратегические ракетные комплексы



Ракеты ГР-1 на военном параде в Москве



Ракеты ГР-1 на военном параде в Москве



Головная часть и третья ступень ракеты ГР-1

Разработчик ОКБ-1
Гл. конструктор С.П.Королев
Изготовитель з-д "Прогресс"
Код НАТО SS- 10 Scrag
Тип комплекса ракетный комплекс с глобальной ракетой шахтного базирования, второго поколения
Состояние ракета создана в 1964 году, испытания не проходила
Тип ракет 8К713 (МБР) , 11А513 (глобальная ракета), 8К513 (противоспутниковая ракета)
Дальность стрельбы, км:
 - МБР 8К713 12000
 - глобальной ракетой 11А513 .. 40000
Точность стрельбы, м:
 - по дальности ± 5000
 - по боковому отклонению ± 3000
Тип головной части термоядерная моноблочная для МБР или орбитальный боевой блок для глобальной ракеты
Мощность заряда, Мт:
 - для глобальной ракеты 2,2
 - для МБР более 5

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Система управления инерциальная
 Органы управления
 I и II ступени поворотные камеры
 основного двигателя
 Стабилизаторы решетчатые аэродинамические
 Тип старта с наземной или из шахтной ПУ за счет собственных двигателей
 Число ступеней ракеты 3
 Габариты ракеты, м:
 - длина полная 35,305-36,5
 - длина без головной части, м 33,9
 - макс. диаметр корпуса, м 2,85
 Стартовый вес, т 117
 Горючее керосин
 Окислитель кислород

Первая ступень:

Размеры, м:
 - длина 18,0
 - диаметр 2,85
 Двигатель четырехкамерный ЖРД НК-9 замкнутого цикла
 - разработчик ОКБ-276
 - главный конструктор. Н. Д. Кузнецов
 - тяга двигателя в пустоте, тс 152
 - тяга двигателя у земли, тс 147

Вторая ступень:

Размеры, м:
 - длина 7,7
 - диаметр 2,7
 Двигатель .. однокамерный ЖРД НК-19 замкнутого цикла
 - разработчик ОКБ-276

- главный конструктор. Н. Д. Кузнецов
 - тяга двигателя в пустоте, тс .. 46 - 46,1
Третья ступень:
 Размеры, м:
 - длина 6,4
 - диаметр 2,35
 Двигатель .. однокамерный ЖРД 8Д726 замкнутого

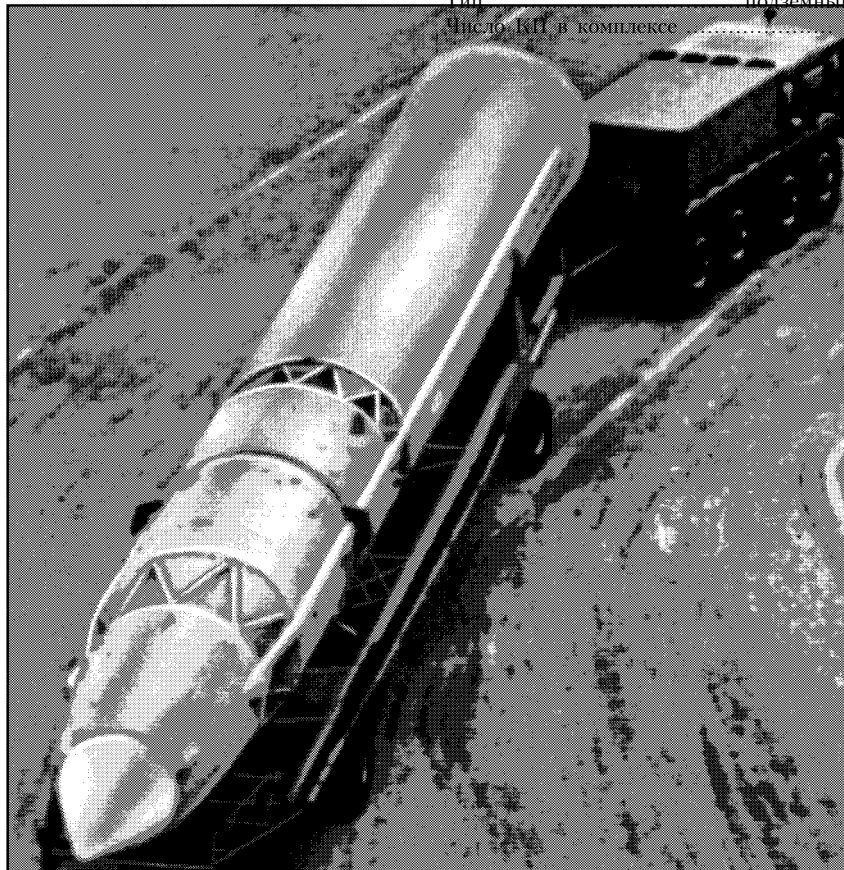
цикла
 - разработчик ОКБ-1
 - тяга двигателя в пустоте, тс 6,8

Пусковая установка (ПУ):

Тип шахтная
 Число ракет на ПУ 1

Командный пункт (КП):

Тип подземный
 Число КП в комплексе



Модель ракеты ГР-1

Ракета ГР-1 на военном параде в Москве

Ракетный комплекс 15П084 с МБР УР-100 (8К84)

Разработка ракетного комплекса официально началась 30 марта 1963 года. В разработках принимали участие коллективы, возглавляемые С.А.Косбергем, Н.И.Зверевым, С.П.Изотовым, Н.А.Пилогиным, М.С.Рязанским, В.П.Барминым, И.И.Картуковым и другими главными конструкторами.

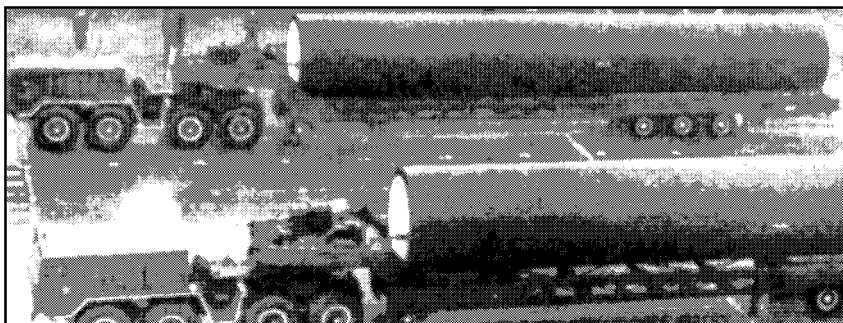
В 1962 году была испытана фазовая система радиоуправления, созданная в НИИ-885, которая использовалась для ракет Р-9, Р-36 и УР-100. На ракете УР-100 первоначально испытывалась комбинированная система управления с радиосистемой, в дальнейшем от нее отказались в пользу автономной системы управления. Примененный в системе управления гироскопический хранитель азимута базового направления позволил производить разворот ракеты в плоскость стрельбы после ее выхода из ШПУ.

Для ракеты разрабатывались два варианта боевых блоков: легкий - для ракеты межконтинентальной дальности и тяжелый - для средней дальности стрельбы. На ракете УР-100 был реализован принцип плотной компоновки отсеков. Баки ракеты - несущие, изготовлены из сплава типа АМГ-6. Наддув бака горючего первой ступени осуществлялся от специального газо-генератора наддува, а баков окислителя обеих ступеней и бака горючего второй ступени - генераторным газом. Испытания проводились на полигоне Тюра-Там с апреля 1965 года и завершились 27 октября 1966 года.

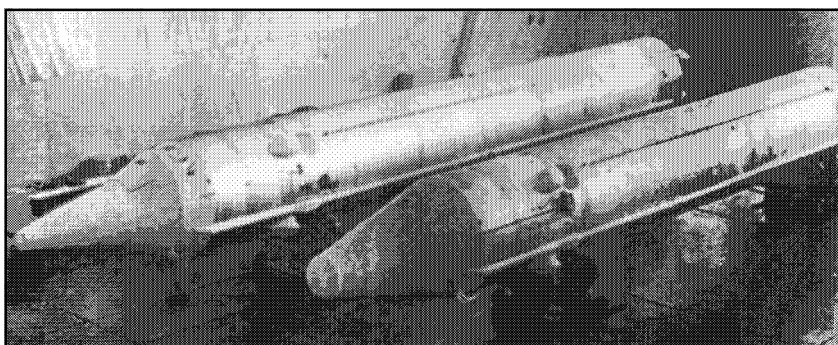
Первый пуск ракеты состоялся 19 апреля 1965 года с экспериментальной наземной ПУ, первый пуск из ШПУ состоялся 17 июля 1965 года.

С 1964 года началось строительство боевых стартовых комплексов в позиционных районах. Проектные

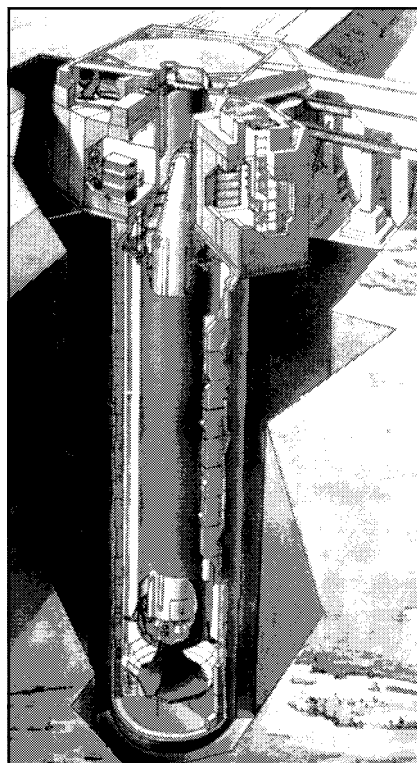
материалы предполагали возможность создания малогабаритной и упрощенной конструкции ШПУ. Транспортно-пусковой контейнер устанавливался в ШПУ с вывешиванием на опорных кронштейнах ствола установки. Первые ракетные полки с МБР УР-100 стали на боевое дежурство 24



Ракеты УР-100 в ТПК на параде в Москве



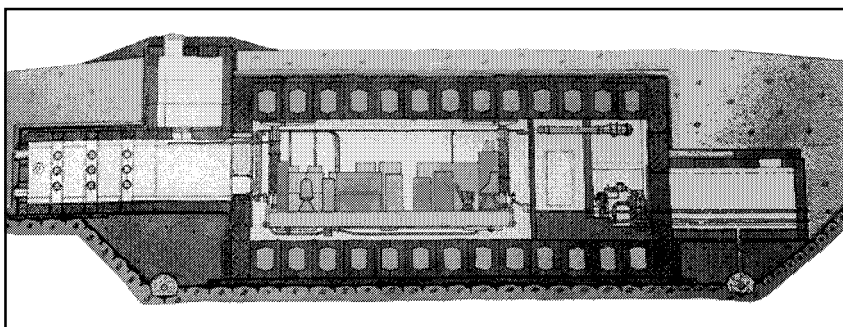
Опытные ракеты УР-100 в цехе



Шахтная ПУ типа ОС



Ракета УР-100 в ТПК на параде в Москве



Подземный командный пункт комплекса 15П084

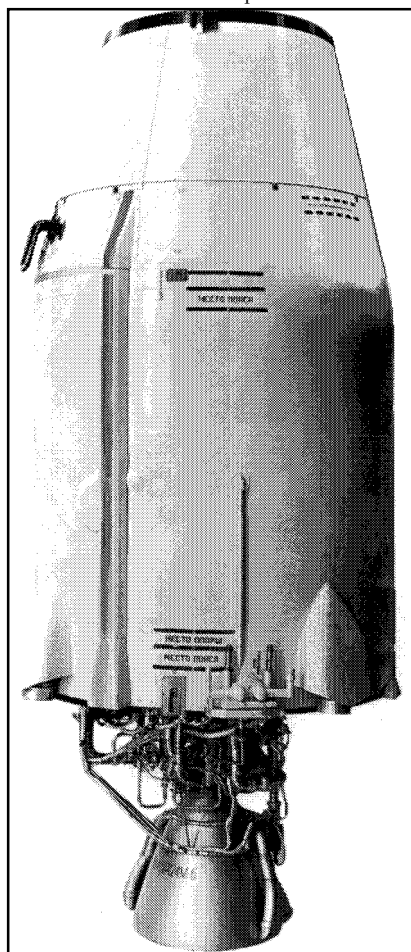
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

ноября 1966 года (Дровяная, командир Н.Г.Воротников; Бершеть, командир О.А.Грабский). На десять ШПУ типа ОС, входящих в ракетный полк комплекса 15П084, был оборудован один подземный командный пункт.

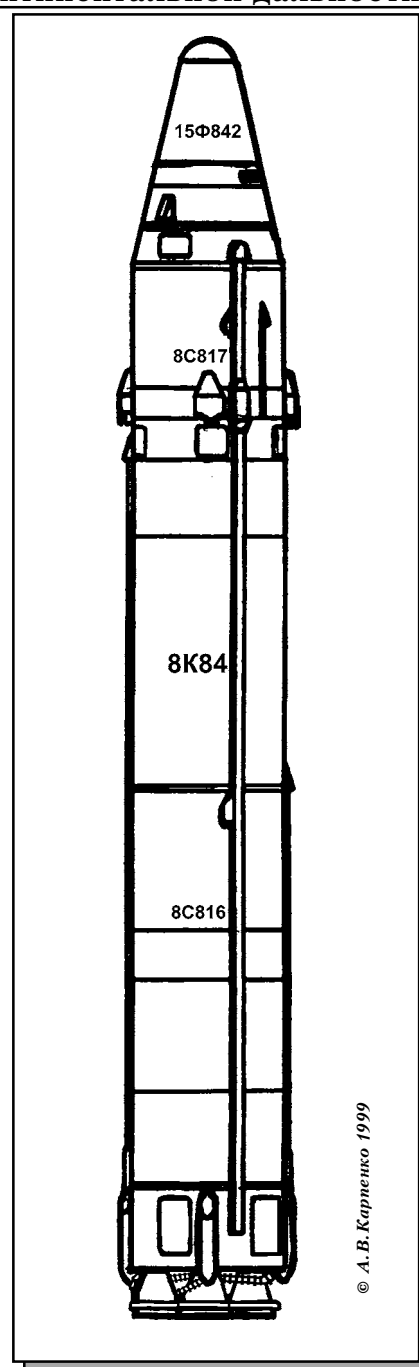
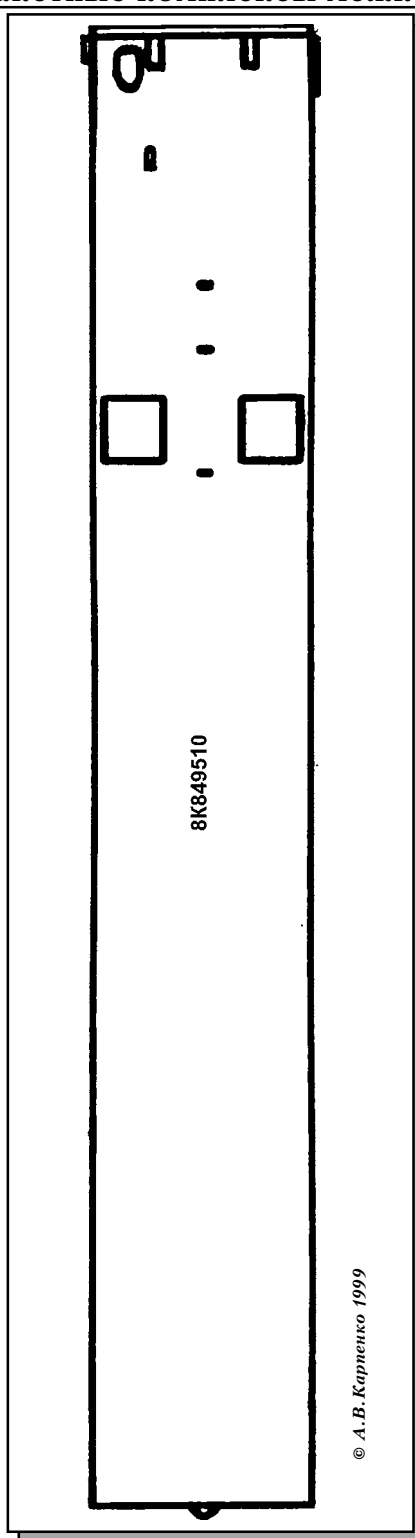
Первоначально предполагалось использовать ракеты в системе противоракетной обороны, предназначенной для отражения массированного ракетно-ядерного удара со стороны США. Работа по системе ПРО «Таран» была начата в 1962-1963 годах по предложению В.Н.Челомея в ОКБ-52. Применение МБР УР-100 с боеголовкой мощностью 10 Мт для перехвата МБР противника должно было обеспечить большой радиус поражения целей и позволить отказаться от селекции ложных целей (техническим заданием было принято для оценки оснащение каждой МБР противника семью ложными целями). Постановление СМ СССР на разработку аванпроекта системы принято 3 мая 1963 года. Предполагалась разработка РЛС ЦСО-С, вынесенной на 500 км от Москвы на ракетопасном направлении в сторону Ленинграда.

Рассматривалась возможность использования ракет УР-100 в системе ПРО А-35 для дальнего перехвата целей. Работы по системе были свернуты после отставки Н.С.Хрущева.

МБР УР-100 в ТПК впервые показана на



Вторая ступень ракеты УР-100



Ракета УР-100

Транспортно-пусковой контейнер МБР УР-100

военном параде в Москве 7 ноября 1973 года.

К 1974 году произведено 106 пусков с испытательного полигона и 54 пуска с боевых позиций МБР типа УР-100 различных модификаций.

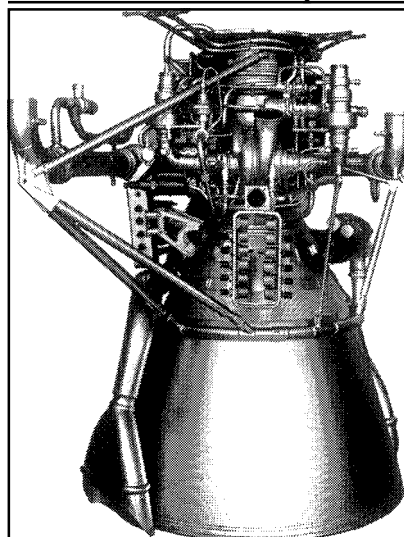
Ракета УР-100 и ее модификации стали самым массовым типом советской МБР. Максимальное количество развернутых ракет составило 990 (по другим данным - 1030) в 1972 году, в дальнейшем УР-100 стали заменяться ракетами УР-100К, УР-

100Н и МР-УР-100.

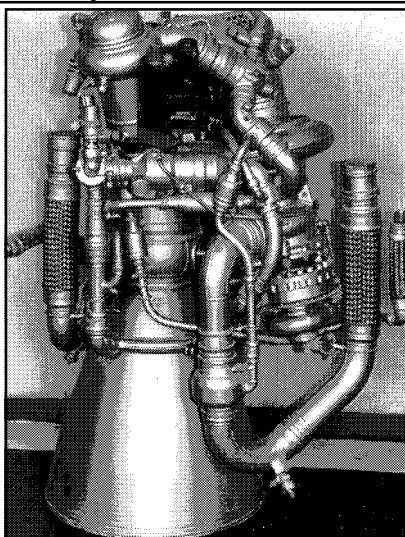
Размещение ракеты в ТПК позволило производить окончательную сборку ступеней на заводе-изготовителе. Ампулизируемая ракета заправлялась на заводе, транспортировалась и хранилась в ТПК, что значительно повысило боеготовность частей РВСН.

Для размещения на морских носителях в 1964 году создавался комплекс Д-8 с ракетой УР-100М.

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Двигатель второй ступени
15Д13



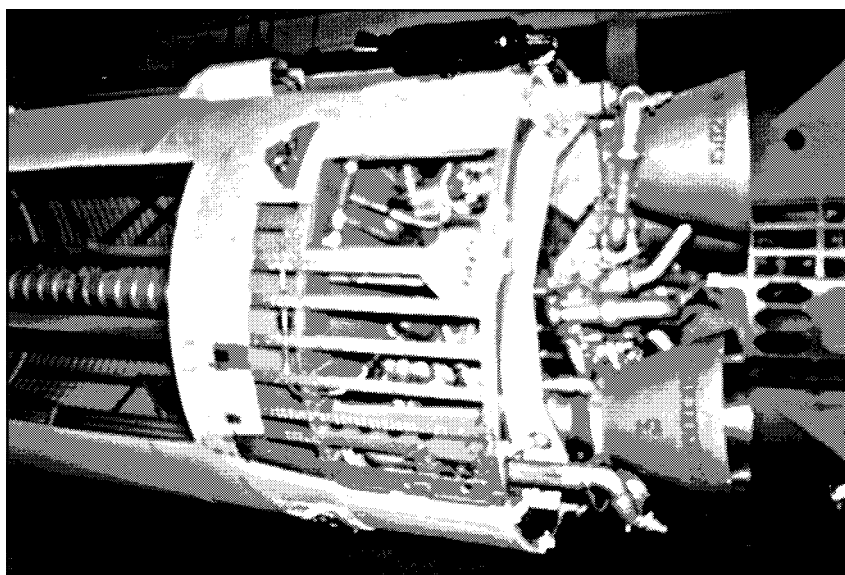
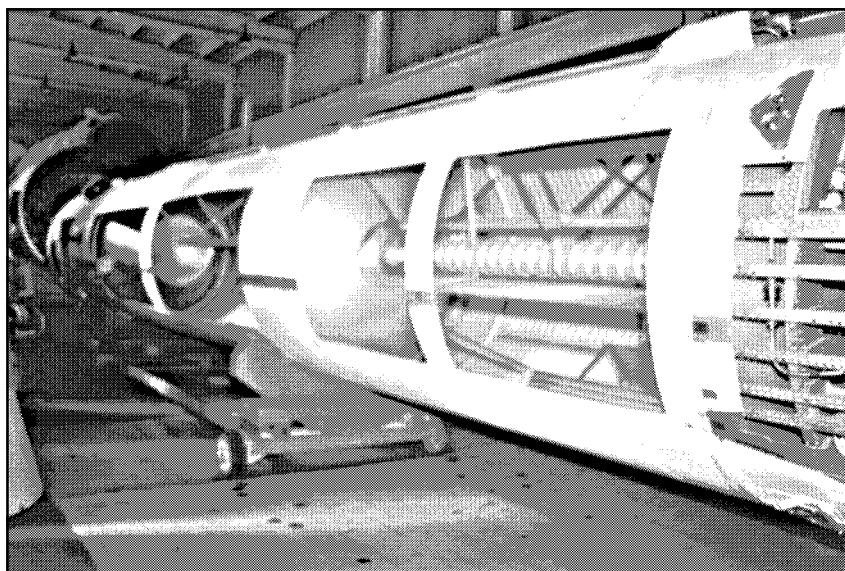
Двигатель первой ступени 15Д2
Пуск ракеты УР-100



Разработчик ОКБ-52 (ЦКБМ)
и филиал №1 ОКБ-52 ГКАТ
Гл. конструктор В.Н.Челомей
Изготовитель з-д им.Хруничева,
Оренбургский авиазавод
(ПО "Стрела"), завод "Полет" (Омск)
Код НАТО SS-11 *Sego*
Наименование по СНВ-1 РС-10
Тип комплекса ракетный комплекс
с легкой ампулизированной МБР
и ШПУ типа ОС, второго поколения
Состояние принят на вооружение
21 июля 1967 года,
снят с вооружения в 1988 году
Ракета .. УР-100 (8К84), 15А10(вариант
модернизации ракеты - проект),
УР-100М (вариант ракеты для ВМФ,
комплекс Д-8)

Дальность стрельбы, км:
- с тяжелой ГЧ до 5000
- с легкой ГЧ 1100-12000
Сектор обстрела, град ± 30
Точн. стрельбы (КВО), м 1400
(предельное отклонение - 5000)
Головная часть (Вариант 1 - основная):
- тип легкая моноблочная
термоядерная 15Ф842
- разработчик заряда ВНИИТФ
- главный конструктор С.Кочарянц
- мощность заряда, Мт 0,5
- вес, кг 760-800

Головная часть (Вариант 2):
- тип тяжелая моноблочная
термоядерная
- разработчик заряда ВНИИТФ
- мощность заряда, Мт 1,0¹-1,1
- вес, кг 1500
Система управления инерциальная с
гироскопической платформой на основе



Учебная ракета УР-100

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

поплавокных гироскопов и электромеханических счетно-решающих приборов
 - разработчик НИИАП
 - гл. конструктор Н.А.Пилюгин

Органы управления:

- I ступень поворотные камеры сгорания основных двигателей;
- II ступень 4-камерный рулевой двигатель

Разделение ступеней тормозные РДТТ на первой ступени

- разработчик РДТТ КБ з-да №81
- главный конструктор И.И.Картуков

Тип старта "горячий" - за счет собственных двигателей по направляющим из ТПК в ШПУ

Число ступеней ракеты 2

Длина ракеты, м:

- полная с тяжелой ГЧ 16,925
- полная с легкой ГЧ 16,97
- по проекту 16,45-16,69

Макс. диаметр корпуса, м 2,0

Стартовый вес, т 39,4-42,3

Топливные баки несущие с совмещенными днищами

Горючее НДМГ

Вес горючего, т 10,7

Окислитель АТ

Вес окислителя, т 27,4

Гарант. срок хранен. ракеты в ТПК, лет 17

Первая ступень 8С816

Размеры, м:

- длина 12,5
- диаметр 2,0

Вес ступени, т 34,0

Двигательная установка ... 3 однокамерных ЖРД РД-0216 (15Д2) и один РД-0217 с ТНА замкнутой схемы

- разработчик ОКБ-154 (КБХА)
- главный конструктор С.А.Косберг
- изготовитель ... Воронежский мех. з-д
- тяга двигателя в пустоте, кН 876

Вторая ступень 8С817

Размеры, м:

- длина 2,9
- диаметр 2,0

Двигатель .. однокамерный ЖРД 15Д13 с ТНА открытой схемы (8Д419)

- разработчик ОКБ -117 (ОКБ им. В.Я.Климова)
- главный конструктор С.П.Изотов
- изготовитель з-д №466 ("Красный Октябрь")
- тяга двигателя в пустоте, кН 134

Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД 15Д14 с ТНА открытой схемы (8Д419)

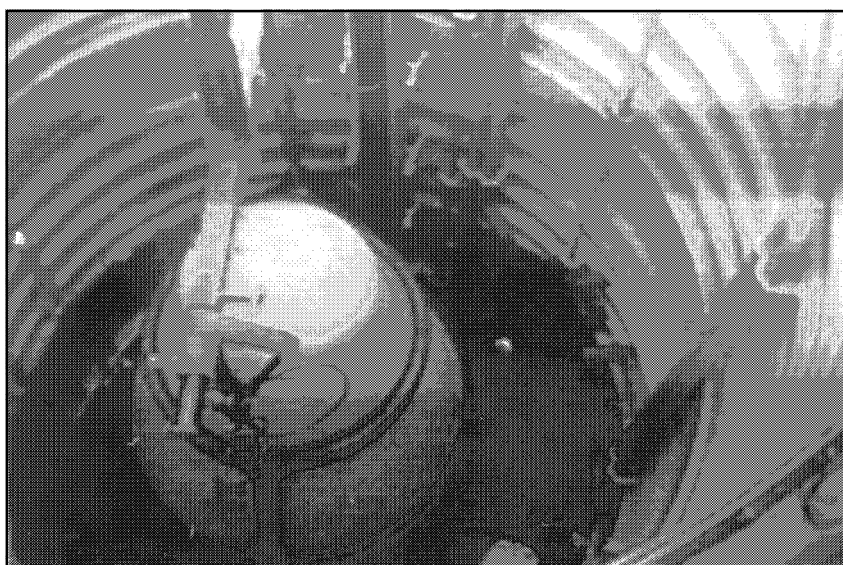
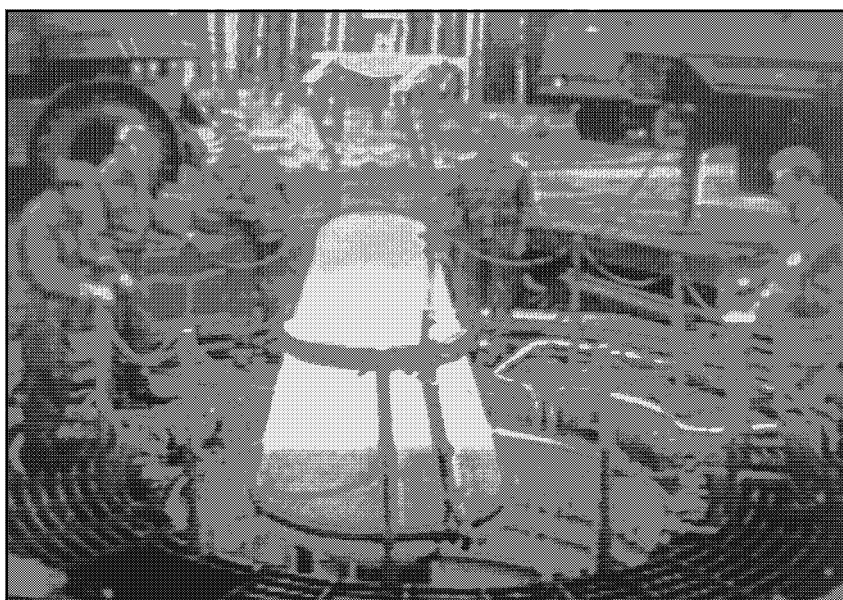
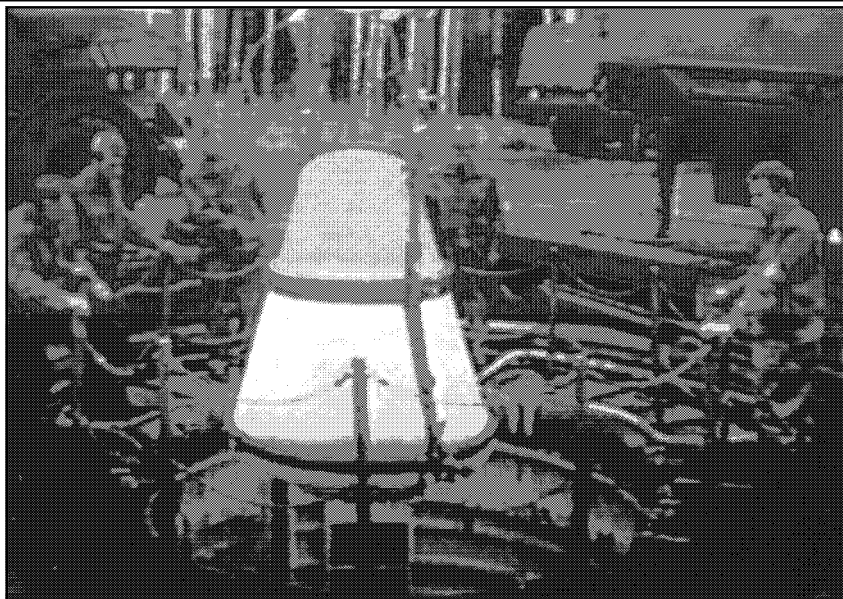
- разработчик ОКБ -117 (ОКБ им. В.Я.Климова)
- главный конструктор С.П.Изотов
- изготовитель з-д №466 ("Красный Октябрь") и Уфимский моторостроительный завод
- тяга двигателя в пустоте, кН 15
- угол отклонения камер, град ≈45

Боевой блок (Вариант 1):

Размеры, м:

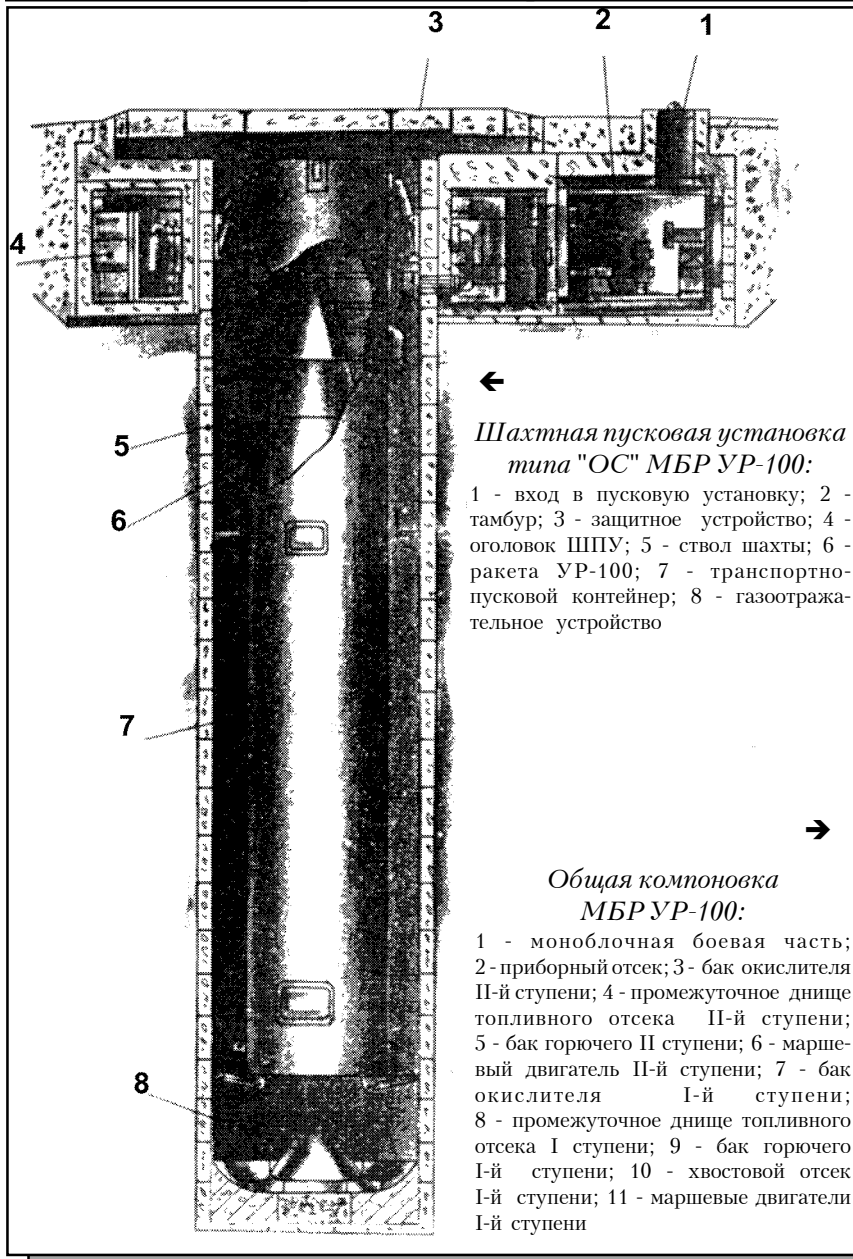
- длина 1,45
- диаметр 1,25

Отделение тормозные РДТТ на второй ступени



Установка головной части УР-100 (этапы работы)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

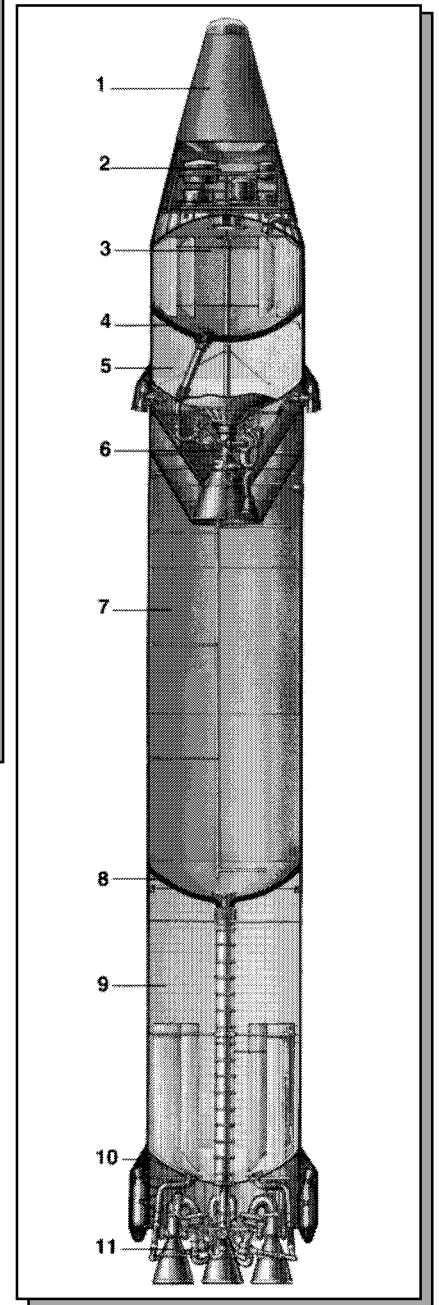


Транспортно-пусковой контейнер:

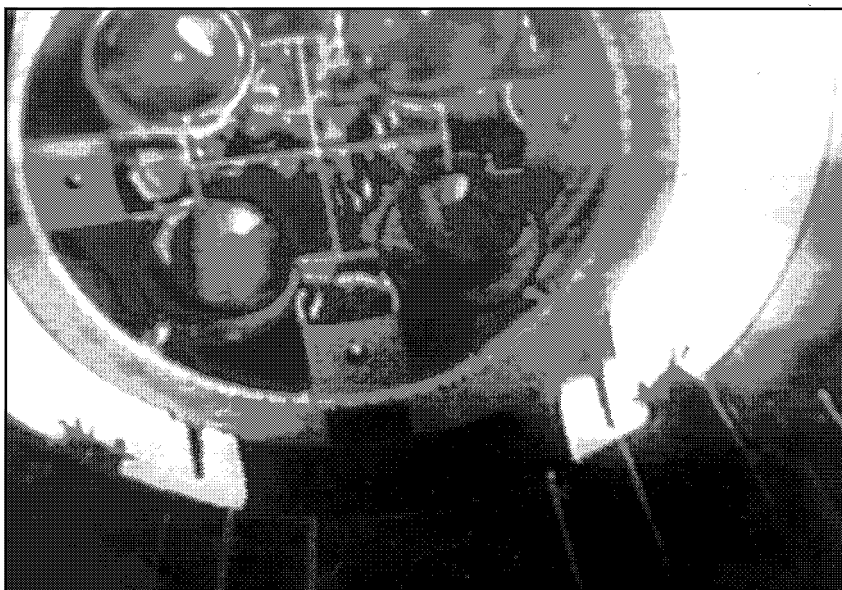
Разработчик филиал №2 ОКБ-52
 Гл. конструктор В.М.Барышев
 Материал сплав АМГ-6
 Размеры, м:
 - внутренний диаметр 2,6-2,7
 - наружный диаметр 2,9
 - длина 19,3-19,5
 Вес, т 14,4

Пусковая установка:

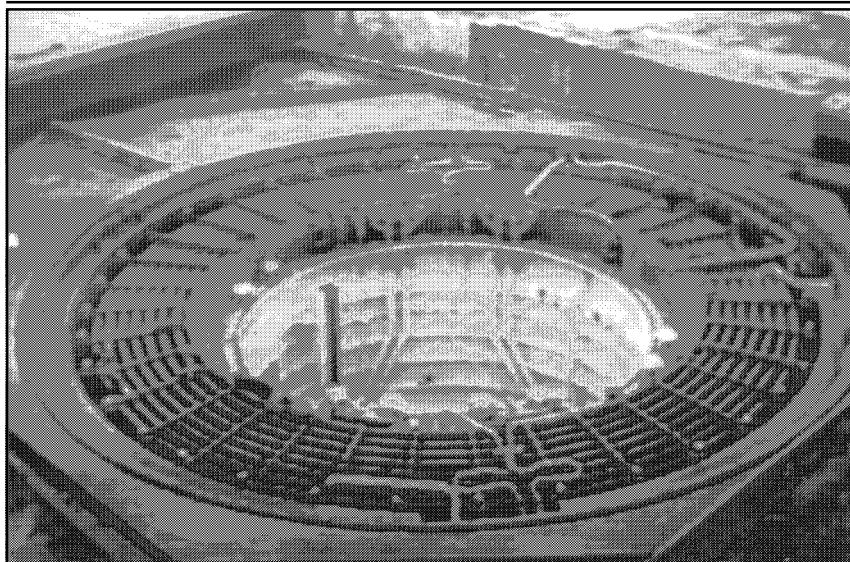
Тип шахтная типа ОС 15П784
 Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Гл. конструктор В.П.Бармин
 Защитное устройство плоская сдвигаемая крыша с пневматическим приводом
 Открытие крышки сдвиг по рельсам в сторону
 Крепление ТПК жесткое в верхней и



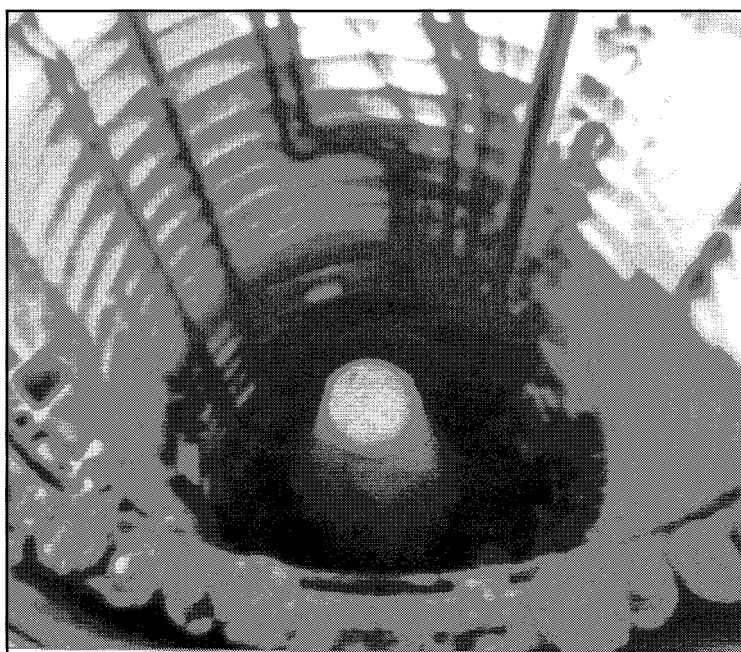
← Установка МБР УР-100 в ШПУ



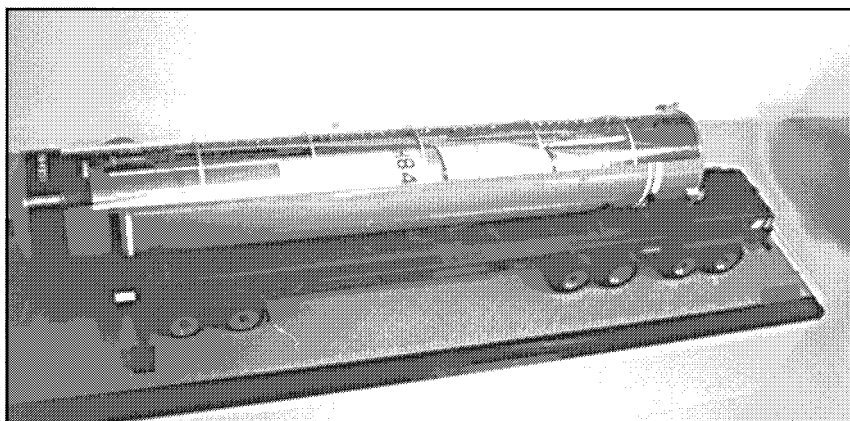
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Шахтная пусковая установка МБР УР-100

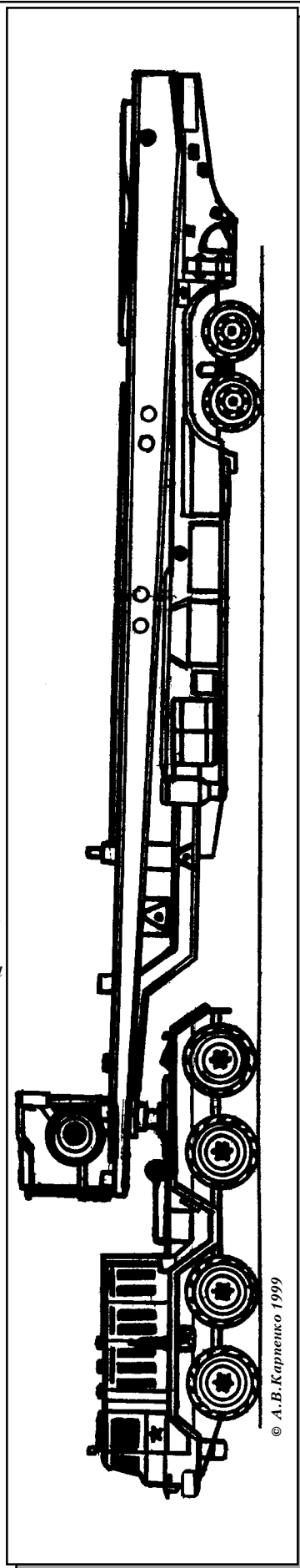


Шахтная пусковая установка МБР УР-100



Модель установщика МБР УР-100

	нижней части	- диаметр ствола	4,2
Система амортизации	двухрусная	- высота ствола	22,85
	горизонтальная и вертикальная пружинная внутри ТПК	- высота ШПУ	26
Размеры шахты, м:		Ширина крыши, м	10-11

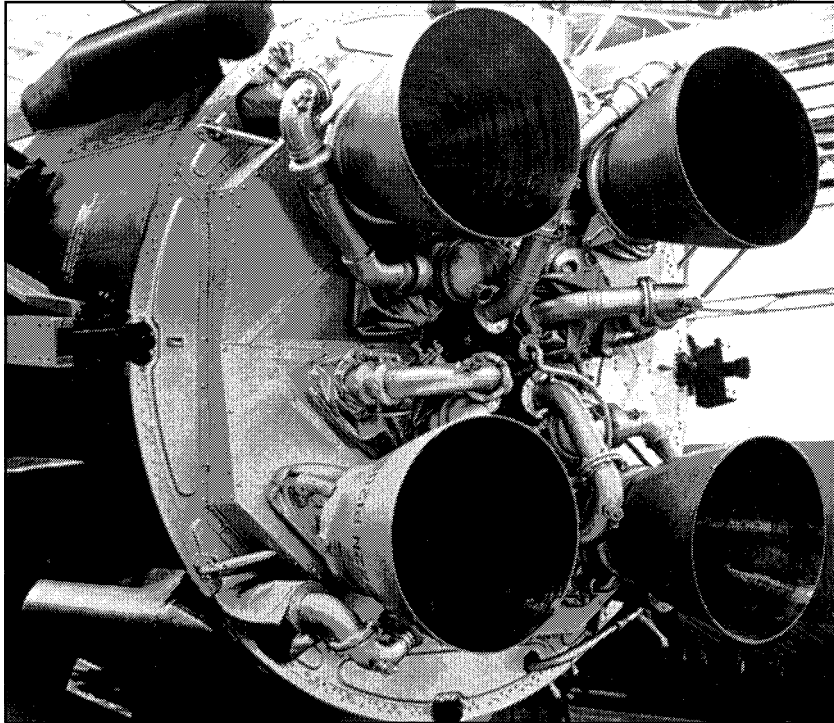


Установщик МБР УР-100

© А.В.Карпенко 1999

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в комплексе 10
Командный пункт:
 Тип подземный 15П884
 Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Гл. конструктор В.П.Бармин
 Число КП в комплексе 1



Двигательная установка первой ступени МБР УР-100

Ракетный комплекс 15П084 с МБР УР-100УТТХ (8К84УТТХ)

Усовершенствованный вариант ракетного комплекса 15П084 с модер-низированной МБР УР-100УТТХ.

На новой ракете были установ-лены боевой блок уменьшенной массы с улучшенными летно-техническими характеристиками, способный более эффективно преодолевать систему ПРО противника, новая система управления с расширенными возмож-ностями по перенацеливанию, ком-плекс средств преодоления (КСП) системы противоракетной обороны (ПРО) противника и др.

Испытания комплекса с ракетой УР-100УТТХ были начаты 23 июля 1969 года и завершены 15 марта 1971 года.

Первый ракетный полк с МБР УР-100УТТХ был поставлен на боевое дежурство 1 марта 1970 года (г.Хмель-ницкий, командир Ф.А.Воронин).

Ракеты УР-100УТТХ устанавли-вались в ШПУ типа ОС ракетного комплекса 15П084. 27-28 июля 1970 года проходили испытания две экспе-риментальные ракеты типа УР-100 с термоядерной головной частью мощ-ностью в 1 Мг, имеющие радио-кационную систему наведения и обладавшие дальностью стрельбы 9200 км.

Разработчик .. ЦКБМ (ОКБ-52 ГКАТ)

Гл. конструктор В.Н.Челомей

Изготовитель з-д им.Хруничева, Омский з-д"Поле-т"

Код НАТО SS-11Mod 2 Sego

Наименование по СНВ-1 РС-10

Тип комплекса ракетный комплекс с легкой ампулизированной МБР и ШПУ типа ОС,

второго поколения

Состояние принят на вооружение

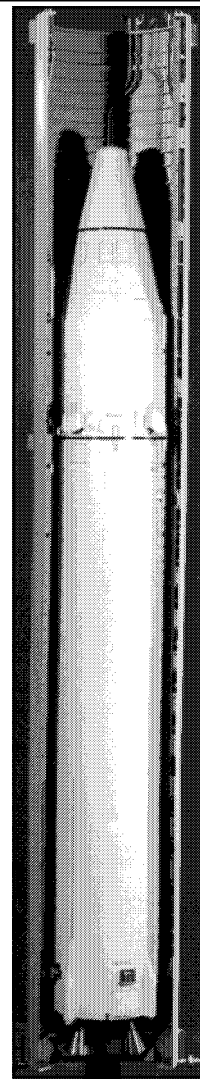
1 марта 1970 года

Ракета УР-100УТТХ

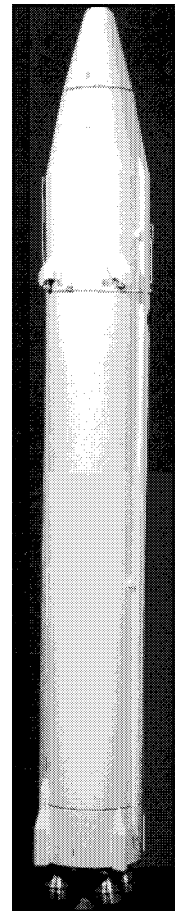
(8К84УТТХ,

8К84М)

Дальность стрельбы, км 12000-13000



Модели: МБР УР-100 в контейнере (разрез) и МБР УР-100



Точн. стрельбы (КВО), м 1100

(предельное - 5000)

Сектор обстрела, град более ±30

Тип головной части моноблочная термоядерная с комплексом средств преодоления системы ПРО

Мощность заряда, Мг 1,2

Вес головной части, кг 900-1200

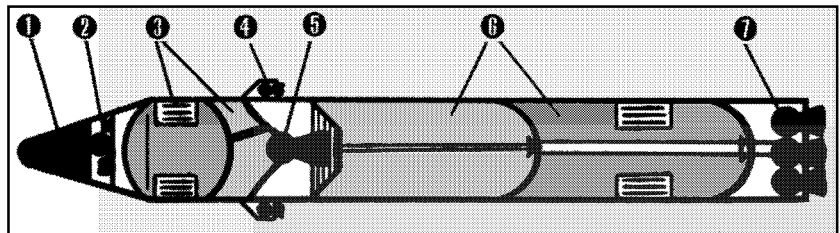
Система управления..... инерциальная с гироскопической платформой

- разработчик НИИАП

- гл. конструктор Н.А.Пилогин

Органы управления и стабилизации:

- I ступень поворотные камеры сгорания основных ступеней



Общая компоновка МБР УР-100УТТХ:

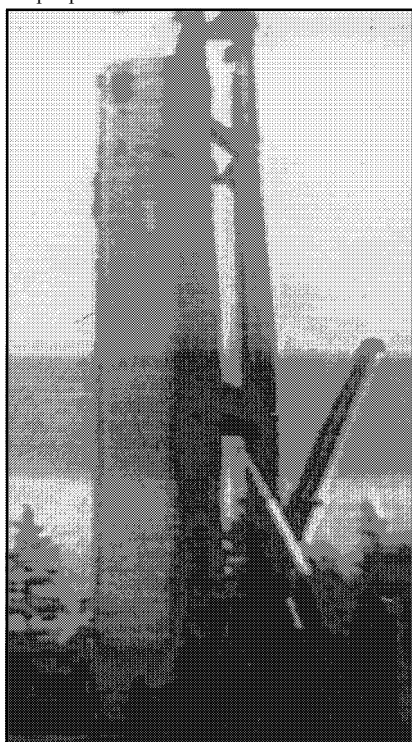
1 - моноблочная боевая часть; 2 - приборный отсек; 3 - топливные баки II-й ступени; 4 - рулевые двигатели II-й ступени; 5 - двигатель II-й ступени; 6 - топливные баки I-й ступени; 7 - двигатели I-й ступени

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

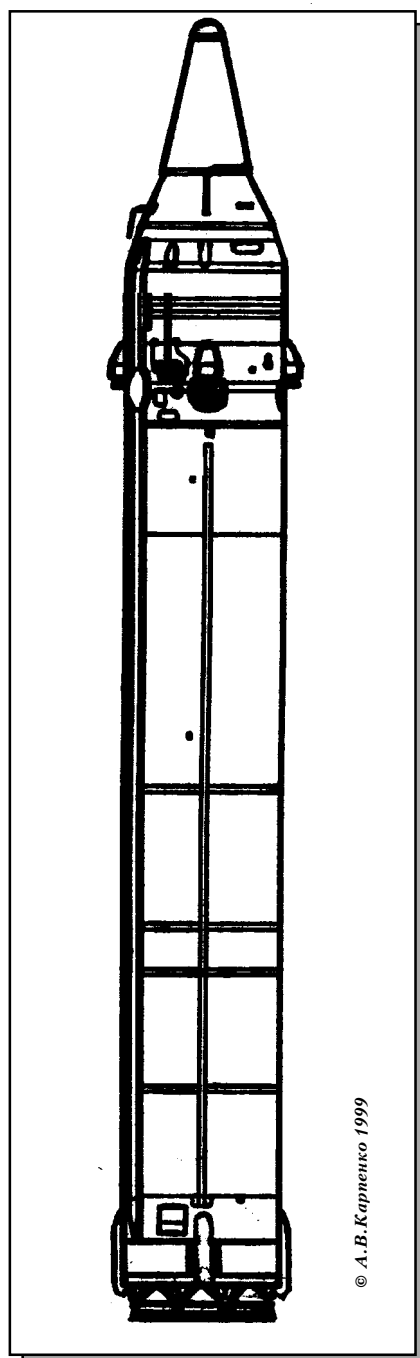
- двигателей;
- II ступень 4-камерный рулевой двигатель, тормозные РДТТ отделения головной части от второй ступени
 - Разделение ступеней тормозные РДТТ на первой ступени
 - разработчик РДТТ КБ з-да №81
 - гл. конструктор И.И.Картуков
 - Тип старта "горячий" - за счет собственных двигателей по направляющим из ТПК в ШПУ
 - Число ступеней ракеты 2
 - Размеры ракеты, м:
 - длина полная 18,9-19,0
 - длина без головной части 16,5
 - макс. диаметр корпуса, м 2,0
 - Стартовый вес, т 50,1
 - Вес пустой ракеты, т 7,1
 - Горючее НДМГ
 - Вес горючего, т 13
 - Окислитель АТ
 - Вес окислителя, т 30
 - Первая ступень:**
 - Размеры, м:
 - длина 13,3
 - диаметр 2,0
 - Вес ступени, т 38-40
 - Двигательная установка ... 3 однокамерных ЖРД РД-0216 и один РД-0217 с ТНА замкнутой схемы
 - разработчик КБХА
 - главный конструктор. А.Д.Конопагов
 - тяга двигателя в пустоте, кН 876
 - Вторая ступень:**
 - Размеры, м:
 - длина 3,2
 - диаметр 2,0
 - Двигатель.. однокамерный ЖРД 15Д13 с ТНА открытой схемы (в сборе - 8Д419)
 - разработчик ОКБ -117

- (ОКБ им. В.Я.Климова)
- главный конструктор С.П.Изотов
 - изготовитель з-д №466 ("Красный Октябрь")
 - тяга двигателя в пустоте, кН 134
 - Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД 15Д14 с ТНА открытой схемы (8Д419)
 - разработчик ОКБ -117 (ОКБ им. В.Я.Климова)
 - главный конструктор С.П.Изотов
 - изготовитель з-д №466 ("Красный Октябрь") и Уфимский моторостроительный завод
 - тяга двигателя в пустоте, кН 15
 - угол отклонения камер, град ±45
- Боевой блок:**

- Размеры, м:
- длина 1,45
 - диаметр 1
- Транспортно-пусковой контейнер:**
- Тип с системой амортизации
- Разработчик филиал №2 ОКБ-52
- Гл. конструктор В.М.Барышев
- Размеры, м:
- диаметр 2,4
 - высота 19,5
- Вес, т 8,3
- Боевой стартовый комплекс:**
- Тип с ШПУ типа ОС
- Тип ПУ шахтная типа ОС 15П784
- Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
- Гл. конструктор В.П.Бармин
- Защитное устройство плоская

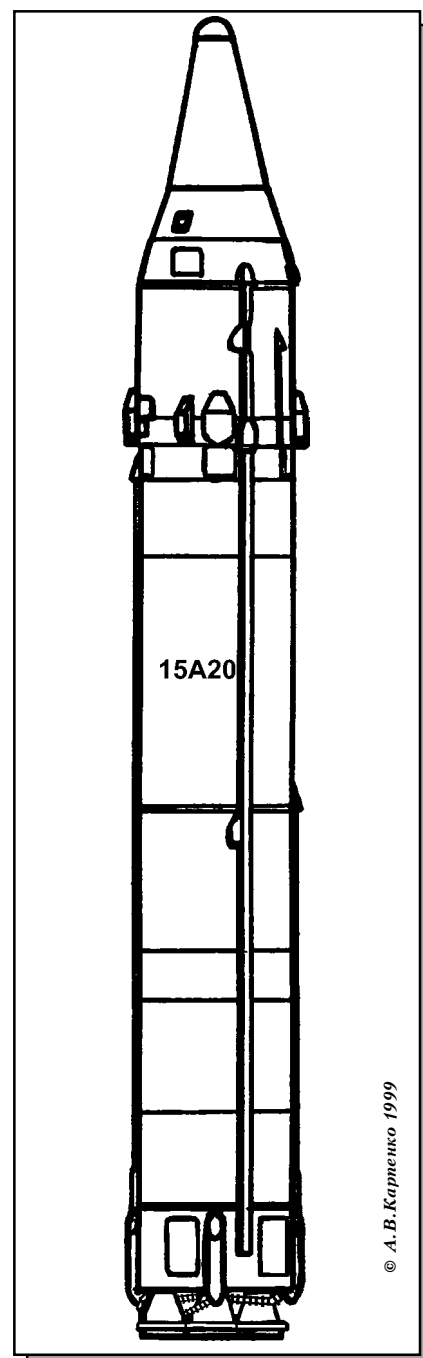


Установка МБР УР-100 в ШПУ



© А.В.Карпенко 1999

Телеметрический вариант ракеты УР-100УТТХ



© А.В.Карпенко 1999

Ракета УР-100УТТХ

Отечественные стратегические ракетные комплексы

сдвижная по рельсам крыша с пневмоприводом	Число ракет в ШПУ 1	Установщик ТПК в ШПУ:
Система амортизации внутри ТПК	Число ШПУ в комплексе 10	Тип тягача МАЗ-537
Размеры шахты, м:	Командный пункт 15П884	Длина, м 19,2
- диаметр ствола 4,2	Тип подземный	Высота, м 3,4
- глубина ствола 22,85	Разработчик ГСКБ "Спецмаш"	Ширина, м 3,1
- высота 26	Гл. конструктор В.П.Бармин	
	Число КП в комплексе 1	

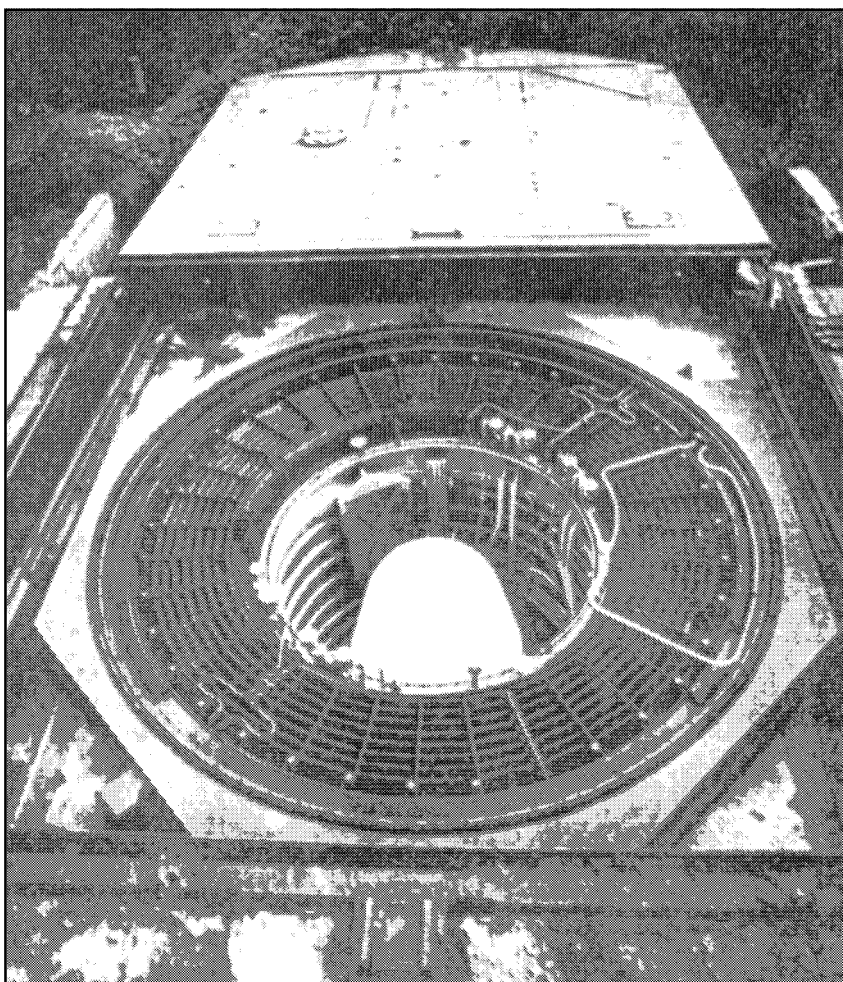
Ракетный комплекс 15П020 с МБР УР-100К (15А20)

Ракета УР-100К является вариантом МБР УР-100, разработанным в ходе совершенствования ракеты и комплекса. Разработка нового варианта ракеты УР-100 была начата в конце 1960-х годов. При проектировании МБР УР-100К габариты ракеты были строго ограничены, т.к. было необходимо обеспечить использование ШПУ и ТПК предыдущих модификаций МБР УР-100.

Кроме моноблочной головной части (ГЧ) на ракете могла быть установлена кассетная ГЧ с тремя боевыми блоками, при этом устанавливались различные передние отсеки, в которых размещались средства преодоления ПРО противника. При использовании кассетной БЧ, боевые блоки закрывались аэродинамическим обтекателем, который распадался на две части и сбрасывался в конце активного участка полета. Энергетические возможности ракеты УР-100К повышены за счет увеличения длины первой ступени (увеличения емкости топливных баков). Была усилена конструктивная прочность топливных баков.

ШПУ комплекса имела увеличенный срок автономности системы наземного электроснабжения, а так же позволяла автономно осуществлять смену полетного задания и производить пуск ракеты.

ЛКИ МБР УР-100К с кассетной головной частью начались 2 февраля 1971 года на испытательном полигоне Тюра-Там (НИИП-5). Испытания завершились 24 ноября 1971 года. Ракета УР-100К стала первой в СССР МБР с кассетной головной частью, предназначенной для поражения площадных целей.



МБР УР-100К в ШПУ

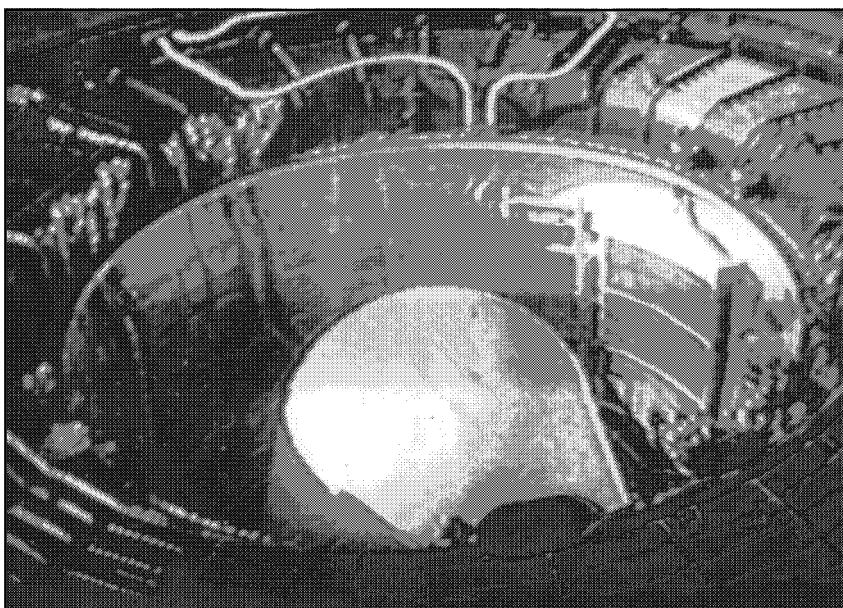
Разработчик ЦКБМ
Гл. конструктор В.Н.Челомей
Изготовитель з-д им.Хруничева
Код НАТО SS-11Mod 3&4 *Sego*
Наименование по СНВРС-10, РС-10М
Классификация по СНВ-1. собранная
 МБР в пусковом контейне (класс А)

Тип комплекса ракетный комплекс с легкой ампулизированной МБР и ШПУ типа ОС, второго поколения

Состояние принят на вооружение 28 декабря 1972 года.

Снят с боевого дежурства в 1993 году
 Ракета УР-100К(15А20, 8К84К - индекс при разработке)

Дальность стрельбы, км:
 - кассетной ГЧ 10600
 - моноблочной ГЧ 12000
 Точн. стрельбы (КВО), м 900-1350



Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

(предельное отклонение - менее 5000)
 Сектор обстрела, град более ± 30
 Тип головной части:
 - вариант 1 моноблочн. термоядерная
 - вариант 2 кассетная с тремя блоками
 Мощность заряда, Мт:
 - вариант 1 1,3
 - вариант 2 три блока по 0,35
 Вес головной части, кг 1208
 Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой
 - разработчик НИИАП
 - гл. конструктор Н.А.Пилюгин
 Органы управления:
 - I ступень поворотные камеры сгорания основных двигателей;
 - II ступень 4-камерный рулевой двигатель, тормозные РДТТ отделения головной части от второй ступени
 Разделение ступеней тормозные РДТТ на первой ступени
 - разработчик РДТТ КБ з-да №81
 - главный конструктор. И.И.Картуков
 Тип старта "горячий" - за счет собственных двигателей по направляющим из ТПК в ШПУ
 Число ступеней ракеты 2
 Размеры ракеты, м:
 - длина полная 18,95
 - длина без головной части 17,0
 - макс. диаметр корпуса, м 2,0
 Стартовый вес, т 50,09-50,1
 Горючее НДМГ
 Вес горючего, т 12-13
 Окислитель АТ
 Вес окислителя, т около 30
 Вес топлива, т 45,3
Первая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 13,4
 - диаметр 2,0

Вес ступени, т 40,0
 Двигательная установка ... 3 однокамерных ЖРД РД-0216 и один РД-0217 с ТНА замкнутой схемы
 - разработчик КБХА
 - главный конструктор. А.Д.Конопатов
 - тяга двигателя в пустоте, кН 876
Вторая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 3,8
 - диаметр 2,0
 Двигатель .. однокамерный ЖРД 15Д13 с ТНА открытой схемы (8Д419)
 - разработчик ОКБ -117 (ОКБ им. В.Я.Климова)
 - главный конструктор С.П.Изотов
 - изготовитель з-д №466 ("Красный Октябрь")
 - тяга двигателя в пустоте, кН 134
 Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД 15Д14 с ТНА открытой схемы (8Д419)
 - разработчик ОКБ -117 (ОКБ им. В.Я.Климова)
 - главный конструктор С.П.Изотов
 - изготовитель з-д №466 ("Красный Октябрь") и Уфимский моторостроительный завод
 - тяга двигателя в пустоте, кН 15
 - угол отклонения камер, град ± 45

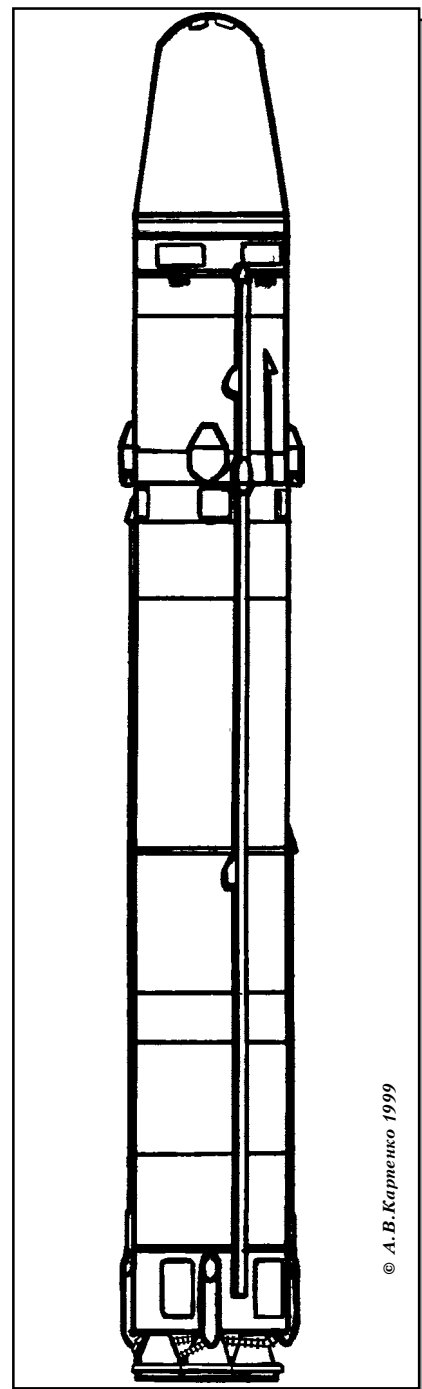
Боевой блок:

Размеры, м:
 - длина 1,45
 - диаметр 1

Транспортно-пусковой контейнер:

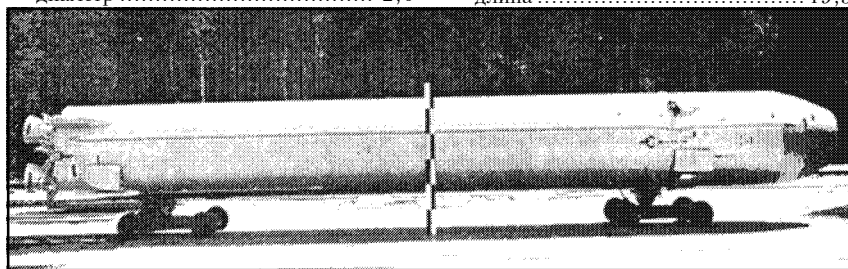
Разработчик филиал №2 ЦКБМ
 Гл. конструктор В.М.Барышев
 Материал сплав АМГ-6
 Размеры, м:
 - внутренний диаметр 2,7
 - наружный диаметр 2,9
 - длина 19,5

Вес, т 14,4
Боевой стартовый комплекс:
 Тип с ШПУ типа ОС
 Тип ПУ шахтная типа ОС 15П784
 Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Гл. конструктор В.П.Бармин
 Защитное устройство . плоская сдвижная по рельсам крыша с пневмоприводом
 Система амортизации пружинная
 Размеры, м:
 - диаметр ствола шахты 4,2
 - высота ствола шахты 22,85
 - высота шахты 26
 Ширина крыши, м 10-11
 Толщина крыши, м 0,5-0,7
 Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в комплексе 10



МБР УР-100К

© А.В.Карпенко 1999



МБР УР-100К без головной части

МБР УР-100К в ШПУ

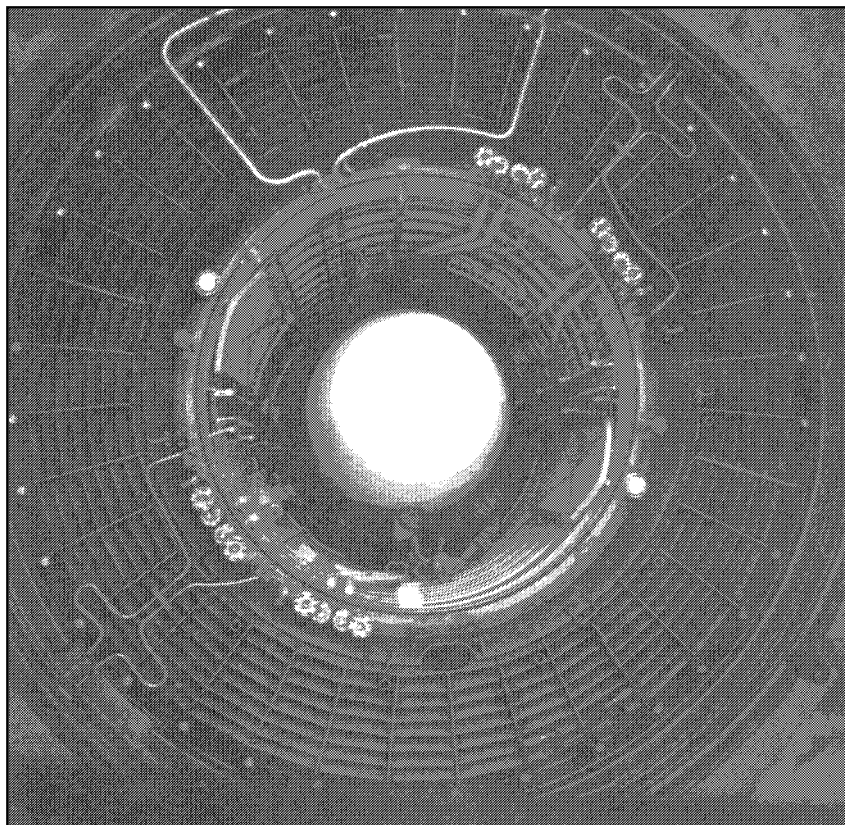


Отечественные стратегические ракетные комплексы

Командный пункт (КП):	Число КП в комплексе 1	- высота / ширина 3,4 / 3,1
Тип подземный 15П884	Установщик ТПК в ШПУ:	
Разработчик ГСКБ "Спецмаш"	Тип тягача МАЗ-537	
Гл. конструктор В.П.Бармин	Размеры (без тягача), м:	
	- длина 19,2	

Ракетный комплекс 15П020¹ с МБР УР-100У

Ракета УР-100У является усовершенствованным вариантом МБР УР-100К. В основном модернизации подверглась ШПУ и система амортизации ТПК с целью увеличения защищенности раке-ты. Первоначально ШПУ разрабаты-вали на конкурсной основе ГСКБ "Спец-маш" главного конструктора В.П.Бармина и филиал №2 ЦКБМ под руководст-вом В.М.Барышева, последний стал основным разработчиком ШПУ для МБР УР-100У. ШПУ состояла из монолитного железобетонного ствола с жестко присоединенным к нему стальным аппаратурным отсеком. ТПК вывешивался на двух кронштейнах и амортизировался при помощи горизонталь-ных амортизаторов. На ТПК одевалась газозащитная проставка. Перед пуском система внешней амортизации выключалась и контейнер стопорился. Летно-конструкторские испы-тания МБР УР-100У проходили с 16 июня 1971 года по январь 1973 года. По состоянию на 1987 год было развернуто 440 МБР УР-100У на ракетных операционных базах: Козельск, Тейково, Пермь, Гладкая, Дровяная, Свободный, Оловянная.



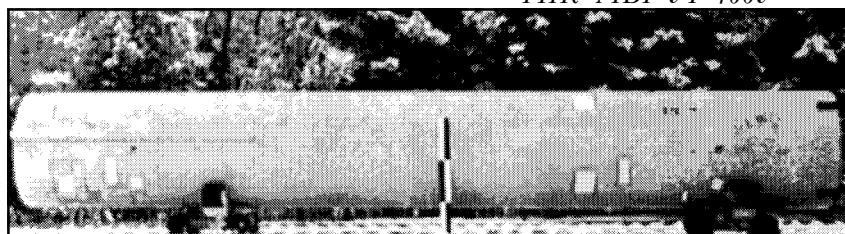
МБР УР-100У в ШПУ

ТПК МБР УР-100У

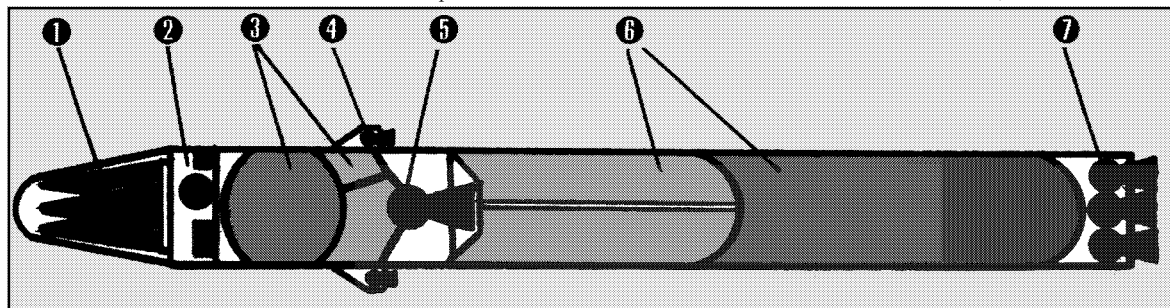
Разработчик ЦКБМ
Гл. конструктор В.Н.Челомей
Изготовитель з-д им.Хруничева
Код НАТО SS-11Mod 3&4 Sego
Наименование по СНВ РС-10 (РС-10М)
Классификация по СНВ-1 собранная
 МБР в пусковом контейнере (класс А)
Тип комплекса ракетный комплекс с легкой ампулизированной МБР и ШПУ типа "ОС" повышенной защищенности, второго поколения

Состояние принят на вооружение 26 сентября 1974 года.

Снят с боевого дежурства в 1993 году
 Ракета УР-100У (15А20У)
 Дальн. стрельбы, км:
 - с кассетной ГЧ 10600



- с моноблочной ГЧ 12000	- вариант 2 .. кассетная с тремя блоками
Точн. стрельбы (КВО), м 900-1350	Мощность заряда, Мг:
(предельное отклонение, м 5000)	- вариант 1 1,3
Тип головной части:	- вариант 2 (одного блока) 0,35
- вариант 1 моноблочная	Вес боевой части, кг 1200



Общая компоновка МБР УР-100У:

1 - кассетная боевая часть (3 боевых блока); 2 - приборный отсек; 3 - топливные баки II-й ступени; 4 - рулевые двигатели II-й ступени; 5 - двигатель II-й ступени; 6 - топливные баки I-й ступени; 7 - двигатели I-й ступени

1 - "Создатели ракетно-ядерного оружия и ветераны-ракетчики рассказывают" М. ЦИПК, 1996

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Система управления инерциальная с гироскопической платформой
 - разработчик НИИАП
 - гл. конструктор Н.А.Пилюгин

Органы управления:

- I ступень поворотные камеры сгорания основных двигателей;
 - II ступень 4-камерный рулевой двигатель, тормозные РДТТ отделения ГЧ от II ступени

Разделение ступеней тормозные РДТТ на первой ступени
 - разработчик РДТТ .. КБ Тушинского МЗ

- главный конструктор . И.И.Картуков
 Тип старта "горячий" - за счет собственных двигателей по направляющим из ТПК в ШПУ

Число ступеней ракеты 2

Размеры ракеты, м:

- длина полная 19,1-19,8
 - длина без головной части 17,0
 - макс. диаметр корпуса, м 2,0

Стартовый вес, т 50,1-51,24

Горючее НДМГ

Вес горючего, т 12-13

Окислитель АТ

Вес окислителя, т около 30

Вес топлива, т 45,3

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 13,4
 - диаметр 2,0

Вес ступени, т 40,0

Двигательная установка ... 3 однокамерных ЖРД РД-0216 и один РД-0217 с ТНА

- разработчик КБХА
 - главный конструктор . А.Д.Конопатов
 - тяга двигателя в пустоте, кН 876

с ТНА открытой схемы (8Д419)

- разработчик ОКБ -117 (ОКБ им. В.Я.Климова)

- главный конструктор С.П.Изотов

- изготовитель з-д №466 ("Красный Октябрь")

- тяга двигателя в пустоте, кН 134

Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД

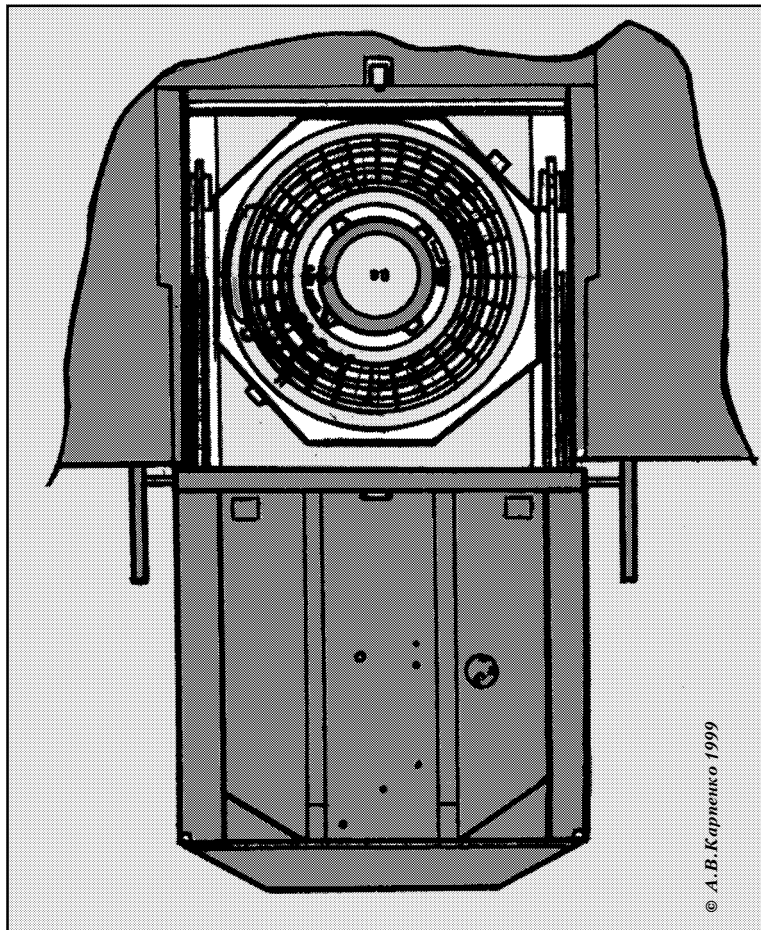
Вторая ступень:

Размеры, м:

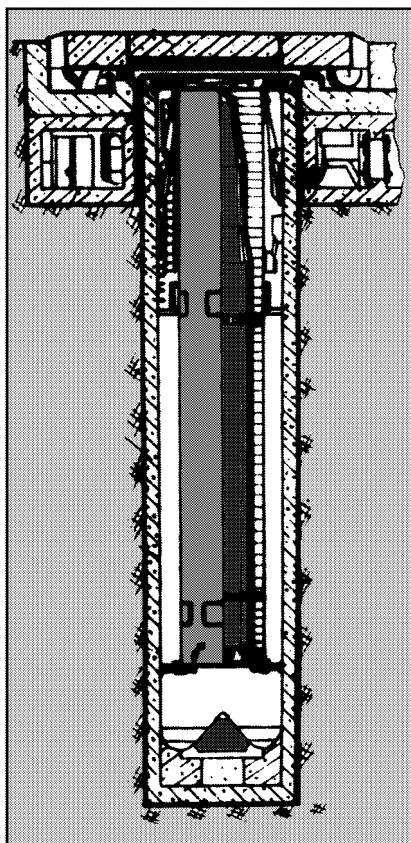
- длина 3,8

- диаметр 2,0

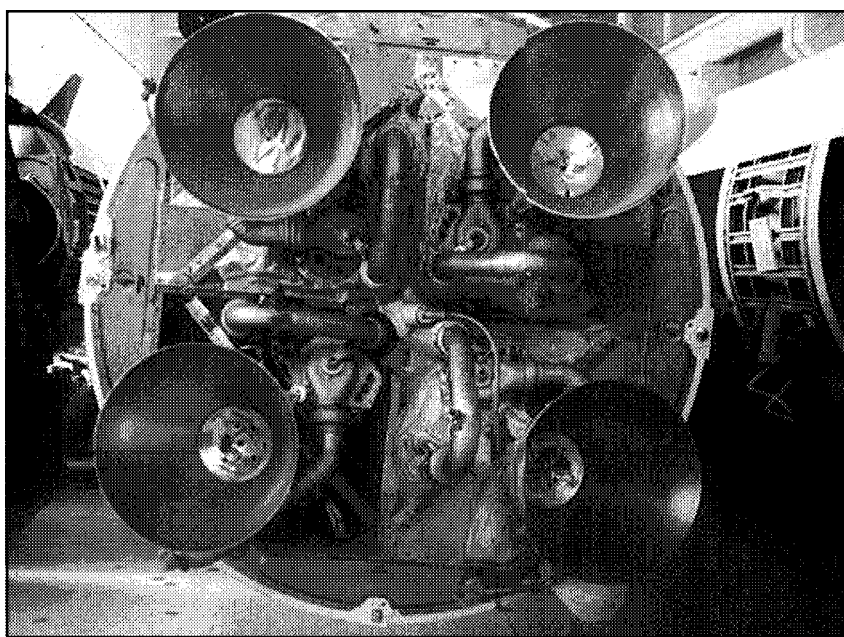
Двигатель .. однокамерный ЖРД 15Д13



ШПУ МБР УР-100У (вид сверху при открытой крыше)



ШПУ МБР УР-100У



Двигательная установка первой ступени МБР УР-100У

Отечественные стратегические ракетные комплексы

15Д14 с ТНА открытой схемы (8Д419)
 - разработчик ОКБ -117
 (ОКБ им. В.Я.Климова)
 - главный конструктор С.П.Изовов
 - изготовитель з-д №466
 ("Красный Октябрь") и Уфимский
 моторостроительный завод
 - тяга двигателя в пустоте, кН 15
 - угол отклонения камер, град ±45

Транспортно-пусковой контейнер:

Разработчик филиал №2 ЦКБМ
 Гл. конструктор В.М.Барышев
 Размеры, м:
 - диаметр 2,9
 - высота 19,5

Боевой стартовый комплекс:

Тип с ШПУ типа ОС повышенной
 защищенности
 Разработчик филиал №2 ЦКБМ
 (НПО "Вымпел") - усиление ШПУ,
 разработанной в ГСКБ "Спецмаш"
 Главный конструктор ... В.М.Барышев
 Защитное устройство:
 - тип плоская крыша распашного
 типа с пневмоприводом
 - разработчик ЦКБ ТМ'
 - главный конструктор ... Б.Р.Аксютин
 Система амортизации маятниковая
 пружинная

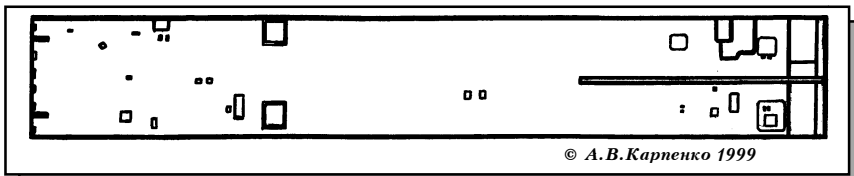
Размеры шахты, м:

- диаметр 4,2
 - высота 26
 Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в комплексе 10

Командный пункт 15П884:

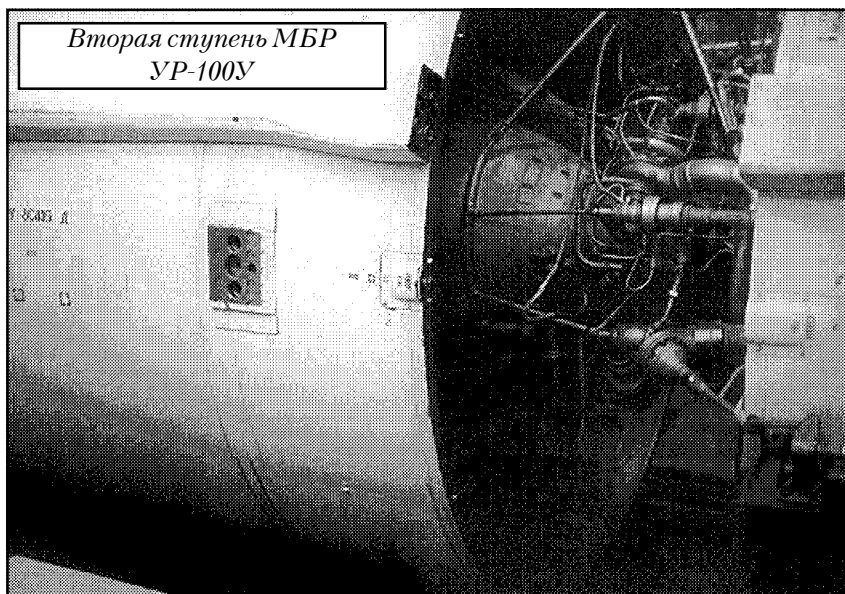
Тип подземный

Разработчик ГСКБ "Спецмаш" Тип тягача МАЗ-537
 Гл. конструктор В.П.Бармин Длина, м 19,2
 Число КП в комплексе 1 Высота, м 3,4
Установщик ТПК в ШПУ: Ширина, м 3,1



© А.В.Карпенко 1999

Транспортно-пусковой контейнер МБР УР-100У



Вторая ступень МБР
УР-100У

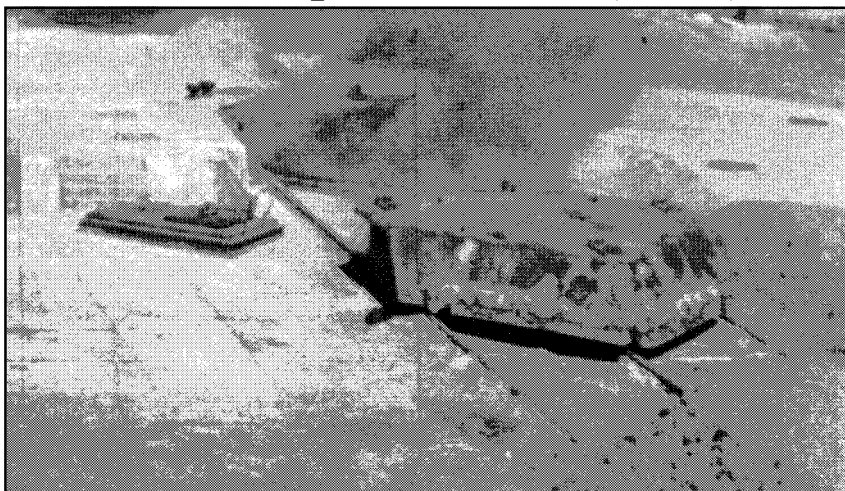
Ракетный комплекс 15П098^с с ракетой РТ-2 (8К98)

Разработка твердотопливной ракеты и ракетного комплекса задана Постановлением СМ от 4 апреля 1961 года №316-137.

Общее руководство созданием семейства твердотопливных ракет РТ-2, РТ-15 и РТ-25 было возложено на ОКБ-1, где был организован Совет главных конструкторов. Головной организацией по смешевым топливам был определен ГИПХ³.

Работы по ракете велись в трех направлениях с частичным дублированием работ. I и III ступени ракеты проектировали в КБМаш в г.Пермь под руководством главного конструктора М.Ю.Цирульникова³, топливо создавали в НИИ-130 (г.Пермь, директор и гл. конструктор - Л.Н.Козлов), завод изготовитель - Пермский пороховой завод №98. II и III ступени ракеты разрабатывались в ленинградском ЦКБ-7 под руководством главного конструктора П.А.Тюрин³, топливо в ГИПХ (директор В.С. Шпак)⁴, изготовитель заряда - завод им. Морозова (Ленинградская обл.). III ступень создавалась также в НИИ-125, главный конструктор - Б.П.Жуков.

В дальнейшем, хотя III ступень была



Пуск МБР РТ-2 с серийной ШПУ типа "ОС"
(момент открытия защитного устройства)

отработана и испытана у всех разработчиков, в серийную ракету пошла ступень КБМаш, II ступень ЦКБ-7 и I ступень КБМаш. Все РДТТ серийной ракеты снаряжались топливом на основе «бутилкаучука» и перхлората аммония с добавлением порошкового алюминия, созданным в Алтайском НИИХТ, под руководством Я.Ф.Савченко⁴.

Постановлением от 29 июня 1962 года уточнялись тактико-технические требования к ракете РТ-2 и переносились сроки разработки², при этом предусматривалась установка двух типов более легких головных частей. До этого предполагалось устанавливать тяжелую головную часть с боевым зарядом мощностью 1,65 Мт³. Эскизный проект

1 - "Полигон особой важности" - М: "Согласие", 1997

2 - Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П.Королева. М:РКК "Энергия", 1996

3 - Б.Е.Черток "Ракеты и люди, горячие дни холодной войны", М:Машиностроение, 1997

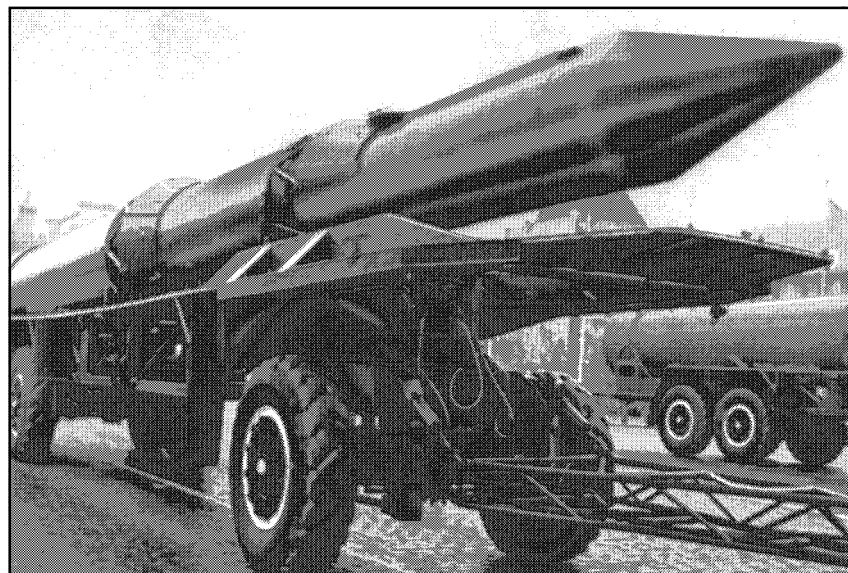
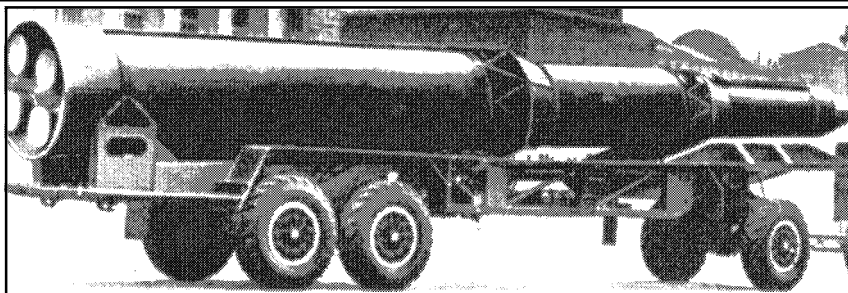
4 - Создатели ракетно-ядерного оружия и ветераны-ракетчики рассказывают. М. ЦИПК, 1996

5 - Стратегическое ядерное вооружение России. Под ред. П.Л.Подвига. М: ИздАТ, 1998

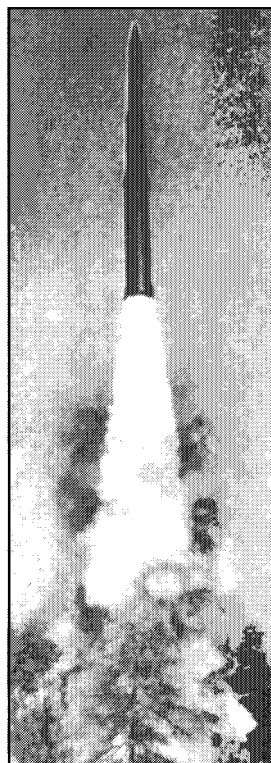
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

комплекса был разработан в 1963 году. Первоначально для ракеты проектировалось два типа ШПУ - группового и одиночного старта (типа ОС), а также железнодорожный старт-овый комплекс. Вероятно, первоначально предполагались варианты базирования МБР РТ-2 и на мобильных грунтовых пусковых установках, но реально развернуты были только ШПУ типа ОС. На боевую стартовую позицию ракета доставлялась в контейнерах транспортно-загрузочных машин - отдельно первая ступень и стык-ванны между собой вторая и третья ступени. Старт ракеты производился из глухого герметизированного стеклопластикового пускового стакана на маршевом двигателе, с частичным отводом газов через решетчатые окна. Для охлаждения газовой струи РДТТ в нижней части пускового стакана размещалась емкость с водой. Защищенность ПУ при взрыве ядерных боеголовок баллистических ракет противника повышалась за счет применения системы амортизации. Для разработки агрегатов наземного комплекса ракеты РТ-2 были привлечены КБ «Мотор», ЦКБ-34 (КБСМ) и Ленинградский филиал ЦПИ-20¹. В состав комплекса входил подземный защищенный командный пункт 15В52 купольного типа с системой амортизации 15У50 (главный конструктор Е.Г.Рудяк, КБСМ). Главный инженер проекта строительного сооружения - С.Г.Бочаров (ЦПИ-31).

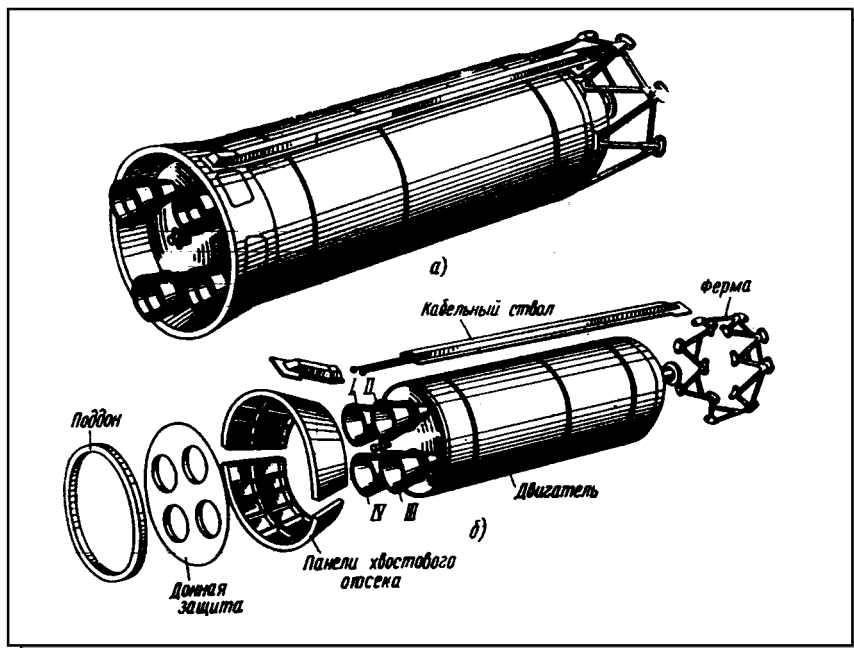
Отработка III ступени ракеты РТ-2 проводилась на ГЦП с наземного старта на опытной ракете РТ-1-63 в сентябре-ноябре 1965 года. Программой



МБР РТ-2 на параде в Москве



Пуск МБР РТ-2



Устройство первой (а) и второй (б) ступеней МБР РТ-2

ЛКИ предусматривалось 32 пуска, из них семь с ГЦП и 25 с полигона под Плесецком². Испытания ракеты РТ-2 с 87-й площадки⁴ на ГЦП-4 (Капустин Яр) проводились с февраля по июль 1966 года. Для проведения испытаний ракеты 8К98 была переоборудована ШПУ ракеты Р-14, разработанной под руководством главного

конструктора М.К.Янгеля. Первый успешный пуск ракеты РТ-2 состоялся 26 февраля 1966 года с ГЦП-4 из ШПУ. Из-за невозможности стрельбы ракетами РТ-2 на полную дальность с ГЦП дальнейшие испытания были перенесены на "Северный" полигон (НИИП-53) под Плесецком. Испытания на НИИП-53 начались 4 ноября 1966

Отечественные стратегические ракетные комплексы

года¹ и завершились 3 октября 1968 года. За первый год было произведено 15 пусков. Всего планировалось на госиспытаниях выполнить 25 пусков¹; из произведенных пусков 16 были успешными².

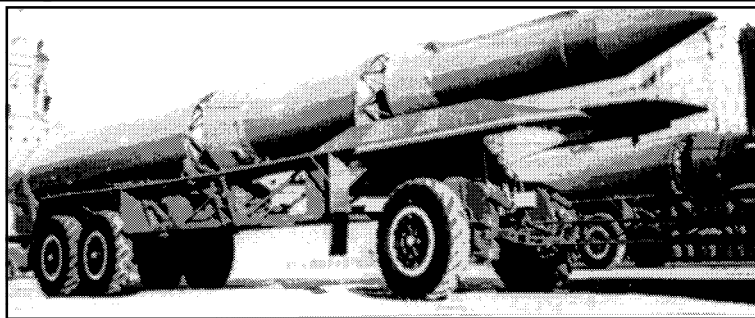
Первоначально отработка режима боевого дежурства РК с РТ-2 началась с одним КП и тремя ШПУ, в дальнейшем число ШПУ было доведено до 10³. 28 августа 1968 года впервые был произведен трех-ракетный залп¹.

К 1971 году было развернуто 60 ШПУ - все под Йошкар-Олой. С 1972 года ракеты РТ-2 стали заменяться усовершенствованным вариантом МБР -

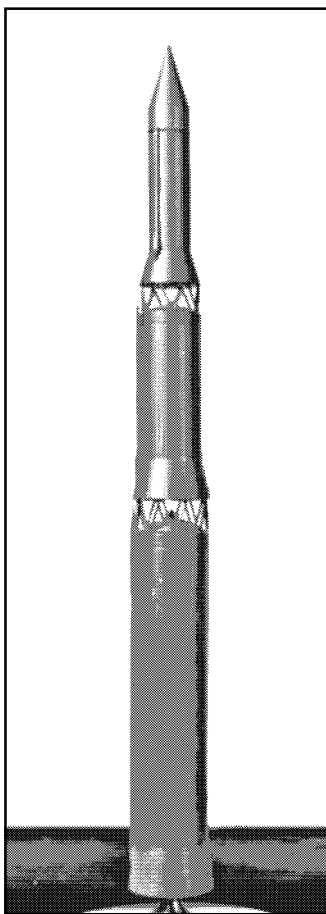
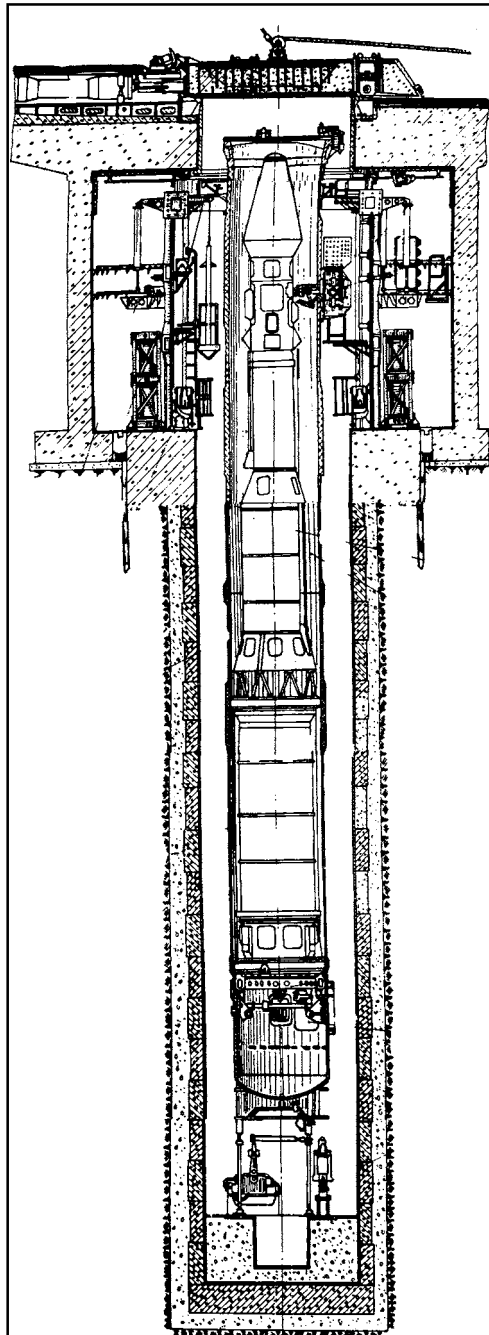
РТ-2П. К 1974 году было произведено 19 испытательных пусков, в том числе 5 пусков произведено с боевых позиций. Развертывание ШПУ с ракетами РТ-2 было начато в 1967 году. На базе МБР РТ-2 создавались ракеты средней дальности РТ-25 (I и III ступени ракеты РТ-2) и РТ-15 (II и III ступени РТ-2).

Впервые макет ракеты с упрощенной имитацией головной части и без приборного отсека показан на военном параде в Москве 9 мая 1965 года. В начале 1970-х годов была предпринята попытка использования опытной ШПУ ракет РТ-2. Было предложено проводить испытания морской твердотопливной ракеты

Р-31 (ЗМ17) комплекса Д-11, разрабатываемой в КБ «Арсенал» для вооружения атомных подводных лодок проекта 667АМ, с пусками из опытной ШПУ комплекса 15П098 на площадке №86 ГЦП-4 (Капустин Яр). После осмотра площадки и проведения переговоров с руководством ГЦП-4, командование ВМФ приняло решение о целесообразности проведения испытаний ракеты Р-31 с морского полигона под Неноксой.



МБР РТ-2 на параде в Москве



Модель МБР РТ-2

Разработчик ОКБ-1 (ЦКБЭМ)

Гл. конструктор С.П.Королев

Зам. гл. констр-ра ... И.Н.Садовский

Изготовитель ракеты ПЗХО

(з-д №98, Пермь), ОКБ-1, з-д

"Арсенал"

Код НАТО SS-13 Mod 1 Savage

Наименование по ОСВ РС-12

Тип комплекса ... ракетный комплекс с

твердотопливной МБР

с ШПУ типа ОС,

второго поколения

Состояние принят на вооружение

18 декабря 1968 года.

Снят с вооружения в 1976 году

Ракета РТ-2 (8К98)

Дальн. стрельбы, км:

- с легкой ГЧ (проект) ... 10000-12000¹

- с легкой ГЧ (на вооружении) ... 9600

- с тяжелой ГЧ 4000-5000¹

Точн. стрельбы (КВО), м 1800-2000

(предельное отклонение - 10000¹)

Тип головной части ... моноблочная 15Ф1

Мощность заряда, Мт 0,6⁵

Вес головной части, кг:

- легкой 500-600

- тяжелой 1400¹

Система управления инерциальная с

гиростабилизированной платформой

на поплавокных гиросприборах и

с маятниковым акселерометром

- разработчик НИИАП

- главный конструктор .. Н.А.Пилюгин

Шахтная пусковая установка МБР РТ-2

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Органы управления разрезные сопла
двигателей всех ступеней
Разделение ступеней огневое
Стабилизаторы решетчатые
аэродинамические на первой ступени
Управление дальностью обнуление
тяги двигателя III ступени
Тип старта "горячий" - за счет соб-
ственных двигателей из глухого
пускового стакана ШПУ
Число ступеней ракеты 3
Размеры ракеты, м:
- длина полная 21,27¹
- длина без головной части 18,2
- макс. диаметр корпуса, м 1,84
- диаметр "юбки", м 2,0
- размах стабилизаторов, м 3,618¹
Стартовый вес, т 46,1 -51,0
Тип топлива смесевое твердое

Первая ступень:

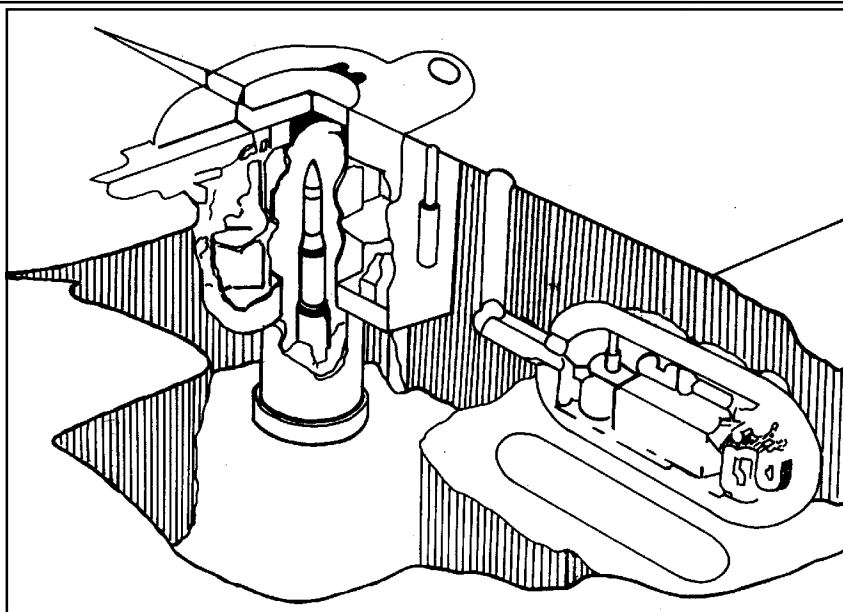
Размеры, м:
- длина 8,7
- диаметр 1,8
Вес ступени, т 34,5
Двигатель РДТГ 15Д23
- разработчик КБ машиностроения
- главн. конструктор М.Ю.Цирульников
- разработчик топлива НИИ-130
- главн. конструктор заряда Л.Н.Козлов
- изготовитель топлива завод №98
- тяга, тс 91
- время работы, с 75
- давл. в камере сгорания, кгс/ см² 40

Вторая ступень:

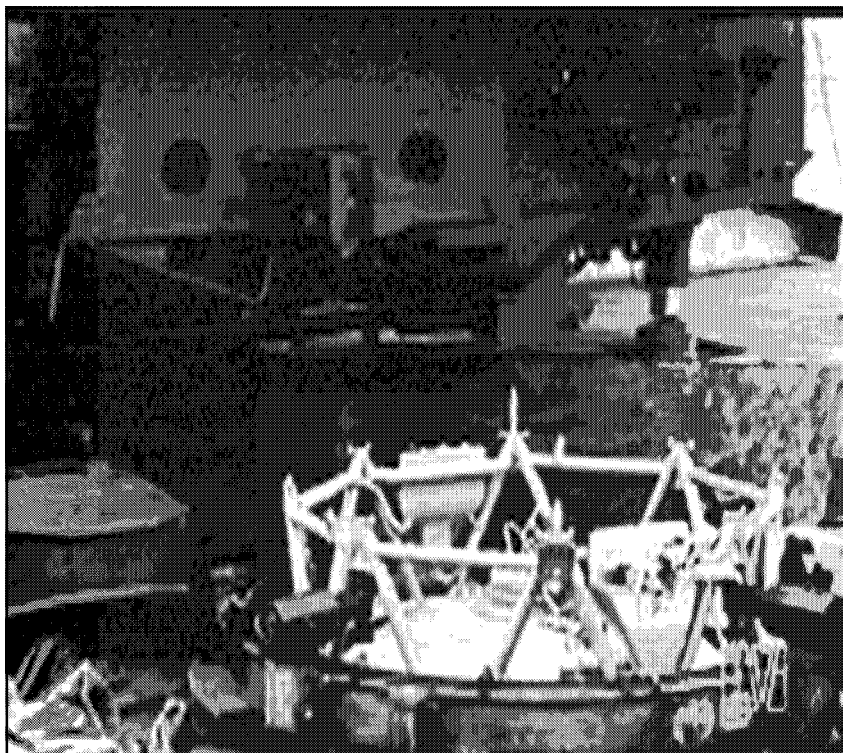
Размеры, м:
- длина 4,74
- диаметр 1,48
Двигатель РДТГ 15Д24
- разработчик ЦКБ-7
- главн. конструктор П.А.Тюрин
- разработчик топлива ГИПХ
- главн. конструктор заряда В.С.Шпак
- изготовит. топлива з-д. им. Морозова
- тяга, тс 44
- время работы, с 60
- давл. в камере сгорания, кгс/ см² 40

Третья ступень:

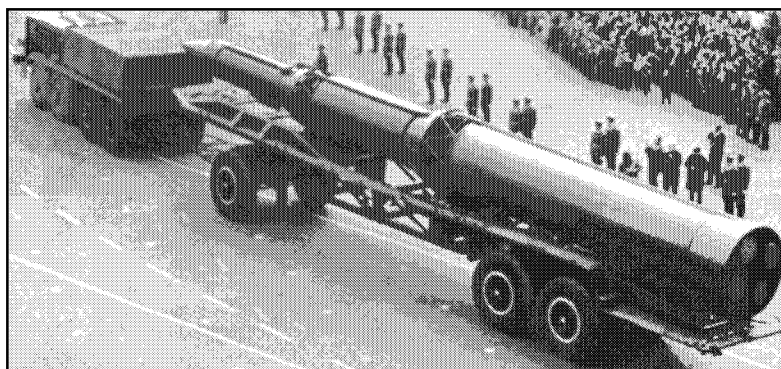
Размеры, м:
- длина 3,827
- диаметр 0,98 / 1,06
Двигатель РДТГ 15Д25
- разработчик КБ машиностроения
- главн. конструктор М.Ю.Цирульников
- разработчик топлива НИИ-130
- главн. конструктор заряда Л.Н.Козлов
- изготовитель топлива завод №98



Шахтная пусковая установка МБР РТ-2



Установка первой ступени МБР РТ-2 в опытную ШПУ



МБР РТ-2 на параде в Москве

Пусковая установка:

Разработчик КБСМ (ЦКБ-34)
Гл. конструктор В.В.Чернецкий
Тип установки шахтная
типа ОС (ОС-98) 15П798 с
амортизированным стаканом
Схема пуска динамо-реактивная с
направлением ракеты по стакану
обтюрирующими бандажами
Защитное устройство:
- тип сдвижная плоская
крыша
15У9
- способ открытия принудительно-
инерционный пороховыми газами
Размеры, м:

Отечественные стратегические ракетные комплексы

- глубина шахты 29,95
 - внутренний диаметр оголовка 8,7
 - высота оголовка 6,2
 - внутренний диаметр ствола 3,6
 Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в комплексе 10¹
 Расстояние между ШПУ, км 10-12¹
 Готовность к пуску, мин 3-5¹
 Гарантийный срок хранения

ракет, лет 20²

Система прицеливания:

Тип автоколлимационный
 с гироскопическим хранителем
 базового направления

Азимут прицеливания, град $\pm 45^1$

Командный пункт:

Тип подземный 15В52

Тип сооружения ... цилиндрическая шахта
 с отделенным куполом

Разработчик ЦКБ-34 (КБСМ)

Гл. конструктор Е.Г.Рудяк

Число КП в комплексе 1¹

Транспортно-загрузочная машина:

Тип автопоезд 15У39 (15У40)

в составе тягача и
 полуприцепа с активным
 приводом всех колес

Разработчик КБ "Мотор"

Главный конструктор В.А.Рождов

Тип тягача МАЗ-537Е

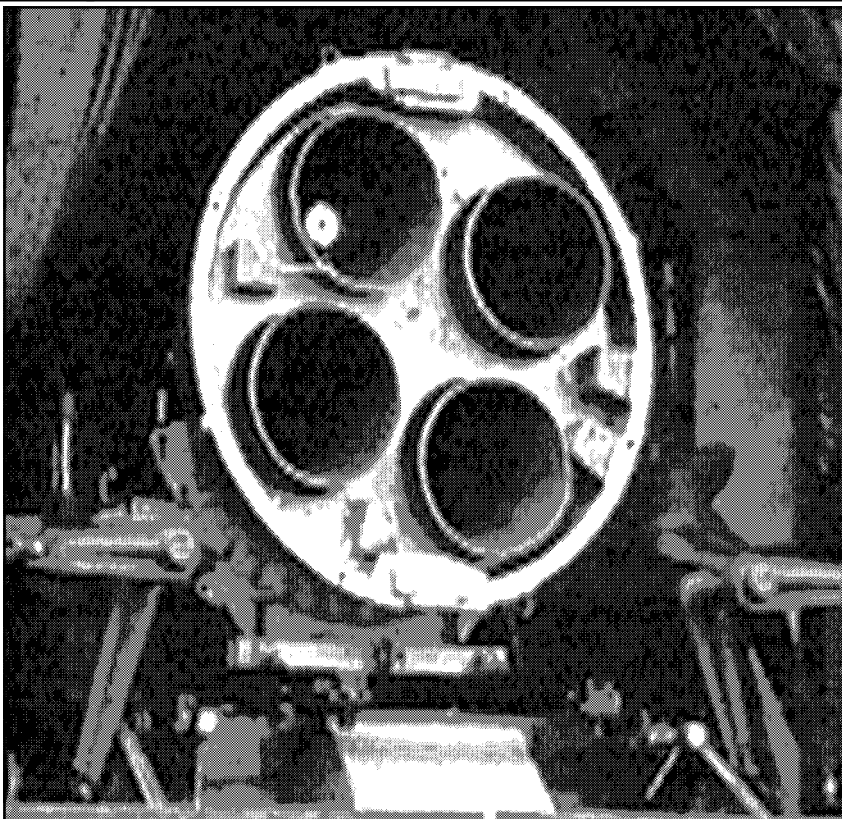
Вес машины без ракеты, т 56,8

Длина автопоезда, м 20,73

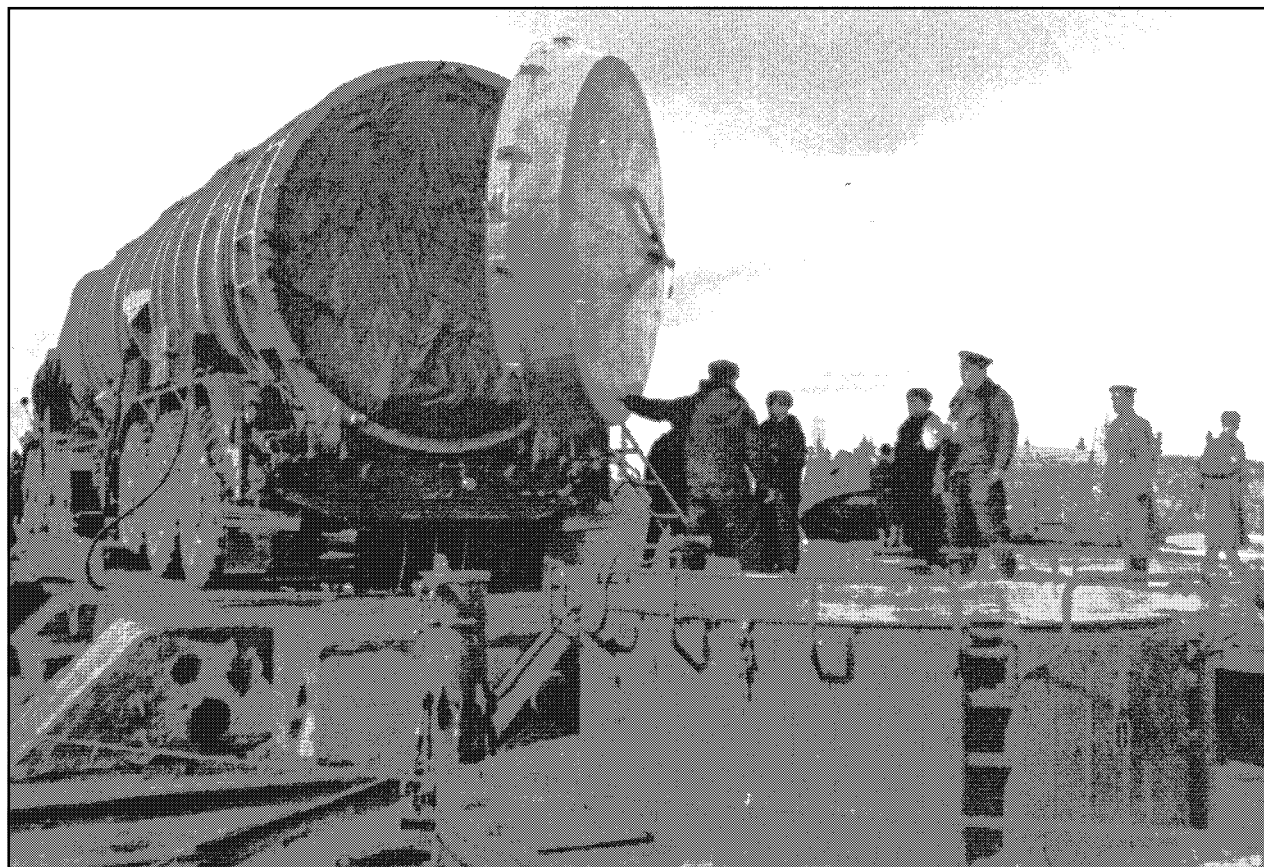
Длина полуприцепа, м 15,0

Высота, м 4,45

Ширина, м 3,14



Вторая ступень МБР РТ-2 перед установкой в опытную шахтную пусковую установку

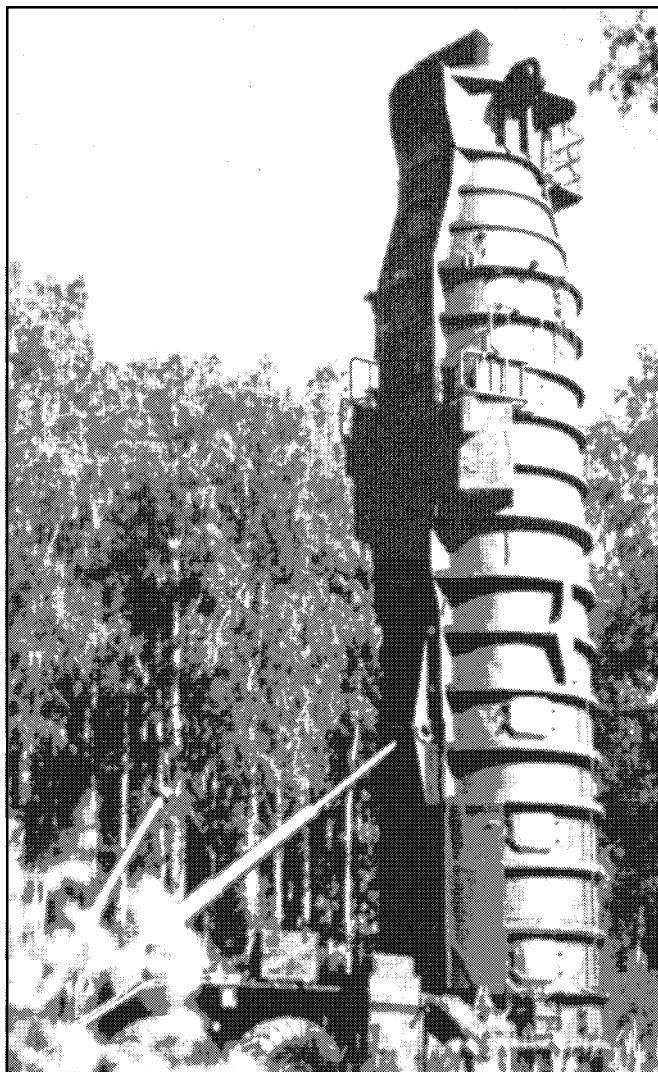


Установка ракеты РТ-2 в шахтную ПУ

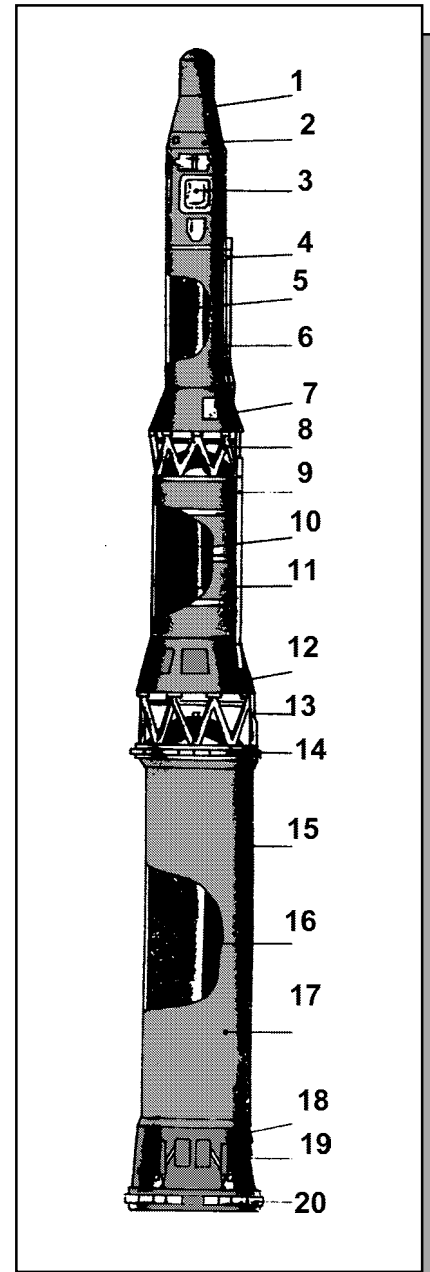
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Транспортно-загрузочная машина комплекса РС-12



*Установка ракеты РТ-2
в шахту*



Разрез ракеты РТ-2:

1 - головная часть; 2 - соединительный отсек; 3 - приборный отсек; 4, 9, 15 - кабельный желоб; 5 - маршевый двигатель III ступени; 6 - III ступень; 7 - хвостовой отсек III ступени; 8, 13 - соединительные фермы; 10 - маршевый двигатель II ступени; 11 - II ступень; 12 - хвостовой отсек II ступени; 14 - опорно-ведущий пояс; 16 - маршевый двигатель I ступени; 17 - I ступень; 18 - хвостовой отсек I ступени; 19 - аэродинамические стабилизаторы; 20 - поддон с опорно-ведущим поясом



Полигонная ШПУ типа ОС
МБР РТ-2

Ферма переходного отсека

Проект боевого железнодорожного ракетного комплекса с ракетой РТ-2

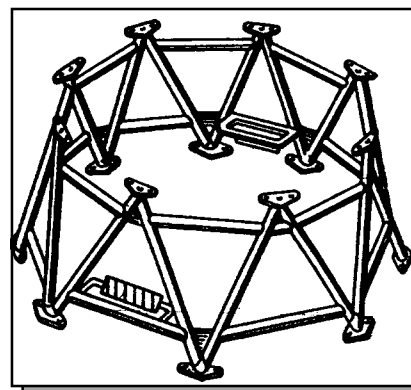
На базе ракеты РТ-2 шахтного базирования, с целью обеспечения большей живучести находящихся на боевом дежурстве стратегических ракет, был разработан эскизный проект подвижного железнодорожного боевого ракетного комплекса.

По проекту в состав комплекса входили: четыре стартовых вагона с ракетами типа 8К98, один вагон энергообеспечения с дизель-электро-станцией, два вагона с аппаратурой подготовки и пуска ракет, один вагон - командный пункт, вагон-столовая и вагоны для размещения личного состава.

Старт ракет предполагалось производить из нерасцепленного железнодорожного состава с любого участка пути. Ракета в вагоне размещалась на стреле установщика, который приводил ее перед стартом в вертикальное положение. Крыша стартового вагона сдвигалась перед переводом ракеты в вертикальное положение.

Разработчик ОКБ-1 (ЦКБЭМ)
Тип комплекса ракетный комплекс с твердотопливной МБР с ЖДПУ, второго поколения

Состояние . проект начала 1960-х годов
Ракета РТ-2 (8К98)
Дальн. стрельбы, км 9500
Точн. стрельбы (КВО), м 1800-2000
Тип головной части моноблочная термоядерная
Мощность заряда, Мг 0,75-1,0
Система управления инерциальная
Органы управления разрезные сопла двигателей всех ступеней
Разделение ступеней огневое
Стабилизаторы решетчатые на первой ступени
Тип старта "горячий" - за счет собственных двигателей
Число ступеней ракеты 3
Длина ракеты, м 21,27



Макс. диаметр корпуса, м 1,84
Стартовый вес, т 46,1 -51,0
Тип топлива смесевое твердое

Первая ступень:

Размеры, м:
- длина 8,7
- диаметр 1,8
Вес ступени, т 34,5
Двигатель РДТТ 15Д23
- разработчик КБ машиностроения

Вторая ступень:

Размеры, м:
- длина 4,74
- диаметр 1,48
Двигатель РДТТ 15Д24
- разработчик ЦКБ-7

Третья ступень:

Размеры, м:
- длина 3,827
- диаметр 0,98 / 1,06
Двигатель РДТТ 15Д25
- разработчик КБ машиностроения

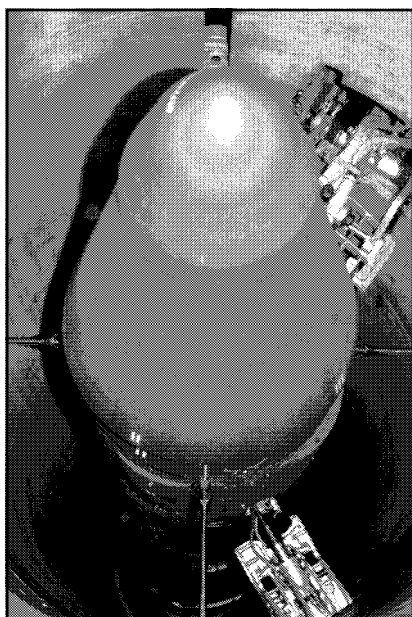
Ракетный комплекс 15П098П² с ракетой РТ-2П (8К98П)

Разработка комплекса задана Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР №1004-365 от 18 декабря 1968 года.

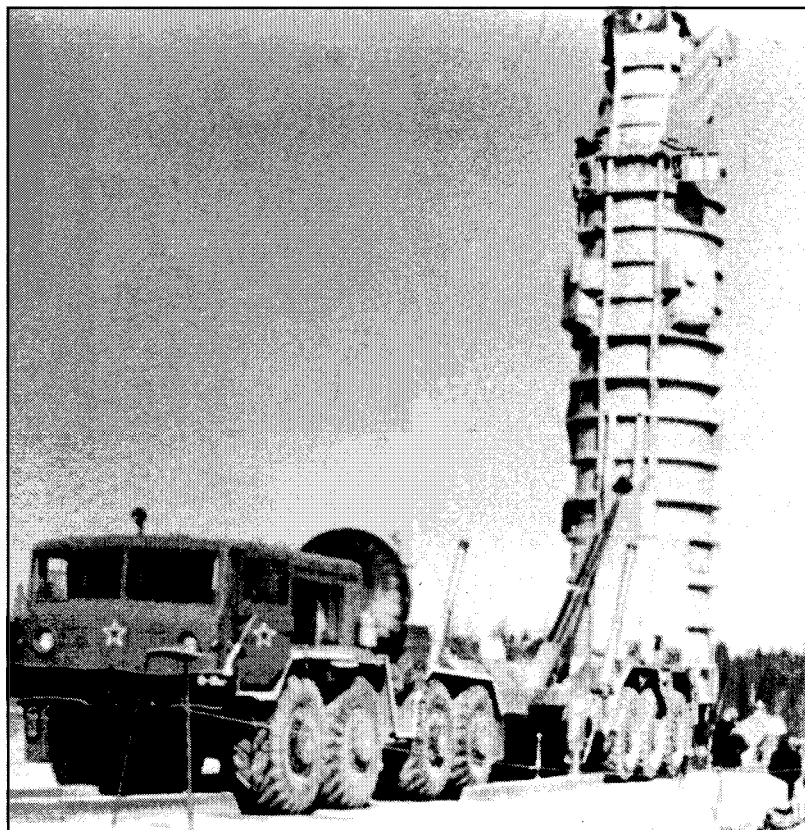
Ракета РТ-2П создана на базе МБР РТ-2. Основными отличиями ракеты РТ-2П от базового варианта ракеты были следующие: применена более совершенная головная часть меньшего на 70 кг веса, но с большей мощностью боевого заряда²; ракета комплектовалась новым двигателем третьей ступени с двухслойным корпусом из высокопрочной стали и стеклопластика и модернизированным двигателем второй ступени с улучшенными характеристиками, кроме того, все три твердотопливных двигателя ракеты переведены на однотипное смесевое пластичное твердое топливо Т9-БК-4 на основе перхлората аммония и бутилкаучука с добавлением алюминия²; внедрен комплекс средств преодоления системы ПРО противника в ходе полета головной части, включая радиотехническую защиту²; модернизирована система управления ракеты, обеспечивающая хранение в памяти двух полетных заданий с дистанционным

выбором одного из них с командного пункта БРК²; расширен сектор стрельбы более чем в 2,5 раза без увеличения

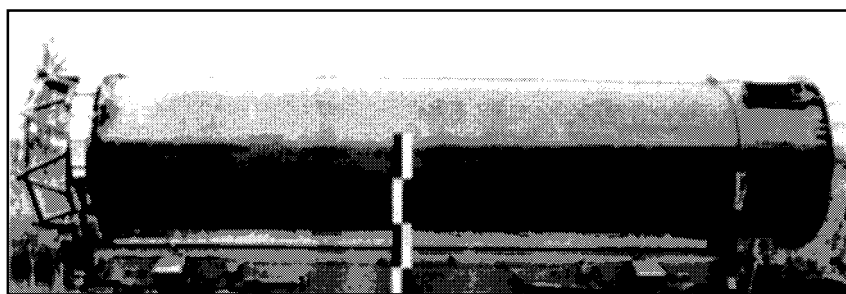
времени предстартовой подготовки ракеты к пуску; расширен диапазон дальностей стрельбы, за счет увеличения



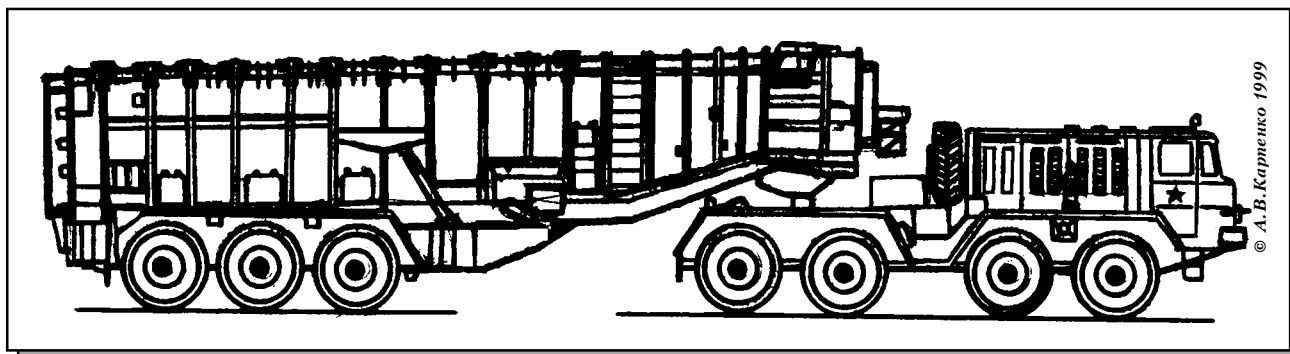
МБР РТ-2П в ШПУ



Установка ракеты РТ-2 в шахту



Первая ступень МБР РТ-2П



Транспортно-загрузочная машина 15У39 комплекса 15П098П

© А. В. Карпенко 1999

Отечественные стратегические ракетные комплексы

макси-мальной прицельной дальности на 400 км и уменьшения минимальной дальности на 1000 км.

Двигатели новой ракеты имели большой гарантийный срок хранения². Стабильность основных характеристик двигателей ракеты РТ-2П подтверждены испытаниями на форсированное старение и стендо-выми испытаниями после трех лет их хранения. Принятые в системе дистанционного управления БРК технические решения полностью исключали возможность производства несанкционированного пуска ракеты².

Государственные испытания начались в декабре 1969 года и завершились 14 января 1972 года, произведено 15 пусков, из которых только два было неудачными. В период с 1974 по 1982 годы было налажено серийное производство ракет РТ-2П. Первый ракетный полк поставлен на боевое дежурство 8 декабря 1971 года (г. Йошкар-Ола, командир А.А.Митрофанов).

Проведенные в период с февраля 1976 года по сентябрь 1988 года испытания БРК с ракетой РТ-2П длительным хранением с последующим пуском ракеты подтвердили стабильность эксплуатационных и летно-технических характеристик БРК в реальных условиях боевого дежурства, пуска и полета ракеты. Этими испытаниями была обоснована возможность увеличения срока эксплуатации комплекса с 7 до 15 лет.

По состоянию на 1987 год было развернуто 60 МБР РТ-2П (все под Йошкар-Олой), к 1990 году в боевом составе осталось 40

ШПУ с этими ракетами.

Во исполнение обязательств Советского Союза по реализации договора ОСВ-1 и в соответствии с решением ГУРВО от июля 1990 года БРК 15П098 с ракетой РТ-2П в числе некоторых других отечественных стратегических ракетных комплексов РВСН был включен в перечень снимаемых с вооружения и в период с 1992 года по 1995 год был полностью ликвидирован. По данным американской печати, некоторое количество ракет РТ-2П использовалось при создании резервной командной системы РВСН для запуска комплексов связи.

Головной разработчик ракетного комплекса ЦКБЭМ

Генеральный конструктор В.П.Мишин

Зам. генер. констр. И.Н.Садовский

Разработчик ракеты КБ "Арсенал"

Гл. констр. ракеты П.А.Тюрин

Изготовитель ракеты Пермский

завод химического оборудования

(ПЗХО) - в настоящее время вместе с

Пермским КБ Маш входит в НПО

"Искра"

Код НАТОSS-13 Mod 2 Savage

Классификация по ОСВ РС-12

Тип ракеты по СНВ..... МБР,



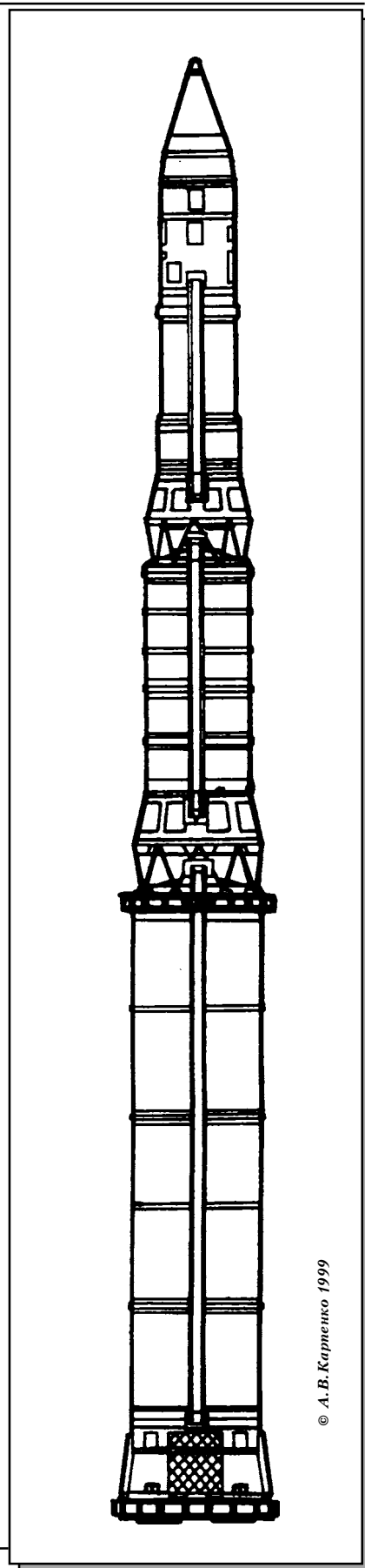
Транспортно-загрузочная машина 15У39 комплекса 15П098П

1 - "Полигон особой важности" - М. "Согласие", 1997

2 - Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П.Королева. М. РКК "Энергия", 1996

3 - Б.Е.Черток "Ракеты и люди, горячие дни холодной войны", М. Машиностроение, 1997

4 - Стратегическое ядерное вооружение России. Под ред. П.Л.Подвига.М: ИздАТ, 1998



Ракета РТ-2П

© А.В.Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

обслуживаемая, хранящаяся и транспортируемая по ступеням (класс С)

Тип комплекса ракетный комплекс с твердотопливной МБР с ШПУ типа ОС, второго поколения

Состояние принят на вооружение 28 декабря 1972 года.

Снят с вооружения в 1994 году, ликвидирован в 1992-1995 годах

Ракета РТ-2П (8К98П)

Дальность стрельбы, км 10000-10200

Точность стрельбы (КВО), м 1500⁴ (предельное отклонение - 4000-5000)

Тип головной части моноблочная термоядерная со средствами преодоления ПРО³

Мощность заряда, Мг 0,75⁴

Вес головной части, кг 466-470²

Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой на поплавковых гироскопах

и с маятниковым акселерометром
- разработчик НИИАП
- главный конструктор . Н.А.Пилогин

Органы управления разрезные сопла двигателей всех ступеней

Органы управления разрезные сопла двигателей всех ступеней

Разделение ступеней огневое

Стабилизаторы решетчатые на первой ступени

Управление дальностью обнуление тяги двигателя III ступени

Тип старта "горячий" - за счет собственных двигателей из глухого пускового стакана ШПУ

Число ступеней ракеты 3

Длина ракеты, м:

- полная 21,265

- без головной части 19,66-19,7

Макс. диаметр корпуса, м 1,84

Макс. диаметр ступени, м 1,95

Размах стабилизаторов, м 3,618

Стартовый вес, т 51,9

Тип топлива смесевое твердое

Гарантийный срок службы, лет 15²

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 9,2

- диаметр 1,84

Вес ступени, т 34,55

Вес топлива, т 30,67-30,8²

Двигатель однокамерный РДТТ 15Д23П с четырьмя разрезными соплами

- разработчик Пермское КБ машиностроения

- главный конструктор ... Л.Н.Лавров

- изготовитель ПЗХО (г. Пермь)

- тяга, тс 100

- время работы, с 75,4²

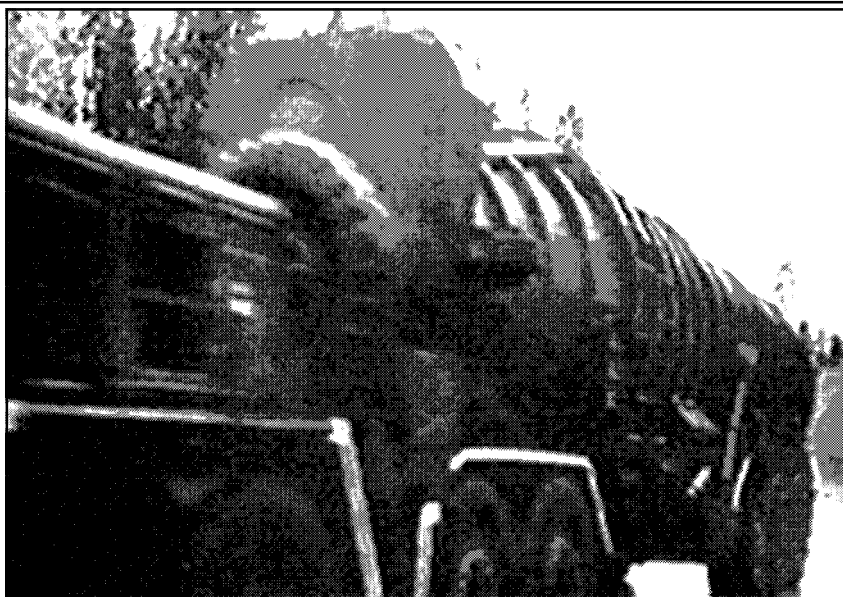
- давление в камере сгорания, кгс/ см² 56

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 5,08

- диаметр 1,49



Транспортно-загрузочная машина комплекса РС-12

Вес ступени, т 11,28

Вес топлива, т 9,78

Двигатель однокамерный РДТТ 15Д24П1 с четырьмя разрезными соплами

- разработчик КБ завода "Арсенал"

- главный конструктор П.А.Тюрин

- изготовитель завод "Прогресс" (г. Кемерово)

- тяга, тс 44-44,6²

- время работы, с 60,6²

- давление в камере сгорания, кгс/ см² 48

Третья ступень:

Размеры, м:

- длина (без головной части) 5,45

- диаметр 1,0

Вес ступени, т 4,64

Вес топлива, т 3,6

Двигатель .. однокамерный РДТТ 15Д94 с четырьмя разрезными соплами

- разработчик КБ машиностроения

- главн. конструктор Л.Н.Лавров

- изготовитель завод "Прогресс" (г. Кемерово)

- тяга, тс 18

- время работы, с 49

- давл. в камере сгорания, кгс/ см² 47

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик КБСМ

Гл. конструктор В.В.Чернецкий

Разработчик строительного сооружения пусковой установки Ленинградский филиал ЦПИ-20

Тип пусковой установки шахтная типа ОС (ОС-98) 15П798 с амортизированным стаканом

Схема пуска динамо-реактивная с направлением ракеты по стакану обтюрирующими бандажами

Защитное устройство:

- тип .. сдвижная плоская крыша 15У9

- способ открывания принудительно-инерционный

пороховыми газами

Размеры ШПУ, м:

- глубина шахты 29,95

- внутренний диаметр оголовка 8,7

- высота оголовка 6,2

- внутренний диаметр ствола 3,6

Число ракет в ШПУ 1

Число ШПУ в комплексе 10²

Расстояние между ШПУ, км 10-12²

Гарантийный срок , лет 20²

Система прицеливания:

Тип автоколлимационный с гироскопическим хранителем базового направления

Азимут прицеливания, град ±120²

Командный пункт:

Тип унифицированный подземный 15В52

Разработчик КБСМ

Гл. конструктор Е.Г.Рудяк

Разработчик аппаратуры ОКБ ЛПИ им. М.И.Калинина

Тип сооружения ... цилиндрическая шахта с отдельным куполом

Число КП в комплексе 1²

Транспортно-загрузочная машина:

Тип автопоезд 15У39 (15У40) в составе тягача и полуприцепа с активным приводом всех колес

Разработчик КБ "Мотор"

Главный конструктор В.А.Рождов

Тип тягача МАЗ-537Е

Вес без ракеты, т 56,8

Длина автопоезда, м 20,73

Длина полуприцепа, м 15,0

Высота, м 4,45

Ширина, м 3,14

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Проект ракетного комплекса с ракетой РТ-2М

Проект модернизации МБР РТ-2 предложен ОКБ-1 во время проектирования ракетного комплекса 15П098. Согласно проекту, все три ступени ракеты РТ-2М должны были оснащаться твердотопливными двигателями оригинальной разработки. Из-за малой степени унификации ракеты РТ-2М с серийной МБР РТ-2 работы по проекту были прекращены, было принято решение Правительства по созданию усовершенствованного варианта ракеты РТ-2 - МБР РТ-2П.

Работы по ракете РТ-2М не вышли из стадии проектирования, ракета не испытывалась и не принималась на вооружение.

Разработчик ОКБ-1

Гл. конструктор И.Н.Садовский

Изготовитель не изготавливался

Тип комплекса ракетный комплекс с твердотопливной МБР, размещенной в ШПУ типа ОС, второго поколения

Состояние проект глубокой модернизации МБР РТ-2 выполнен в конце 1960-х годов, не реализован

Ракета РТ-2М

Дальность стрельбы, км 10000

Точн. стрельбы (КВО), м ... 1500-1800

Тип головной части: моноблочная, термоядерная

Мощность заряда, Мг 0,5-1,0

Вес головной части, кг 800-1200

Система управления инерциальная

Органы управления ... качающиеся сопла двигателей всех ступеней

Тип старта "горячий" - за счет собственных двигателей из шахтной пусковой установки

Число ступеней ракеты 3

Размеры ракеты, м:

- длина полная 21,13

- длина без головной части 19,8

- макс. диаметр корпуса, м ... 1,84 (2,0)

Стартовый вес, т: 50

Тип топлива смесевое твердое

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 9,2-9,5

- диаметр 1,9

Вес ступени, т 35

Двигатель РДТТ

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 4,8

- диаметр 1,5

Двигатель РДТТ

Третья ступень:

Размеры, м:

- длина 4,5-4,7

- диаметр 1,0

Двигатель РДТТ 15Д31/94

Пусковая установка:

Тип шахтная типа ОС

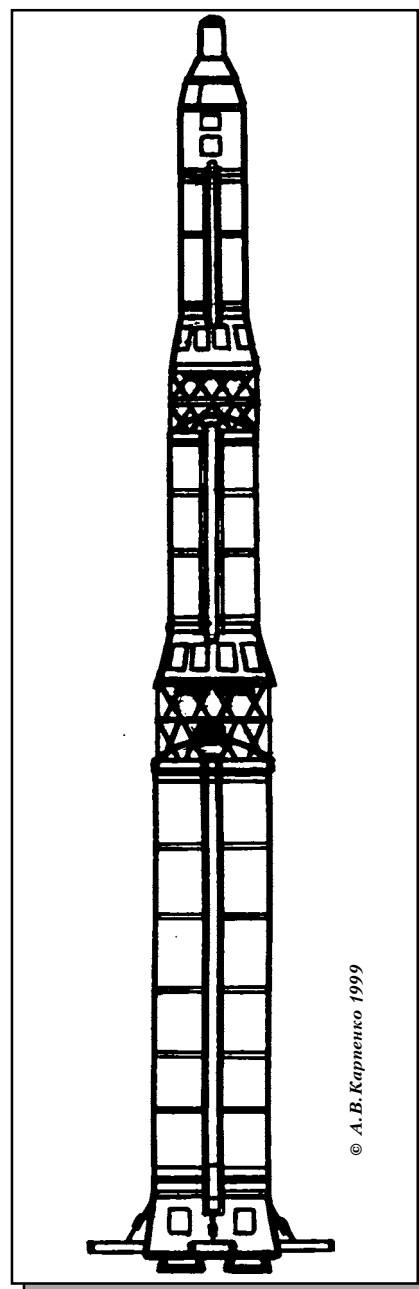
Разработчик КБСМ

Размеры шахты, м:

- диаметр 2,5-2,8

- высота 21-22

Число ракет в ШПУ 1



© А.В.Карпенко 1999

Ракета РТ-2М

Система управления инерциальная

Органы управления рулевые ЖРД на каждой ступени

Тип старта с наземной ПУ или из ШПУ за счет собственных двигателей

Число ступеней ракеты 2-3

Проект ракетного комплекса со сверхтяжелой МБР Р-46

В первой половине 1960-х годов в днепропетровском ОКБ-586 разрабатывался проект сверхтяжелой составной ракеты Р-46, обладавшей межконтинентальной дальностью. Работы по ракете не вышли из проектной стадии, ракета не изготавливалась.

В 1963-1964 годах, с использованием технических решений, предложенных при разработке ракеты Р-46, в ОКБ-586 разрабатывался проект тяжелой ракеты-носителя Р-56 (8К68).

Для ракеты-носителя типа Р-56 в ЦКБ-34 (в настоящее время КБСМ) был разработан комплекс стартового и наземного оборудования.

Разработчик КБ "Южное"

Гл. конструктор М.КЯнгель

Изготовитель не изготавливалась

Тип комплекса ракетный комплекс с глобальной ракетой, размещенной в ШПУ (или с наземным стартом), второго поколения

Состояние разработка проводилась в 1963-1966 годах

Ракета Р-46

Дальность стрельбы, км ... более 16000

Точн. стрельбы (КВО), м ... около 1500

Тип головной части моноблочная

или орбитальная

Тип заряда термоядерный, большой мощности

Проект ракетного комплекса с МБР "Гранит"

Проект ракетного комплекса с межконтинентальной баллистической двухступенчатой ракетой разрабатывался в 1968-1970 годах.

Тип комплекса ракетный комплекс со стратегической

ракетой

Состояние проект 1968-1970 годов

Дальность стрельбы межконтинентальная

Тип головной части моноблочная

термоядерная (вариант) или разделяющаяся

Мощность заряда мегатонного класса

Система управления инерциальная

Число ступеней ракеты 2-3

Первая ступень:

Двигатель ЖРД РД-0231

замкнутого типа

- разработчик КБХА

Ракетный комплекс с тяжелой МБР УР-500 (8К82)

Работы по ракетному комплексу с МБР УР-500 были начаты в 1961 году по инициативе главного конструктора В.Н.Челомея. В это же время на базе МБР УР-500 были начаты работы по проектированию космической ракеты-носителя «Протон-К» (ведущий конструктор В.А.Выродов).

Постановление Правительства на официальную разработку ракеты УР-500 вышло 24 апреля 1962 года.

Первоначально предполагалось создать УР-500 на основе связки из четырех двухступенчатых ракет УР-200 с установкой на них третьей ступени - модификации второй ступени УР-200. Из-за неоптимальности такой конструкции было принято решение продолжить дальнейшие работы с использованием других конструктивных схем. В дальнейшем рассматривались две основные конструктивные схемы ракеты: моноблочная с последовательным расположением трех ступеней (гл. конструктор В.Н.Бугайский) и двухступенчатая поліблочная с первой ступенью, состоящей из центрального блока - бака окислителя большого диаметра с несколькими навесными баками горючего с малым диаметром корпуса (ведущий конструктор Э.Т.Радченко).

В результате рассмотрения нескольких вариантов компоновки ракеты руководством ОКБ-52 было принято решение создать ракету с последовательным расположением двух ступеней.

В мае 1962 года была окончательно утверждена конструктивно-компоновочная схема МБР поліблочного типа.

На первой ступени ракеты предполагалось использовать четыре не-подвижных ЖРД с тягой по 150 тс (разработчик ОКБ-456, главный конструктор В.П.Глушко), создаваемые для тяжелой ракеты-носителя Н-1 (разработка ОКБ-1) и четыре качающихся ЖРД (разработчик КБХА, главный конструктор С.А.Косберг) МБР УР-200. На второй ступени МБР предполагалось установить четыре модифицированных двигателя первой ступени МБР УР-200 (разработчик КБХА, главный конструктор С.А.Косберг), а на третьей - однокамерный ЖРД с четырехкамерным рулевым двигателем третьей ступени УР-200.

В результате проведения работ по созданию в ОКБ-456 основного двигателя была разработана конструкция надежного карданного подвеса двигателя. В связи с этим, была изменена компоновка первой ступени ракеты и на шести боковых баках горючего разместили по одному двигателю РД-253, а от специальных рулевых двигателей отказались.

При проектировании ракеты пришлось производить увязку габаритных размеров с железнодорожными габаритами, т.к. предполагалась поліблочная транспортировка ракеты по железной дороге в специальных вагонах в районы развертывания.

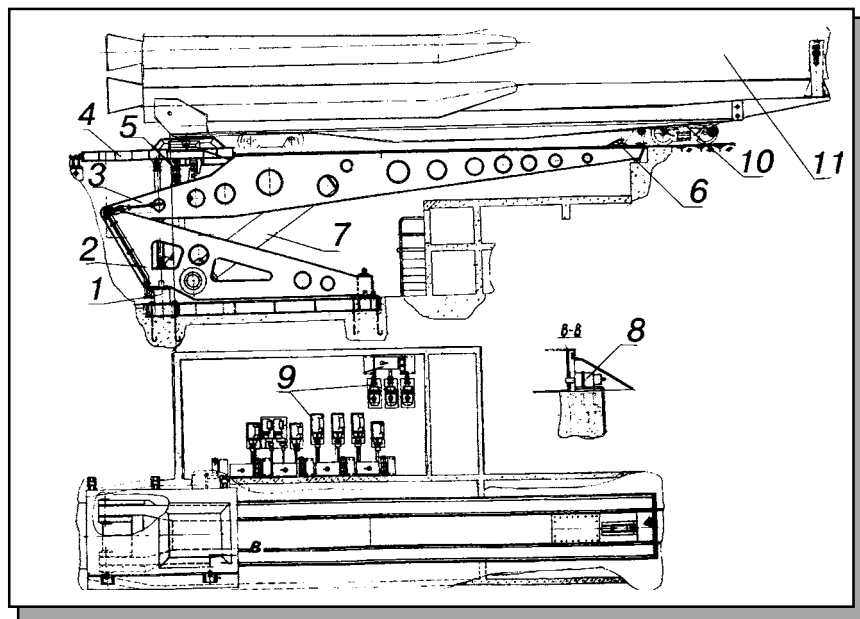
Система управления ракеты УР-500 разрабатывалась под руководством главного конструктора Н.А.Пилогина.

Эскизный проект МБР УР-500 был выполнен в 1963 году. Для размещения МБР был выбран шахтный вариант базирования, как основной, для чего

началось проектирование шахтной пусковой установки.

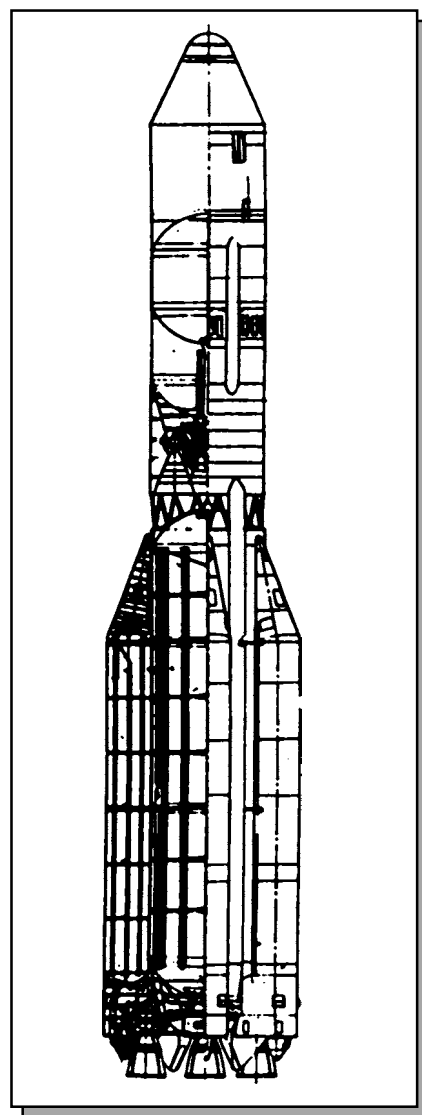
Осенью 1964 года на полигоне Тюра-Там руководству страны во главе с Н.С.Хрущевым был продемонстрирован полноразмерный макет МБР УР-500 на пусковом столе стартового комплекса и макет шахтной пусковой установки. После чего было принято решение о строительстве двух ШПУ. Однако при смене руководства страны интерес к ракете ослаб. Первый пуск ракеты УР-500 с наземной пусковой установки, изготовленной на ЛМЗ, состоялся 16 марта 1965 года со стартовой площадки №81 полигона Тюра-Там. В качестве полезной нагрузки был использован тяжелый научно-исследовательский ИСЗ «Протон-1». Сборка и проверка ракеты проводилась в монтажно-испытательном корпусе на технической позиции №92. В дальнейшем было произведено еще три пуска двухступенчатой ракеты УР-500.

Работы по МБР прекращены в 1965 году.



Установщик МБР УР-500:

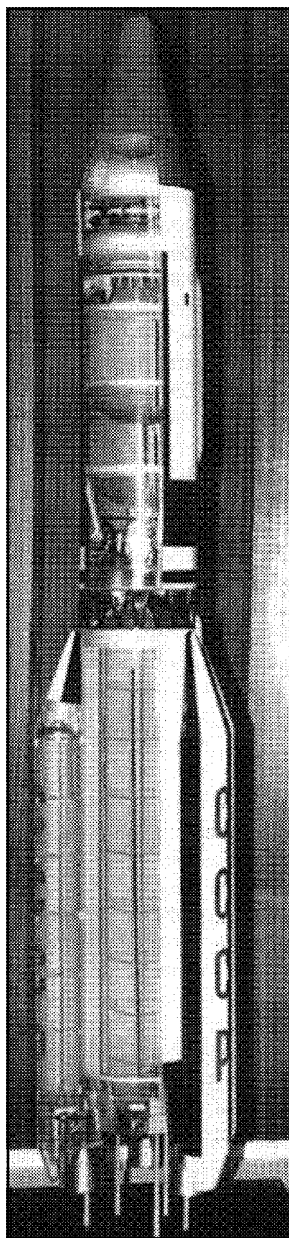
1 - подрамник; 2 - рама; 3 - стрела; 4 - крыша; 5 - нижняя каретка; 6 - верхняя каретка; 7 - гидроцилиндр; 8 - гидростопор; 9 - насосная станция и пультовая; 10 - транспортировочная тележка; 11 - ракета



МБР УР-500

Отечественные стратегические ракетные комплексы

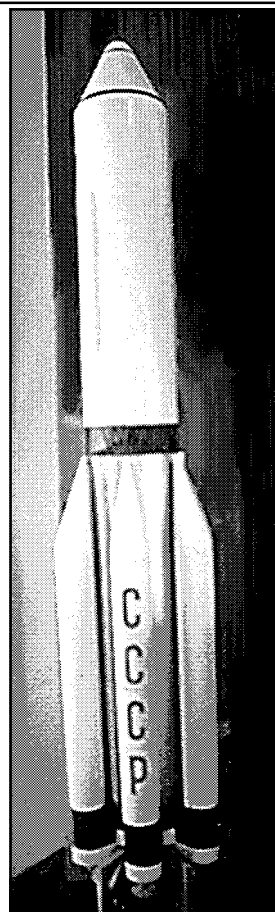
В дальнейшем работы продолжались только по космическим ракетам-носителям, разработанным и созданным на базе МБР УР-500: двухступенчатой УР-500 (8К82) "Про-тон"; трехступенчатой УР-500К (8К82К) "Протон-К"; УР-500К-Л1 для облета Луны космическим кораблем с экипажем. В настоящее время готовится к испытаниям усовершенствованная ракета-носитель "Протон-М" с увеличенной полезной нагрузкой. В качестве третьей ступени на новом носителе предлагается использовать несколько типов современных разгонных бло-ков.



Модель ракеты УР-500

Разработчик филиал №1 ОКБ-52 (в настоящее время КБ "Салют")
Генер. конструктор В.Н. Челомей
Изготовитель .. МЗ им.М.В.Хруничева
Код НАТО SL-9
Тип комплекса ракетный комплекс с тяжелой МБР с наземной или шахтной ПУ, второго поколения
Состояние проведены испытания ракеты, разработка МБР прекращена в 1965 году. В дальнейшем ракета УР-500 была принята на вооружение как космическая ракета-носитель и использовалась для выведения на орбиту Земли космических аппаратов различного назначения
Ракета УР-500 (8К82)
 УР-500К (8К82К) - космическая ракета-носитель
Дальность стрельбы, км более 12000
Точн. стрельбы (КВО), м неизвестна
Тип головной части моноблочная термоядерная
Мощность заряда, Мг более 10
Система управления инерциальная
Органы управления поворотные камеры основных двигателей I (отклонение на угол 7°30') и II ступеней (отклонение на угол 3°15')
Привод поворота камер ... гидравлический
Тип старта . с наземной ПУ или из ШПУ за счет собственных двигателей
Число ступеней ракеты 2
Длина ракеты, м:
 - полная 46,28
 - без головной части 44,3
Макс. диаметр корпуса, м 7,4
Стартовый вес, т 620
Горючее НДМГ
Окислитель АТ
Первая ступень:
Размеры, м:
 - длина ступени 21,07-21,18
 - диаметр ступени 7,4
 - диаметр центрального блока 4,1
 - длина бокового блока 19,9
 - диаметр бокового блока 1,6
Вес ступени сухой, т 32,5-34,5
Вес ступени стартовый, т 449,8
Материал топливных баков . сплав АМг
Двигательная установка шесть однокамерных ЖРД РД-253 с ТНА и с дожиганием
 - разработчик ОКБ-456 (КБ "Энергомаш")
 - главный конструктор В.П. Глушко
 - изготовитель .. з-д "Моторостроитель" (Пермь)
 - тяга двигателя на земле, тс 150
 - тяга двигателя в пустоте, тс 167
 - давление в камере сгорания, кгс/см² 150
 - масса, кг 1080
 - высота, м 3,0
 - диаметр, м 1,5
 - время работы, сек 127-130
Вторая ступень:
Размеры, м:
 - длина 14,56
 - диаметр 4,1
Вес ступени сухой, т 12,1

Модель
ракет
УР-500



Вес ступени стартовый, т 172,1
Двигательная установка три однокамерных ЖРД РД-0208 и один однокамерный ЖРД РД-0209 с ТНА замкнутого типа
 - разработчик КБХА
 - тяга двигателей в пустоте, тс 4x58,4
 - время работы, сек 210-230

Пусковая установка (вариант 1):
Тип наземная 8У259
Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
Гл. конструктор В.П. Бармин
Число ракет на ПУ, шт 1

Пусковая установка (вариант 2):
Тип шахтная типа ОС
Защитное устройство плоская крыша
Число ракет в ШПУ 1

Установщик ракеты на наземную пусковую установку:

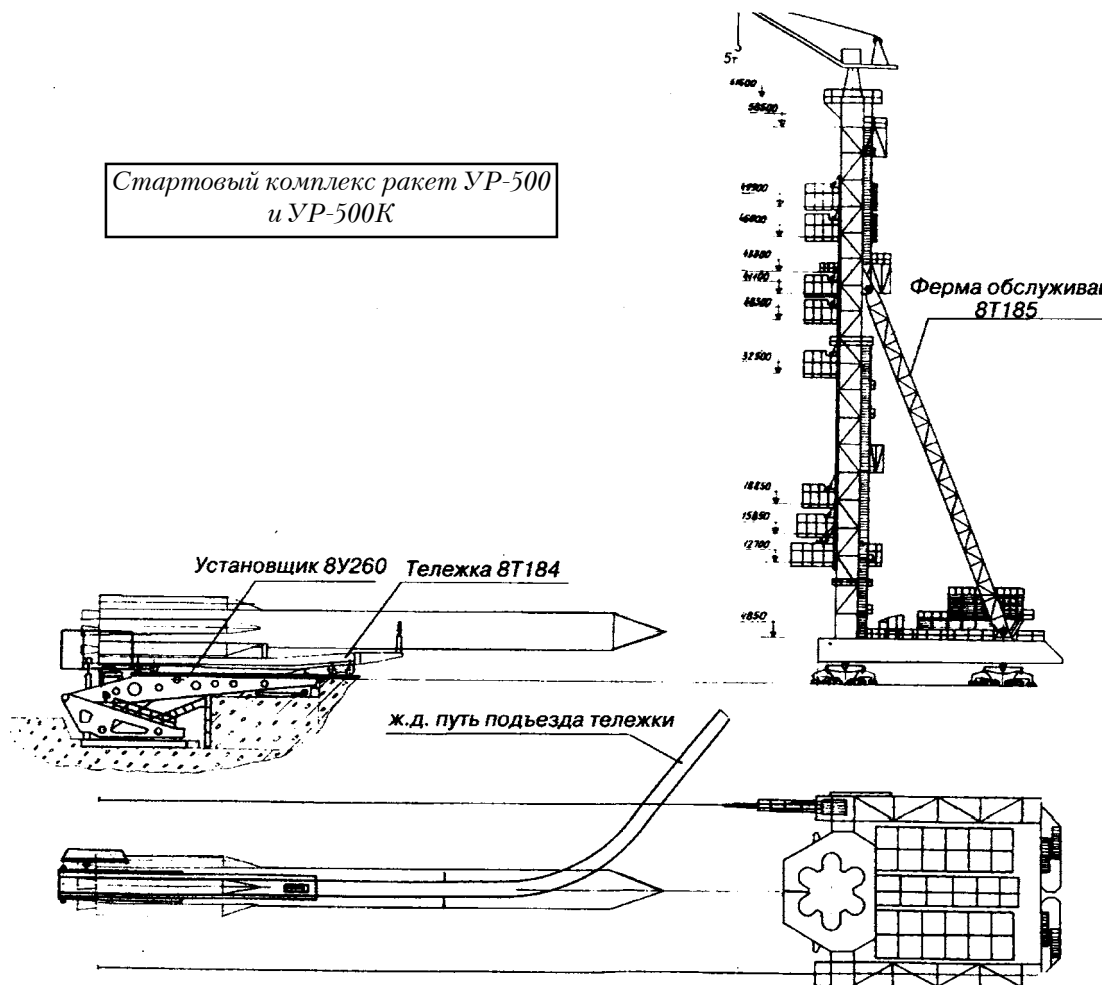
Тип 8У260
Разработчик ЦКБТМ
Изготовитель НКМЗ

Агрегат обслуживания наземной пусковой установки:

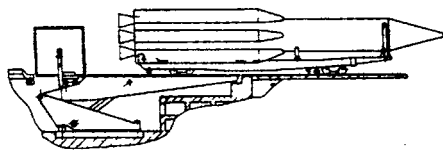
Тип 8Т135
Разработчик ЦКБТМ
Изготовитель . з-д. ПТО им. С.М.Кирова
Транспортная тележка 8Т134

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

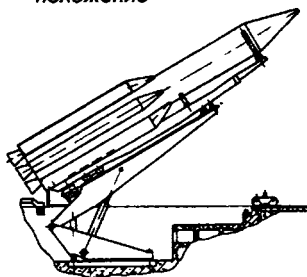
Стартовый комплекс ракет УР-500
и УР-500К



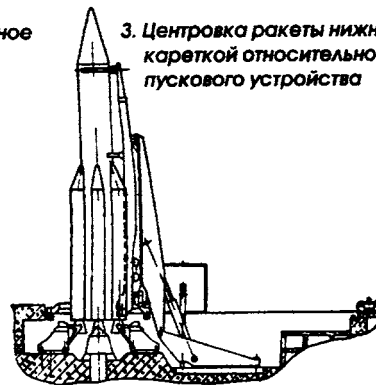
1. Наезд транспортной тележки
с ракетой на стрелу установщика



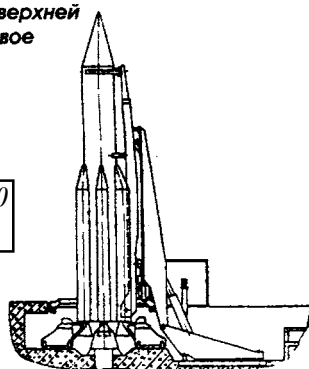
2. Подъем ракеты в вертикальное
положение



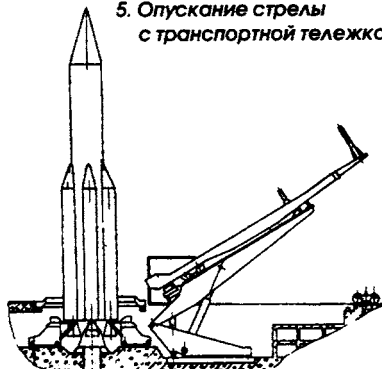
3. Центровка ракеты нижней
кареткой относительно
пускового устройства



4. Установка ракеты верхней
кареткой на пусковое
устройство



5. Опускание стрелы
с транспортной тележкой



Установка МБР УР-500
на пусковой стол

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Проект ракетного комплекса со сверхтяжелой МБР Н-1

Работы по мощной космической ракетеносителю начались в 1956 году. Постановление ЦК КПСС и СМ СССР №715-296 вышло 23 июня 1960 года, им задавались работы по тяжелым орбитальным спутникам, для вывода которых было необходимо создать сверхтяжелую ракету-носитель. В соответствии с Постановлением ОКБ-1 начало проведение полно-масштабных работ по носителю Н-1.

В 1959 году ОКБ-165 (КБ завода "Сатурн", главный конструктор А.М.Люлька) впервые в СССР предложило и обосновало проект ЖРД на высокоэнергетическом топливе (жидкий кислород+жидкий водород). Были проведены обширные исследования по освоению рабочих процессов кислородно-водородного ЖРД, создан двигатель Д-57 с тягой 40 т и его модификация Д-57М с раздвижным соплом и большей тягой. Двигатель предполагалось использовать на ракете Н-1.

На первом этапе работ в ОКБ-1 в 1960-1963 годах создавался носитель с использованием химической энергии для вывода на орбиту Земли спутников весом 40-50 т. На втором этапе работ в 1963-1967 годах ракетой-носителем предполагалось выводить на орбиту Земли спутники весом 60-80 т, а с возможностью достижения второй космической скорости - груз в 20-40 т. При этом на второй и последующих ступенях ракеты предлагалось использовать ядерно-реактивный двигатель.

В дальнейшем было принято решение об установке на ракете только обычных кислородно-керосиновых ЖРД.

С.П.Королев предложил использовать ракету Н-1 в качестве боевой межконтинентальной ракеты для доставки на территорию США сверхмощных термоядерных зарядов. Однако, эта идея поддержки не нашла и в результате работы были продолжены только по

сверхтяжелой космической ракетеносителю.

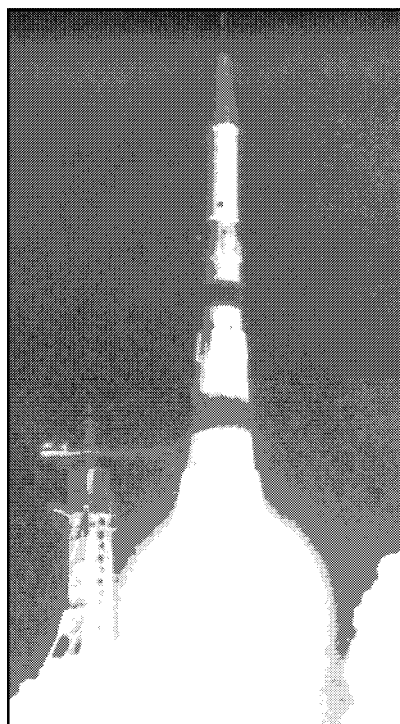
Первый испытательный пуск ракеты состоялся 21 февраля 1969 года и закончился неудачей из-за отказа двигателей первой ступени.

В Советском Союзе в 1960-е годы создавался комплекс «Раскат» с ракетой, оснащенной семнадцатью боеголовками¹. Предполагалось одной ракетой поразить основные цели практически на всей территории США.

Разработчик ОКБ-1 (ЦКБЭМ)
Гл. конструктор С.П.Королев
Изготовитель з-д "Прогресс"
Код НАТО SL-15
Тип комплекса ракетный комплекс

со сверхтяжелой МБР, второго поколения

Состояние . работы по МБР выполнялись с начала 1960-х годов, прекращены в 1965-1966 годах
Ракета Н-1 (11А52)
Дальность стрельбы, км более 12000
Точн. стрельбы (КВО), м неизвестна
Тип головной части моноблочная термоядерная сверхбольшой мощности



Старт Н-1

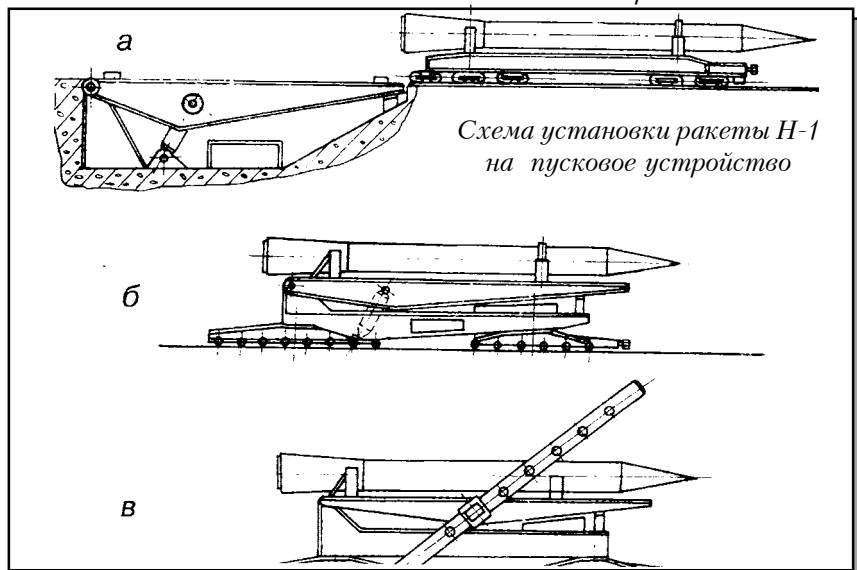
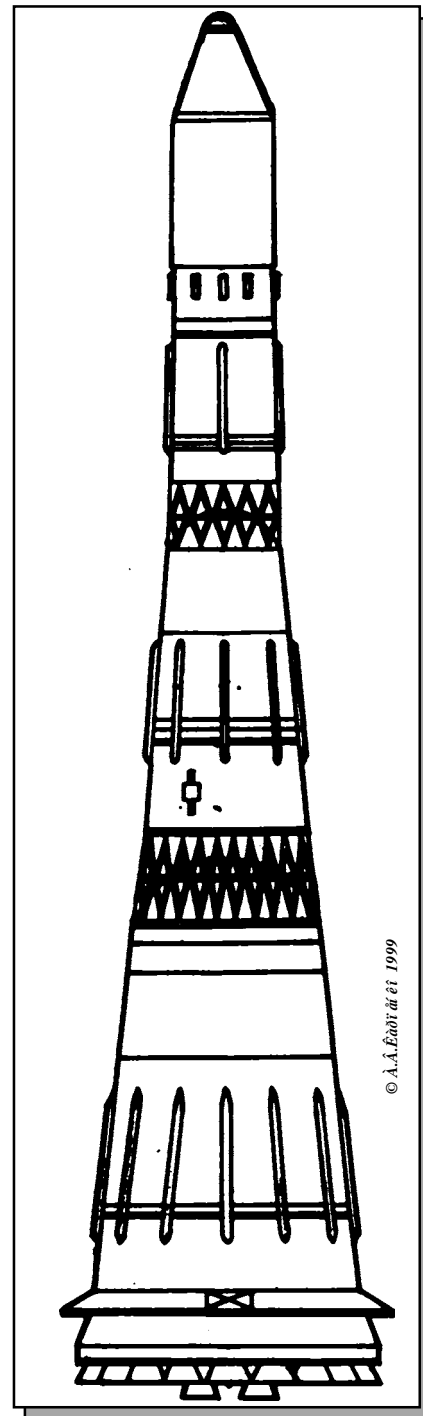


Схема установки ракеты Н-1 на пусковое устройство



МБР Н-1 (реконструкция)

© А.А.Евдокимов 1999

1 - Тоненькое "бип-бип" обернулось грозным рыком. А.Павлов - "Труд" от 7 октября 1997

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Мощность заряда, Мг 100 (заряд испытан 30 октября 1961 года на половину мощности)
 Вес боевой части, кг более 30000
 Система управления инерциальная
 Органы управления ... управление тягой двигателей первой ступени
 Тип старта с наземной ПУ за счет тяги собственных двигателей
 Число ступеней ракеты 3
 Размеры ракеты, м:
 - длина полная 61,5
 - макс. диаметр корпуса, м 17,0
 - размах стабилизаторов, м 22,33
 Стартовый вес, т 2800
 Горючее керосин
 Вес горючего, т 680
 Окислитель жидкий кислород
 Вес окислителя, т 1730

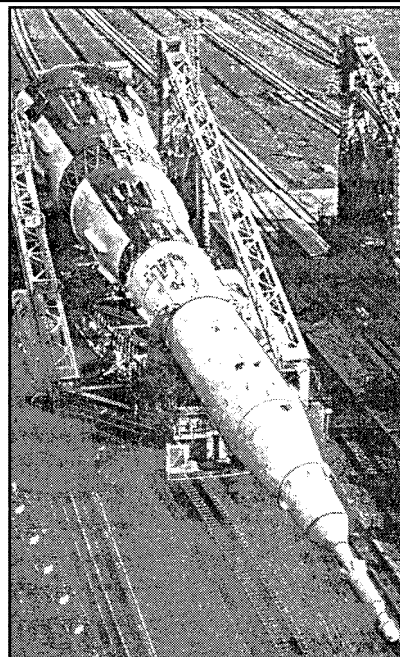
Первая ступень (Блок А):
 Размеры, м:
 - длина 30,1
 - диаметр 16,8
 Двигатель 30 однокамерных ЖРД НК-15 (на модернизированном варианте - ЖРД НК-23)

Тяга двигателей на земле, тс 4615

Вторая ступень (Блок Б):
 Размеры, м:
 - длина 20,5
 - диаметр 10,3
 Двигатель 8 однокамерных ЖРД НК-15В (на модернизированном варианте - ЖРД НК-43)
 Тяга двигателей в пустоте, тс ... 8 x 180

Третья ступень (Блок В):
 Размеры, м:
 - длина 11,5
 - диаметр 7,6
 Двигатель 4 однокамерных ЖРД НК-9В (на модернизированном варианте - ЖРД НК-31)
 Тяга двигателей в пустоте, тс 4 x 41

Пусковая установка:
 Тип наземная
 Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Главный конструктор В.П.Бармин
 Число ракет на ПУ 1



Установка ракеты Н-1 на пусковое устройство

Ракетный комплекс с тяжелой МБР Р-36 (8К67)

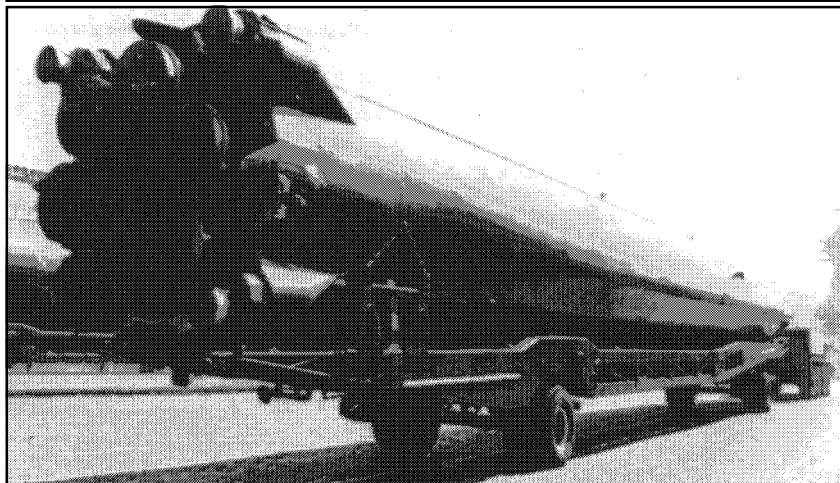
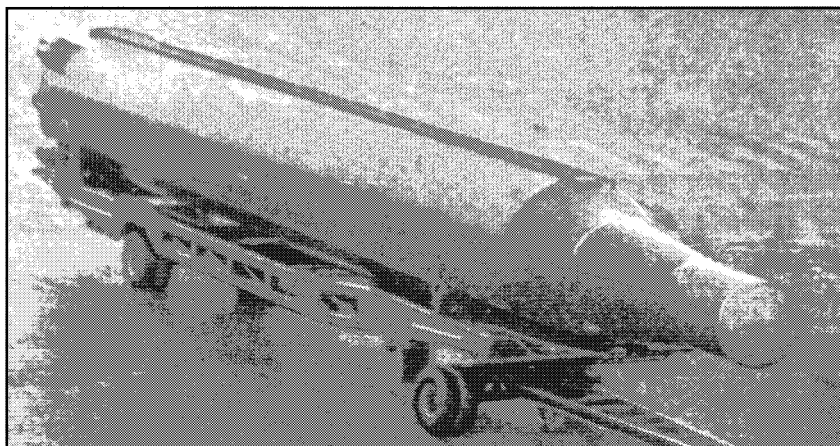
Работы по комплексу заданы Постановлением СМ СССР от 16 апреля 1962 года.

При проектировании ракеты использовался ряд конструктивных решений, отработанных и проверенных на тяжелых ракетах первого поколения Р-16 и Р-16У. Топливные баки ракеты несущей конструкции выполнены из алюминий-магниевого сплава АМГ-6 и изготавливались из прессованных оребренных панелей. Между топливными баками первой ступени размещался приборный отсек. Наддув топливных баков обеспечивался продуктами сгорания основных компонентов топлива.

Первоначально ракета Р-36 проектировалась с комбинированной системой управления (инерциальная с радиокоррекцией). В 1962 году была испытана унифицированная фазовая система радиоуправления, созданная в НИИ-885 для ракет Р-9, Р-36 и УР-100. Но в ходе летных испытаний ракеты Р-36 было доказано, что созданная к этому времени автономная система управления (СУ) вполне обеспечивала заданную точность.

В июне 1963 года разработан эскизный проект самой мощной в мире термоядерной головной части 8Ф675, предназначенной для размещения на ракетах Р-36.

Для ускорения работ 12 января 1964 года вышел Приказ ГКОТ «О развертывании работ по ракете Р-36», который определял ход дальнейших работ. Первоначально для Р-36 предполагалось разработать три варианта стартового комплекса: наземный автоматизированный, шахтный групповой унифицированный (аналог комплекса



Ракета Р-36 на параде в Москве

«Шексна») и шахтный типа ОС. В 1964 году задание было скорректировано и в разработке остался только шахтный комплекс типа ОС.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Для испытаний ракеты на НИИП-5 в шести километрах от площадки 43 были построены стартовый комплекс (площадка 67) и пункт радиуправления (площадка 68). Испытания ракеты Р-36 начались на НИИП-5 (Тюра-Там) 28 сентября 1963 года и завершились 29 мая 1966 года.

В 1960 году на площадке 80 был построен групповой шахтный стартовый комплекс «Шексна» для испытаний ракет Р-16У. В 1964 году стартовый комплекс был реконструирован для сравнительных испытаний ракет тяжелого класса трех типов: Р-16У, Р-36 и УР-200. Каждая из шахт комплекса предназначалась только для одного из указанных типов ракет. 14 января 1965 года был произведен первый пуск ракеты Р-36У из ШПУ. Первый пуск Р-36У с новой ШПУ одиночного старта (площадка 140) состоялся 13 июля 1965.

В дальнейшем были построены ШПУ типа ОС на 102-109 и 141-142 площадках НИИП-5. Командный пункт для управления одиночными стартами разместили на площадке 111. Из ШПУ типа ОС в 1965 году было произведено 124 пуска, в 1966 году - 6.

В июле 1965 года начались летные испытания средств преодоления ПРО системы «Лист» на ракете Р-36. В декабре 1965 года началось серийное производство ракет Р-36.

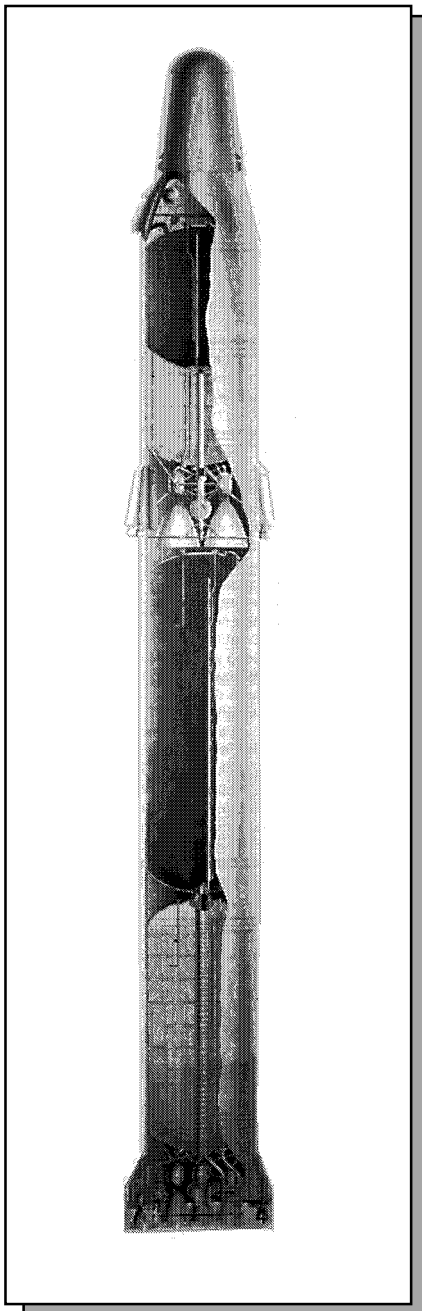
Для испытаний ракет в КБТМ под руководством В.П.Петрова в 1962-1963 годах был создан стационарный наземный стартовый комплекс с двумя автоматизированными пусковыми установками, в дальнейшем на его базе создан стартовый комплекс для РН «Циклон».

Боевой стартовый комплекс с ШПУ типа ОС для ракет Р-36, принятый на вооружение РВСН, был разработан в ЦКБ-34 (главный конструктор Е.Г.Рудяк) в составе шести Боевой стартовый комплекс типа ОС создавался в составе шести одиночных, рассредоточенных на местности шахтных ПУ, и одного защищенного подземного командного пункта.

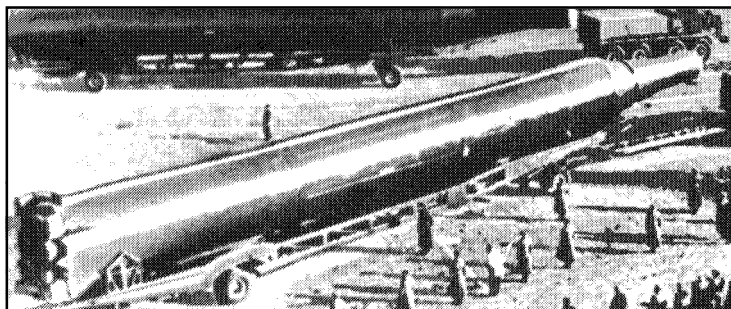
Для длительного хранения заправленной ракеты в шахте, ШПУ имела систему поддержания температуры и влажности воздуха. Для заправки применялись передвижные заправочные средства. Заправка компонентами топлива осуществлялась при постановке ракеты на боевое дежурство.

ШПУ типа ОС состояла из оголовка и

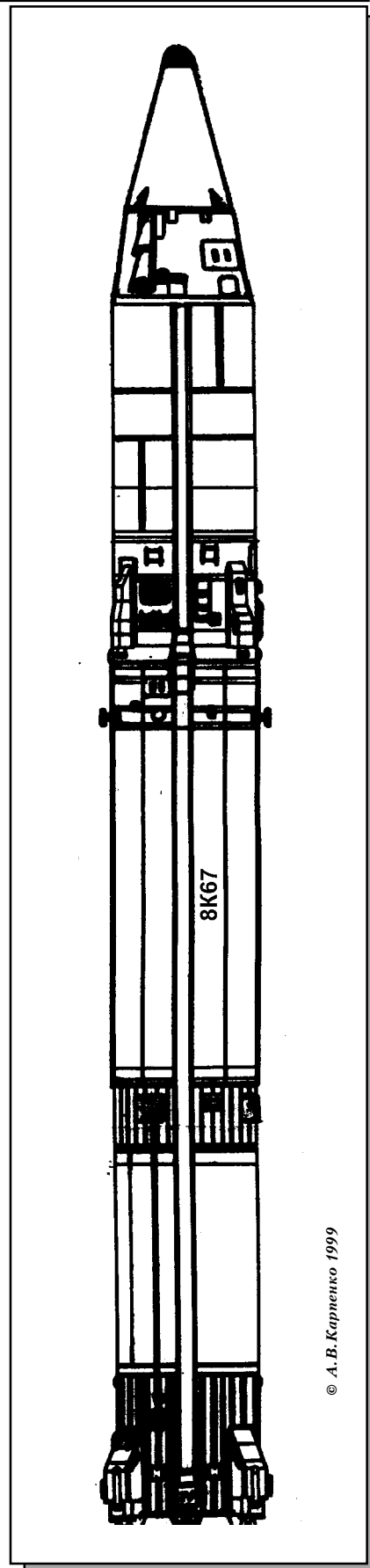
вертикального ствола с нижней частью шахты. В шахте размещался пусковой стакан с направляющими и газоотражателем. Пусковой стакан был неповоротный, в отличие от ШПУ «Шексна» для МБР Р-16У, так как



Ракета Р-36 (разрез)



Ракета Р-36 на параде в Москве



Ракета Р-36 с легким боевым блоком

© А. В. Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

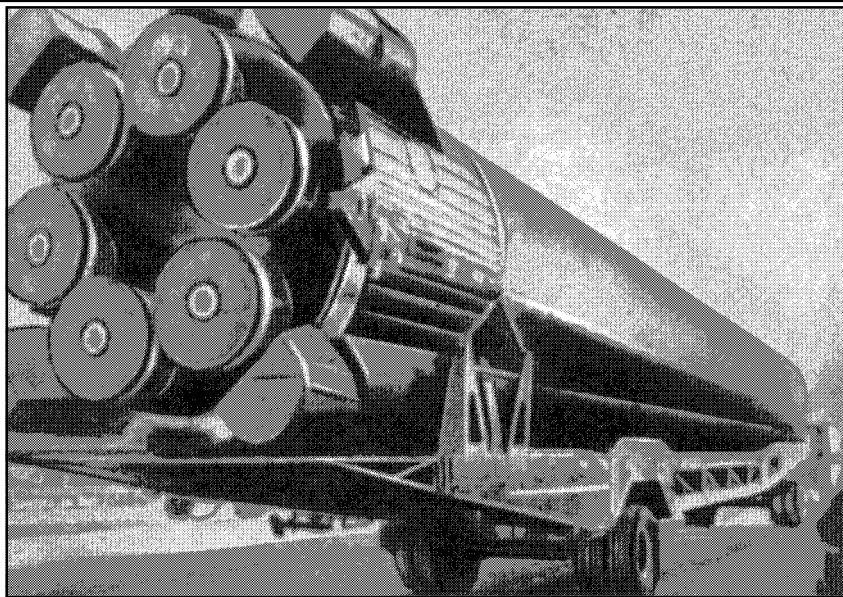
разворот ракеты в заданную плоскость стрельбы по азимуту обеспечивался ее системой управления после выхода из ШПУ.

В 1964 году МБР Р-36 вместе с другой техникой демонстрировалась высшему руководству страны. Ракета Р-36 впервые открыто показана на военном параде в Москве 7 ноября 1967 года, но без рулевых двигателей второй ступени и с нестандартной головной частью.

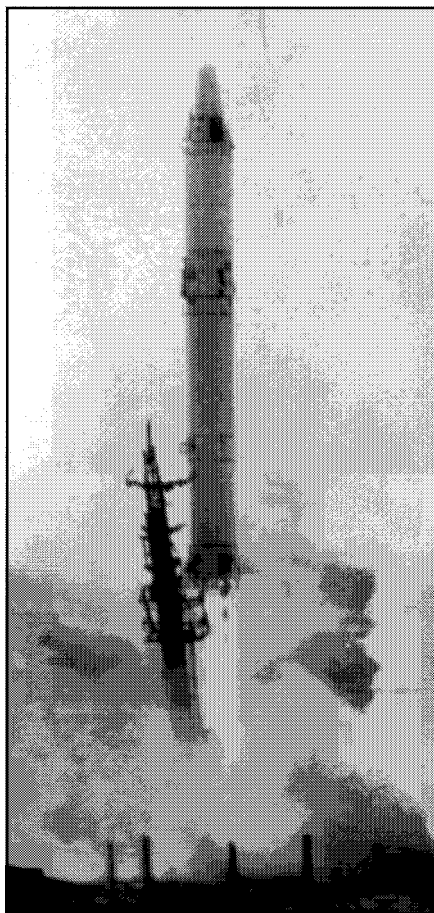
Первый ракетный полк стал на боевое дежурство 5 ноября 1966 года (г.Ужур, командир В.И.Ракита). По западным данным развертывание ракет Р-36 началось в 1965 году, последние ракеты сняты с боевого дежурства в 1979 году. Максимальное число развернутых ШПУ с МБР Р-36 - около 260 было в 1971 году.

На базе ракеты Р-36 созданы модификации: Р-36П, ОР-36, а также ракеты-носители 11К69 и 11К68 «Циклон», разработка которых была начата по Постановлению СМ СССР от 24 августа 1965 года для обеспечения запусков космических аппаратов типов ИС и УС.

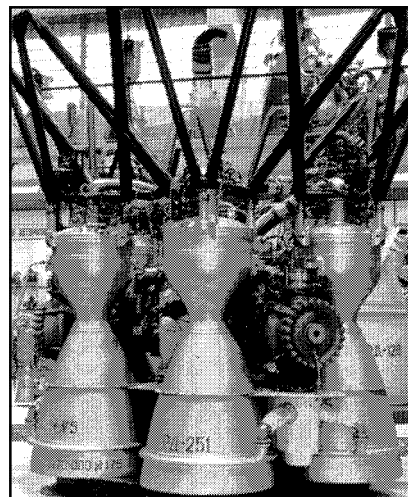
В связи с необходимостью повышения живучести отечественных МБР шахтного базирования Е.Г.Рудяк предложил создать для ракет Р-36 новую ШПУ с защищенностью в пять раз более высокой чем у стандартных ШПУ за счет создания мощной пружинной амортизации ракеты. Такую ШПУ (комплекс «67П») начали строить на НИИП-5, но из-за морального старения ракеты Р-36 работы были приостановлены и реализованы только в начале 1970-х годов для ракетных комплексов следующего поколения с МБР Р-36М, МР-УР-100 и др.



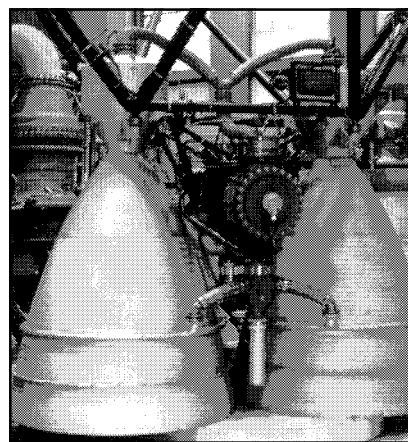
Ракета Р-36 на параде в Москве



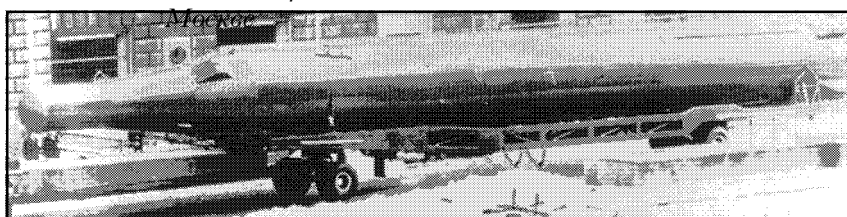
Пуск ракеты Р-36 с наземной пусковой установки



Двигатель первой ступени МБР Р-36

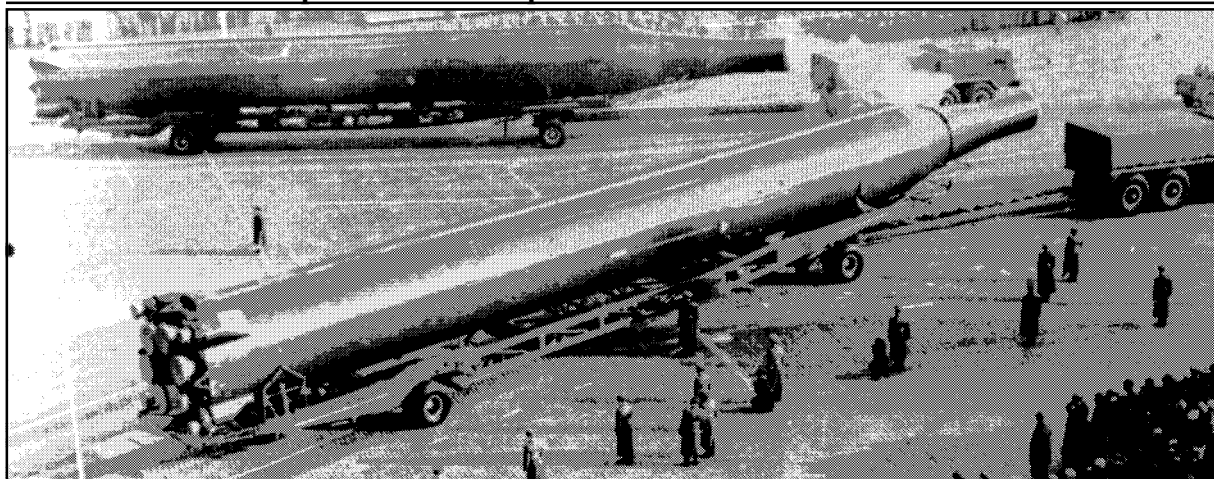


Двигатель второй ступени МБР Р-36

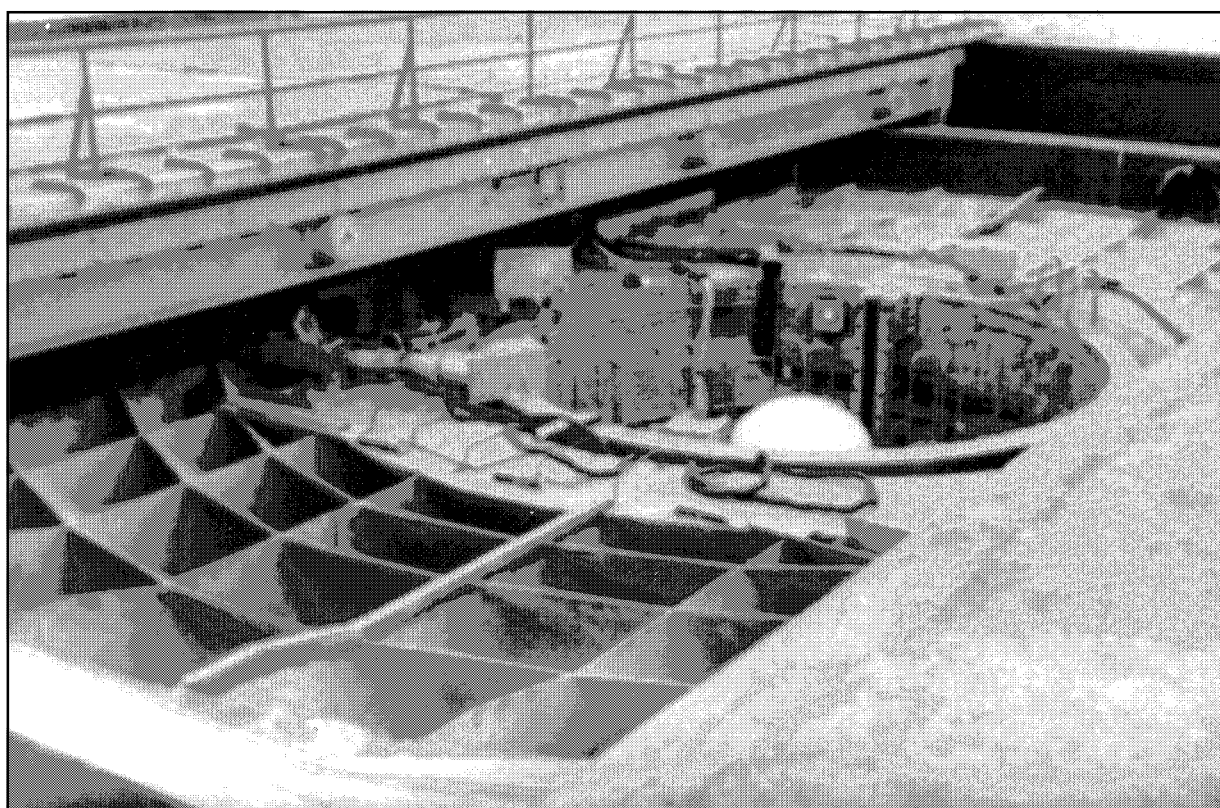


Ракета Р-36 на параде в Москве

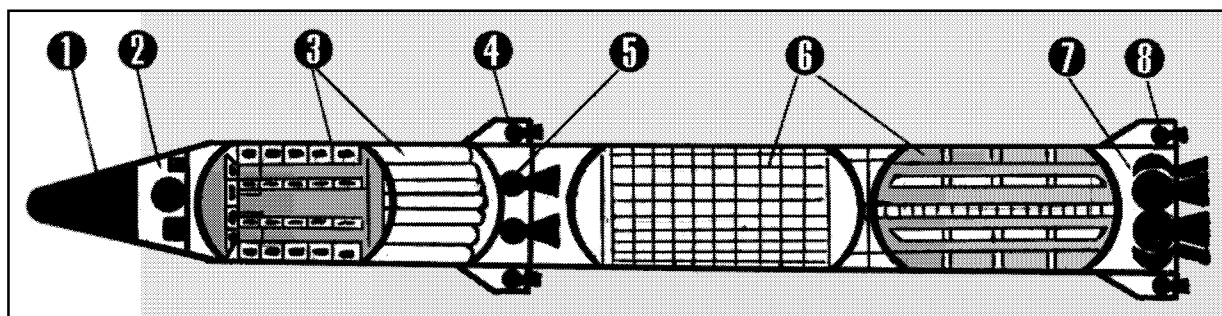
Отечественные стратегические ракетные комплексы



Ракеты Р-36 на параде в Москве

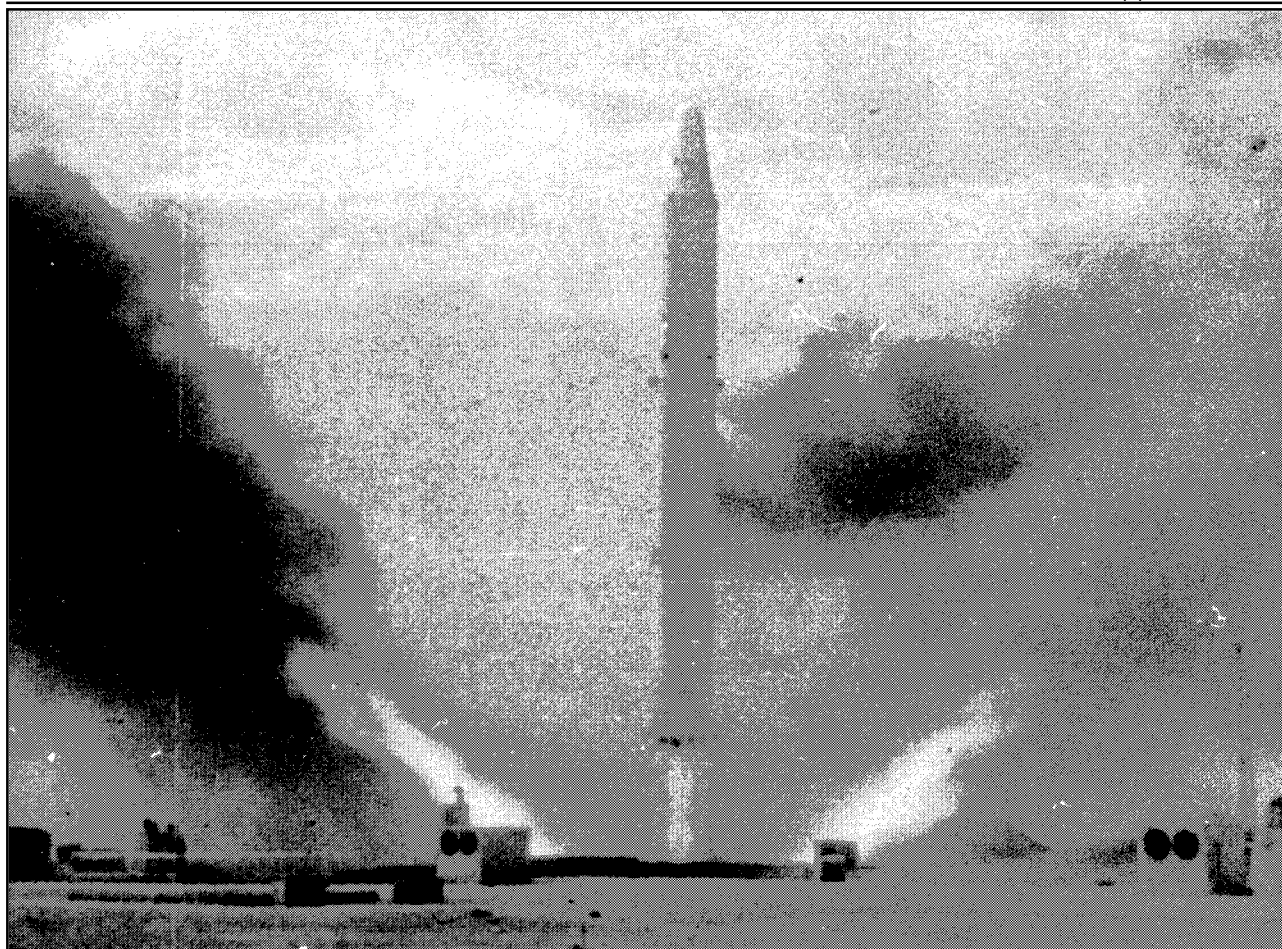


Вид на ШПУ ракеты Р-36



Общая компоновка МБР Р-36:

1 - моноблочная боевая часть; 2 - приборный отсек; 3 - топливные баки II-й ступени; 4 - рулевые двигатели II-й ступени; 5 - двигатель II-й ступени; 6 - топливные баки I-й ступени; 7 - двигатели I-й ступени; 8 - рулевые двигатели I-й ступени



Выход ракеты Р-36 из шахтной пусковой установки



Выход ракеты Р-36 из шахтной пусковой установки

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик . ОКБ-586 (КБ "Южное")

Гл. конструктор М.К. Янгель

Изготовитель ЮМЗ

Код НАТО SS-9 Mod 1&2 Scarp

Тип комплекса ракетный комплекс с ампулированной тяжелой МБР и ШПУ типа ОС, второго поколения

Состояние принят на вооружение 21 июля 1967 года. Снят с вооружения в конце 1970-х годов

Ракета Р-36 (8К67)

Дальность стрельбы, км:

- легким блоком 15200-15500

- тяжелым блоком 10200

Точность стрельбы (КВО), м . 1300-1900 (предельное отклонение - 5000)

Тип головной части моноблочная термоядерная с тяжелым 8Ф675 и легким боевым блоками и со средствами преодоления системы ПРО

Мощность заряда, Мт:

- легкого боевого блока 5

- тяжелого боевого блока .. 10 (18-25)

Вес головной части, кг:

- с тяжелым блоком 5825

- с легким блоком 3950

Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой

- вес приборов, кг 752

Система прицеливания с помощью наземных оптических приборов

Органы управления по четырехкамерному рулевому ЖРД на каждой ступени

Разделение ступеней за счет тормозных РДТТ I ступени

Отделение головн. части за счет тормозных РДТТ II ступени

Тип старта из ШПУ за счет собственных двигателей

Число ступеней ракеты 2

Размеры ракеты, м:

- длина с тяжелым блоком 31,7-32,2

- длина с легким блоком 34,5

- макс. диаметр корпуса, м 3,05

- диаметр описанной окружности, м . 3,6

Стартовый вес, т 179-183,89

Вес пустой ракеты, т 17,737

Горючее НДМГ

Вес горючего, т 48,5

Окислитель АТ

Вес окислителя, т 121,7

Вес топлива, т 166,9-170,2

Корпус топливных баков сплав АМг-6

Первая ступень:

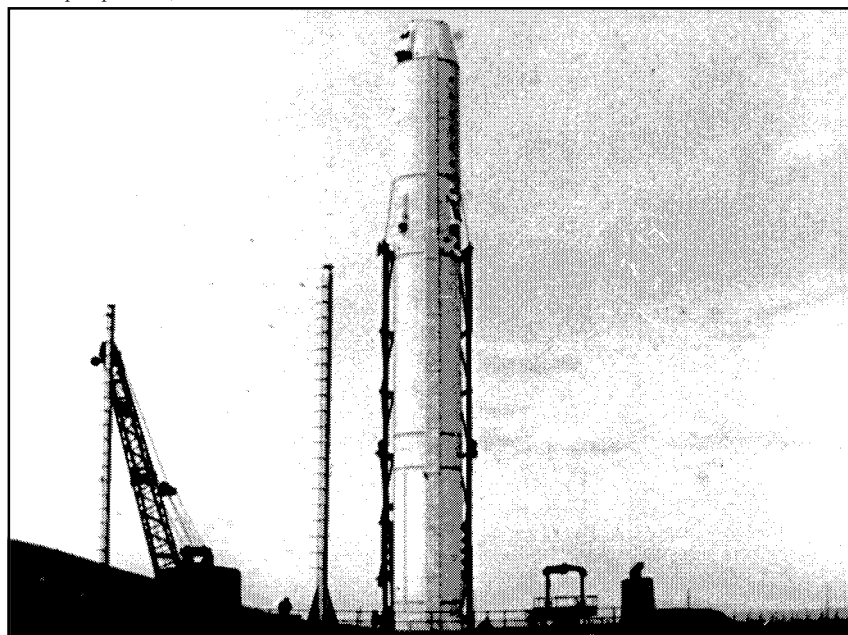
Размеры, м:

- длина 18,9

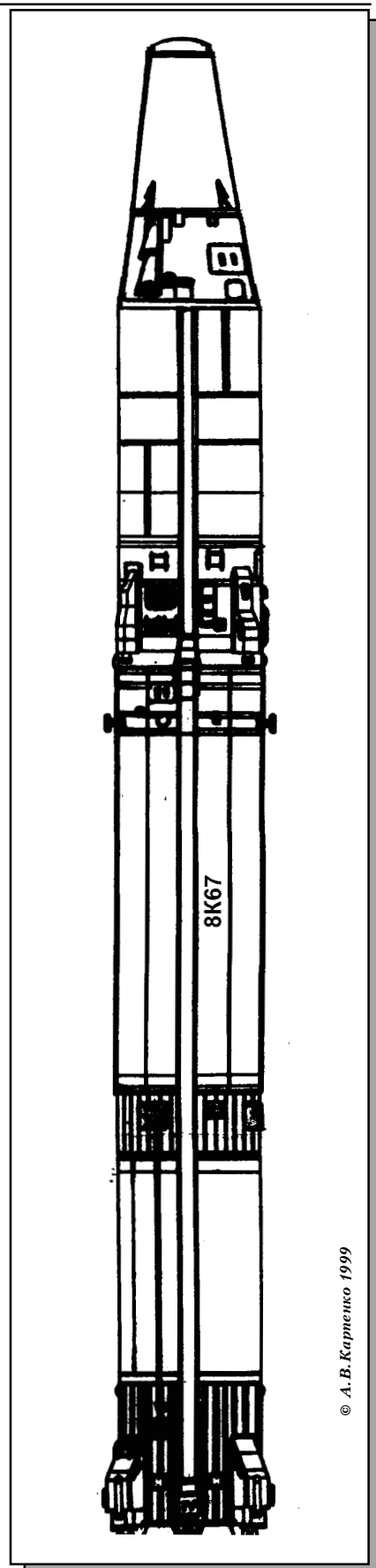
- диаметр 3,0



Модель ракеты Р-36



Установка ракеты Р-36 в шахту



Ракета Р-36 с тяжелым боевым блоком

© А. В. Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Вес ступени, т:	- тяга на земле, тс	241	Рулевой двигатель	ЖРД РД-68М с
- пустой	- тяга в пустоте, тс	270,4	четырьмя рулевыми камерами	
- стартовый	- давление в камере сгоран., кгс/см ²	85	- разработчик	КБЮ
Двигатель ... 6- камерный ЖРД РД-251	- время работы, с	120	- тяга, кН	285
(8Д723) с ТНА (3 блока по 2 камеры)	- высота, м	1,762	- время работы, с	125
- разработчик	- диаметр, м	2,52	- высота, м	0,98
- главный конструктор... В.П.Глушко	- сухой вес, кг	1729-1730	- диаметр, м	3,45
			- сухой вес, кг	326



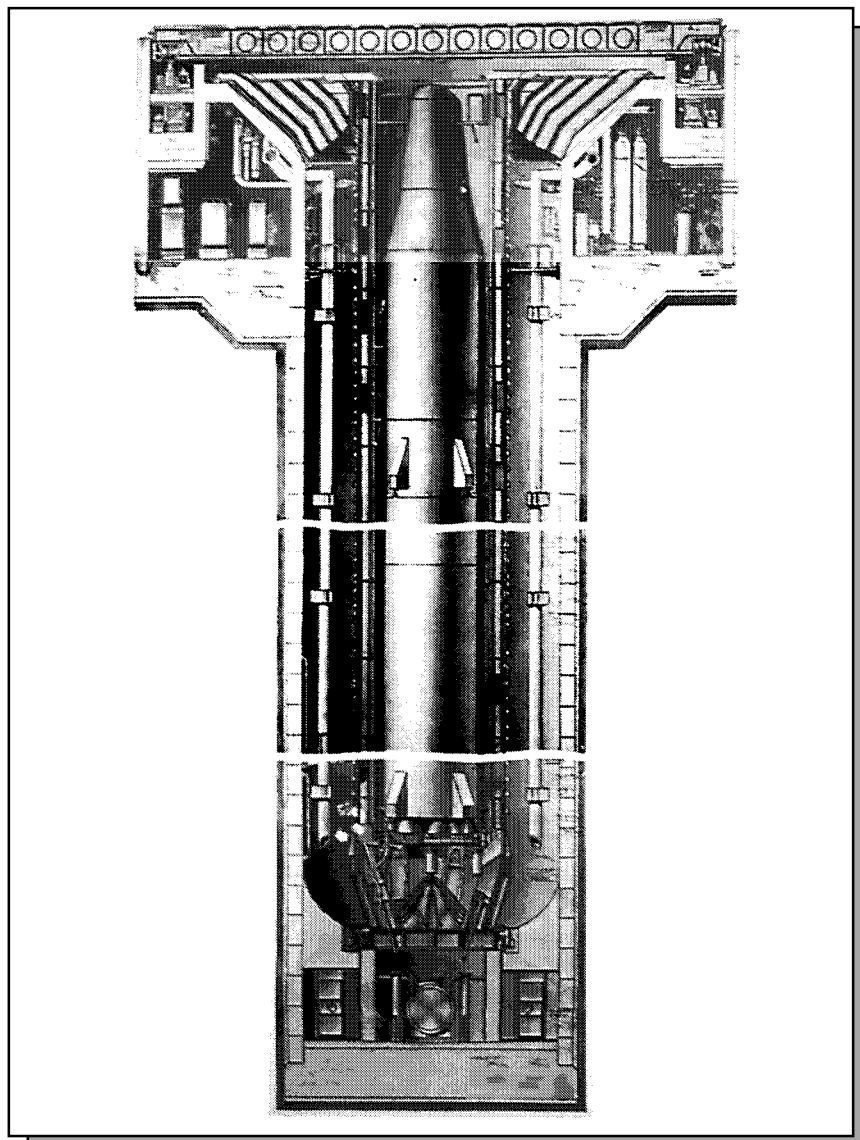
Вид на защитную крышу ШПУ ракеты Р-36



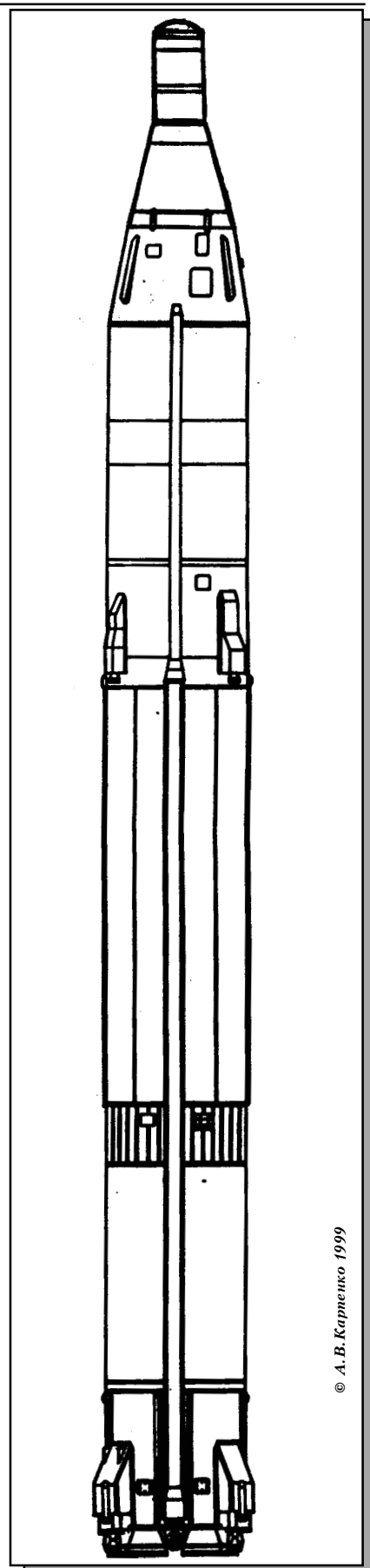
Ракета Р-36 на установщике

Отечественные стратегические ракетные комплексы

- угол поворота, град. 42	- угол поворота, град. 50
Вторая ступень:	Гарантийный срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 5-7,5
Размеры, м:	Время подготовки МБР к пуску, мин 5
- длина 9,4	Боевой стартовый комплекс (БСК):
- диаметр 3,0	Разработчик КБСМ
Вес ступени, т:	Главный конструктор Е.Г.Рудяк
- пустой 3,7	Тип пусковой установки . шахтная типа
- стартовый 49,3	ОС (ОС-67)
Двигатель . 2-х камерный ЖРД РД-252	Защитное устройство ШПУ плоская сдвижная по рельсам крыша
- разработчик ОКБ-456	Амортизация местная с тарельчатыми пружинами в конструкции бугелей ракеты
- главный конструктор... В.П.Глушко	
- тяга в пустоте, тс 92-120	Размеры шахты, м:
- давление в камере сгоран., кгс/см ² .91	- диаметр ствола 8,3
- время работы, сек 160	- диаметр пускового стакана 4,64
- высота, м 2,168	- высота 41,5
- диаметр, м 2,59	Число ракет в ШПУ 1
- сухой вес, кг 715-725	Число ШПУ в БСК 6
Рулевой двигатель ЖРД РД-69М с четырьмя рулевыми камерами	Расстояние между ШПУ, км 8-10
- разработчик КБЮ	Командный пункт:
- тяга, кН 54,3	Тип подземный защищенный
- время работы, с 163	Число КП в БСК 1
- высота, м 0,9	Установщик ракеты в шахту:
- диаметр, м 3,35	
- сухой вес, кг 120	



Разрез шахтной пусковой установки МБР Р-36



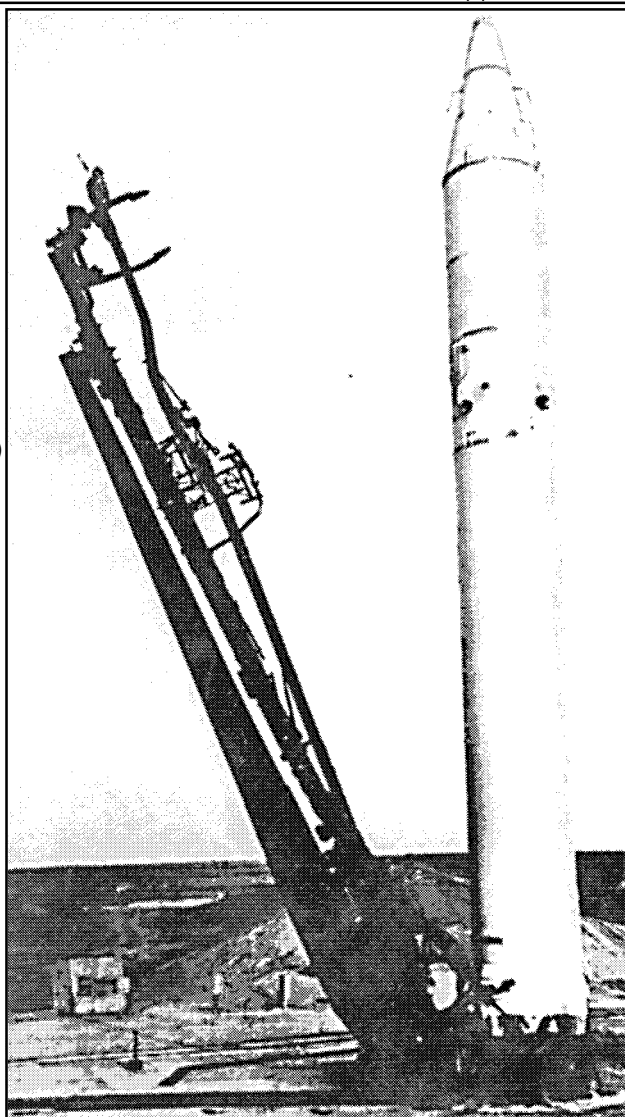
Вариант МБР Р-36
(демонстрировался на параде)

© А. В. Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Разработчик НКМЗ
 Гл. конструктор Ю.И.Попов
Средства доставки и заправки компонентами топлива:
 Разработчик КБТХМ
 Гл. конструктор В.К.Филиппов

*МБР Р-36orb
 на летных испытаниях, на головной части ракеты видны антенны телеметрической системы*



Ракетный комплекс с тяжелой орбитальной МБР Р-36orb (8К69)

Разработка орбитальной ракеты Р-36orb на базе тяжелой МБР Р-36 задана Постановлением СМ СССР от 16 апреля 1962 года. Эскизный проект орбитальной ракеты Р-36orb (8К69) выполнен в декабре 1962 года.

Для разрабатываемой ракеты Р-36orb была создана специальная орбитальная ступень - орбитальная головная часть, которая состояла из корпуса, приборного отсека с системой управления, тормозной двигательной установки и боевого блока с термоядерным зарядом. Отделение тормозной двигательной установки от головной части обеспечивалось сбрасыванием давления из топливных баков через специальные сопла.

Испытания ракеты начались 16 декабря 1965 года с наземной пусковой установки на полигоне НИИП-5 под Тюра-Тамом. В 1966 году было выполнено четыре успешных пуска ракет Р-36-О (Р-36orb) с наземной ПУ, в дальнейшем пуски проводились из ШПУ типа ОС, расположенных на площадках 160-162 НИИП-5. В 1967 году провели 10 пусков ракеты Р-36orb. По программе летных испытаний были запущены орбитальные головные части - искусственные спутники Земли (ИСЗ), которым были присвоены официальные наименования для регистрации международными организациями, "Космос-139", "Космос-160", "Космос-169", "Космос-170", "Космос-171", "Космос-178", "Космос-179", "Космос-183", "Космос-187", "Космос-218", "Космос-244", "Космос-298", "Космос-316", "Космос-651", "Космос-654" и ряд других аппаратов, при этом орбитальная головная часть выводилась на круговую или слабо эллиптическую орбиту вокруг Земли с наклоном около 50 градусов.

Американская сторона впервые объявила о том, что в СССР проводятся испытания системы «частично-орбитальной бомбардировки» (FOBS) только 3 ноября 1967 года.

Первый ракетный полк с МБР Р-36orb (в различных источниках встречаются другие обозначения ракеты: Р-36 или Р-36-О) заступил на боевое дежурство 25 августа 1969 года на НИИП-5, командир

А.В.Милеев. Полк остался единственным в составе РВСН с этим комплексом. В составе полка было развернуто до 18 шахтных пусковых установок. Последний пуск Р-36orb по частично-орбитальной траектории состоялся в августе 1971 года. По Договору ОСВ-2 частично-орбитальные ракеты были запрещены; 12 из 18 ШПУ должны были быть ликвидированы, а оставшиеся 6 ШПУ по мере переоборудования могут быть использованы для испытаний усовершенствованных тяжелых МБР.

Разработчик . ОКБ-586 (КБ "Южное")
Гл. конструктор М.К.Янгель
Изготовитель ЮМЗ
Код НАТО SS-9 Mod 3 (F-1r) Scarp/
*Nockout; (FOBS) - Fractional Orbital
 Bombardment System*

Тип комплекса ракетный комплекс с орбитальной МБР и ШПУ типа ОС, второго поколения
Состояние на вооружении с 19 ноября 1968 года, на боевом дежурстве с 25 августа 1969 года.

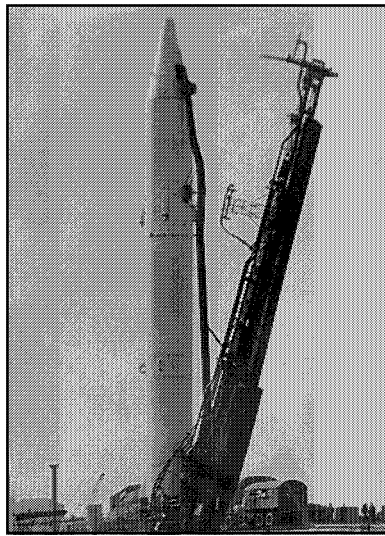
Снят с вооружения в январе 1983 года
 Ракета Р-36-О (Р-36orb, ОР-36, 8К69)

Дальность стрельбы, км 40000
 Высота орбиты блока, км 150-180
 Точность стрельбы (КВО), м 1100
 Тип головной части орбитальный боевой блок 8Ф021

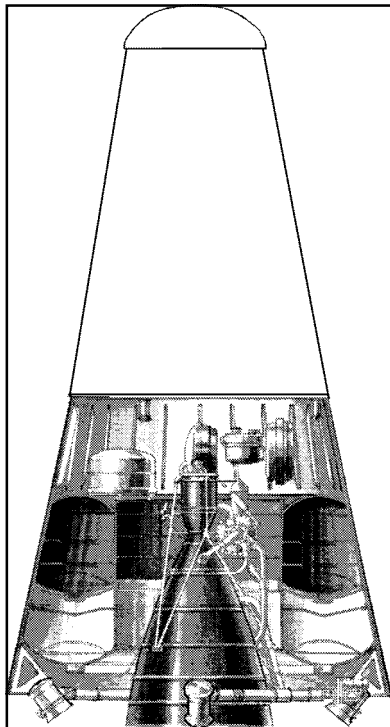
с термоядерным моноблочным зарядом
 Мощность заряда, Мт 5
 Вес боевого блока, кг 1700
 Система управления инерциальная с гиостабилизированной платформой
 Система прицеливания с помощью наземных оптических приборов
 Органы управления по 4-камерному рулевому ЖРД на каждой ступени
 Разделение ступеней за счет тормозных РДТТ I ступени
 Отделение орбитальной ступени ... за счет тормозных РДТТ II ступени
 Тип старта . газодинамический из ШПУ
 Число ступеней ракеты 2
 Размеры ракеты, м:
 - длина полная 32,6-34,5
 - макс. диаметр корпуса, м 3,05
 Стартовый вес, т 180
 Тип горючего НДМГ
 Вес горючего, т 48,5
 Тип окислителя АТ
 Вес окислителя, т 121,7
Первая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 18,9
 - диаметр 3,0
 Вес ступени, т:

Отечественные стратегические ракетные комплексы

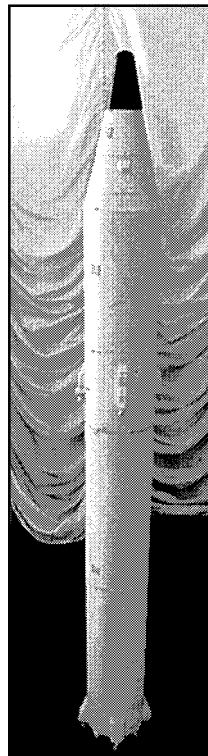
- пустой 6,4
 - стартовый 122,3
 - Двигатель 6- камерный ЖРД РД-251 с ТНА (3 блока по 2 камеры)
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор... В.П.Глушко
 - тяга в пустоте, тс 270,4
 - время работы, с 120
 - высота, м 2,88
 - диаметр, м 2,52
 - сухой вес, кг 1730
 - Рулевой двигатель ЖРД РД-68М с четырьмя рулевыми камерами
 - разработчик КБ "Южное"
 - тяга, кН 285
 - время работы, с 125
 - высота, м 0,98
 - диаметр, м 3,45
 - сухой вес, кг 326
 - угол поворота, град. 42
- Вторая ступень:**
- Размеры, м:
 - длина 9,4
 - диаметр 3,0
 - Вес ступени, т:
 - пустой 3,7
 - стартовый 49,3
 - Двигатель 2-камерный ЖРД РД-252
 - разработчик ОКБ-456
 - главный конструктор... В.П.Глушко
 - тяга в пустоте, тс 120
 - время работы, сек 160
 - высота, м 2,68
 - диаметр, м 2,59
 - сухой вес, кг 725
 - Рулевой двигатель ЖРД РД-69М с четырьмя рулевыми камерами
 - разработчик КБ "Южное"
 - тяга, кН 54,3
 - время работы, с 163
 - высота, м 0,9
 - диаметр, м 3,35
 - сухой вес, кг 120
- угол поворота, град. 50
 - Гарантийный срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 7
 - Время подготовки к пуску, мин 5
- Орбитальная ступень:**
- Тормозной двигатель .. однокамерн. ЖРД
 - Горючие НДМГ
 - Окислитель АТ
- Боевой стартовый комплекс (БСК):**
- Разработчик КБСМ
 - Гл. конструктор Е.Г.Рудяк
 - Тип ПУ шахтная типа ОС (ОС-69)
 - Защитное устройство ШПУ плоская сдвигная по рельсам крыша
 - Амортизация местная с тарельчатыми пружинами в конструкции бугелей ракеты
 - Размеры шахты, м:
 - диаметр ствола 8,3



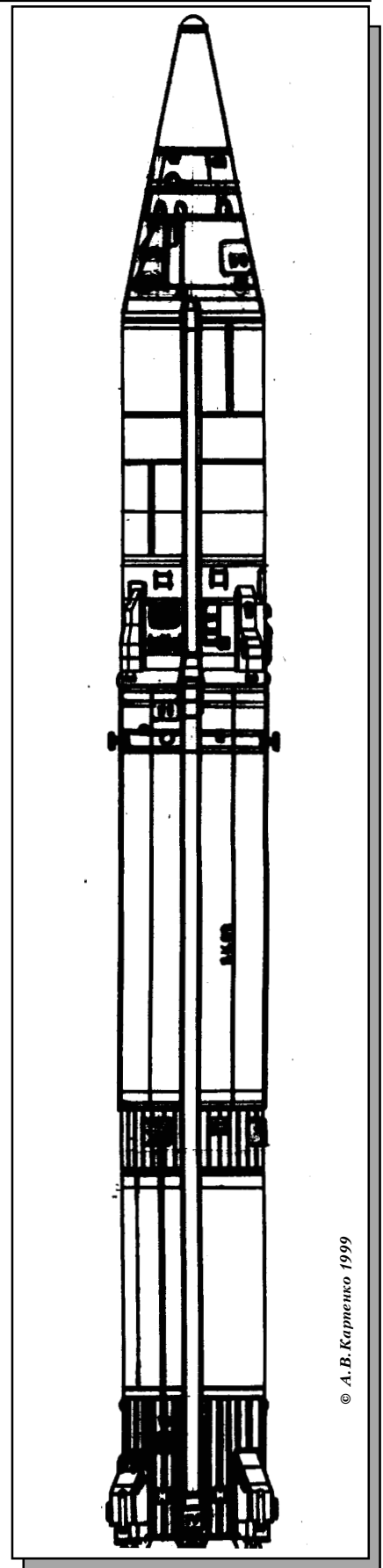
Ракета OP-36 на испытаниях



□
Модель ракеты Р-36орб (OP-36)



□
Орбитальная ступень ракеты Р-36орб (OP-36)



Ракета OP-36 (P-36-O)

© А. В. Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

- диаметр пускового стакана 4,64
 - высота 41,5
 Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в БСК 6
 Расстояние между ШПУ, км 8-10
Командный пункт:
 Тип подземный защищенный
 Число КП в БСК 1
Установщик ракеты в шахту:
 Разработчик НКМЗ
 Гл. конструктор Ю.И.Попов
Средства доставки и заправки

компонентами топлива:
 Разработчик КБТХМ
 Гл. конструктор В.К.Филиппов

Ракетный комплекс с тяжелой МБР Р-36П (8К67П)

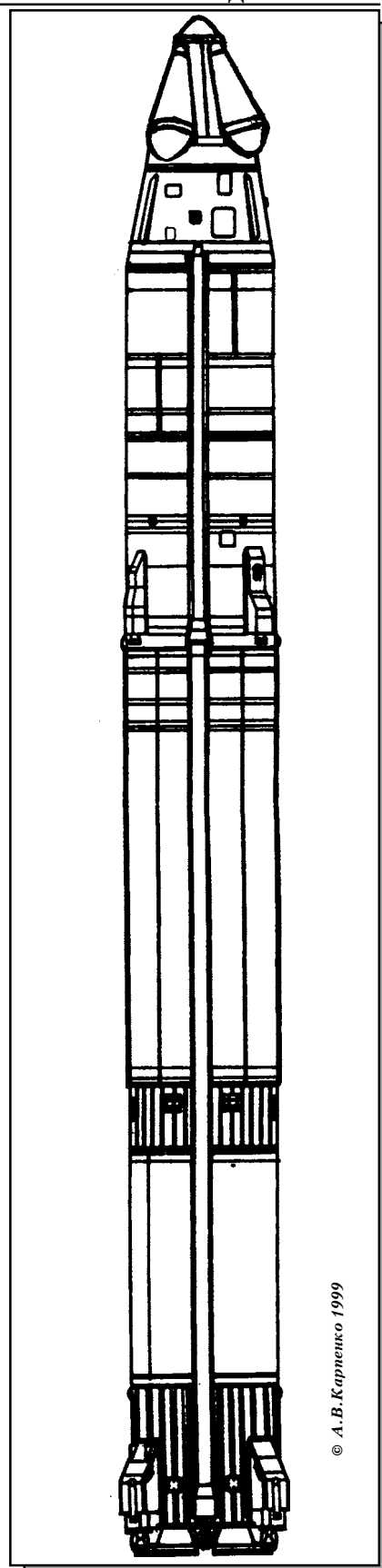
Ракета создана на базе МБР Р-36 с установкой на нее первой отечественной разделяющейся головной части с тремя кассетными блоками без индивидуального наведения. Новая ракета предназначалась для более эффективного, чем ракета с одиночной головной частью, поражения площадных стратегических целей. В августе 1968 года на НИИП-5 начались ЛКИ экспериментальной разделяющейся головной части на ракете Р-36П (8К67П), по их завершению ракетный комплекс с М Б Р Р-36П был принят на вооружение. Развертывание МБР Р-36П началось в 1971 году. С 1973 по 1977 годы в ШПУ находилось около 100 МБР Р-36П. Последние ракеты данного типа сняты с боевого дежурства в 1979 году. Вместе с ракетами Р-36 максимальное число развернутых ракет Р-36П составило 288 в 1972 году.

Разработчик КБ "Южное"
Гл. конструктор М. К. Янгель
Изготовитель ЮМЗ
Код НАТО SS-9 Mod 4 Scarp
Тип комплекса ракетный комплекс с тяжелой МБР, оснащенной кассетной головной частью и Ø Ā ò ð ĩ à ĩ Ñ, à ò ĩ ð ā ĩ ĩ ě ě à ĩ ě ŷ
Состояние на вооружении с 26 октября 1970 года. Снят с вооружения в 1979 году
 Ракета Р-36П (8К67П)
 Дальность стрельбы, км 10200-12000
 Точн. стрельбы (КВО), м 1340-1970 (предельное - 5000)
 Тип головной части кассетная (РГЧ) с термоядерными боевыми блоками
 - разработчик боевого блока ВНИИЭФ
 - число блоков 3
 - мощность заряда, Мт 2-3 (4-5)
 - вес, кг 6000

Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой
 Система прицеливания с помощью наземных оптических приборов
 Вес приборов СУ, кг 752
 Органы управления по четырехкамерному рулевому ЖРД на каждой ступени
 Разделение ступеней за счет тормозных РДТТ I ступени
 Отделение ГЧ за счет тормозных РДТТ II ступени
 Тип старта .. газодинамический из ШПУ
 Число ступеней ракеты 2
 Длина ракеты полная, м 32,2
 Максимальный диаметр корпуса, м ... 3,05
 Стартовый вес, т 183
 Горючее НДМГ
 Вес горючего, т 48,5
 Окислитель АТ
 Вес окислителя, т 121,7

Первая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 18,9
 - диаметр 3,0
 Вес ступени, т:
 - пустой 6,4
 - стартовый 122,3
 Двигатель ... 6- камерный ЖРД РД-251 с ТНА (3 блока по 2 камеры)
 - разработчик КБ "Энергомаш"
 - главный конструктор ... В. П. Глушко
 - тяга в пустоте, тс 270,4
 - время работы, с 120
 - высота, м 2,88
 - диаметр, м 2,52
 - сухой вес, кг 1730
 Рулевой двигатель ЖРД РД-68М с четырьмя рулевыми камерами
 - разработчик КБЮ
 - тяга, кН 285
 - время работы, с 125
 - высота, м 0,98
 - диаметр, м 3,45
 - сухой вес, кг 326
 - угол поворота, град 42

Вторая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 9,4
 - диаметр 3,0
 Вес ступени, т:
 - пустой 3,7
 - стартовый 49,3
 Двигатель 2-камерный ЖРД РД-252



Ракета Р-36П (8К67П)

- разработчик КБ "Энергомаш"
 - главный конструктор ... В. П. Глушко
 - тяга в пустоте, тс 120

© А. В. Карпенко 1999

Отечественные стратегические ракетные комплексы

- время работы, сек 160
- высота, м 2,68
- диаметр, м 2,59
- сухой вес, кг 725

Рулевой двигатель ЖРД РД-69М с четырьмя рулевыми камерами

- разработчик КБЮ
- тяга, кН 54,3
- время работы, с 163
- высота, м 0,9
- диаметр, м 3,35
- сухой вес, кг 120
- угол поворота, град. 50

Гарантийный срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 7,5
 Время подготовки к пуску, мин 5

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик КБСМ
 Гл. конструктор Е.Г.Рудяк
 Тип пусковой установки .. шахтная типа ОС (ОС-67П)

Защитное устройство ШПУ плоская сдвижная по рельсам крыша

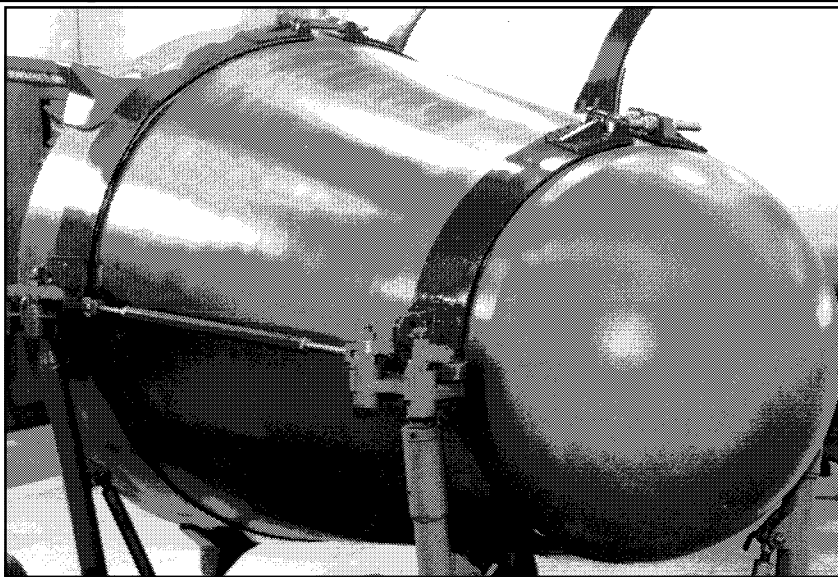
Размеры шахты, м:

- диаметр ствола 8,3
- диаметр пускового стакана 4,64
- высота 41,5

Число ракет в ШПУ 1

Число ШПУ в БСК 6

Расстояние между ШПУ, км 8-10



Боевой блок МБР Р-36П в музее ВНИИЭФ

Командный пункт:

Тип подземный защищенный

Число подземных КП в БСК 1

Установщик ракеты в шахту:

Разработчик НКМЗ

Гл. конструктор Ю.И.Попов

Средства доставки и заправки

компонентами топлива:

Разработчик КБТХМ

Гл. конструктор В.К.Филиппов

Ракетный комплекс 15П699 с МБР РТ-20П (8К99)

Разработка комплекса началась в 1964 году, к декабрю был разработан эскизный проект ракеты.

Первый вариант МБР РТ-20 (8К99) - трехступенчатая твердотопливная ракета. При проведении следующей стадии проектных работ для уменьшения стартового веса ракеты было принято решение о разработке двухступенчатой МБР РТ-20П (8К99) с первой ступенью, оснащенной твердотопливным ракетным двига-телем, и второй ступенью с ЖРД. Такое решение было принято вследствие того, что ракету предполагалось размещать на подвижной гусеничной самоходной пусковой установке, которая не могла транспортировать длинномерные изделия (ракеты) массой более 30 тонн. Для облегчения эксплуатации вторая ступень ракеты проектировалась и выпускалась в ампулированном исполнении.

Официально разработка комплекса задана Постановлением СМ СССР от 24 августа 1965 года. В 1966 году выполнен эскизный проект подвижного комплекса с МБР РТ-20П.

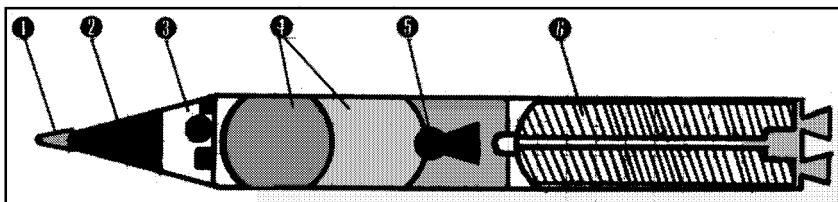
Ввод полетного задания в СУ - дистанционный. Для отделения головной части от II ступени ракеты использовались три двигателя обрат-ной тяги.

Параллельно основному варианту размещения ракет и оборудования комплекса в КБСМ прорабатывалось несколько шахтных вариантов бази-рования МБР РТ-20П.

Летные испытания ракеты РТ-20П начались на Плесецком полигоне в октябре 1967 года (технический руководитель испытаний В.С.Буд-ник). Произведено



Самоходная пусковая установка "объект 825" для МБР РТ-20П



Общая компоновка МБР РТ-20П (8К99) с легким боевым блоком:

- 1 - сбрасываемый баллистический наконечник; 2 - головная часть (боевой блок); 3 - приборный отсек;
- 4 - топливные баки II-й ступени; 5 - двигатель II-й ступени; 6 - твердотопливный двигатель I-й ступени

12 испытательных пусков¹, после чего в октябре 1969 года вышло Постановление СМ СССР о прекращении разработки

комплекса с МБР РТ-20П из-за неготовности войск к эксплуатации такого комплекса и отсутствия государственной

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

программы по его размещению на территории страны, а также сложности комплекса в эксплуатации.

В состав комплекса входило: шесть СПУ; одна машина боевого управления 15Н809; две машины подготовки позиции 15Н1034; две дизель-электростанции

15П694; узел связи «Рельеф».

Впервые самоходная пусковая установка (СПУ) ракеты РТ-20П была показана на военном параде в Москве 7 ноября 1965 года¹.

Разработчик КБ "Южное"

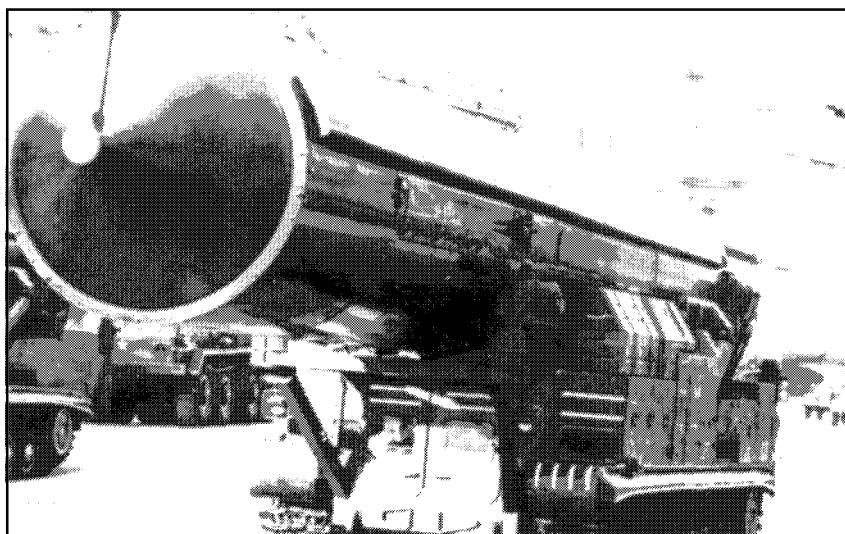
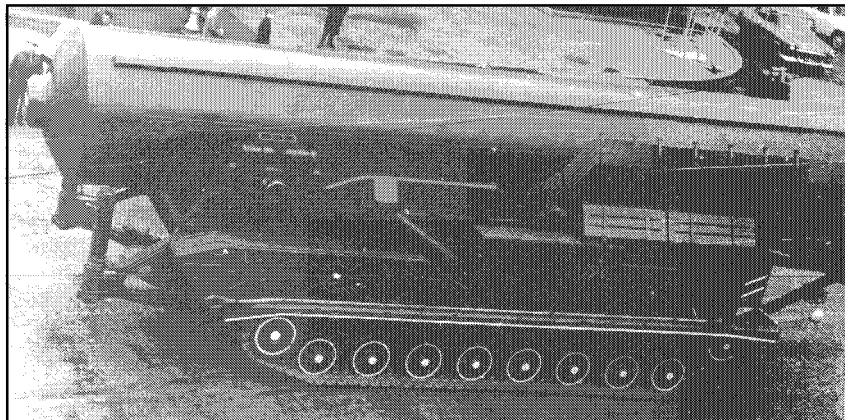
Гл. конструктор М. К. Янгель

Изготовитель ЮМЗ

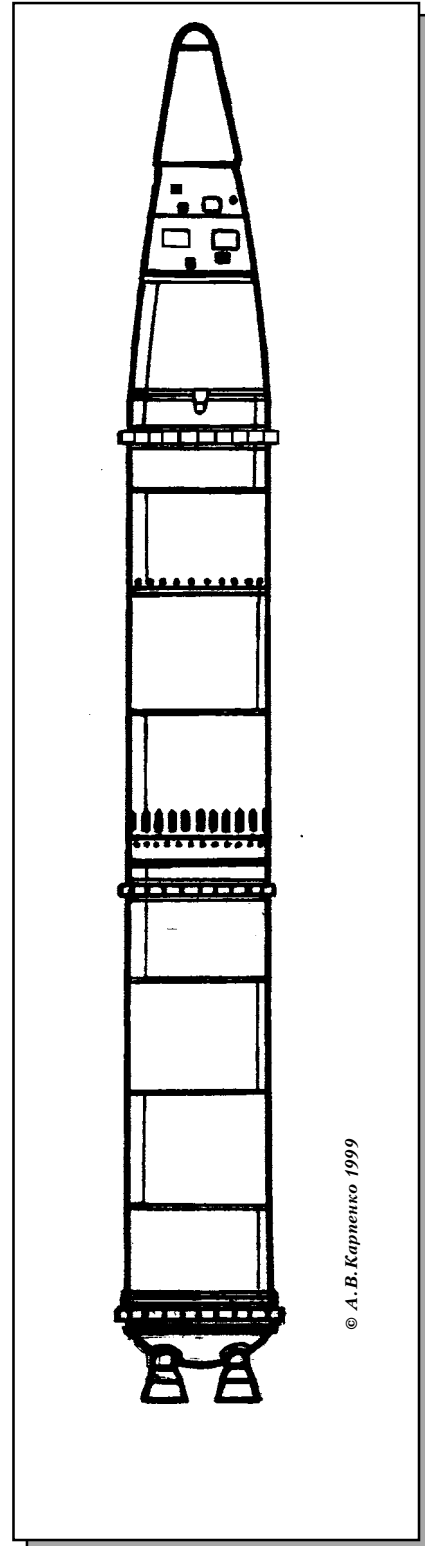
Код НАТО ..SS-X-15 Scrooge (SS-XZ)

Тип комплекса . подвижный грунтовый ракетный комплекс с МБР, второго поколения

Состояние разработка начала



Самоходная пусковая установка "объект 825" для МБР РТ-20П



Ракета РТ-20П с тяжелой головной частью

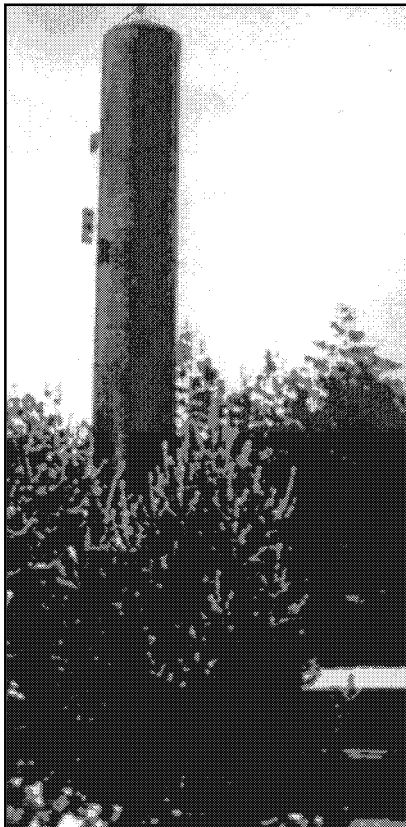
© А. В. Карпенко 1999

1 - "Полигон особой важности" - М. "Согласие", 1997

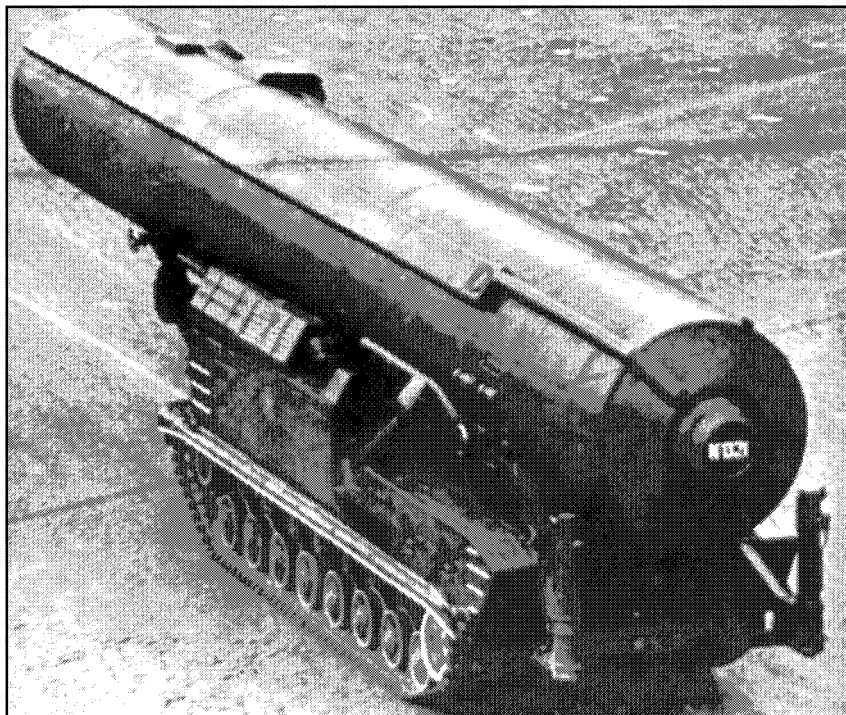
Отечественные стратегические ракетные комплексы

в 1964 году и завершена в 1970 году.
 Произведено 12
 испытательных пусков
 Ракета РТ-20П (8К99)
 Дальность стрельбы, км:
 - тяжелым блоком 7000-8000
 - легким блоком 11000
 Точность стрельбы (КВО), м . 2000-4000
 Тип головной части моноблочная
 термоядерная
 с легким и тяжелым
 боевыми блоками
 Мощность заряда, Мг:
 - легкого блока 0,55
 - тяжелого блока 1,5
 Вес боевого блока, кг:
 - легкого 545
 - тяжелого 1410
 Система управления инерциальная с
 гироскопами на воздушном подвесе
 - вес, кг 250
 Органы управления:
 - I ступень поворотные сопла
 основного
 двигателя;
 - II ступень .. вдув газа в закритическую
 часть сопла из 4-х
 специальных сопел,
 работающих на
 отработанном
 турбогазе
 Тип старта из ТПК с помощью ПАД
 Число ступеней ракеты 2'
 Длина ракеты, м:
 - полная с легким блоком 17,8
 - полная с тяжелым блоком 17,48
 - без головной части 16,2
 Максимальный диаметр корпуса, м 1,6
 Стартовый вес, т 30,0-30,2
 Вес топлива, т 25,4
Первая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 6,12

- длина с межступенч. отсеком 9,8
 - диаметр 1,8
 Двигатель 4-сопловой РДТГ 15Д15'
 - разработчик КБ машиностроения
 - главн. конструктор М.Ю.Цирульников
 - разработчик топлива НИИ-130
 - главн. конструктор заряда Л.Н.Козлов
 - изготовитель топлива завод №98

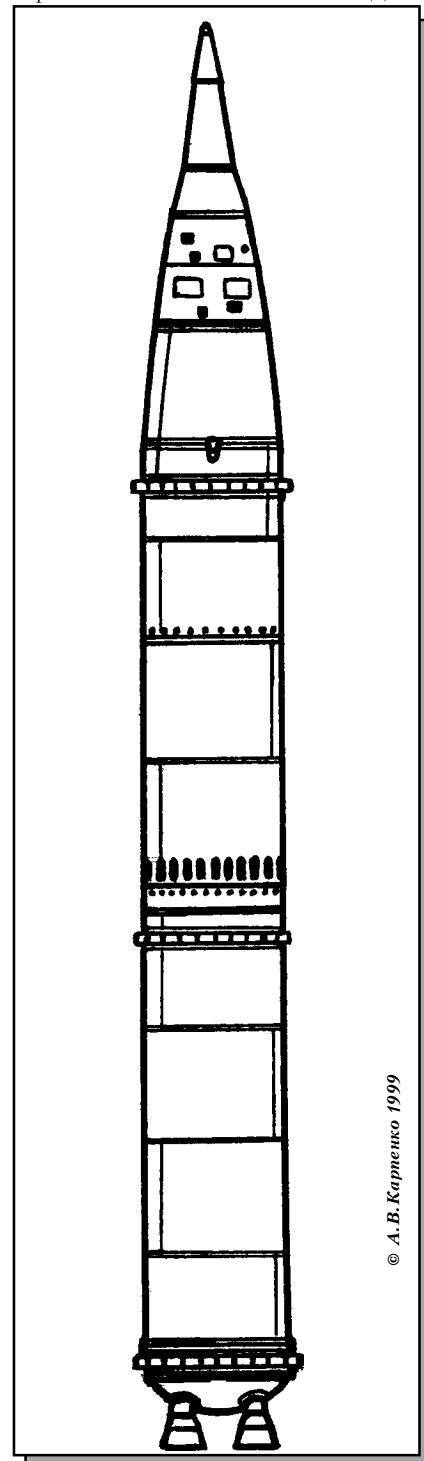


Самоходная пусковая установка
 "объект 821" с поднятым ТПК



Самоходная пусковая установка "объект 821" для МБР РТ-20П

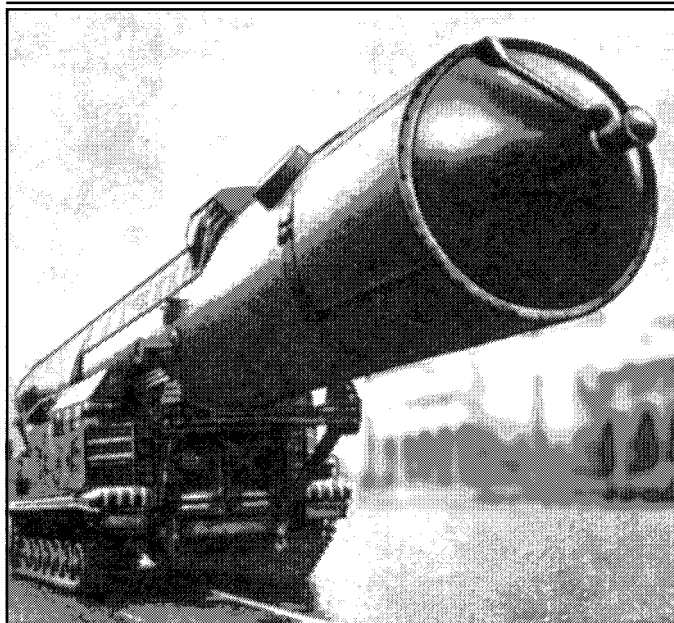
- тяга, тс 60
 Тип топлива твердое, смесевое
 Вес топлива, т 16,7
 Вес конструкции, т 2,45
Вторая ступень - 8К94:
 Размеры, м:
 - длина 8,4
 - диаметр 1,8
 Вес топлива, т 8,9
 Двигатель однокамерный ЖРД
 15Д12 с ТНА'
 Тяга двигателя в пустоте, тс 14-15
 Горючее НДМГ



Ракета РТ-20П с легкой
 головной частью

© А. В. Керменко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



*Самоходная
пусковая
установка
"объект 821"
МБР РТ-20П*

Окислитель АТ

Головная часть:

Размеры, м:

- длина 1,65

- диаметр 1,05

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием

Размеры, м:

- диаметр 2,0

- длина 18,90

Пусковая установка:

Тип самоходная грунтовая
СМ-

СП21

Разработчик КБСМ

Главный конструктор Б.Г.Бочков

Шасси "объект 821" на базе танка Т-10

Разработчик шасси КБ-3 ЛКЗ

Размеры, м:

- длина с ТПК 20,0

- высота 3,15

- ширина 4,4

Вес ПУ, т 62,2

Число ракет на ПУ 1

Транспортно-установочный агрегат:

Шасси "объект 820" на базе танка Т-10

Разработчик КБ-3 ЛКЗ

Размеры, м:

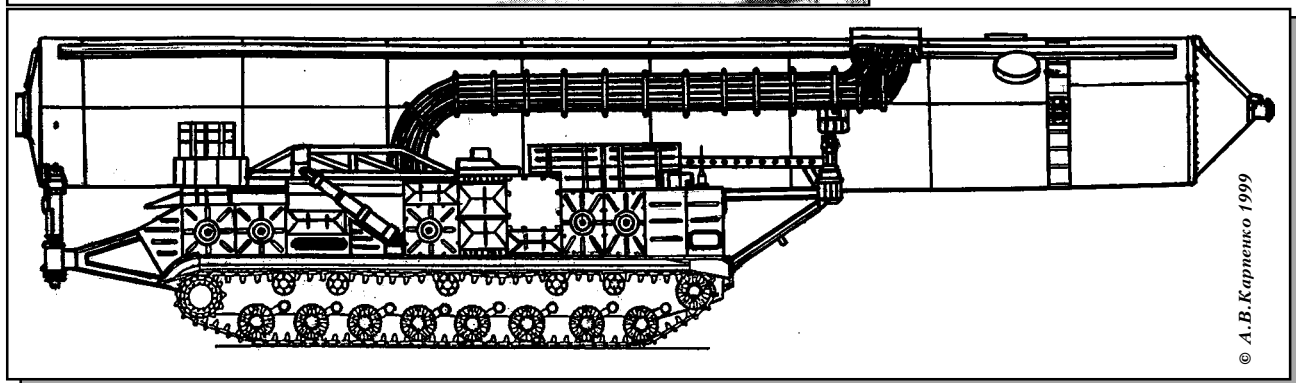
- длина с ТПК 20,0

- высота 3,15

- ширина 4,4

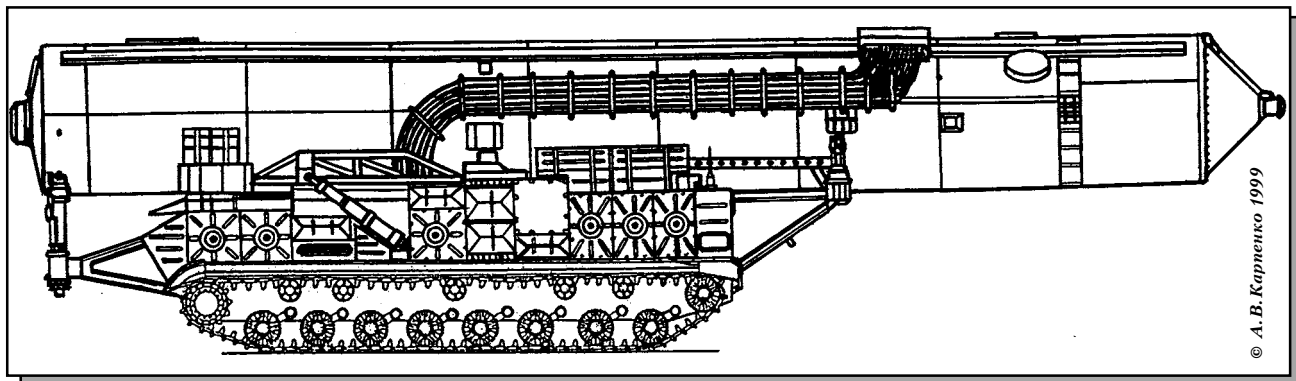
Вес, т 78,9

Число ракет на агрегате 1



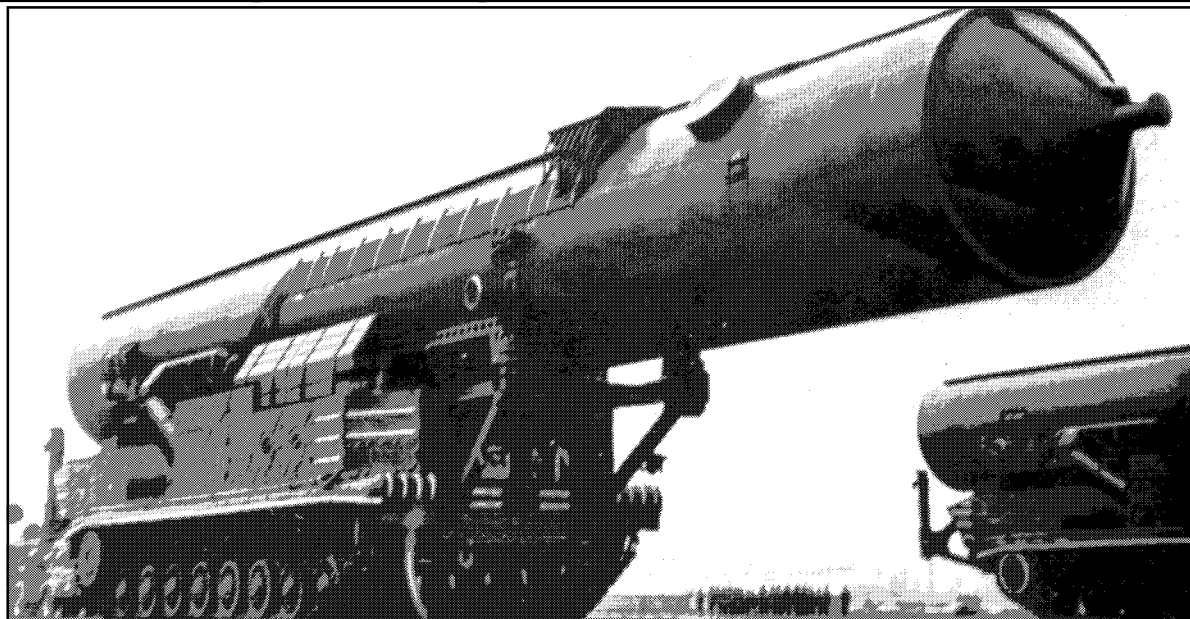
© А.В.Карпенко 1999

Самоходная пусковая установка СМ-СП-21 МБР РТ-20П (вариант 1)



© А.В.Карпенко 1999

Самоходная пусковая установка СМ-СП-21 МБР РТ-20П (вариант 2)



Самоходная пусковая установка "объект 821" для МБР РТ-20П

Проект ракетного комплекса 15П099 с МБР РТ-20П (8К99)

Разработка комплекса началась в 1964 году, к концу года на рассмотрение был представлен эскизный проект ракеты. Разработка комплекса официально задана Постановлением СМ СССР от 24 августа 1965 года.

В КБСМ прорабатывались несколько шахтных вариантов базирования МБР РТ-20П. В эскизном проекте 1966 года проработаны два варианта ШПУ с люлькой и опорным кольцом.

В октябре 1969 года вышло Постановление СМ СССР о прекращении разработки комплекса с МБР РТ-20П.

Разработчик КБ "Южное"

Гл. конструктор М. К. Янгель

Изготовитель ЮМЗ

Код НАТО .. SS-X-15 Scrooge (SS-XZ)

Тип комплекса ракетный комплекс с МБР и ШПУ типа ОС, второго поколения

Состояние разработка начата в 1964 году, завершена в 1970 году

Ракета РТ-20П (8К99)

Дальность стрельбы, км:

- тяжелым блоком 7000-8000

- легким блоком 11000

Точность стрельбы (КВО), м . 2000-4000

Тип головной части моноблочная термоядерная

с легким и тяжелым боевыми блоками

Мощность заряда, Мгт:

- легкого блока 0,55

- тяжелого блока 1,5

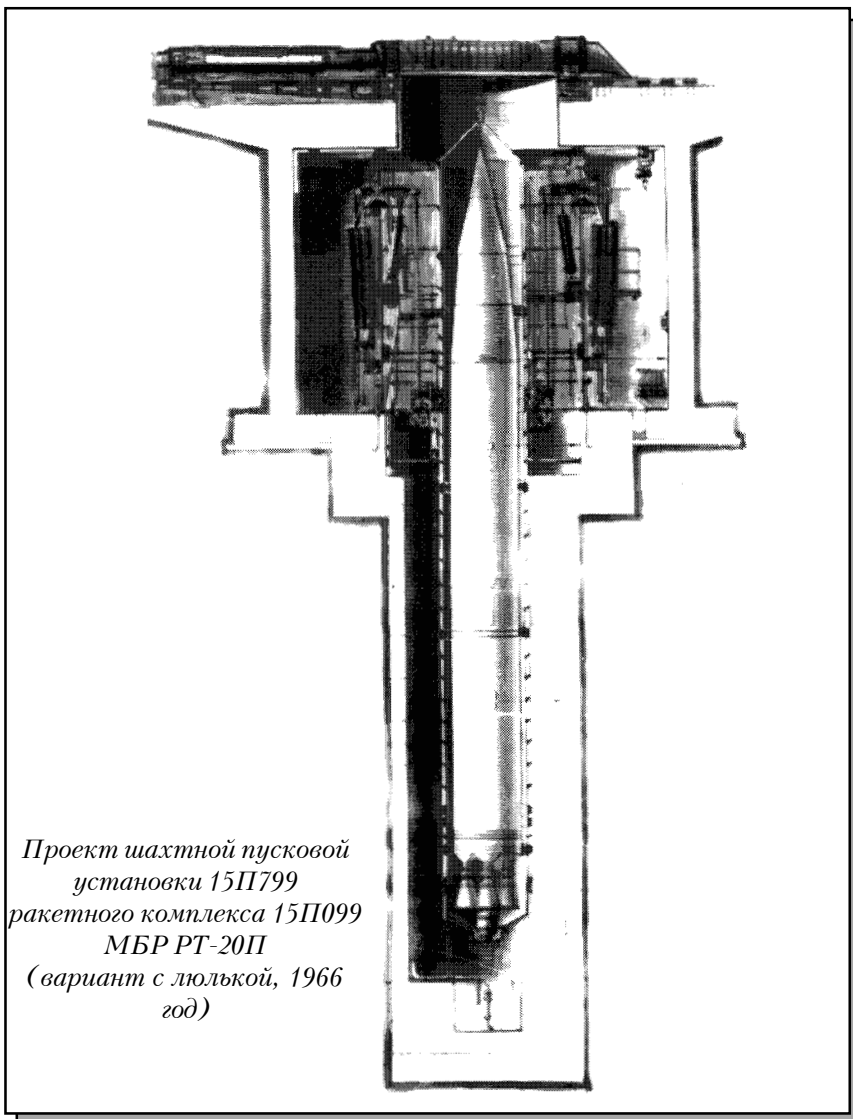
Вес боевого блока, кг:

- легкого 545

- тяжелого 1410

Система управления инерциальная с гиросприборами на воздушном подвесе

- вес, кг 250



Проект шахтной пусковой установки 15П799 ракетного комплекса 15П099 МБР РТ-20П (вариант с люлькой, 1966 год)

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

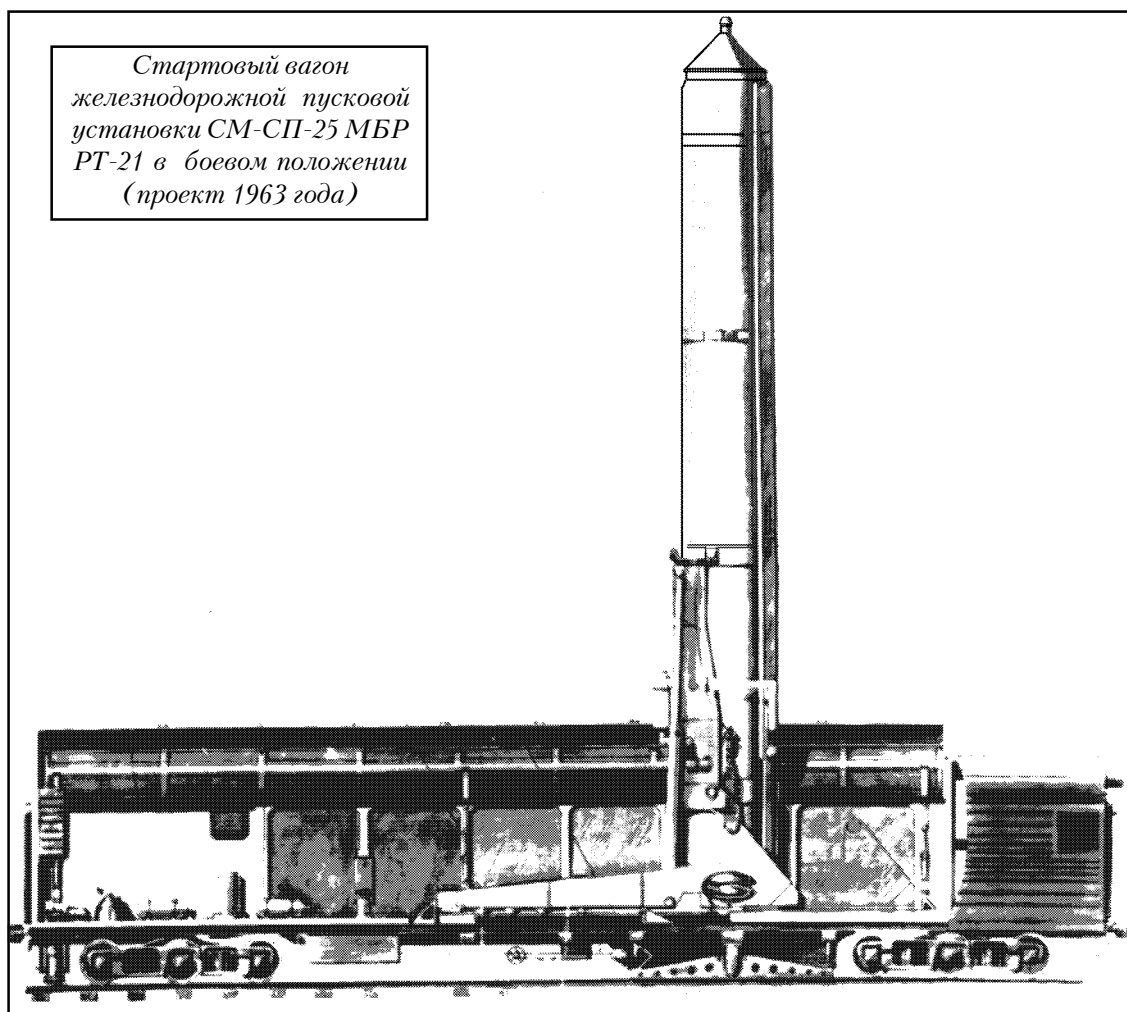
<p>Органы управления:</p> <ul style="list-style-type: none"> - I ступень поворотные сопла основного двигателя; - II ступень вдув газа в закритическую часть сопла из 4-х специальных сопел, работающих на отработанном турбогазе <p>Тип старта из ТПК с помощью ПАД</p> <p>Число ступеней ракеты 2¹</p> <p>Длина ракеты, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - полная с легким блоком 17,8 - полная с тяжелым блоком 17,48 - без головной части 16,2 <p>Максимальный диаметр корпуса, м 1,6</p> <p>Стартовый вес, т 30,0-30,2</p> <p>Вес топлива, т 25,4</p> <p>Первая ступень:</p> <p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - длина 6,12 - длина с межступенч. отсеком 9,8 - диаметр 1,8 	<p>Двигатель 4-сопловой однокамерный РДТТ 15Д15¹ с одним вкладным зарядом</p> <ul style="list-style-type: none"> - разработчик КБ машиностроения - главн. конструктор М.Ю.Цирульников - разработчик топлива НИИ-130 - главн. конструктор заряда Л.Н.Козлов - изготовитель топлива завод №98 - тяга, тс 60 <p>Тип топлива твердое, смесевое</p> <p>Вес топлива, т 16,7</p> <p>Вес конструкции, т 2,45</p> <p>Вторая ступень - 8К94:</p> <p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - длина 8,4 - диаметр 1,8 <p>Вес топлива, т 8,9</p> <p>Двигатель однокамерный ЖРД 15Д12 с ТНА¹</p> <p>Тяга двигателя в пустоте, тс 14-15</p> <p>Горючее НДМГ</p> <p>Окислитель АТ</p> <p>Головная часть:</p>	<p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - длина 1,65 - диаметр 1,05 <p>Пусковой контейнер:</p> <p>Тип с термостатированием</p> <p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - диаметр 2,0 - длина 18,90 <p>Пусковая установка:</p> <p>Тип шахтная типа ОС СМ-СП20 (15П799)</p> <p>Разработчик КБСМ</p> <p>Главный конструктор Б.Г.Бочков</p> <p>Число ракет на ПУ 1</p> <p>Транспортно-загрузочный агрегат:</p> <p>Тип 15У52</p> <p>Загрузочное устройство:</p> <p>Тип 15У9 (максимально унифицировано с комплексом 15П098 для МБР РТ-2 и РТ-2П)</p>
--	---	---

Проект боевого железнодорожного ракетного комплекса с МБР РТ-21

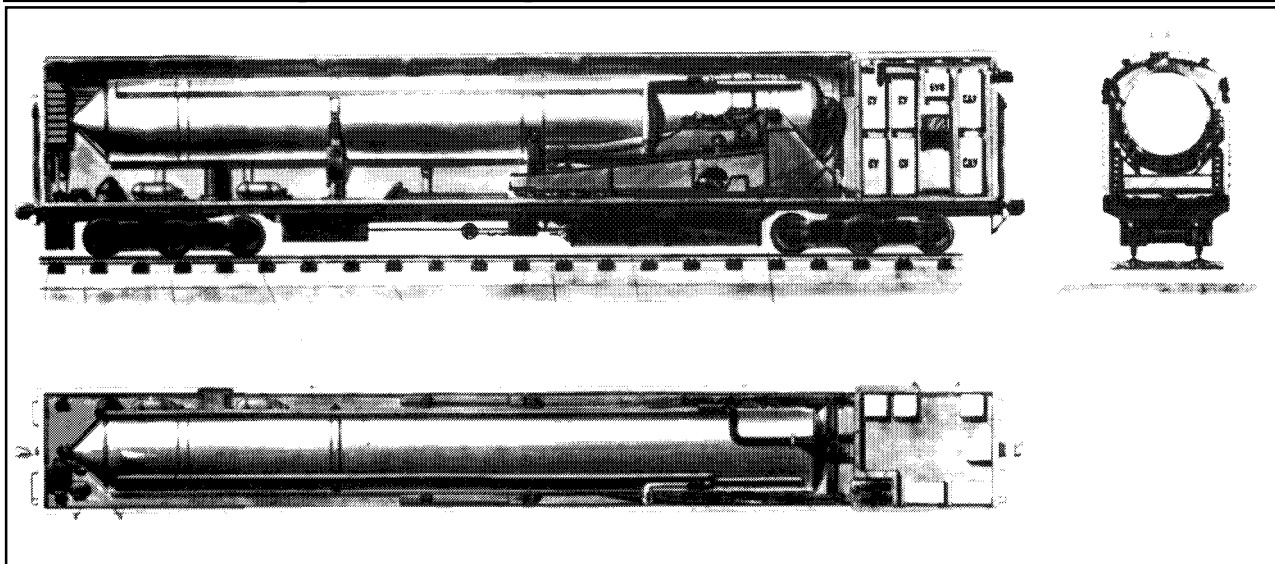
Твердотопливная стратегическая ракета РТ-21 прорабатывалась применительно к нескольким вариантам базирования, как с использованием подвижных пусковых установок, так и с размещением в

защищенных шахтных пусковых установках. Для размещения ракеты в ходе опытно-конструкторских работ в ЦКБ-34 (КБСМ) было разработано несколько вариантов

пусковых установок: СМ-СП-22, СМ-СП-24, СМ-СП-25 и СМ-СП-26, СМ-СП-27. Ракета РТ-21 и комплексы на ее базе не вышли из стадии проектных работ.



Отечественные стратегические ракетные комплексы



Железнодорожная пусковая установка СМ-СП-25 МБР РТ-21 в походном положении (проект 1963 года)

Разработчик КБ "Южное"
Гл. конструктор М. К. Янгель
Тип комплекса .. подвижный железнодорожный стратегический ракетный комплекс с МБР, третьего поколения
Состояние проектные работы выполнялись с 1963 года
 Ракета РТ-21(15Ж41)
 Дальн. стрельбы межконтинентальная
 Тип головной части термоядерная
 Система управления инерциальная
 Тип старта из ТПК с помощью ПАД
 Размеры ТПК, м:
 - длина 17,0
 - диаметр 2,0
 Число ступеней ракеты 3
 Вес ракеты с ТПК, т 42

Тип топлива твердое смесевое
Состав комплекса:
 - число ракет 6
 - число стартовых вагонов 6
 - вагоны спец. назначения 4
 - вагоны общего назначения 5
 - тепловозы типа ТЭ-3 2
Пусковая установка:
 Тип железнодорожная подвижная СМ-СП25
 Разработчик ЦКБ-34(КБСМ)
 База шестиосный вагон
 Вес ПУ, т:
 - с ракетой 125
 - без ракеты 83
 Число ракет на ПУ 1

Проект ракетного комплекса МБР РТ-21

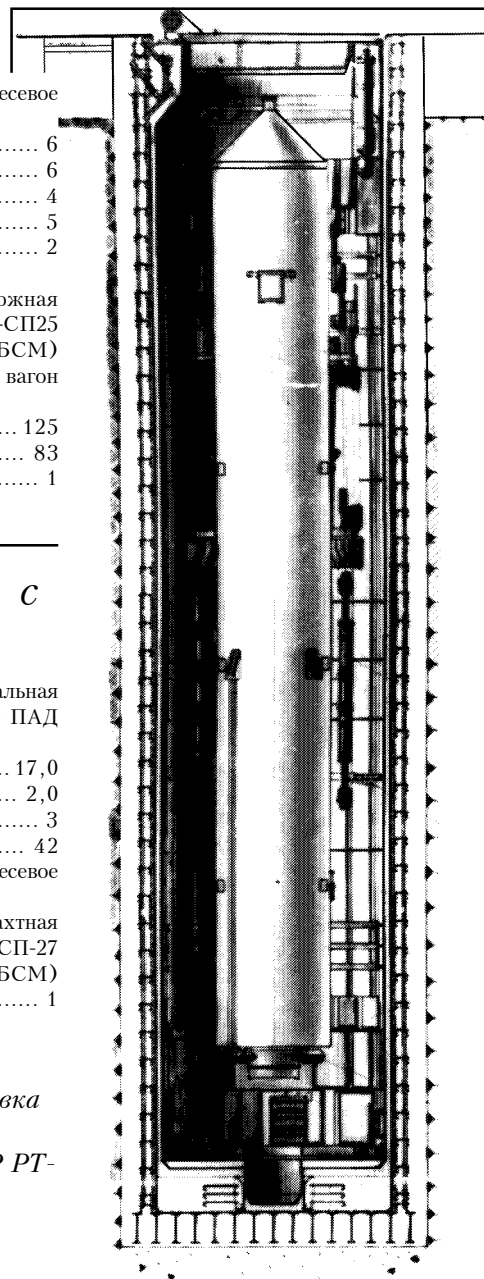
С

Проектные проработки ракетного комплекса с МБР типа РТ-21 велись КБ "Южное" в первой половине 1960-х годов. Для размещения твердотопливной межконтинентальной ракеты с термоядерной боевой частью в КБСМ прорабатывалась ШПУ типа "ОС".

Разработчик КБ "Южное"
Гл. конструктор М. К. Янгель
Тип комплекса стратегический ракетный комплекс с МБР и ШПУ типа ОС, третьего поколения
Состояние .. проектные работы выполнялись в 1963-1966 годах
 Ракета РТ-21 (15Ж41)
 Дальн. стрельбы межконтинентальная
 Тип головной части термоядерная

Система управления инерциальная
 Тип старта из ТПК с помощью ПАД
 Размеры ТПК, м:
 - длина 17,0
 - диаметр 2,0
 Число ступеней ракеты 3
 Вес ракеты с ТПК, т 42
 Тип топлива твердое смесевое
Пусковая установка:
 Тип шахтная типа ОС СМ-СП-27
 Разработчик ЦКБ-34(КБСМ)
 Число ракет на ПУ 1

Шахтная пусковая установка СМ-СП-27 ракетного комплекса с МБР РТ-21 (вариант 1966 года)



Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Проект боевого железнодорожного ракетного комплекса с МБР РТ-22

Аванпроект подвижного железно-дорожного стратегического ракетного комплекса с использованием ракеты РТ-22 выполнен в 1969 году. Средства транспортировки оборудования комплекса, ракет и пусковых установок разрабатывались в КБСМ (Ленинград).

Тип комплекса .. подвижный железно-дорожный стратегический ракетный комплекс с МБР, третьего поколения

Состояние проект

Ракета РТ-22

Дальн. стрельбы межконтинентальная

Тип головной части термоядерная моноблочная

Система управления инерциальная

Тип старта из ТПК с помощью ПАД

Размеры ТПК, м:

- длина 18,885
- диаметр 2,5

Число ступеней ракеты 3

Вес ракеты с ТПК, т 80

Тип топлива твердое смесевое

Состав комплекса:

- число ракет 6
- число стартовых вагонов 6
- вагоны спец. назначения 4
- вагоны общего назначения 5
- тепловозы типа 2ТЭ10Л 1

Пусковая установка:

Тип железнодорожная подвижная СМ-СП-35

Разработчик КБСМ

Число ракет на ПУ 1

Разработчик КБ "Южное"

Гл. конструктор М.К. Янгель

Проект подвижного ракетного комплекса "Темп-С2М"

Первый стратегический ракетный комплекс, разработанный коллективом НИИ-1 под руководством главного конструктора А.Д.Надирадзе. Ранее в НИИ-1 был создан подвижный ракетный комплекс оперативного назначения "Темп-С" с дальностью стрельбы 900 км.

По результатам первых проработок в НИИ-1 стартовый вес ракеты с обеспечением заданных характеристик составлял 32 тонны.

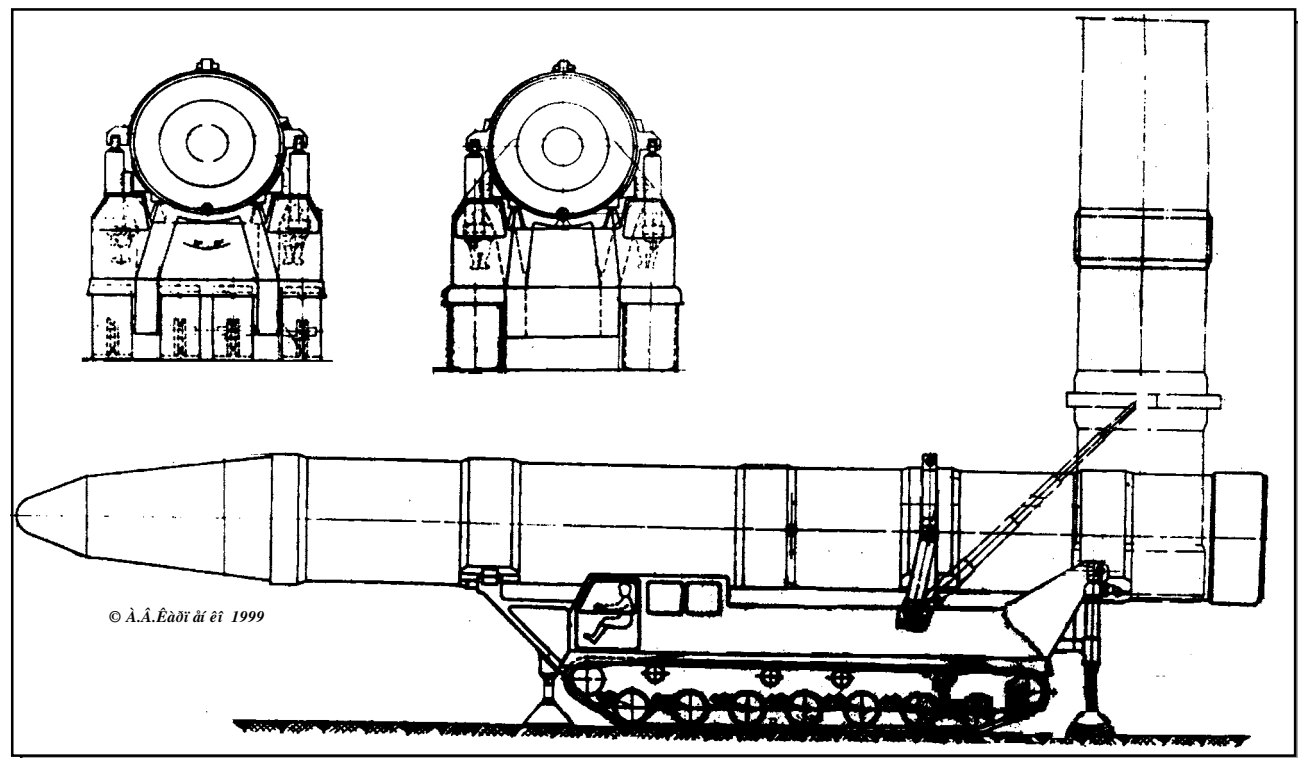
Первоначально для самоходной пусковой установки (СПУ) комплекса "Темп-С2" в СКБ МАЗ разрабатывалось пятиосное колесное шасси МАЗ-547 на базе семейства тяжелых колесных тягачей МАЗ-535 и МАЗ-537. В 1965 году ВНИИ-100 (ВНИИ трансмаш), по заданию НИИ-1, совместно с другими органи-

зациями Министерства оборонной промышленности прорабатывал несколько вариантов СПУ для комплекса "Темп-С2М" на базе различных образцов отечественной бронетехники: четырехгусеничная СПУ на базе шасси танка "объект 432" (Т-64) и тягача "объект 429"; четырехгусеничная СПУ на базе шасси танка "объект 432" и ракетного танка "объект 775"; двухгусеничная СПУ на базе шасси СПУ ракетного комплекса с

МБР РТ-20П; сочлененная СПУ на базе шасси танка "объект 432" и тягача "объект 429"; сочлененная СПУ - гусеничный тягач на базе шасси "объекта 821" с колесным полуприцепом на базе шасси автомобиля МАЗ-537. В заключении ВНИИ-100 говорилось, что создание гусеничного

шасси с заданными параметрами при ограничении веса СПУ 65 тоннами - невозможно. Для дальнейших работ предлагалось четырехгусеничное шасси с полным весом около 70 тонн. В то же время для проведения работ, связанных с отработкой ракетного комплекса было рекомендовано для экономии времени создать макетный образец СПУ на базе двухгусеничного "объекта 821". По результатам дальнейших проектных работ из-за роста веса системы управления и других агрегатов ракеты был увеличен ее стартовый вес и требовалось провести работы по поиску более мощного шасси для СПУ.

Дальнейшие работы по созданию этого подвижного стратегического ракетного комплекса были продолжены под шифром

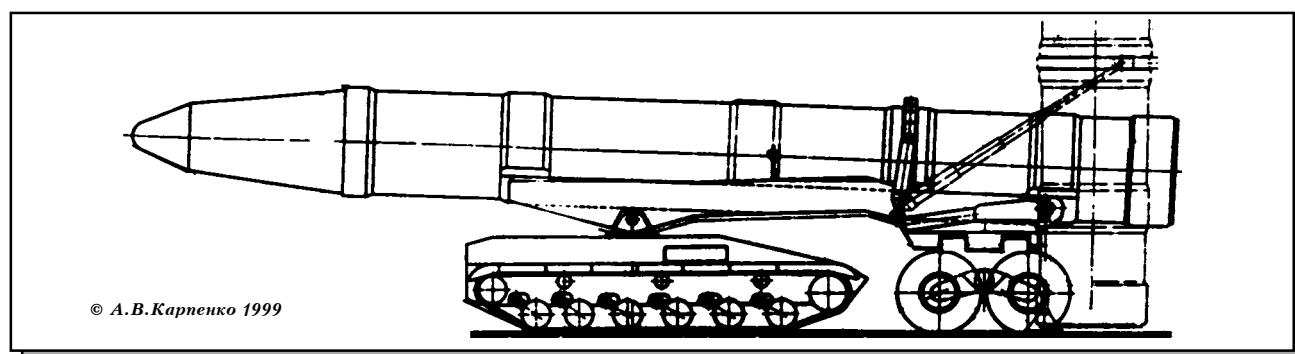


Варианты самоходной пусковой установки для изделия "Темп-С2М" на гусеничном шасси (4-гусеничных на базе "объектов 432-429", "объектов 432-775" и 2-гусеничного на базе "объекта 821")

Отечественные стратегические ракетные комплексы

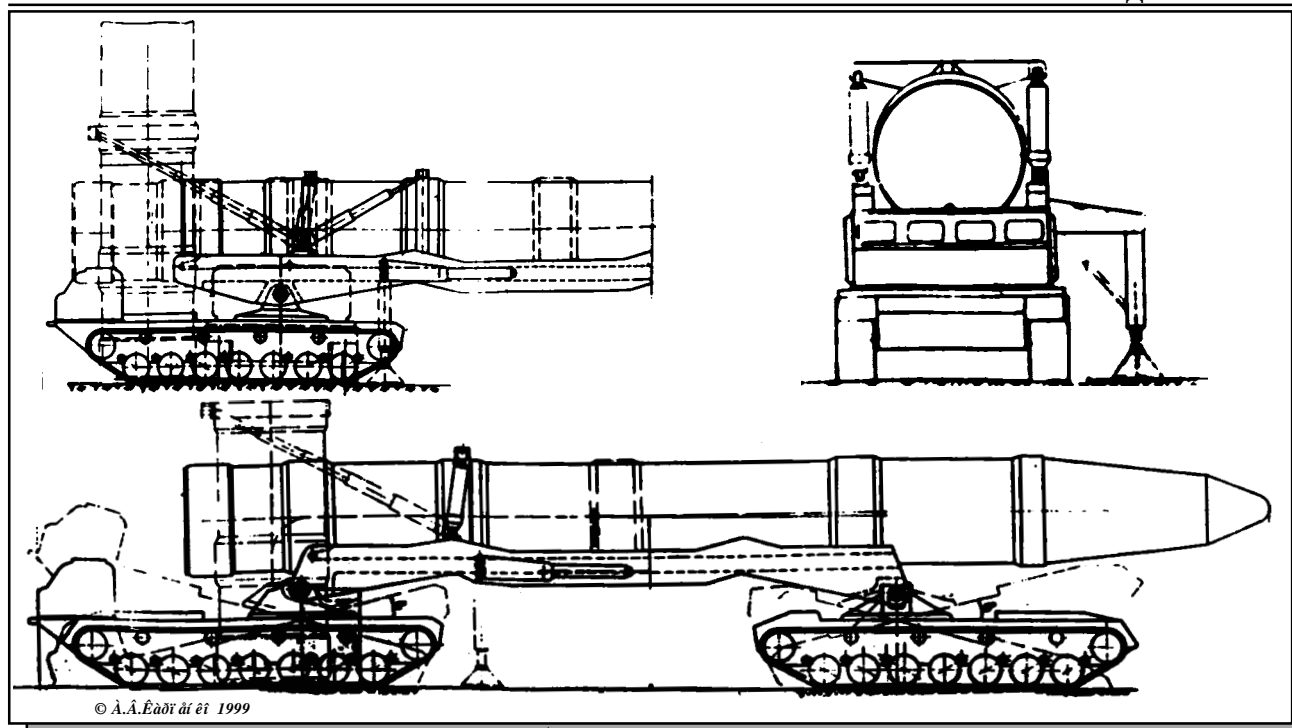
Основные характеристики проектных вариантов самоходных пусковых установок комплекса "Темп-С2М"

Характеристики	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4	Вариант 5
	на базе "объектов 432-429"	на базе "объектов 432-775"	на базе "объекта 821"	на базе "объектов 432-429"	на базе "объекта 821" и МАЗ-537
Тип самоходной пусковой установки (СПУ)	4-х гусеничная одиночная машина	4-х гусеничная одиночная машина	2-х гусеничная одиночная машина	сочлененная гусенично-машина	гусеничный тягач с колесным полуприцепом
Вес СПУ с ракетой, т	73,09	73,32	71,81	85,67	76,5
Вес СПУ с ракетой, т (вариант с корпусом СПУ из алюминиевого сплава)	70,09	70,3	68,81	-	-
Вес СПУ без ТПК и МБР, т	36,1	36,3	34,8	48,67	39,5
Вес ракеты "Темп-С2М", т	37	37	37	37	37
Вес пусковых агрегатов и спец. оборудования, т	4,84	4,84	4,84	4,84	4,84
Вес массы СПУ, т	31,25	31,45	29,97	43,3	34,68
Удельное давление на грунт, кг/см ²	0,63	0,63	0,92 (1,02)	0,86	0,77 - 0,85
Ширина гусеницы, мм	540	540	720 / 650	540	720 / 650
Длина СПУ с ракетой, м	20,0	20,0	20,0	22,66	20,0
Ширина СПУ, м	3,15	3,15	3,22	3,27	3,15
Высота СПУ с ракетой, м	4,4	4,4	4,4	4,56	4,72
Клиренс, м	-	-	0,45	0,45	0,524
Скорость движения, км/ч: - по шоссе - по грунтовой дороге	32 18	32 18	35 20	40 25	35 20
Угол статической устойчивости, град.: - продольный - поперечный	50 31	50 31	50 31	- 30	- 28
Глубина брода, м	1,7	1,7	1,4	1,4	1,4
Запас хода, м	250	250	250	300	250
Гарантийный срок службы, час	3000	3000	2000	3000	2000
Экипаж, чел.	6	6	6	6	6



Вариант самоходной пусковой установки для изделия "Темп-С2М" на гусеничном тягаче на базе "объекта 821" с колесным полуприцепом на базе автомобиля МАЗ-537

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



© А.А.Евдѣевъ и др. 1999

Вариант самоходной пусковой установки для изделия "Темп-С2М" на сочлененной машине, разработанной на базе объектов "432" и "429"

<p>"Темп-2С". Первоначально систему управления для ракеты "Темп-С2М" раз-рабатывал ЦНИИ АГ, в дальнейшем работу по созданию СУ передал в НИИАП.</p> <p>Разработчик НИИ-1 МОП Гл. конструктор А. Д.Надирадзе Изготовитель не изготавливался Тип комплекса подвижный грунтовой ракетный комплекс стратегического назначения с МБР, третьего поколения Состояние проект 1965 года Ракета "Темп-С2М" Дальность стрельбы, км более 8000 Точн. стрельбы (КВО), м 500-1500 Тип головной части моноблочная</p>	<p>термоядерная Система управления инерциальная с гиросtabilизированной платформой - разработчик ... ЦНИИ АГ / НИИАП Органы управления газовые и аэродинамические решетчатые рули Стабилизаторы аэродинамические решетчатые</p> <p>Тип старта из ТПК с помощью ПАД Число ступеней ракеты 3 Размеры ракеты, м: - длина полная 18-19 - длина без головной части около 17 - макс. диаметр корпуса, м 1,8 Стартовый вес, т 37,0 (по варианту до 1965 года - 32,0 т) Тип топлива твердое смесевое Двигатели I-III ступеней РДТТ - разработчик НИИ-125</p>	<p>(НПО "Союз") - главный конструктор Б. П.Жуков Пусковой контейнер: Размеры, м: - длина 20,0 - диаметр 2,0 Пусковая установка: Тип подвижная грунтовая на базе пятиосного автомобиля МАЗ-547 и несколько вариантов гусеничных шасси на базе объектов бронетанковой техники</p>
---	--	---

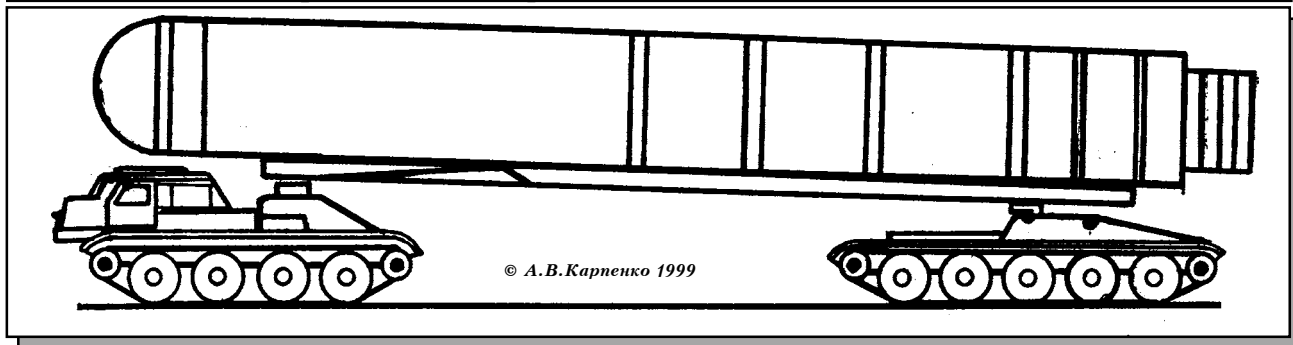
Подвижный грунтовой ракетный комплекс "Темп-2С" с МБР 15Ж42

Разработка подвижного комплек-са на конкурсной основе официально задана НИИ-1 МОП и КБ "Южное" Постановлением СМ от 6 марта 1966 года. Во время предэскизных прорабо-ток комплекса, выполненных в НИИ-1 в 1965 году, первоначальный вес ра-кеты под индексом "Темп-С2М" составлял 37 тонн. В 1967 году прорабатывался вариант самоходной сочлененной гусеничной пусковой установки для МБР - разработанный Рубцовским машиностроительным заводом "объект 18",

с удельным дав-лением на грунт 0,9 кг/см². Проводи-лись проработки по шахтному и железнодорожному подвижному ком-плексам с малогабаритными твердо-топливными МБР. МБР 15Ж42 комплекса "Темп-2С", спроектированная в МИТе (НИИ-1) имела три твердотопливные ступени. При разделении I и II ступеней введена пауза на запуск двигателя в 10 с, что обеспечивает управляемость II ступени маломощными органами управления (высота более 30 км, скоростной напор до 1000 кг/м²).

Маршевые ступени разделялись по "холодной" схеме с использованием тормозных двигате-лей. Управление ракетой по дальности осуществлялось за счет отсечки тяги ДУ третьей ступени посредством открытия 14 окон, а через 0,25 с - дополнительно производилась попе-речная рубка корпуса двигателя. Оснащение ракеты более мощным боевым блоком и развитым комп-лексом преодоления ПРО привело к увеличению стартового веса до 40,5 т и потребовало разработки новой шестиосной СПУ на шасси МАЗ-547А.

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Самоходная ПУ "объект 18" для МБР (проект Рубцовского МЗ 1967 года)

В 1968 году прорабатывалось два варианта мобильного комплекса с твердотопливной ракетой 15Ж42: СПУ на гусеничном ходу - "объект 825", разработка КБ-3 Ленинградского Кировского завода (ЛКЗ) - шифр "Темп-2С" и СПУ на колесной базе специального шестиосного автомобиля МАЗ-547А, разработанного в СКБ Минского автомобильного завода - шифр "Урал".

Разработка комплекса "Темп-2С" с подвижной грунтовой ПУ задана 10 июля 1969 года. По теме "Темп-2С" в КБ-3 ЛКЗ к 1970 году было разработано, а на ЛКЗ собрано несколько вариантов опытных образцов самоходных пусковых установок: "объект 825СП2" с опорными катками и гусеницами тяжелого танка Т-10; «объект 825СП3» с опорными катками и гусеницами основного танка Т-80.

С начала 1970-х годов начались испытания специального шестиосного автомобиля МАЗ-547А. Анализ всех вариантов пусковых установок в работах по теме "Темп-2С" показал, что наилучшим

вариантом по размещению, последующей эксплуатации является вариант самоходной пусковой установки на колесной базе автомобиля МАЗ-547А. Испытания комплекса начались в 1971 году¹ на Плесецком полигоне с использованием упрощенных макетов ракеты, оснащенных только двигательной установкой I ступени. Летные испытания ракеты 15Ж42 начались 14 марта 1972 года и продолжались до декабря 1974 года; было выполнено 35 пусков. В ходе полигонных проверок выявилась возможность опрокидывания ПУ при движении на сложных дорожных участках из-за плохого обзора с места механика-водителя.

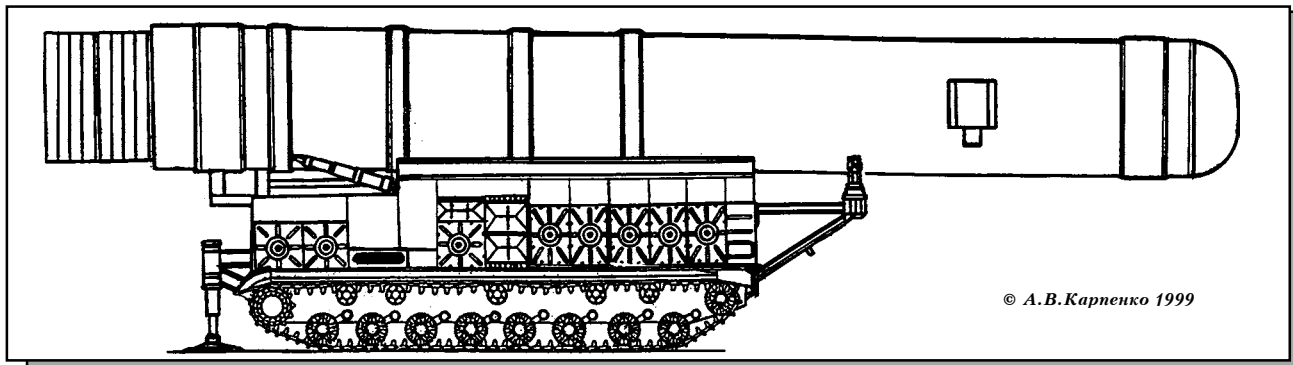
Первые два ракетных полка стали на боевое дежурство 21 февраля 1976 года (г.Плесецк, командиры Л.В.Фирсов и В.В.Рунов), всего было развернуто семь ракетных полков.

По данным, опубликованным в США, в 1978-1985 годах было развернуто от 50 до 100 БР "Темп-2С" под Плесецком. По

договору ОСВ-2, подписанному в июне 1979 года руководителями СССР и США, Советский Союз брал на себя обязательства не производить, не испытывать и не развертывать ракетный комплекс "Темп-2С". В результате РК "Темп-2С" был снят с боевого дежурства и ликвидирован.

На базе первых двух ступеней МБР создана ракета 15Ж45 средней дальности для подвижного комплекса "Пионер".

Разработчик НИИ-1МОП(МИТ¹)
Гл. конструктор А.Д.Надирадзе
Изготовитель ракеты . Воткинский МЗ
Код НАТО SS-16 *Sinner*
Наименование по ОСВ РС-14
Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)
Тип комплекса подвижный грунтовой ракетный комплекс стратегического назначения с МБР, третьего поколения
Состояние проведены испытания на



Пусковая установка "объект 825СП2" комплекса "Темп-2С" (проект 1968 года)

полигоне НИИП-53 в 1972-1974 годах, поставлен на боевое дежурство в 1976 году. Снят с боевого дежурства по Договору ОСВ-2 во второй половине 1970-х годов
 Ракета 15Ж42
 Дальность стрельбы, км 10500
 Точн. стрельбы (КВО), км 0,45-1,64
 Головная часть:

- тип моноблочная термоядерная
 - мощность заряда, Мг 0,65-1,5
 - вес, кг 940

Система управления:

- тип инерциальная с БЦВМ
 - разработчик НИИАП

- гл. конструктор Н.А.Пилюгин
 Рулевые приводы:

- тип гидравлические
 - разработчик ЦНИИАГ
 Органы управления и стабилизации:

- I ступень газовые из тугоплавкого вольфрама и аэродинамические решетчатые рули, решетчатые стабилизаторы;

- II ступень по крену - газовые сопла с газогенератором; по тангажу и рысканию - вдув в закритическую часть сопла горячих газов;

- III ступень по крену - газовые сопла с газогенератором;

по тангажу и рысканию - вдув в закритическую часть сопла горячих газов

Тип старта "минометный" из ТПК с помощью ПАД

Число ступеней ракеты 3

Длина ракеты, м:

- полная 18,5

- без головной части 16,9

Макс. диаметр корпуса, м 1,79

Стартовый вес, т 41,5-44,2

Тип топлива твердое смесевое

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 8,58

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

- диаметр 1,79
 Вес снаряженной ступени, тс 26,63
 Двигатель однокамерный РДТТ
 - разработчик Люберецкое НПО "Союз"
 - главный конструктор Б.П.Жуков
 - число сопел 1

Вторая ступень:

Размеры, м:
 - длина 4,4
 - диаметр 1,47
 Вес снаряженной ступени, т 8,7
 Двигатель однокамерный РДТТ
 - разработчик Люберецкое НПО "Союз"
 - главный конструктор Б.П.Жуков
 - число сопел 1

Третья ступень:

Размеры, м:
 - длина (с боевой ступенью) 3,9
 - диаметр 1,3
 Вес снаряженной ступени, т 8,7
 Двигатель однокамерный РДТТ
 - разработчик Люберецкое НПО "Союз"
 - главный конструктор Б.П.Жуков
 - число сопел 1

Боевая ступень:

Двигатель четыре РДТТ малой тяги

Пусковая установка (вариант 1):

Тип гусеничная грунтовая
 подвижная
 "объект 825Сп2"

Шасси на базе танка Т-10
 Разработчик КБ-3 ЛКЗ
 Изготовитель ЛКЗ
 Состояние опытные образцы
 проходили испытания с 1970 года

Размеры, м:

- длина с ТПК 20,01
 - высота 4,4
 - ширина 3,22
 Вес без ракеты, т 29,9
 Вес с ракетой, т 74,0
 Число ракет на ПУ 1

Пусковая установка (вариант 2):

Тип гусеничная грунтовая
 подвижная "объект 825Сп3"

Шасси на базе танка Т-80
 Разработчик КБ-3 ЛКЗ
 Изготовитель ЛКЗ
 Состояние опытные образцы
 проходили испытания с 1970 года

Размеры, м:

- длина с ТПК 20,0
 - высота 4,4
 - ширина 3,22
 Вес без ракеты, т 29,9
 Вес с ракетой, т 74,0
 Число ракет на ПУ 1

Пусковая установка (вариант 3):

Тип колесная грунтовая подвижная

Разработчик ЦКБ "Титан"
 Изготовитель ПО "Баррикады"
 Шасси автомобиль МАЗ-547А
 Разработчик шасси СКБ МАЗ
 Колесная формула 12х10
 Состояние на боевом дежурстве
 с 1976 года, выведены из боевого
 состава в конце 1970-х годов

Размеры, м:

- длина без ТПК 16,8
 - высота 2,9
 - ширина 3,2
 Вес, т 40,25
 Двигатель дизель
 Мощность, л.с. 746
 Число ракет на ПУ 1

Приводы подъема ракеты в ТПК:

- тип гидравлические
 - разработчик ЦНИИАГ
 Скорость, км/ч 40
 Преодолеваемые препятствия:

- подъем, град 15
 - брод, м 1,0

Транспортно-погруз. средство (ТПС):

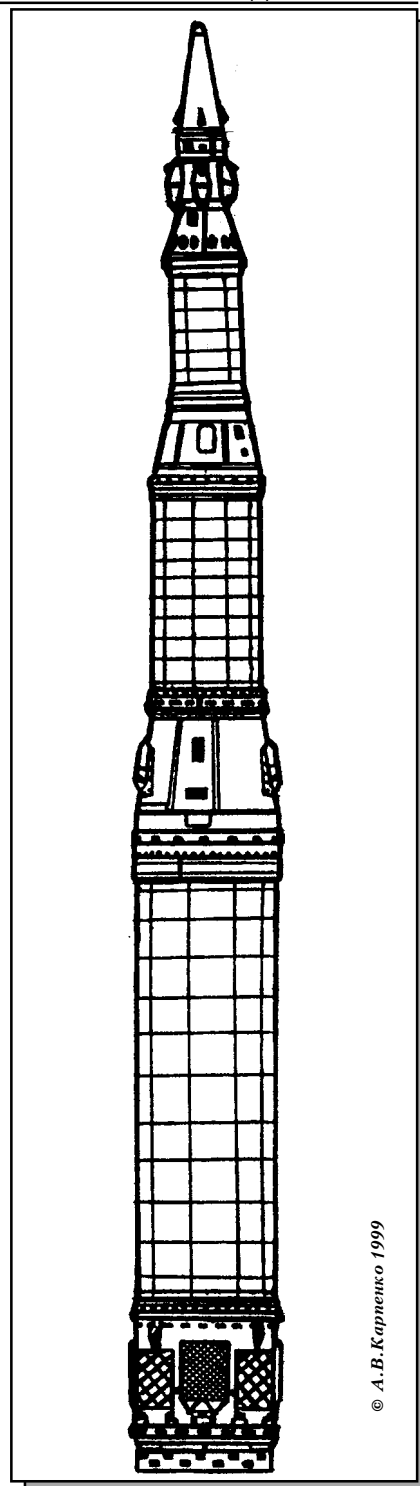
Тип грунтовое подвижное
 Разработчик ЦКБ "Титан"
 Изготовитель ПО "Баррикады"
 Шасси МАЗ-547А
 Разработчик шасси СКБ МАЗ
 Колесная формула 12х10
 Состояние на боевом дежурстве
 с 1976 года, выведены из боевого
 состава в конце 70-х годов

Размеры, м:

- длина без ТПК 17,33
 - высота 2,9
 - ширина 3,2
 Вес ПУ, т 40,25
 Двигатель дизель
 Мощность, л.с. 746
 Число ракет на ТПС 1
 Скорость, км/ч 40

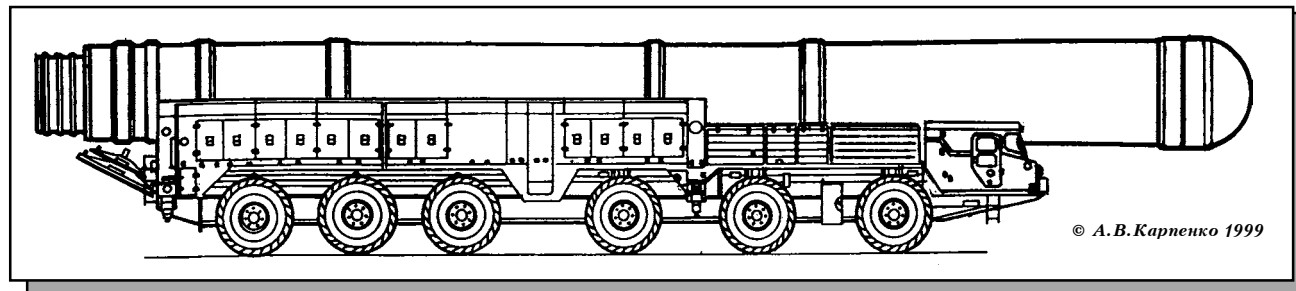
Преодолеваемые препятствия:

- подъем, град 15
 - брод, м 1,0
 Экипаж, чел. 2



© А.В.Карпенко 1999

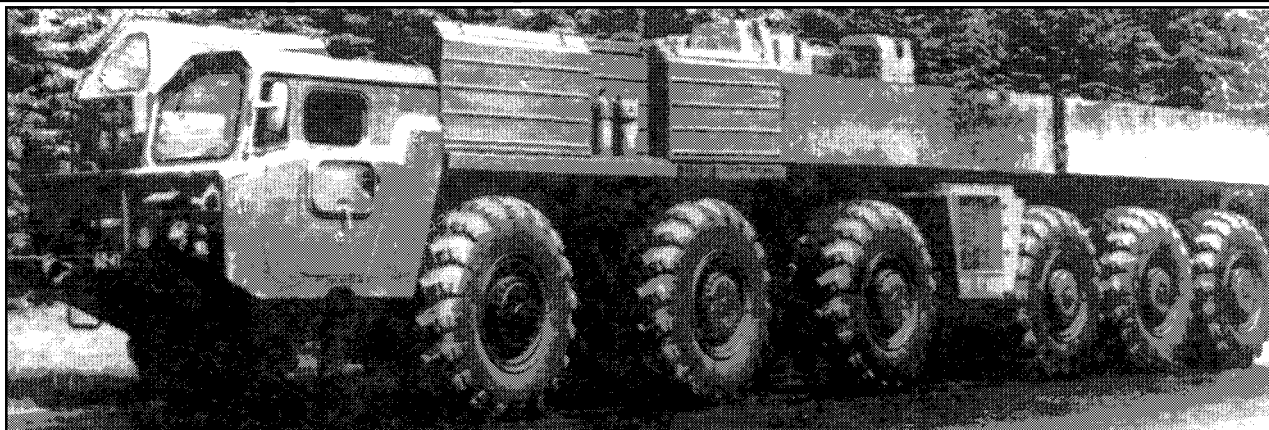
Ракета 15Ж42 "Темн-2С"



© А.В.Карпенко 1999

Пусковая установка комплекса "Темн-2С" на базе автомобиля МАЗ-547А

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Автомобильное шасси МАЗ-547А колесной формулы 12х10

Ракетный комплекс 15П015 с МБР среднего класса МР-УР-100(15А15)

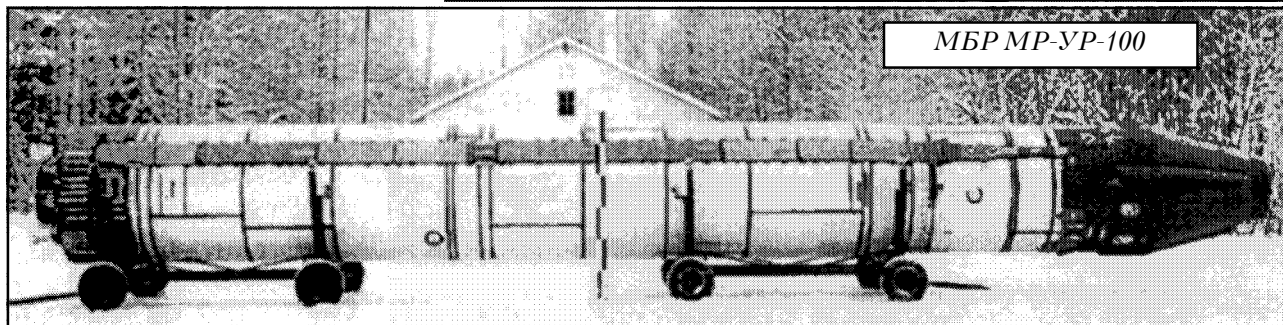
Работы по ракетному комплексу с легкой МБР третьего поколения начались в 1964 году под руководством главного конструктора М.К.Янгеля. В процессе разработки было определено, что ракета нового комплекса должна оснащаться разделяющейся головной частью индивидуального наведения (РГЧ ИН). В дальнейшем было определено, что ракетные комплексы с МБР, получившей к тому времени обозначение - 15А15, целесообразно разместить в местах базирования ракетных комплексов 15П084 с установкой ракет в ШПУ МБР УР-100.

Разработка предложений по комплексу с МБР МР-УР-100 (15А15) выполнялась КБ "Южное" (КБЮ) на конкурсной основе с ЦКБМ генерального конструктора В.Н.Челомея, который создавал МБР УР-100Н (15А30).

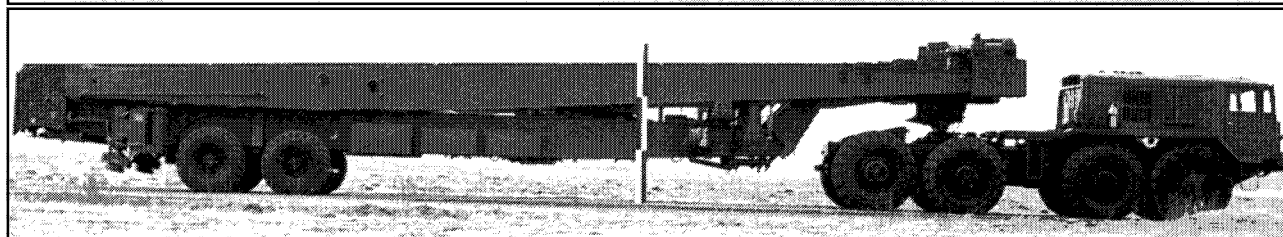
В ракетный комплекс с МБР МР-УР-100 были заложены следующие основные принципы: создание ракеты



Установка контейнера с ракетой МР-УР-100 в ШПУ



МБР МР-УР-100



Установщик УТПК-1 МБР МР-УР-100, УР-100Н и их модификаций

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

среднего класса с РГЧ ИН, размещаемой вместе с транспортно-пусковым контейнером в ШПУ МБР УР-100; повышенная защищенность ШПУ без переделки железобетонного ствола строительного сооружения ШПУ. Реализация этих установок требовала от конструкторов решения целого ряда сложных технических задач. Так из-за ограничений размеров ШПУ по габаритам был предложен «холодный» старт МБР из ТПК за счет использования порохового аккумулятора давления (ПАД), что позволило сохранить требуемые габариты ТПК и увеличить дальность стрельбы. Длина ракеты МР-УР-100 была увеличена за счет реализации складного обтекателя головной части при нахождении ракеты в ТПК (про-ходил испытания и надувной обтека-тель), В комплексе были применены и другие прогрессивные конструктор-ские разработки.

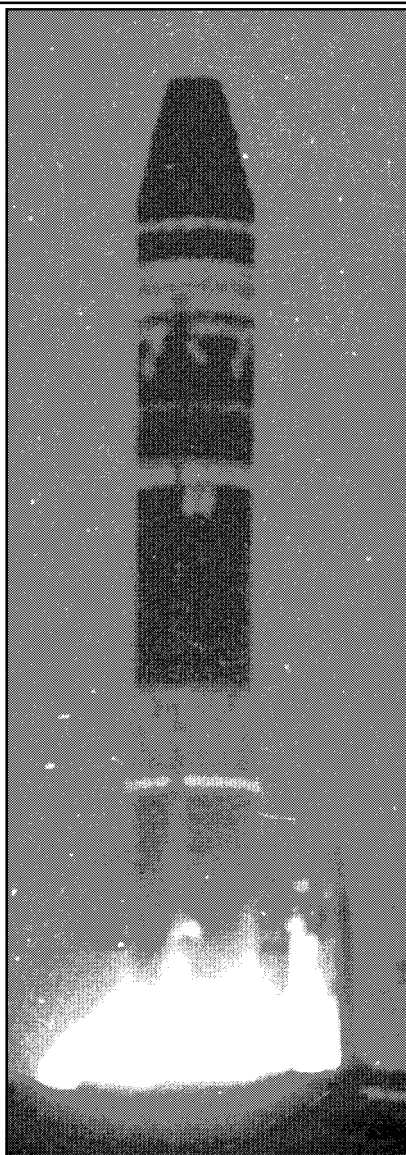
В сентябре 1969 года вышел приказ МОМ о разработке ракетного ком-плекса с МБР 15А15. Технический проект комплекса выполнен в 1969 году. В комплексе был введен дистан-ционный контроль параметров систе-мы ракеты при нахождении на боевом дежурстве.

Ракета МР-УР-100 получилась в полтора раза легче «конкурента» - УР-100Н, но с меньшим числом боевых блоков, при этом дальность стрельбы была несколько больше.

Бросковые испытания ракеты 15А15 начались в мае 1971 года на испытатель-ной базе Павлоградского МЗ и продол-жены с 15 сентября 1972 года на НИИП-5. Испытательные пуски ракеты МР-УР-100 (15А15) по про-грамме ЛКИ проводились с 26 декабря 1972 года по 17 декабря 1974 года на НИИП-5 (Тюра-Там), было проведено 30 испытательных пусков.

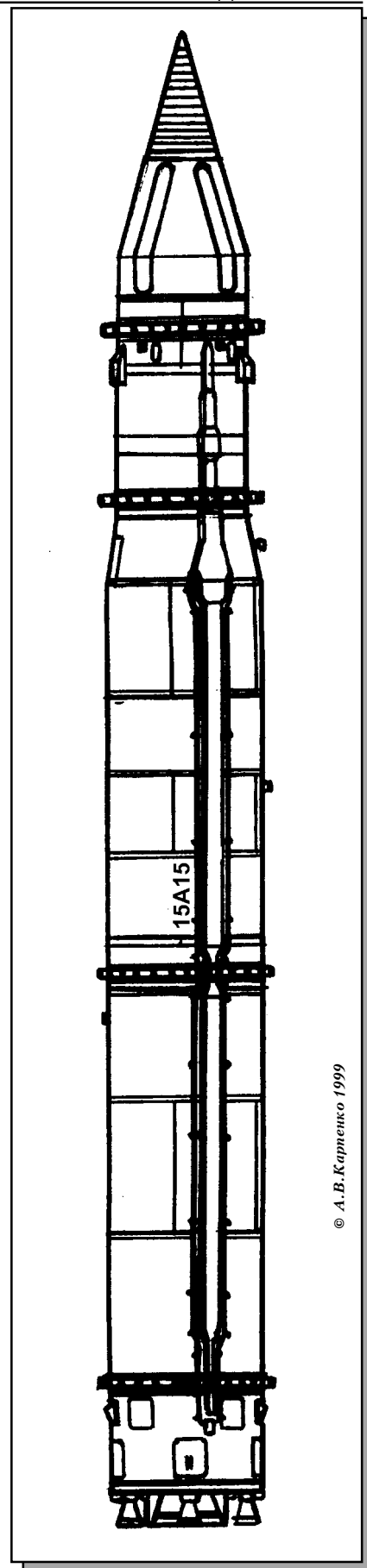
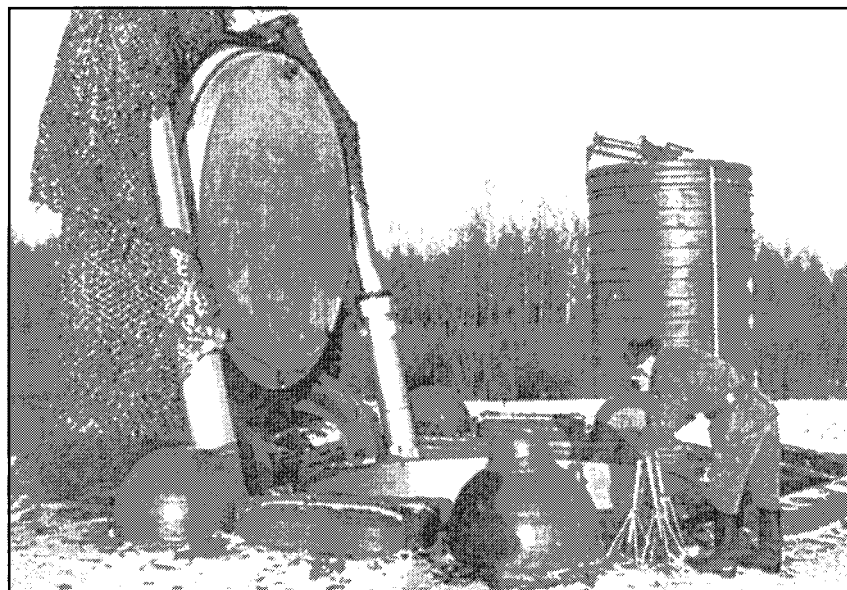
Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР в октябре 1974 года было задано сократить число типов боевого оснащения МБР МР-УР-100 и Р-36М.

В результате испытаний МБР



Пуск МБР МР-УР-100

Учебная шахтная пусковая установка для МБР МР-УР-100



Вариант ракеты МР-УР-100

© А.В.Карпенко 1999

Отечественные стратегические ракетные комплексы

МР-УР-100 и УР-100Н и их стартовых комплексов на вооружение были приняты обе ракетные системы, имевшие большие возможности по модернизации.

Пусковая установка СМ-СП-30 для ракет МР-УР-100, созданная в ЦКБ-34 (КБСМ) на основе строительного сооружения ШПУ МБР УР-100, полностью отвечала первоначальной концепции комплекса и обеспечивала увеличение защищенности от всех поражающих факторов ядерного взрыва. Аванпроект ШПУ выполнен в 1968 году. ШПУ СМ-СП-30 состоит из строительной части, силового стакана с оборудованием, защитного устройства и амортизации. Для отработки резинотехнических изделий, комплектующих гидropневматической амортизации, тормозного устройства крыши, поворотного газохода были разработаны специальные стелды и проведены соответствующие испытания. В 1968 году на испытательной базе КБСМ были проведены макетные испытания защитного устройства поворотного типа.

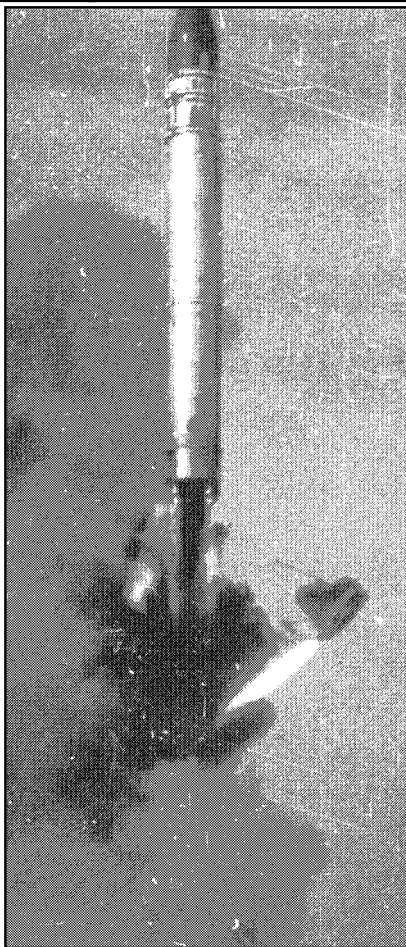
Реализация установленных при разработке комплекса принципов позволила реконструировать ШПУ ракет УР-100 для размещения МБР МР-УР-100 в максимально сжатые сроки с наименьшей трудоемкостью. Создание ШПУ для ракет МР-УР-100 требовало в три с лишним раза меньших затрат времени в сравнении с ШПУ для ракет УР-100Н (установка которых требовала ликвидации старой ШПУ для ракет УР-100 и строительства на ее месте новой пусковой установки со значительно большими габаритами).

Первый ракетный полк с МБР МР-УР-100 поставлен на боевое дежурство 6 мая 1975 года (г.Бологое, командир В.А.Бакулин).

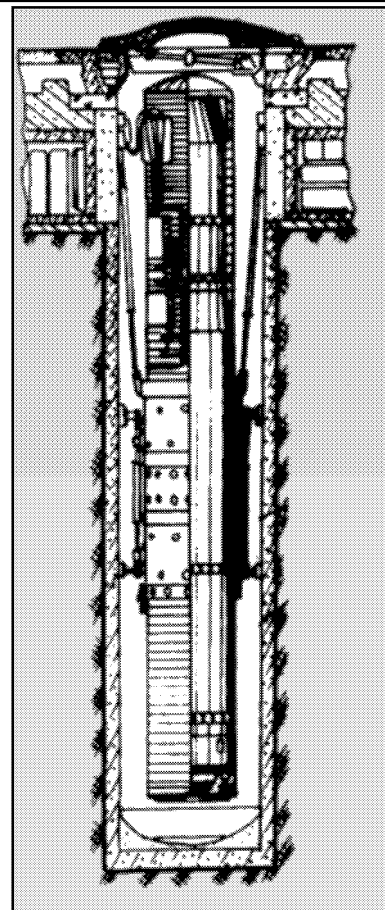
Развертывание комплекса с МБР МР-УР-100 началось в 1975 году в модернизированных ШПУ ракет УР-100, которые к 1982 году были сняты с боевого дежурства и полностью заменены ракетами УР-100К, УР-100У, МР-УР-100 и УР-100Н. В 1977 году было развернуто пять полков с ракетами МР-УР-100 с 50 ШПУ, к 1978 - 100 ШПУ и к 1978 - максимальное количество - 150 ШПУ. В ракетный полк входило 10 ШПУ и командный пункт контейнерного типа, размещаемый в шахте.

Комплекс с МБР МР-УР-100 был развернут на базах в районах Выпозово (под г.Бологое) и Костромь; учебный центр по подготовке специалистов комплекса находился в Балабаново.

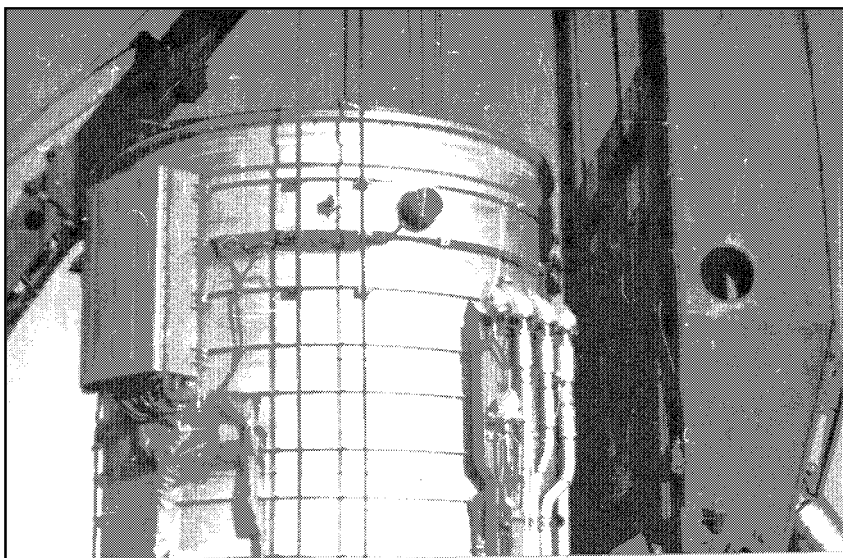
В дальнейшем на базе ракеты МР-УР-100 был создан комплекс повышенной защищенности, а позднее -



Пуск МБР МР-УР-100

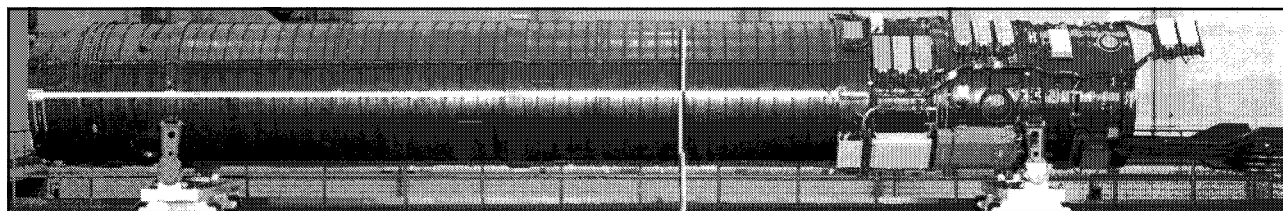


Шахтная ПУ МБР МР-УР-100УТТХ (проект)



Установка контейнера с ракетой МР-УР-100 в ШПУ

ТПК ракеты МР-УР-100



Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

модернизированная ракета МР-УР-100УТТХ (15А16) с ШПУ высокой защищенности.

Топливные баки .. несущей конструкции днищами с совмещенными промежуточными Горючее НДМГ

Разработчик КБ "Южное"
Гл. конструктор В.Ф.Уткин
Изготовитель ракеты ЮМЗ
Код НАТО ... SS-17 *Spanker Mod 1&2*
Наименование по СНВ-1 РС-16А²
Классификация по СНВ-1 ... собранная

МБР в пусковом контейнере (Класс А)
Тип комплекса комплекс с ампулизированной легкой МБР и ШПУ типа ОС, третьего поколения
Состояние на вооружении с 30 декабря 1975 года, серийное производство с 1973 года.

В 1984 году снят с вооружения
 Ракета МР-УР-100 (15А15)
 Дальность стрельбы, км:

- наибольшая с моноблочн. ГЧ .. 10320
 - наибольшая с РГЧ 10200

Точность стрельбы (КВО), м .. 420-560
 Вес головной части, кг 2550

Головная часть (Вариант 1):
 - тип моноблочная термоядерная с комплексом средств преодоления системы ПРО
 - мощность заряда, Мг 3,6 (4-6)

Головная часть (Вариант 2):
 - тип ... РГЧ ИН с четырьмя термоядерными боевыми блоками и с комплексом средств преодоления системы ПРО
 - мощность заряда блока, Мг .. 0,3-0,75

Система управления:
 - тип инерциальная с БЦВМ
 - разработчик НИИАП
 - гл. конструктор Н.А.Пилюгин

Органы управления:
 - I ступень 4-камерный рулевой ЖРД;
 - II ступень вдувом генераторного газа в закритическую часть сопла, по крену - 4-мя специальными соплами с отбором газа от генератора

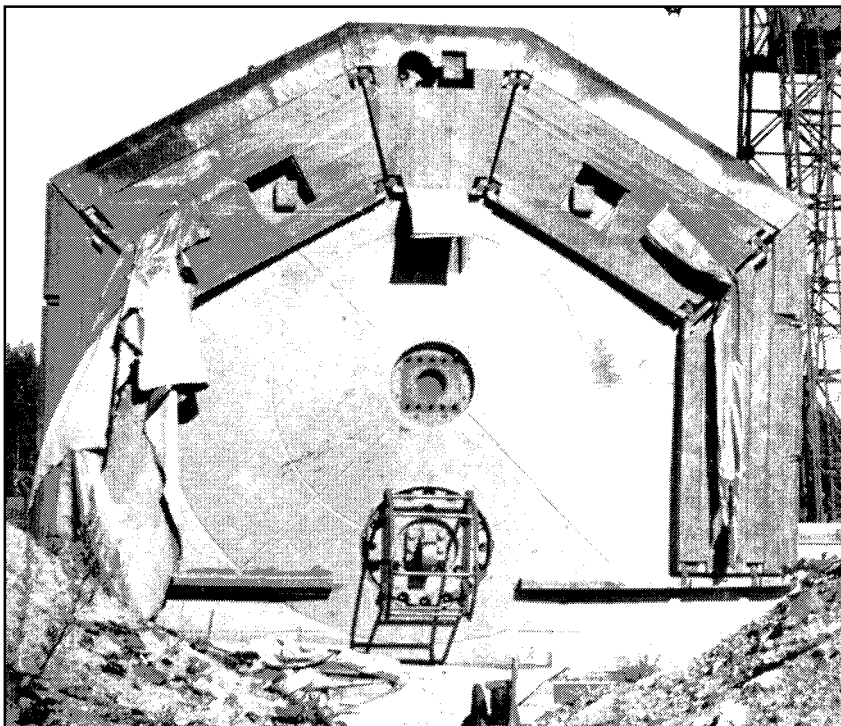
Разделение ступеней специальными пороховыми двигателями

Тип старта "минометный" из ТПК с помощью ПАД

Число ступеней ракеты 2
 Длина ракеты, м:

- полная без обтекателя 22,52
 - полная с обтекателем 23,9
 - без головной части 20,9
 - в ТПК 21,6

Макс. диаметр корпуса, м 2,25
 Стартовый вес, т 71,1

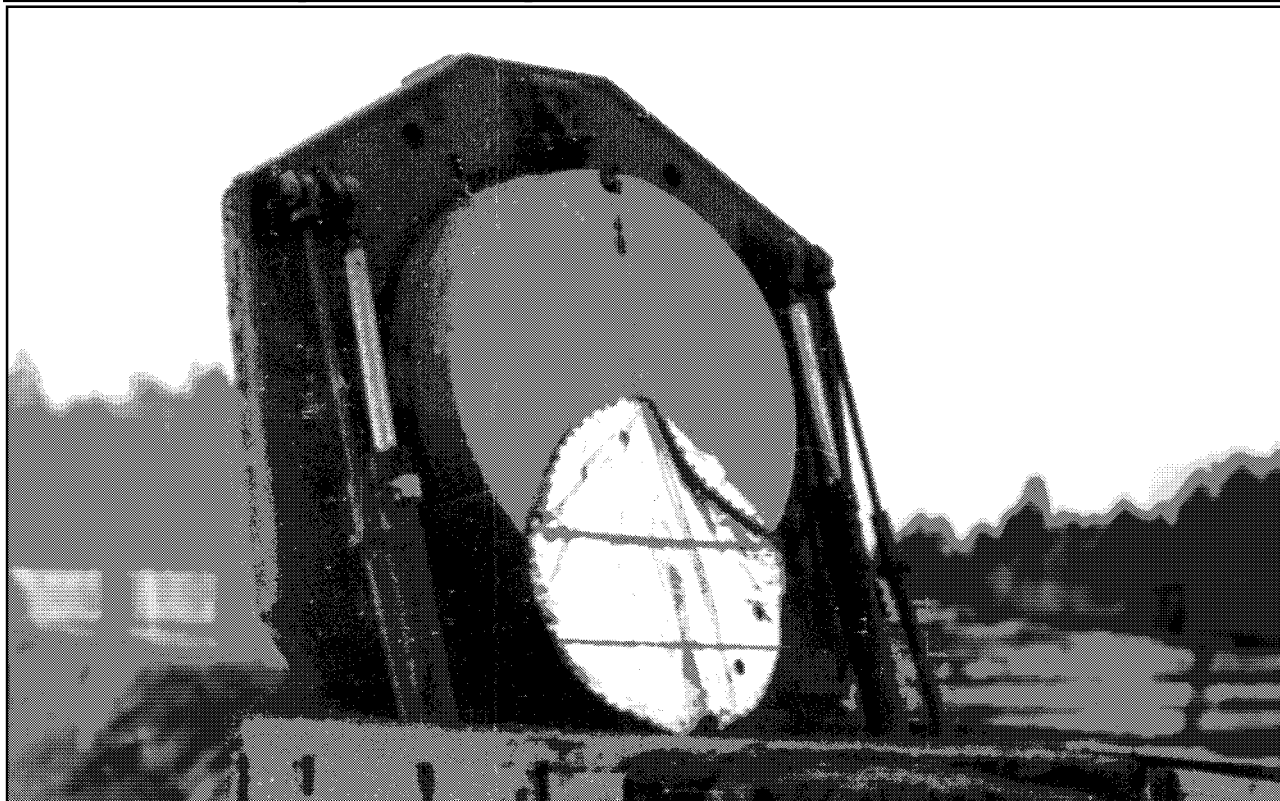


Испытание защитного устройства ШПУ СМ-СП-30

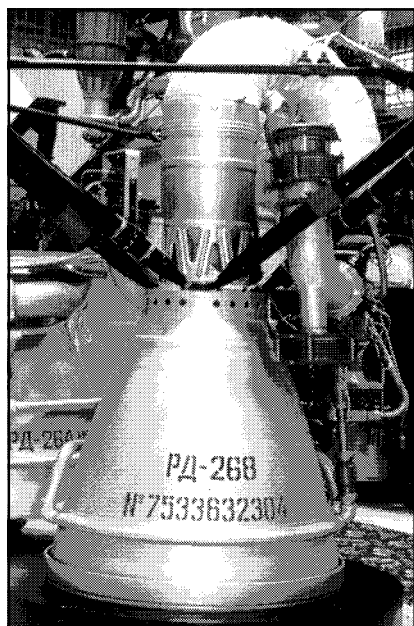


Первая ступень ракеты МР-УР-100

Отечественные стратегические ракетные комплексы



*Испытание защитного
устройства ШПУ СМ-СП-30*

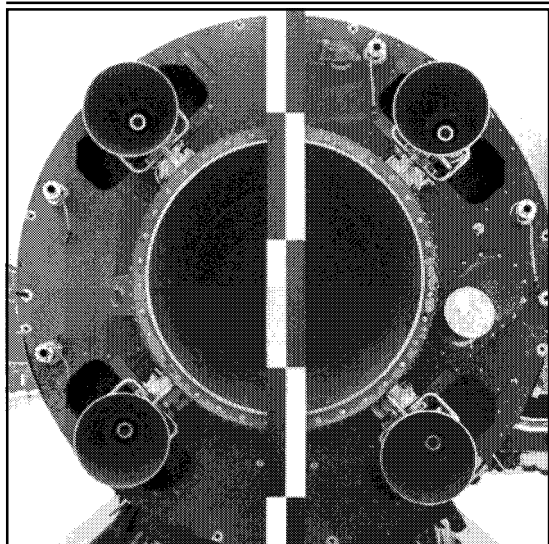


*Двигатель первой ступени
МБР МР-УР-100*



МБР МР-УР-100 без головной части

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Окислитель АТ
 Вес топлива, т 63,2
 Срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 10

Первая ступень:

Размеры, м:
 - длина 14,3
 - диаметр 2,25
 Вес снаряженной ступени, тс 59,0
 Двигатель однокамерный ЖРД
 РД-268 замкнутого типа
 - разработчик КБ "Энергомаш"
 - главный конструктор.... В.П.Глушко
 - тяга двигателя на земле, тс 117
 - тяга двигателя в пустоте, тс 126
 - давление в камере сгоран., кгс/см² 230
 - масса, кг 770
 - высота, м 2,15
 - диаметр, м 1,083

Вторая ступень:

Размеры, м:
 - длина 3,2
 - диаметр 2,15
 Двигатель однокамерный ЖРД замкнутого цикла

Боевая ступень:

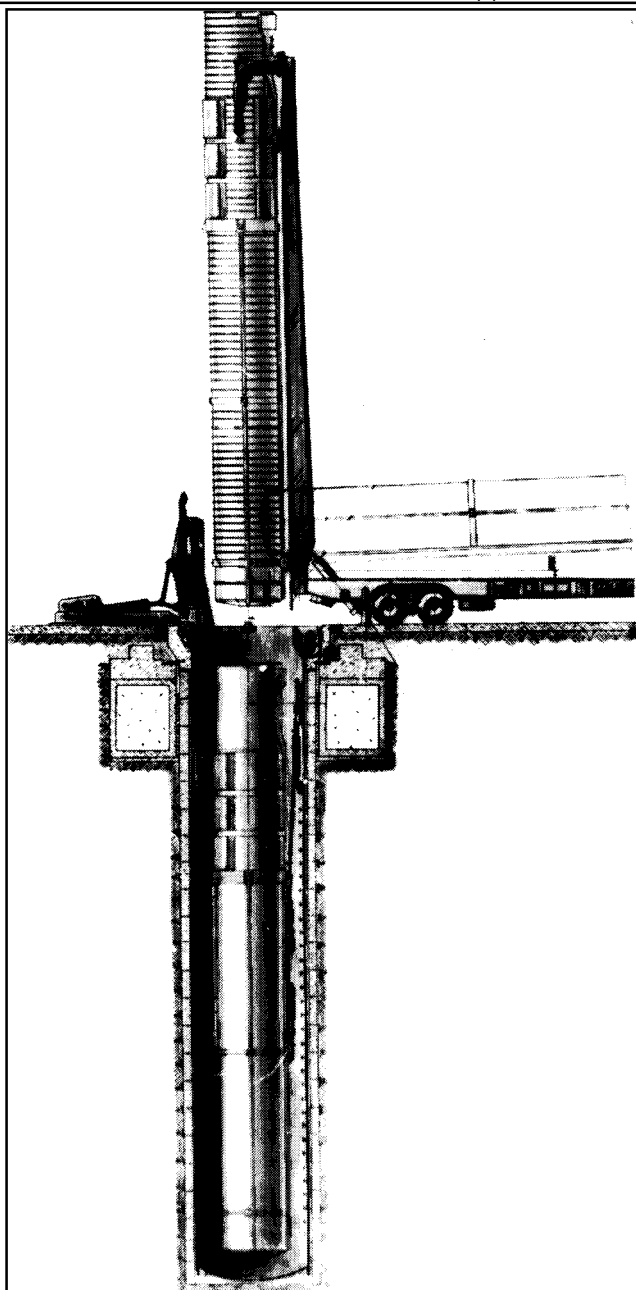
Двигатель разведения РДТТ

Транспортно-пусковой контейнер:

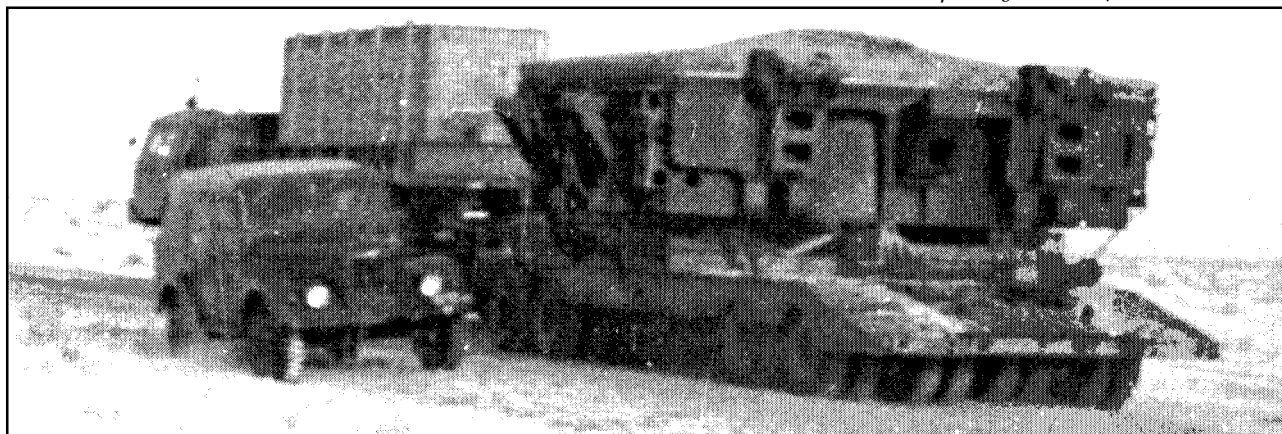
Тип глухой с термостатированием и с четырьмя поясами резино-металлической амортизации ракеты в ТПК

Двигательная установка первой ступени МБР МР-УР-100

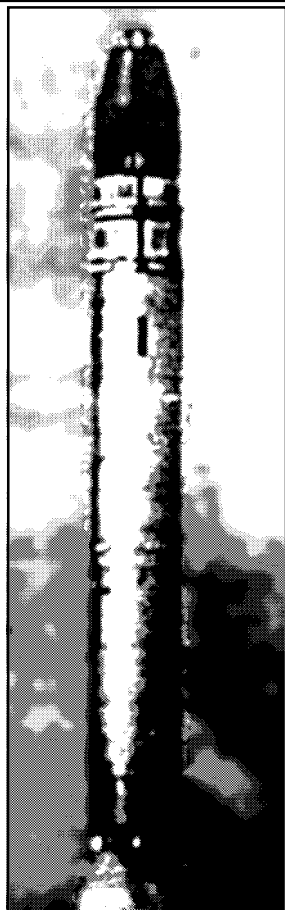
Установка контейнера с ракетой МР-УР-100 в ШПУ СМ-СП-30 (проект 1968 года)



Транспортировка защитного устройства ШПУ СМ-СП-30 для МБР МР-УР-100 на стартовую позицию

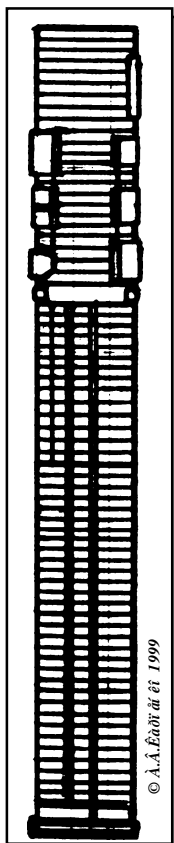


Отечественные стратегические ракетные комплексы

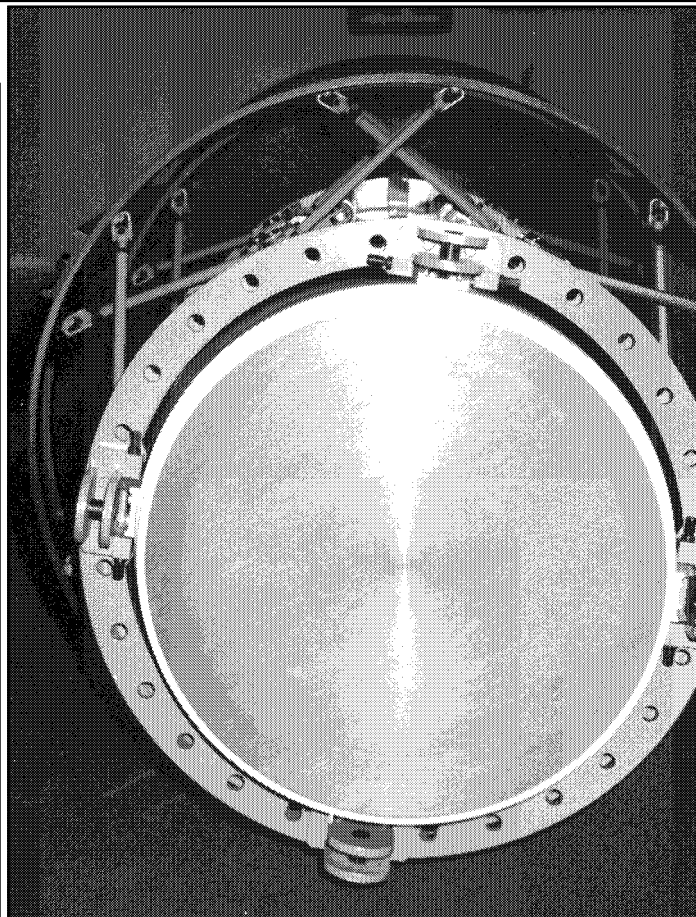


Пуск
МБР
15А15

ТПК ракеты
MR-UR-100



© А.А.Евдокимов 1999



Макет системы амортизации ТПК
с ракетой MR-UR-100 в ШПУ

Размеры, м:

- наружный диаметр 3,0
- внутренний диаметр 2,5
- длина 21,6

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик ЦКБ-34 (КБСМ)

Главный конструктор Б.Г.Бочков,
А.Ф.Уткин

Тип ПУ шахтная типа ОС,
автоматизированная,
одноразового действия СМ-СП-30
(15П715)

Тип защитного устройства поворот-
ная крыша с силовым
сопровождением на всем
угле открывания

Способ открытия защитного
устройства ПАОм при старте, при
регламентных работах гидроприводом

Система амортизации маятниковая
- горизонтальная двухпоясная с
гидродемпферами
- вертикальная с пневмогидрав-
лическим амортизатором

Тип шахтного сооружения безоголо-
вочная шахта с силовым стаканом

Размеры шахты, м:

- диаметр силового стакана 4,5
- высота 24,5
- диаметр крыши 6,3

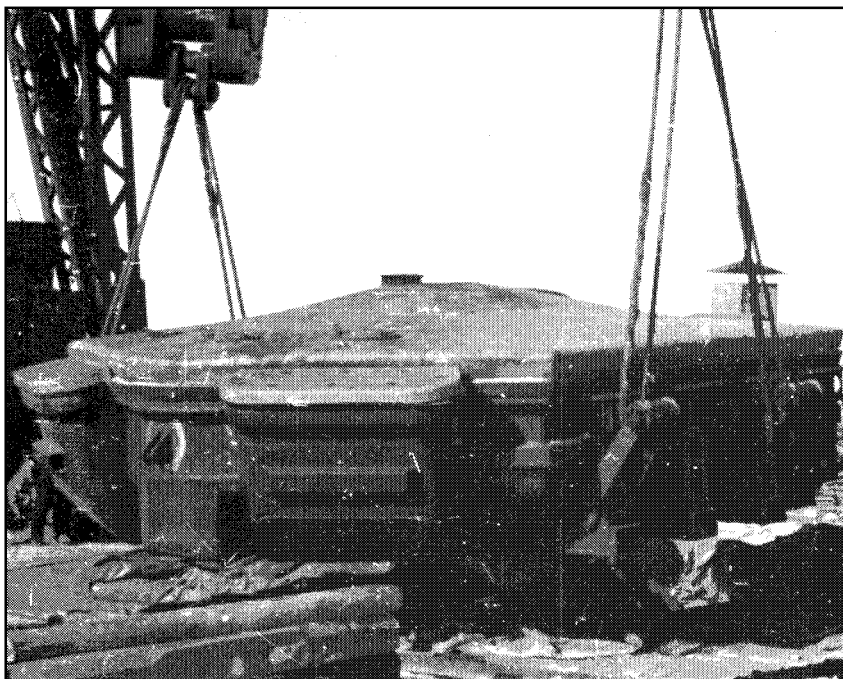
Степень защиты обычная

Число ракет в ШПУ 1

Число ШПУ в БСК 10

Командный пункт:

Тип унифицированный
контейнерный 15В52У



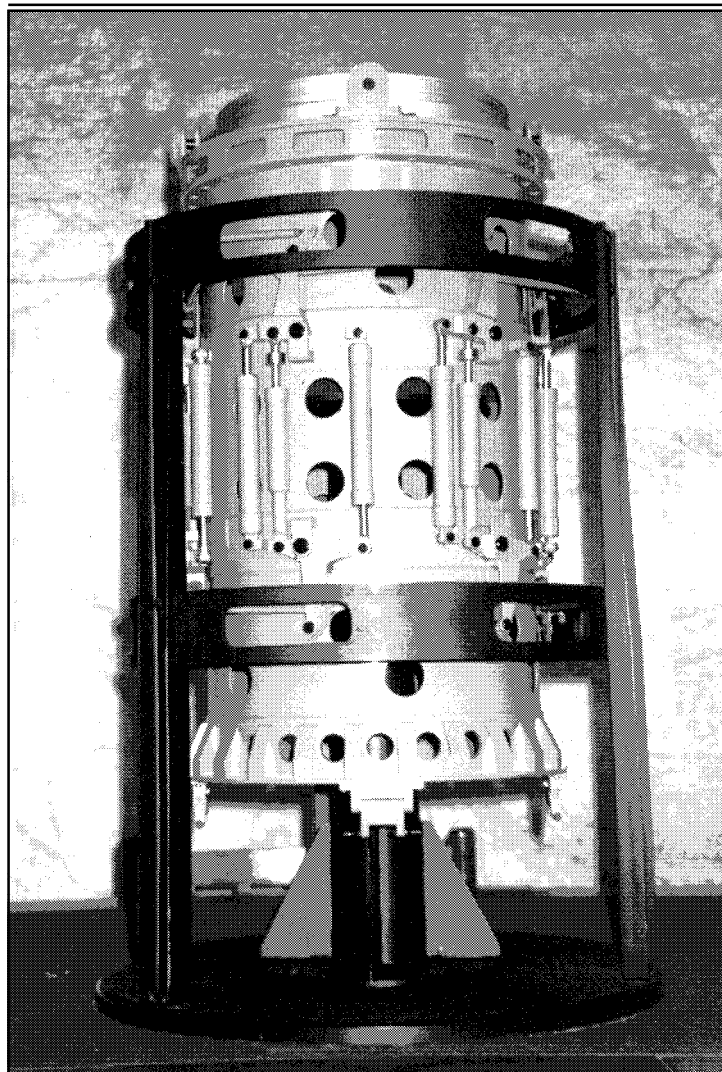
Установка защитного устройства ШПУ СМ-СП-30
МБР MR-UR-100 на стартовой позиции

Разработчик ЦКБТМ

Гл. конструктор Б.Р.Аксютин,
А.А.Леонтьев

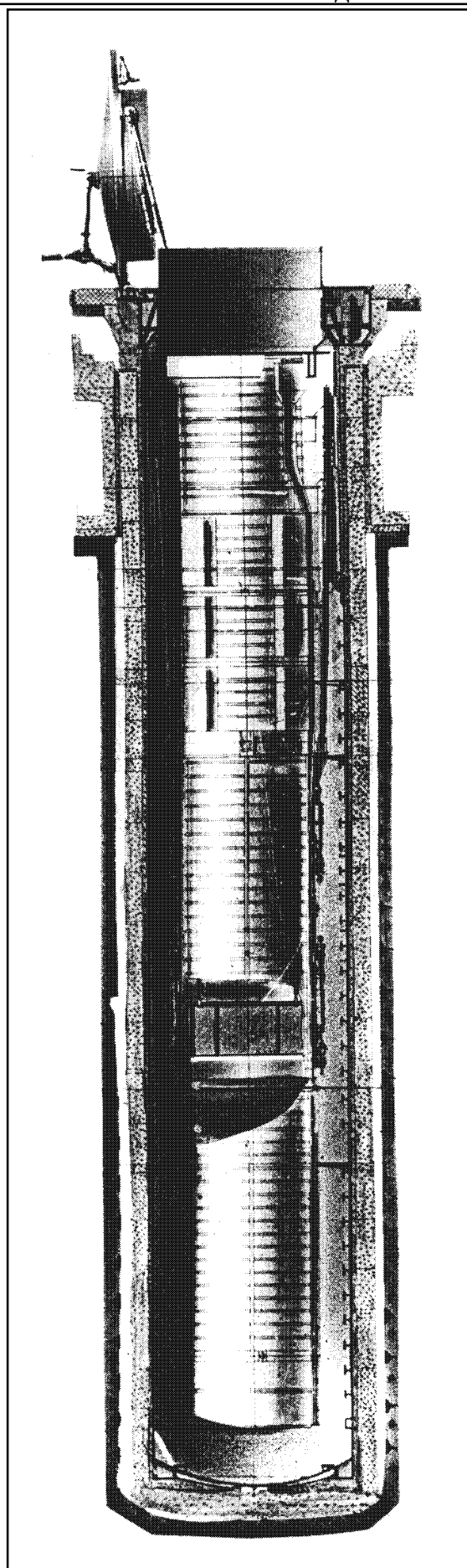
Место установки специальная

защищенная шахта
Тип амортизации маятниковая



Макет системы амортизации ТПК
с ракетой МР-УР-100
в ШПУ

Число КП в БСК дорного типа 1
Установщик ТПК в ШПУ:
 Тип универсальный УТПК-1
 Разработчик КБ НКМЗ
 Тягач МАЗ-537
 Размеры, м:
 - длина 18,8
 - высота 3,4
 - ширина 3,3
 Механизм подъема ТПК .. гидравлический



ШПУ СМ-СП-30
(проект 1968 года)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Ракетный комплекс 15П015 повышенной защищенности с МБР среднего класса МР-УР-100 (15А15)

Работы по ракетному комплексу с МБР МР-УР-100 начались в 1964 году.

Пусковая установка комплекса создана на базе ШПУ МБР МР-УР-100 с увеличением ее защищенности.

Первый ракетный полк с ШПУ повышенной защищенности заступил на боевое дежурство 11 ноября 1976 года (г.Бологое, командир Э.А.Куликов).

Разработчик КБ "Южное"

Гл. конструктор В.Ф.Уткин

Изготовитель ракеты ЮМЗ

Код НАТО SS-17 Spanker Mod 1&2

Наименование по СНВ-1 РС-16А

Классификация по СНВ-1 собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса комплекс с ампулизированной МБР и ШПУ типа ОС повышенной защищенности, третьего поколения

Состояние в эксплуатации с ноября 1976 года. Ракета снята с вооружения в 1984 году

Ракета МР-УР-100 (15А15)

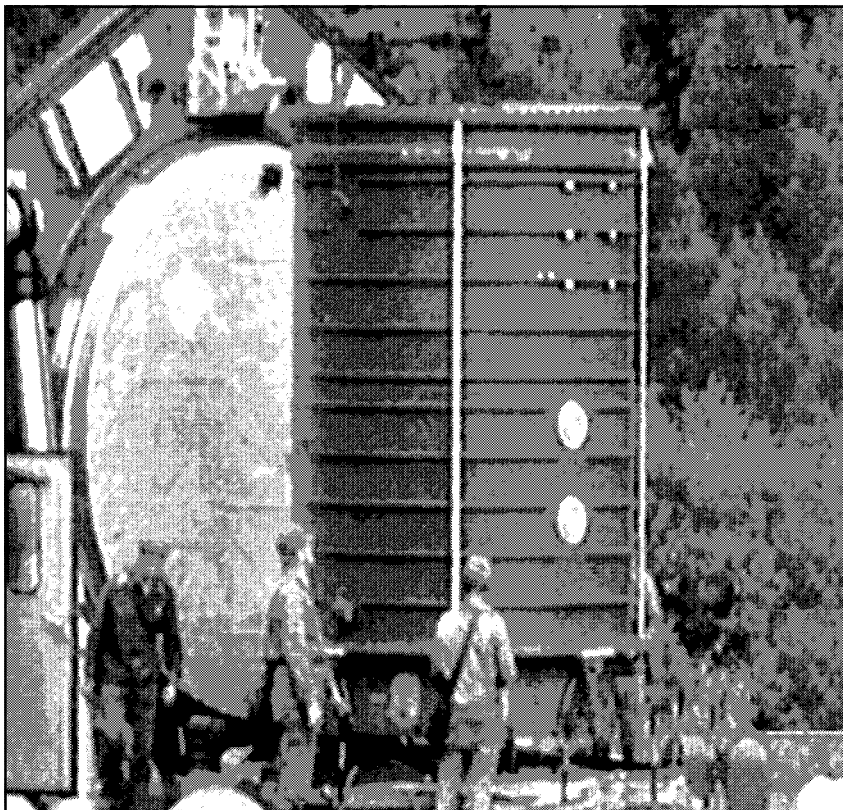
Дальность стрельбы, км:

- наибольшая с моноблочной ГЧ .. 10320

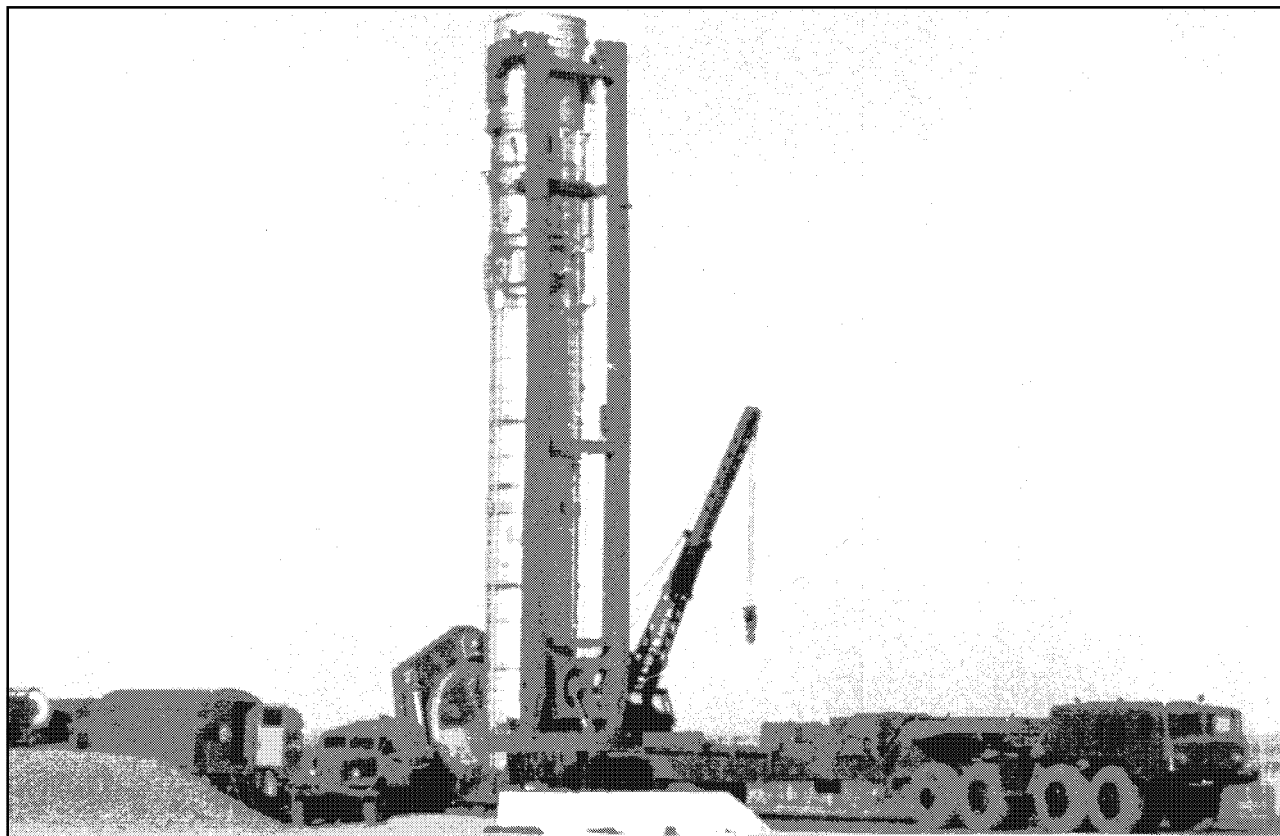
- наибольшая с РГЧ 10100

Точность стрельбы (КВО), м .. 420-560 (предельное отклонение - 920)

Головная часть (Вариант 1):



Установка надставки ТПК МБР МР-УР-100УТХ



Установка ТПК с ракетой МР-УР-100 в шахту

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

- тип моноблочная термоядерная с комплексом средств преодоления системы ПРО
 - мощность заряда, Мт 3,6 (4-6)
 - вес, кг 2550
- Головная часть (Вариант 2):
- тип . РГЧ ИН с четырьмя термоядерными боевыми блоками и с комплексом средств преодоления системы ПРО
 - мощность заряда блока, Мт 0,3-0,75
 - вес, кг 2550

- Система управления:
- тип инерциальная с БЦВМ
 - разработчик НИИАП
 - гл. конструктор Н.А.Пилогин

- Органы управления:
- I ступень 4-камерный рулевой ЖРД;
 - II ступень вдувом генераторного газа в закритическую часть сопла, по крену - 4-мя специальными соплами с отбором газа от генератора

- Разделение ступеней специальные пороховые двигатели
- Тип старта "минометный" из глухого ТПК с помощью ПАД

- Число ступеней ракеты 2
- Длина ракеты, м:
- полная без обтекателя 22,52
 - полная с обтекателем 23,9
 - без головной части 20,9
 - в ТПК 21,6

- Макс. диаметр корпуса, м 2,25
- Стартовый вес, т 71,1
- Вес топлива, т 63,2
- Горючее НДМГ
- Окислитель АТ
- Срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 10

- Первая ступень:**
- Размеры, м:
- длина 14,3
 - диаметр 2,25
- Вес снаряженной ступени, тс 59,0
- Двигатель .. однокамерный ЖРД РД-268 замкнутого типа
- разработчик КБ "Энергомаш"
 - тяга двигателя на земле, тс 117
 - тяга двигателя в пустоте, тс 126
 - давление в камере сгорания, кгс/см² 230
 - масса, кг 770
 - высота, м 2,15
 - диаметр, м 1,083

- Вторая ступень:**
- Размеры, м:
- длина 3,2

- диаметр 2,15
- Двигатель однокамерный ЖРД замкнутого цикла

- Боевая ступень:**
- Двигатель разведения РДТТ

- Пусковой контейнер:**
- Тип глухой, с термостатированием
- Размеры, м:
- наружный диаметр 3,0
 - внутренний диаметр 2,5
 - длина 21,6

- Боевой стартовый комплекс (БСК):**
- Разработчик КБСМ
- Главный конструктор А.Ф.Уткин
- Тип ПУ шахтная типа ОС, автоматизированная, одноразового действия 15П715П

- Тип защитного устройства ... поворотная плоская крыша 15У94

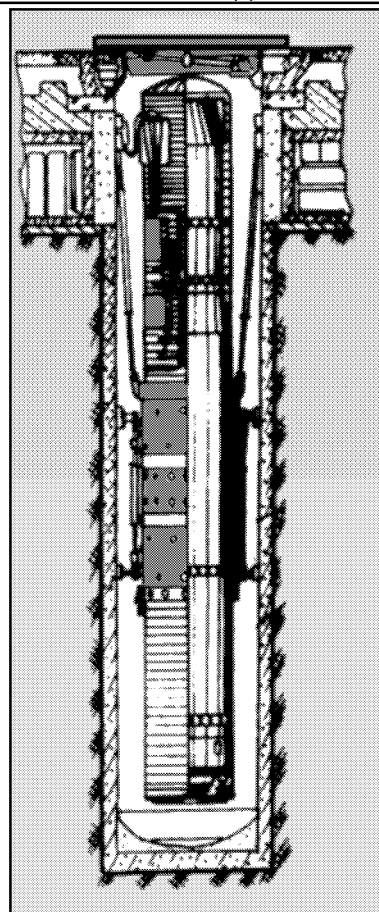
- Способ открытия защитного устройства ПАДом при старте, при регламентных работах - гидроприводом

- Система амортизации ШПУ маятникового типа
- горизонтальная двухпоясная с гидродемпферами
 - вертикальная с пневмогидравлическим амортизатором

- Тип шахтного сооружения безголовочная шахта с силовым стаканом

- Размеры шахты, м:
- диаметр ствола 4,5
 - диаметр стакана 4,0
 - высота 24,5
 - длина стакана 23,0
 - диаметр крыши 6,3
- Степень защиты повышенная
- Число ракет в ШПУ 1
- Число ШПУ в БСК 10

- Командный пункт:**
- Тип КП унифицированный контейнерный типа 15В52У
- Разработчик ЦКБТМ
- Гл. конструктор Б.Р.Аксютин, А.А.Леонтьев
- Место установки специальная защищенная шахта
- Тип амортизации маятниковая дорного типа
- Число КП в БСК 1

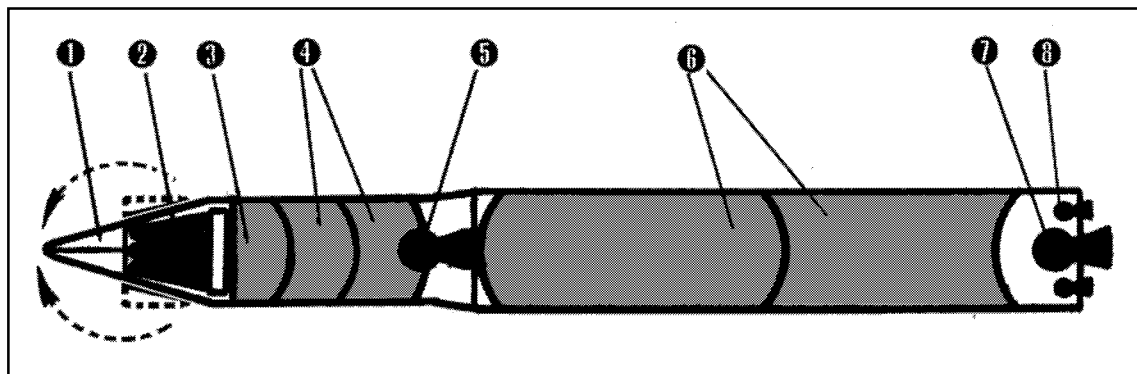


Шахтная ПУ МБР МР-УР-100 (серийная)

- Установщик ТПК в ШПУ:**
- Тип универсальный УТПК-1
- Тягач МАЗ-537
- Размеры, м:
- длина 18,8
 - высота 3,4
 - ширина 3,3
- Механизм подъема ТПК .. гидравлический

Общая компоновка МБР МР-УР-100:

- 1 - складной носовой обтекатель ракеты; 2 - боевые блоки и система их разведения; 3 - приборный отсек; 4 - топливные баки II-й ступени; 5 - двигатель II-й ступени; 6 - топливные баки I-й ступени; 7 - двигатель I-й ступени; 8 - рулевые двигатели I-й ступени



Отечественные стратегические ракетные комплексы

Ракетный комплекс 15ПО16 высокой защищенности с МБР среднего класса МР-УР-100УТТХ(15А16)

Разработка комплексов с ракетами Р-36М и МР-УР-100, обладающих улучшенными ТТХ, задана Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 16 августа 1976 года.

В декабре 1976 года выполнен эскизный проект комплекса с МБР МР-УР-100УТТХ. Была увеличена защищенность ШПУ 15П715П и модернизирована система управления ракетой с целью повышения точности попадания и повышения ее надежности. Испытательные пуски МБР МР-УР-100УТТХ - модернизированного варианта ракеты МР-УР-100, начались 25 октября 1977 года и завершились 15 декабря 1979 года.

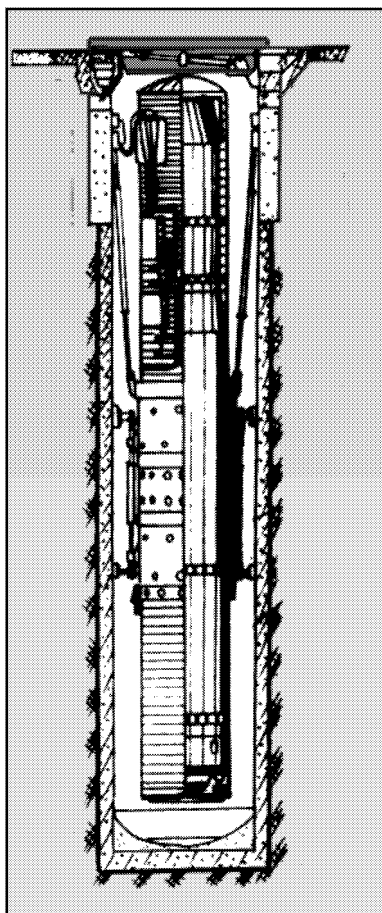
Первый полк стал на боевое дежурство 17 октября 1978 года (г.Бологое, командир Н.А.Леонтьев). По западным данным развертывание МБР МР-УР-100УТТХ началось в 1981 году и к 1983 году было развернуто 150 ракет МР-УР-100УТТХ вместе с ракетами МР-УР-100.

В ракетный полк входили 10 ШПУ и командный пункт контейнерного типа, размещаемый в отдельной шахте. В ракетную дивизию входят пять полков. По состоянию на 1987 год было развернуто 150 МБР МР-УР-100УТТХ (районы Выползово, Кострома). Сокращение количества МБР МР-УР-100УТТХ, находящихся на боевом дежурстве, началось с 1988 года. К 1995 году одна дивизия с МБР МР-УР-100УТТХ под Выползово - Гвардейская Режицкая Краснознаменная ракетная дивизия, была перевооружена ракетами РК «Тополь», выведенными с территории Белоруссии.

В соответствии с договором СНВ-1, ракеты МР-УР-100УТТХ уничтожаются на арсенале в поселке Суворатаха (Нижегородская область).

В 1996 году в процессе ликвидации ракетных шахт 28 из них под Костромой были заполнены выведенными из обращения и разрезанными денежными купюрами образца 1961 года, что позволило сэкономить средства, необходимые на уничтожение денежной массы.

Разработчик КБ "Южное"
Генеральн. конструктор ... В.Ф.Уткин
Изготовитель ракеты ЮМЗ
Код НАТО SS-17 *Spanker Mod 3*
Наименование по СНВ-1 РС-16Б
Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)
Тип комплекса комплекс с ампулированной МБР и ШПУ типа ОС, третьего поколения
Состояние на вооружении с 17декабря 1980 года,



Шахтная ПУ 15П716 для МБР МР-УР-100УТТХ

снята с вооружения в 1994 году
Ракета МР-УР-100УТТХ (15А16)
Дальность стрельбы наибольшая:

- с РГЧ, км 10200-11000
Точн. стрельбы (КВО), м 300-400
(предельное отклонение - 920)

Головная часть:

- тип ... РГЧ ИН 15Ф161с комплексом преодоления системы ПРО
- число боевых блоков 4
- мощность заряда блока, Мт 0,55-0,75
- вес, кг 2550

Система управления:

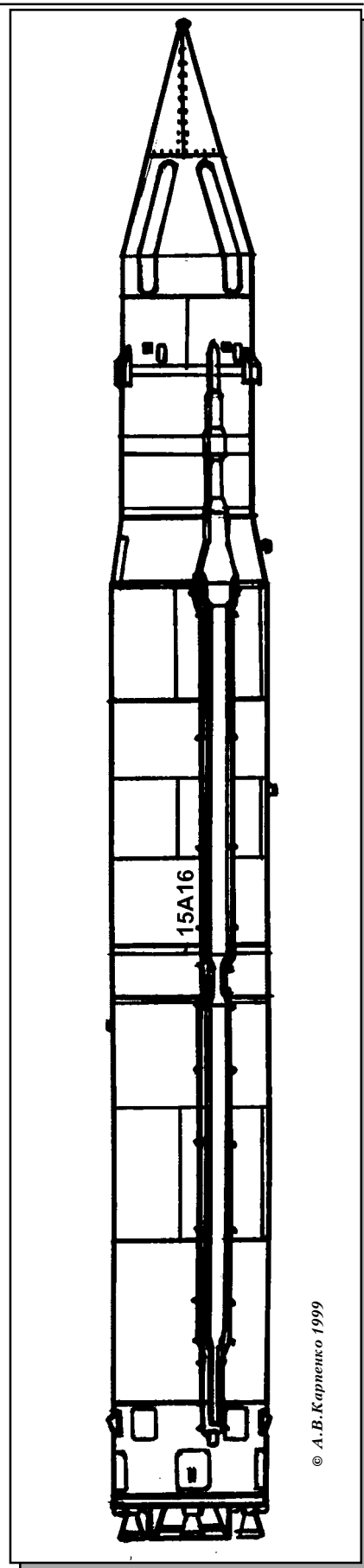
- тип .. модерн. инерциальная с БЦВМ
- разработчик НИИАП
- гл. конструктор Н.А.Пилугин

Органы управления:

- I ступень 4-камерный рулевой ЖРД;
- II ступень вдувом генераторного газа в закритическую часть сопла, по крену - 4-мя специальными соплами с отбором газа от генератора

Разделение ступеней специальные пороховые двигатели

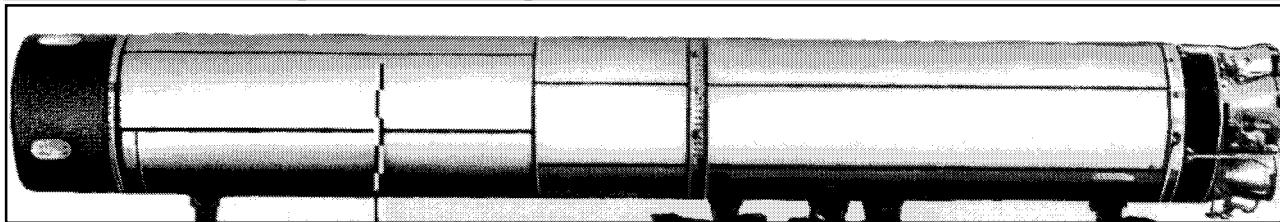
Тип старта "минометный" из ТПК в ШПУ при помощи



© А.В.Карпенко 1999

Ракета МР-УР-100УТТХ

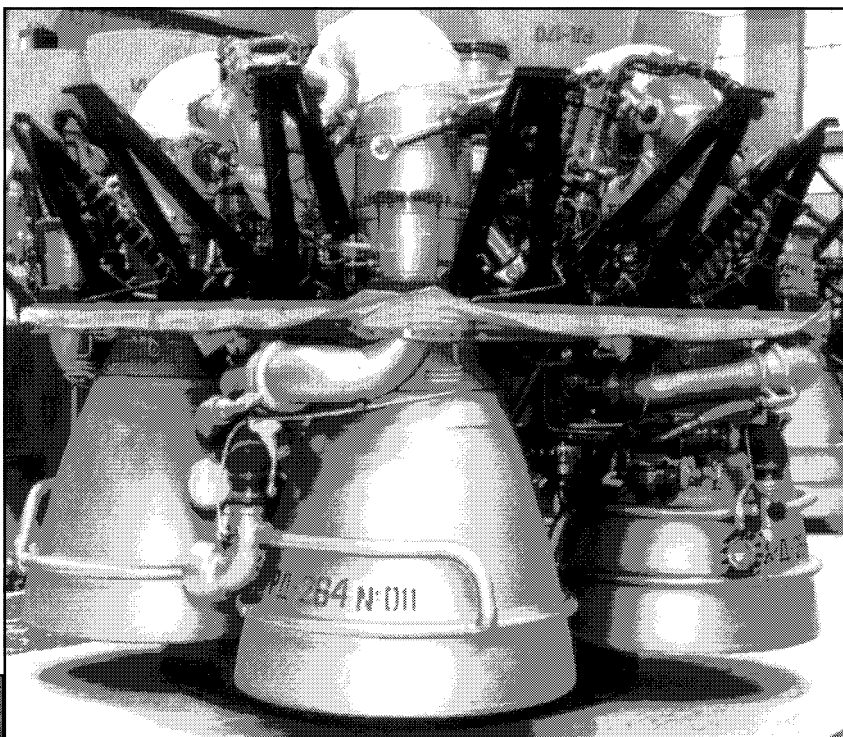
Отечественные стратегические ракетные комплексы



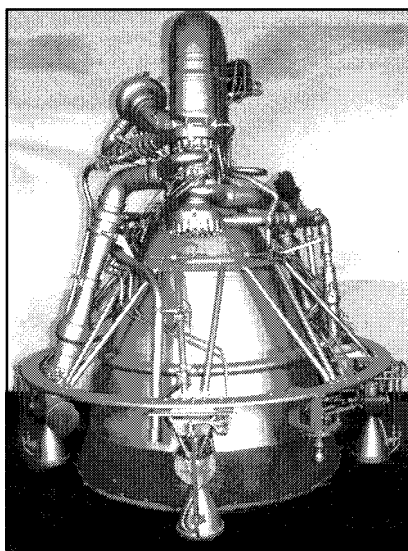
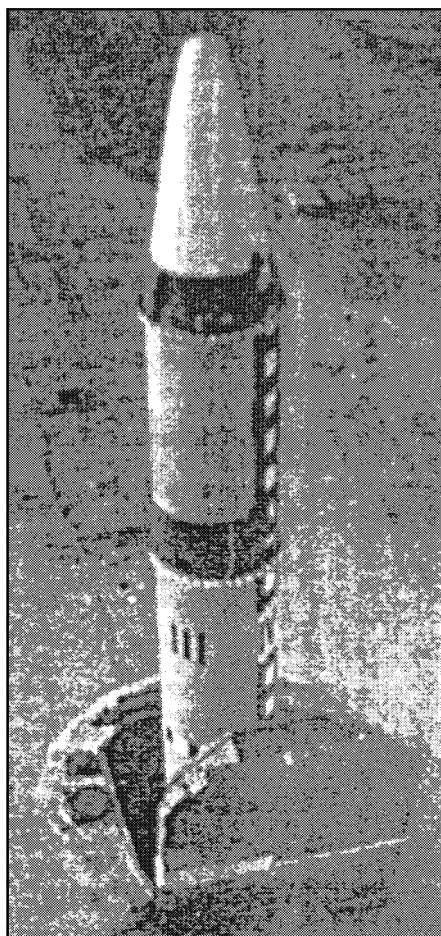
(15А14) и ШПУ с повышенной защищенностью. В комплекс были введены цифровая вычислительная система⁴ и дистанционный контроль параметров системы ракеты при нахождении на боевом дежурстве.

В январе 1970 года начались бросковые испытания ракеты Р-36М на испытательной базе Павлоградского механического завода, который входил в НПО «Южное». Летные испытания ракеты Р-36М с моноблочной головной частью начались с 21 февраля 1973 года, в сентябре 1973 года начали испытывать МБР Р-36М, оснащенную несколькими боевыми блоками. К 1974 году было проведено 35 испытательных пусков. Вариант МБР с РГЧ из 8 блоков вышел на испытания в 1975 году. Испытания ракеты 15А14 с РГЧ 15Ф143 в трех видах боевой комплектации завершились в октябре 1975 года. После испытаний ракетный комплекс был принят на вооружение РВСН, но совершенствование ракетного комплекса было продолжено. В частности, велись работы по совершенствованию головных частей ракеты Р-36М. Постановлением

Первая ступень МБР Р-36М (15А14)



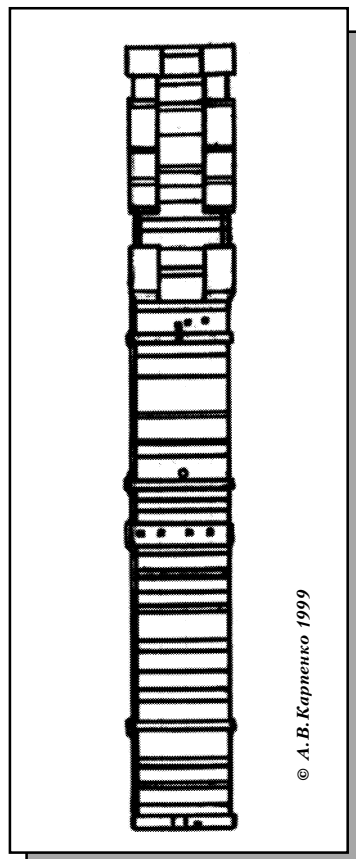
Двигатель первой ступени МБР Р-36М



Двигатель второй ступени МБР Р-36М

Пуск МБР Р-36М с моноблочной головной частью

Транспортно-пусковой контейнер МБР типа Р-36М



© А. В. Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

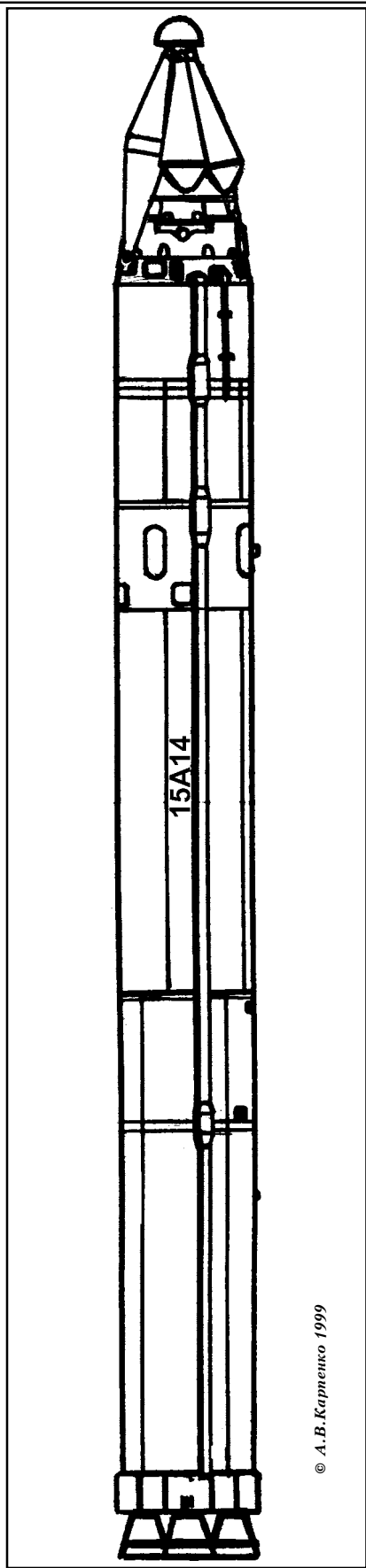
СМ СССР от 20 ноября 1978 года моноблочная ГЧ 15Б86 в составе РК Р-36М (15А14) принята на вооружение, другим Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 29 ноября 1979 года принята на вооружение усовершенствованная ГЧ 15Ф143У в составе комплекса с МБР Р-36М (15А14).

В июле 1978 года начались и в августе 1980 года закончились ЛКИ самонаводящейся головной части 15Ф678 на ракете 15А14 с двумя вариантами аппаратуры визирования. По зарубежным данным проводились испытания ракеты, оснащенной боевой частью с 5, 6, 8, 10, 14 боевыми блоками индивидуального наведения.

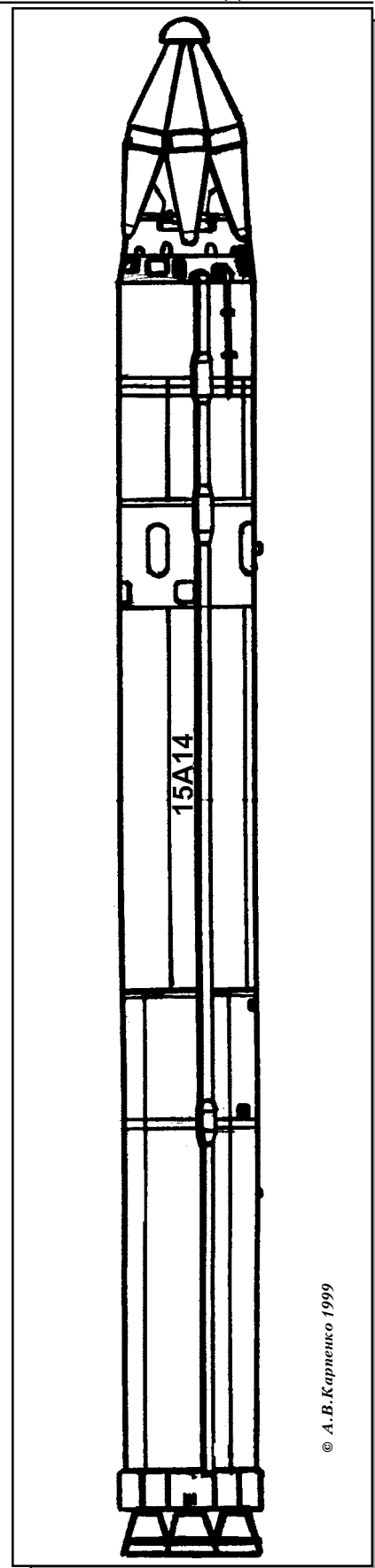
Первый ракетный полк с МБР Р-36М заступил на боевое дежурство 25 декабря 1974 года (г. Домбаровский, командир Н.И. Корконенко). Ракетный полк с ШПУ повышенной защищенности заступил на боевое дежурство 30 ноября 1975 года (г. Домбаровский, командир А.Д. Григорьев). По западным данным развертывание ракет Р-36М в дополнительно укрепленных ШПУ МБР Р-36 началось в 1975 году. Максимальное число развернутых ракет было в 1979 году - 190 единиц.

В 1982 году МБР Р-36М были сняты с боевого дежурства и заменены ракетами Р-36МУТТХ.

Разработчик КБ "Южное"
Гл. конструктор В.Ф. Уткин
Изготовитель ракеты ЮМЗ
Код НАТО ... SS-18 *Satan Mod 1, 2, 3*²
Наименование по СНВ-1 РС-20А²
Классификация по СНВ-1 .. собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)
Тип комплекса ракетный комплекс с тяжелой ампулизированной МБР и ШПУ типа ОС, третьего поколения
Состояние на вооружении с 30 декабря 1975 года, серийное производство ракет Р-36М с 1974 года.
 20 ноября 1978 года моноблочная ГЧ 15Б86⁶ с МБР Р-36М принята на вооружение, 29 ноября 1979 года принята на вооружение ГЧ 15Ф143У⁶ с МБР Р-36М. Ракета Р-36М снята с вооружения в 1983 году
Ракета Р-36М (15А14) с головными частями 15Ф143, 15Б86, 15Ф143У
Дальность стрельбы, км:
 - с легкой моноблочной ГЧ 16000⁶
 - с тяжелой моноблочной ГЧ 11200⁶
 - с РГЧ 9250-10200⁶
Точность стрельбы (КВО), м.... 350-460
Наибольший вес головной части, кг 7200
Головная часть (Вариант 1):
 - тип ... легкая моноблочная с комплексом средств преодоления ПРО
 - мощность заряда, Мт 18-20²
Головная часть (Вариант 2):



Ракета 15А14 с РГЧ (вариант 1)



Ракета 15А14 с РГЧ (вариант 2)

1 - Меморандум к договору СНВ-1, 1990 г.

2 - Missile Forecast - Forecast International/ DMS, 1996

3 - В. Рачук "Воронежские ракетные двигатели" - "Аэрокосмический журнал", ноябрь-декабрь 1996 года

4 - В.З. Дворкин "Роль межконтинентальных баллистических ракет тяжелого класса..." - "Космонавтика и ракетостроение" № 14 (1998 год)

5 - Создатели ракетно-ядерного оружия и ветераны-ракетчики рассказывают. ЦИПК, 1996

6 - Днепровский ракетно-космический центр. Днепропетровск: ЮМЗ-КБЮ, 1994

© А.В. Карпенко 1999

Отечественные стратегические ракетные комплексы

- тип тяжелая моноблочная с комплексом средств преодоления ПРО
- мощность заряда ББ, Мг 24-25²

Головная часть (Вариант 3):

- тип .. РГЧ ИН с комплексом средств преодоления ПРО
- число боевых блоков (ББ) 8
- мощность заряда ББ, Мг .. 0,5²-1,3

Система управления инерциальная с БЦВК

- разработчик КБ "Хартрон"
- изготовитель НПО "Хартрон"

Органы управления:

- I ступень поворотные камеры основного двигателя;
- II ступень 4-х камерный рулевой двигатель

Разделение I и II ступеней, отделение боевой ступени газодинамическое, путем вскрытия специальных окон и истечения через них газов наддува топливных баков

Тип старта "минометный" из ТПК в ШПУ

Число ступеней 2 и ступень разведения боевых блоков (боевая)

Длина ракеты, м:

- полная, вариант 1 34,6
- полная, вариант 2 33,6
- полная, вариант 3 36,8
- без головной части 28,5
- полная с ТПК 38,9

Макс. диаметр корпуса, м 3,05

Стартовый вес, т 209,6 -210

Горючее НДМГ

Окислитель АТ

Вес топлива, т 188

Гарантийный срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 10

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 22,3
- диаметр 3,0

Вес ступени, т 161,5

Топливные баки с совмещенными днищами

Двигатель четырехкамерный ЖРД РД-264 замкнутого цикла

- разработчик КБ "Энергомаш"
- главный конструктор В.П.Глушко
- тяга двигателя на земле, тс 425
- тяга двигателя в пустоте, тс 461
- давлен. в камере сгоран., кгс/см² .. 210
- масса, кг 3600
- высота, м 2,15
- диаметр, м 3,025

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 7,0
- диаметр 3,05

Двигатель однокамерный ЖРД РД-0229³ замкнутой схемы

(вариант ЖРД РД-0212), размещен внутри тороидального бака горючего

- разработчик КБХА³
- тяга в пустоте, т 90

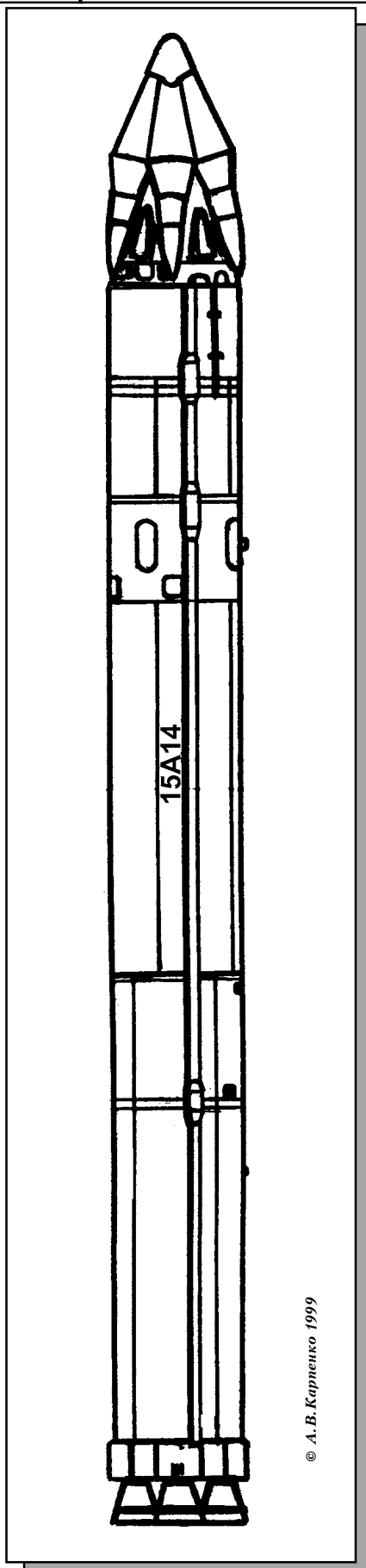
Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД РД-0230³ открытой схемы

- разработчик КБХА³

Боевая ступень:

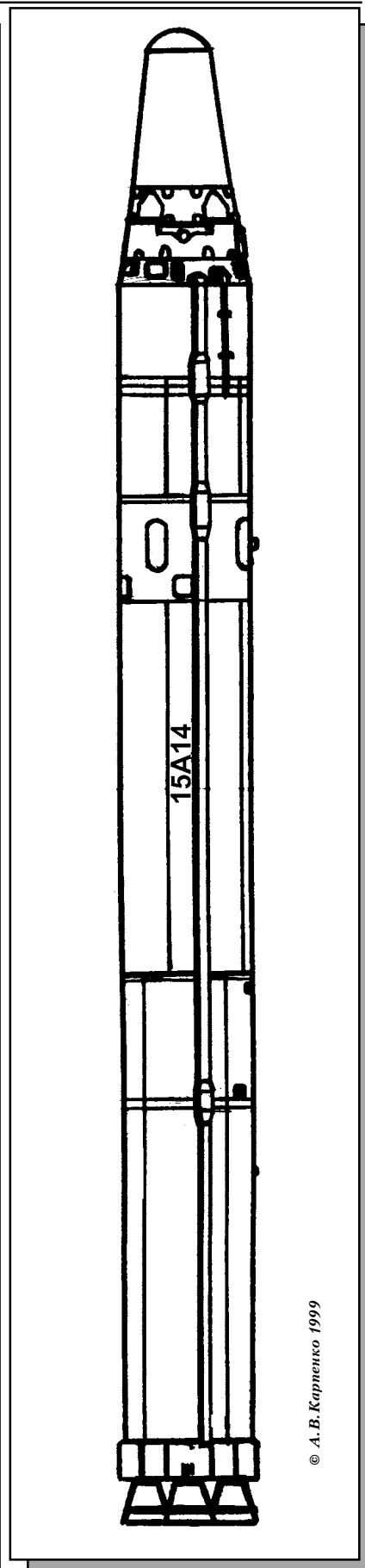
Размеры, м:

- длина 6,0-8,0



© А. В. Карпенко 1999

Ракета 15A14 с РГЧ (вариант 3)

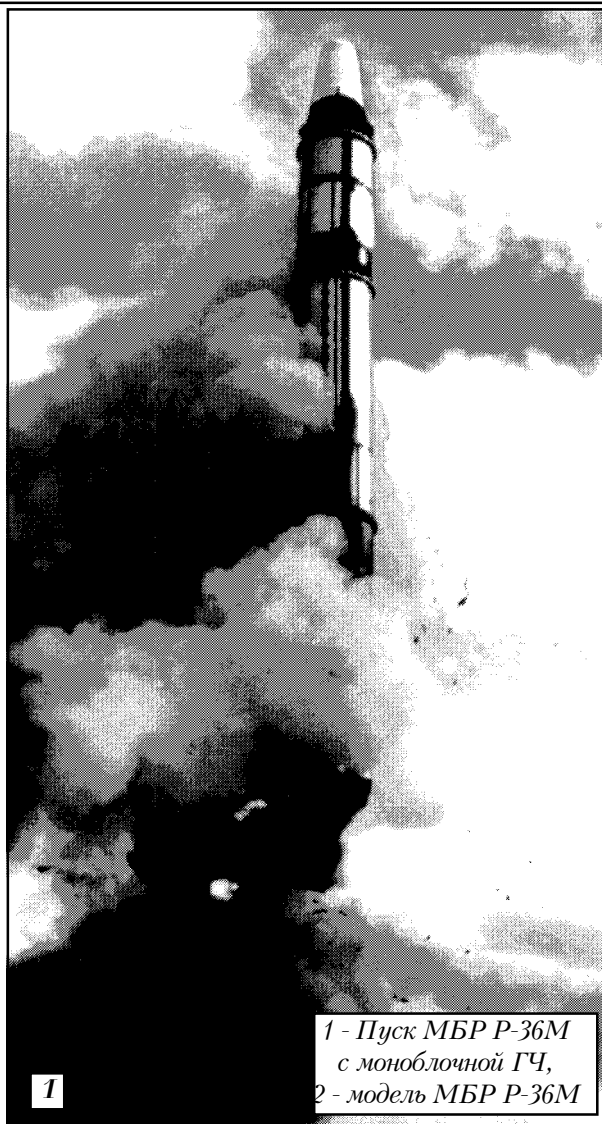


© А. В. Карпенко 1999

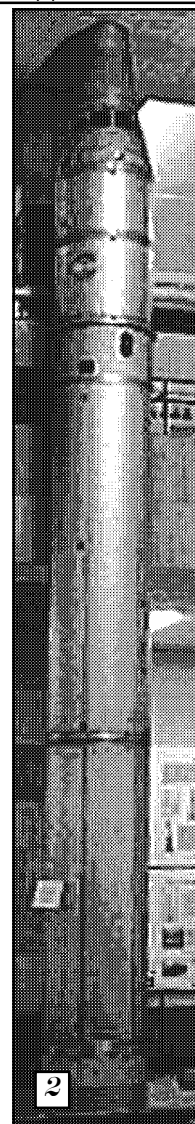
Ракета 15A14 с моноблочной ГЧ

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

- диаметр 2,9
 Двигатель РДТТ
Боевой стартовый комплекс (БСК):
 Разработчик КБСМ
 Гл. конструктор Е.Г.Рудяк, В.С.Степанов
 Тип ПУ шахтная типа ОС
 Система амортизации маятниковая
 - изготовитель Юргинский МЗ
 (опытная), ПО "Баррикады" (серия)
 Размеры шахты, м:
 - диаметр 5,9
 - высота 39
 Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в БСК 6-10
Командный пункт:
 Тип унифицированный
 контейнерный 15В52У⁵
 Разработчик ЦКБТМ⁵
 Гл. конструктор Б.Р.Аксютин
 Размещение подвеска в шахте на
 специальной амортизации
 Тип амортизации маятниковая
 дорного типа
 Вес, т 130
 Число КП в БСК 1
Установочное оборудование:
 Тягач МАЗ-537
 Размеры, м:
 - длина 21,6
 - высота 4,4
 - ширина 3,4



1 - Пуск МБР Р-36М
 с моноблочной ГЧ,
 2 - модель МБР Р-36М



Ракетный комплекс с тяжелой МБР Р-36М УТТХ (15А18)

Разработка комплекса задана Постановлением СМ СССР от 16 августа 1977 года. Испытания модернизированного варианта ракеты Р-36М с улучшенными ТТХ начались на НИИП-5 31 октября 1977 года и завершились 27 ноября 1979 года. Ракета Р-36МУТТХ отличается от Р-36М в основном новой боевой ступенью с увеличенным районом разведения боевых блоков и модернизированной системой

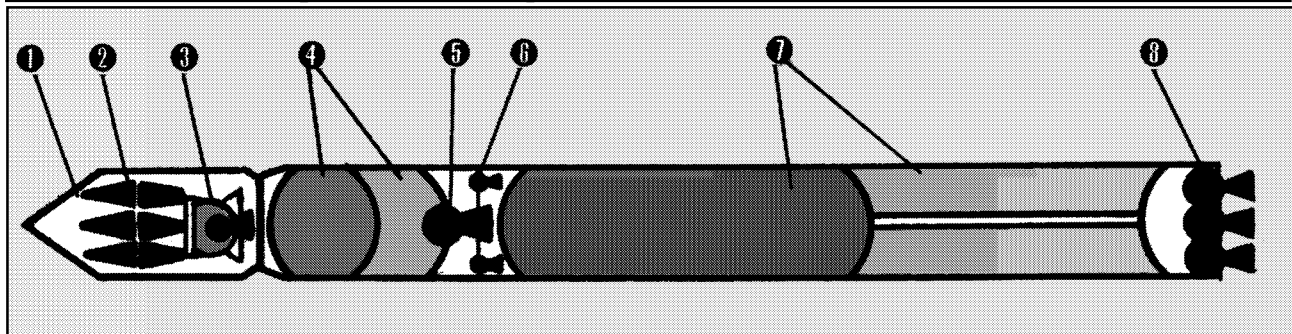
управления. Первые три ракетных полка с МБР Р-36МУТТХ были одновременно поставлены на боевое дежурство 18 сентября 1979 года (районы городов Жангиз-Тобе, Домбаровский, Ужур; командиры: Г.М.Каневский, В.И.Зверев, Г.С.Сидоренко). По западным данным, развертывание комплекса началось в 1979 году и до 1983 года было развернуто 308 с МБР

Р-36М УТТХ (они заменили ракеты Р-36М), которые с 1988 года стали заменяться модернизированной, самой совершенной в мире, тяжелой МБР Р-36М2. По состоянию на 1987 год было развернуто 308 МБР Р-36МУТТХ (Домбаровский, Карта-лы, Жангиз-Тобе, Алейск, Ужур, Державинск) в составе пяти ракетных дивизий, в которых было по 30, 46, 52 или 64 ШПУ тяжелых МБР.



МБР Р-36МУТТХ (15А18) без головной части

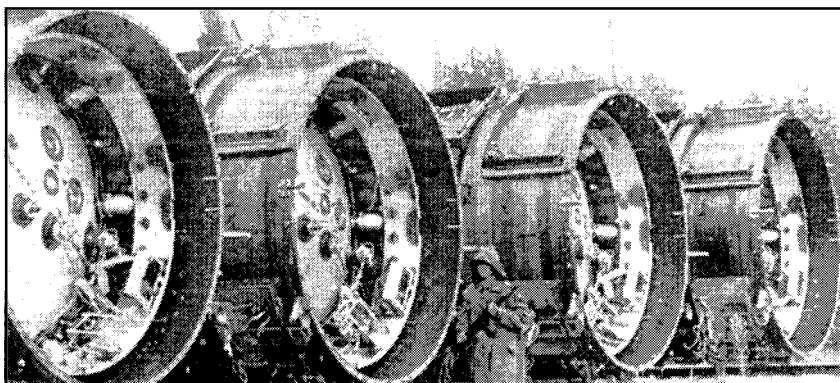
Отечественные стратегические ракетные комплексы



Общая компоновка тяжелой МБР Р-36МУТТХ (15А18):

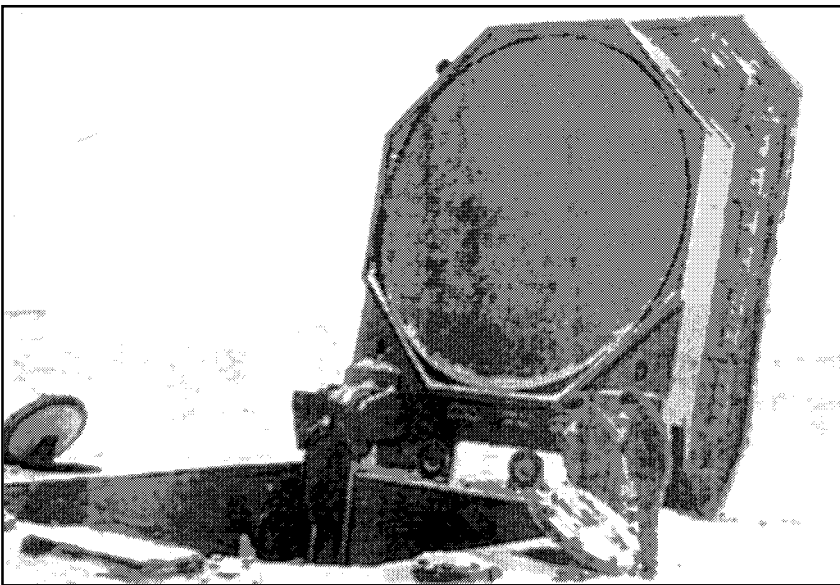
1 - носовой обтекатель ракеты; 2 - боевые блоки индивидуального наведения; 3 - ступень разведения боевых блоков; 4 - топливные баки II-й ступени; 5 - двигатель II-й ступени; 6 - рулевые двигатели II-й ступени; 7 - топливные баки I-й ступени; 8 - двигатели I-й ступени

Разработчик КБ "Южное"
Генеральн. конструктор . В.Ф. Уткин
Изготовитель ракеты ЮМЗ
Код НАТО SS-18 Satan Mod 4²
Наименование по СНВ-1 РС-20Б²
Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)
Тип комплекса ракетный комплекс с тяжелой МБР в ШПУ типа ОС повышенной защищенности, третьего поколения

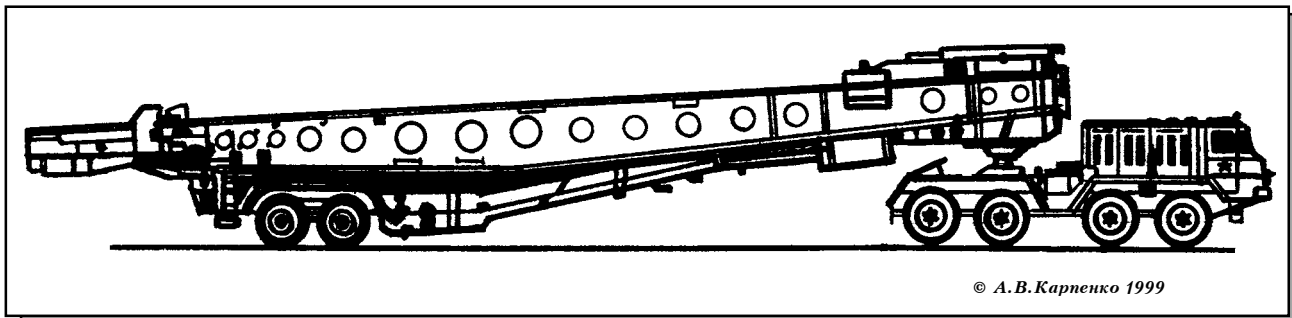


Транспортно-пусковые контейнеры МБР 15А18

Состояние на вооружении с 17 декабря 1980 года
 Ракета Р-36М УТТХ (15А18), Р-36МУ
 Дальность стрельбы, км 11500
 Точность стрельбы (КВО), м .. 250-260
 Тип головной части РГЧ ИН
 Число боевых блоков (ББ) 8-10
 Мощность заряда ББ, Мт 0,5-0,55
 Вес головной части, кг 8800
 Система управления инерциальная с БЦВМ
 - разработчик КБ "Хартрон"
 - изготовитель НПО "Хартрон"
Органы управления :
 - I ступень поворотные камеры основного двигателя;
 - II ступень 4-х камерный рулевой двигатель
 Разделение I и II ступеней, отделение боевой ступени газодинамическое, путем вскрытия специальных окон и истечения через них газов наддува топливных баков
 Тип старта "минометный" из ТПК в ШПУ



Защитное устройство ШПУ МБР Р-36МУТТХ



© А.В.Карпенко 1999

Установщик ТПК МБР Р-36М и Р-36МУТТХ в ШПУ

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Число ступеней 2 и ступень разведения боевых блоков (боевая)

Длина ракеты, м:
 - полная 34,3
 - без головной части 28,5
 - с ТПК 38,9

Макс. диаметр корпуса, м 3,0
 Стартовый вес, т 211,1
 Горючее НДМГ
 Окислитель АТ
 Гарантийный срок хранения МБР в заправленном состоянии, лет 10

Первая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 22,3
 - диаметр 3,0

Вес ступени, т 161,5
 Двигатель четырехкамерный ЖРД РД-264 замкнутого цикла
 - разработчик КБ "Энергомаш"
 - тяга двигателя на земле, тс 425
 - тяга двигателя в пустоте, тс 461
 - давление в камере сгорания, кг/см² 210
 - масса, кг 3600
 - высота, м 2,15
 - диаметр, м 3,025

Вторая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 7,0
 - диаметр 3,05

Двигатель однокамерный ЖРД РД-0229³ замкнутой схемы
 - разработчик КБХА³
 Рулевой двигатель 4- камерный РД-0257³
 - разработчик КБХА³

Боевая ступень:
 Размеры, м:
 - длина 8,1
 - диаметр 2,9

Двигатель 4-камерн., двухрежим. ЖРД
Пусковой контейнер:
 Тип с термостатированием
 Размеры, м:
 - диаметр 3,5
 - длина 27,9

Боевой стартовый комплекс (БСК):
 Разработчик КБСМ
 Гл. конструктор В.С. Степанов
 Тип ПУ шахтная типа ОС
 Тип ПУ . шахтная типа ОС, автоматизированная, одноразового действия
 Тип защитного устройства поворотная плоская крыша

Способ открытия защитного устройства ПАДом при старте
 Система амортизации ШПУ маятникового типа
 - горизонтальная двухпоясная с гидродемпферами
 - вертикальная с пневмотическим амортизатором
 - изготовитель ПО "Баррикады"

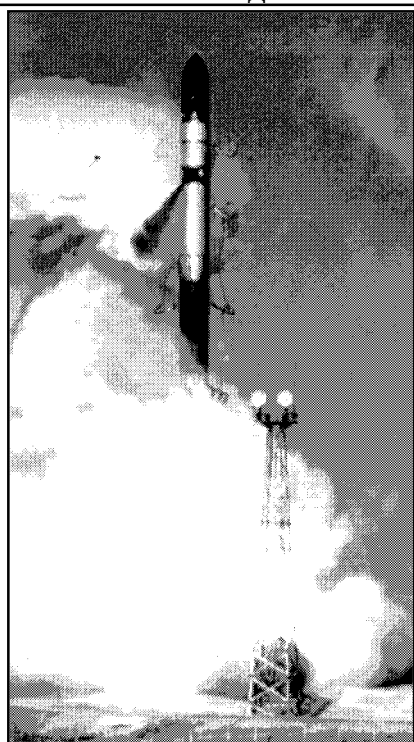
Тип шахтного сооружения безголовочная шахта с силовым стаканом

Размеры шахты, м:
 - диаметр 5,9
 - высота 39

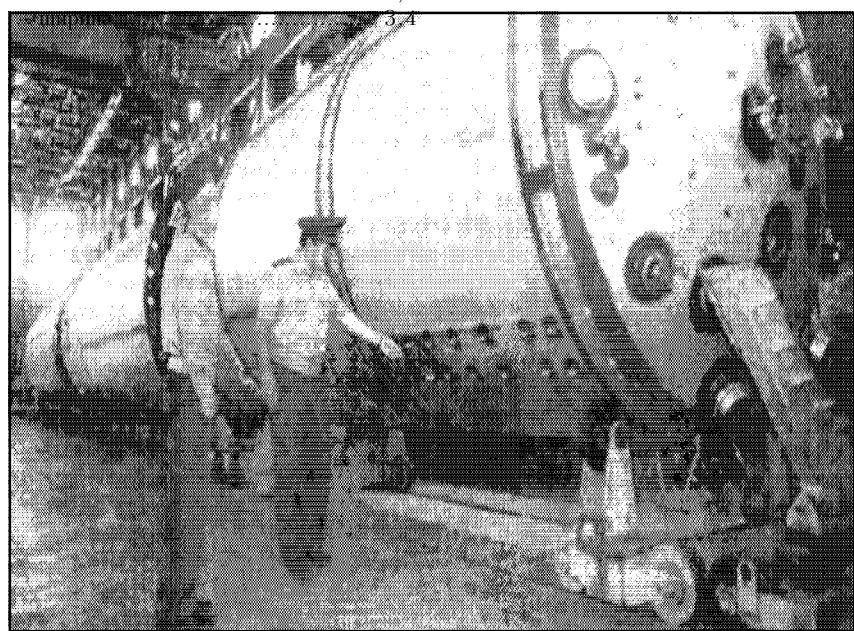
Степень защиты повышенная
 Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в БСК 8

Командный пункт 15В52У
 Тип КП унифицированный контейнерный
 Разработчик ЦКБТМ
 Гл. конструктор Б.Р. Аксютин
 Размещение подвеска в шахте на специальной амортизации
 Тип амортизации маятниковая дорного типа
 Вес, т 130
 Число КП в БСК 1

Установочное оборудование:
 Тягач МАЗ-537
 Размеры, м:
 - длина 21,6
 - высота 4,4

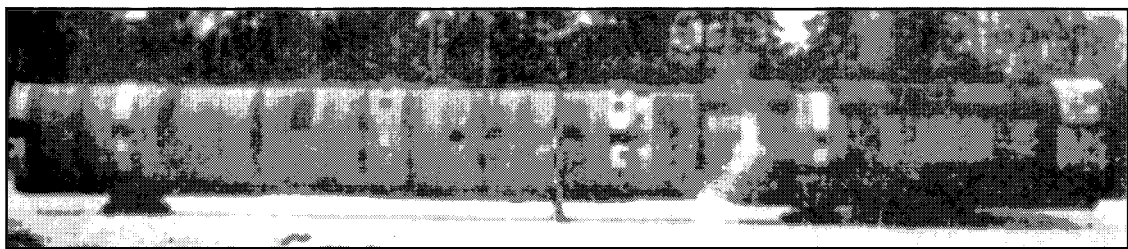


Пуск ракеты Р-36МУТТХ (15А18)



МБР Р-36МУТТХ на базе ликвидации ракет в поселке Дальнее Константиново-5 (Нижегородская область)

Транспортно-пусковой контейнер МБР 15А18



1-Меморандум к договору СНВ-1, 1990 г.
 2 - Missile Forecast - Forecast International/ DMS, 1996
 3 - В. Рачук "Воронежские ракетные двигатели" - "Аэрокосмический журнал", ноябрь-декабрь 1996 года
 4 - НПО "Энергомаш": состояние и перспективы - "Новости космонавтики", №12-1998 г.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

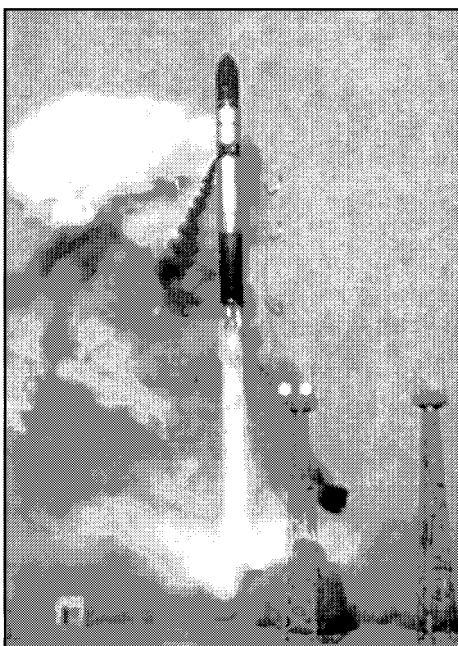
Ракетный комплекс высокой защищенности с тяжелой МБР Р-36М УТТХ (15А18)

Разработка ракеты Р-36МУТТХ задана Постановлением ЦК и СМ СССР от 16 августа 1976 года.

Во второй половине 1970-х годов были выполнены работы по повышению защищенности ракетных комплексов с МБР Р-36МУТТХ. Выполненные работы позволили достигнуть уровня защищенности отечественных ракетных комплексов не хуже, чем у американских стратегических ракет наземного базирования.

Распад СССР и трудности экономического развития России в 1990-х годах потребовали продления сроков эксплуатации МБР до замены их комплексами российской разработки. С целью подтверждения продления сроков эксплуатации ракет типа Р-36МУТТХ с НИИП-5 17 апреля 1997 года был произведен пуск ракеты Р-36МУТТХ (изготовленной 19,5 лет назад), снятой с боевого дежурства.

На 1998 год в составе РВСН осталось 122 ШПУ с МБР Р-36МУТТХ¹.



Пуск ракеты Р-36МУТТХ (15А18) с НИИП-5

Разработчик КБ "Южное"

Генеральн. конструктор .. В.Ф.Уткин

Изготовитель ракеты ЮМЗ

Код НАТО SS-18 Satan Mod 4²

Наименование по СНВ-1 РС-20Б²

Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса комплекс с тяжелой МБР в ШПУ типа ОС высокой защищенности, третьего поколения

Состояние на вооружении с 17 декабря 1980 года

Ракета Р-36М УТТХ (15А18)

Дальность стрельбы, км ... 11500-15000

Точн. стрельбы (пределн.), м 920

Вес головной части, кг 7200

Головная часть (Вариант 1):

- тип термоядерная РГЧ ИН

- число боевых блоков (ББ) 10

- мощность заряда ББ, Мт 0,5-0,75

Головная часть (Вариант 2):

- тип ... моноблочная тяжелая 15Ф183

с термоядерным зарядом

- мощность заряда, Мт 20

Система управления инерциальная с БЦВМ

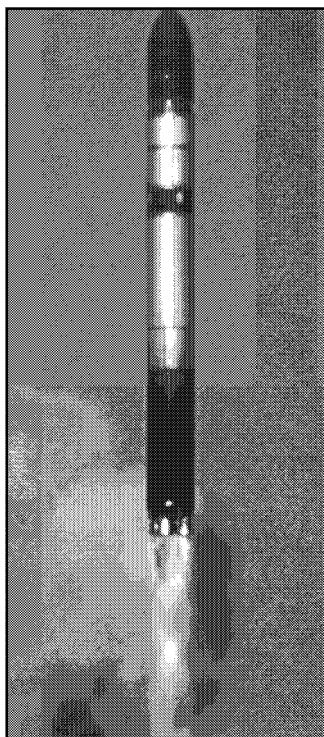
- разработчик КБ "Хартрон"

- изготовитель НПО "Хартрон"

Органы управления:

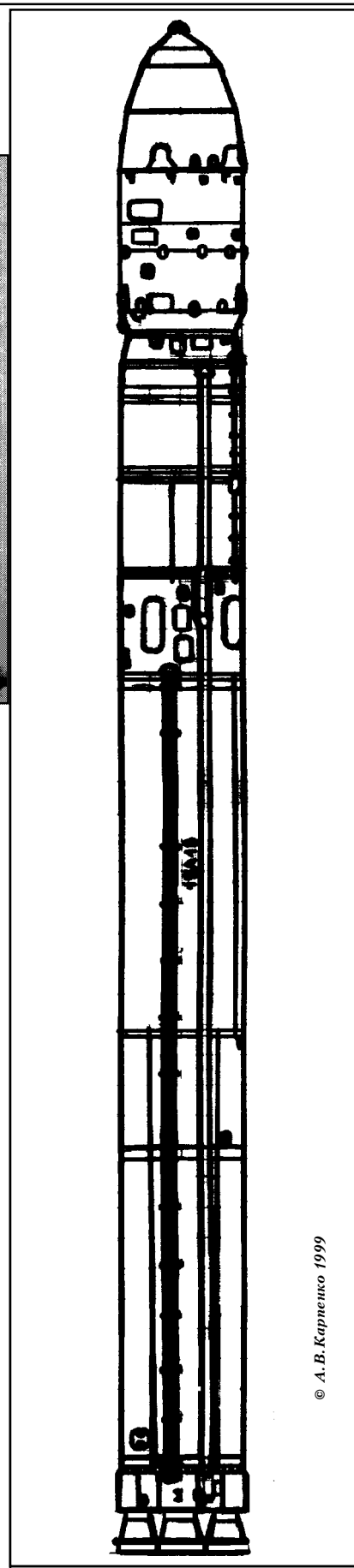
- I ступень поворотные камеры основного двигателя;

- II ступень 4-х камерный рулевой двигатель



Пуск ракеты Р-36МУТТХ (15А18) с НИИП-5

МБР Р-36МУТТХ (15А18)



© А.В.Карпенко 1999

1 - Меморандум к договору СНВ-1, 1990 г.

2 - Missile Forecast - Forecast International / DMS, 1996

3 - В.Рачук "Боронежские ракетные двигатели" - "Аэрокосмический журнал", ноябрь-декабрь 1996 г.

4 - В.Литовкин "Подрастает полк новых "Тополей" - "Известия" от 26 сентября 1998 года

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

<p>Разделение I и II ступеней, отделение боевой ступени газодинамическое, путем вскрытия специальных окон и истечения через них газов наддува топливных баков</p> <p>Тип старта "минометный" из ТПК в ШПУ</p> <p>Число ступеней ракеты 2 и ступень разведения боевых блоков (боевая)</p> <p>Длина ракеты, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - полная 33,3-35,7 - без головной части 28,5 - с ТПК 38,9 <p>Макс. диаметр корпуса, м 3,0</p> <p>Стартовый вес, т 211-217</p> <p>Горючее НДМГ</p> <p>Окислитель АТ</p> <p>Гарантийный срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 10</p> <p>Первая ступень:</p> <p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - длина 22,3 - диаметр 3,0 <p>Вес ступени, т 161,5</p> <p>Двигатель четырехкамерный</p>	<p>ЖРД РД-264 замкнутого цикла</p> <ul style="list-style-type: none"> - разработчик КБ "Энергомаш" - тяга двигателя на земле, тс 425 - тяга двигателя в пустоте, тс 461 - давлен. в камере сгорания, кгс/см² 210 - масса, кг 3600 - высота, м 2,15 - диаметр, м 3,025 <p>Вторая ступень:</p> <p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - длина 7,0 - диаметр 3,05 <p>Двигатель однокамерный ЖРД РД-0229³ замкнутой схемы</p> <ul style="list-style-type: none"> - разработчик КБХА³ <p>Рулевой двигатель .4- камерный РД-0257³</p> <ul style="list-style-type: none"> - разработчик КБХА³ <p>Боевая ступень:</p> <p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - длина 8,1 - диаметр 2,9 <p>Двигатель 4-камерн., двухрежим. ЖРД</p> <p>Пусковой контейнер:</p> <p>Тип с термостатированием</p> <p>Размеры, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - диаметр 3,5 	<ul style="list-style-type: none"> - длина 27,9 <p>Боевой стартовый комплекс (БСК):</p> <p>Разработчик КБСМ</p> <p>Гл. конструктор В.С.Степанов</p> <p>Тип ПУ шахтная типа ОС высокой защищенности</p> <p>Размеры шахты, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> - диаметр 5,9 - высота 39 <p>Степень защиты высокая</p> <p>Число ракет в ШПУ 1</p> <p>Число ШПУ в БСК 8</p> <p>Командный пункт:</p> <p>Тип КП унифицированный контейнерный типа 15В52У</p> <p>Разработчик ЦКБТМ</p> <p>Гл. конструктор Б.Р.Аксютин, А.А.Леонтенков</p> <p>Размещение подвеска в шахте на специальной амортизации</p> <p>Вес, т 130</p> <p>Число КП в БСК 1</p> <p>Установочное оборудование:</p> <p>Тип аналогично МБР Р-36М</p>
---	--	---

Ракетный комплекс 15П030³ с МБР УР-100Н

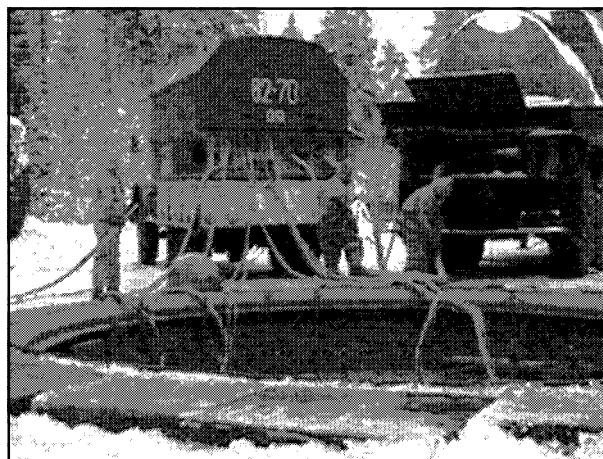
Разработка комплекса началась в 1967 году как модернизация комплекса с МБР УР-100М. Постановление СМ на разработку комплекса 15П030 вышло 19 августа 1970 года.

Комплекс с МБР УР-100Н создавался на конкурсной основе с РК с ракетой МР-УР-100, разработанной в КБ «Южное». Ракета УР-100Н создавалась двухступенчатой с ЖРД на обеих ступенях, с сохранением основной компоновочной схемы своей предшественницы - МБР УР-100У.

Разделение I и II ступеней осуществлялось по полугорячей схеме за счет тяги рулевого двигателя II ступени и торможения I ступени пороховыми двигателями, расположенными на хвостовом отсеке ракеты. Отделение ступени разведения боевых блоков от II ступени осуществлялось по холодной схеме за счет тормозных РДТТ II ступени.

Система наддува баков ракеты УР-100Н аналогична МБР УР-500, заправка и слив компонентов топлива осуществлялась через хвостовой отсек I ступени. Для выхода из транс-портнопускового контейнера на ракете УР-100Н уста-навливались специальные бугеля, которые после старта отстыковывались от ракеты.

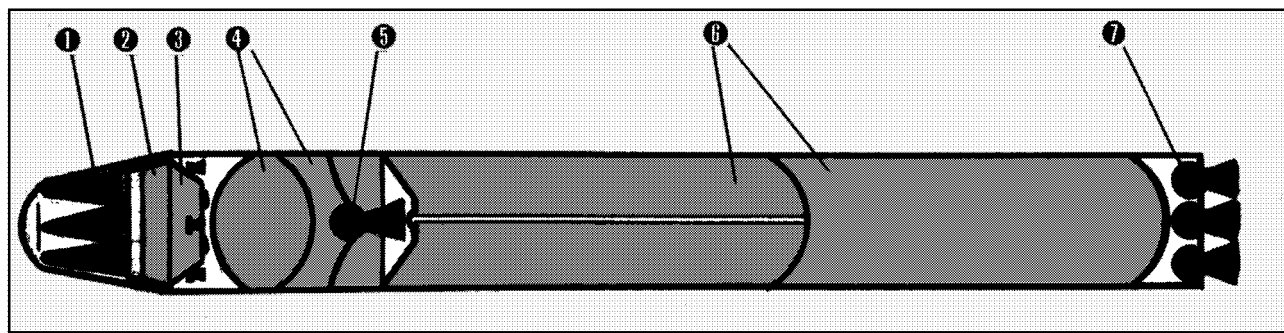
Испытания ракеты УР-100Н начались 9 апреля 1973 года на НИИП-5, к 1974 году произведено 27 пусков. Испытания, в ходе которых испытывались варианты ракеты с 1, 4 и 6 боевыми блоками (РГЧ ИН), завершились в октябре 1975 года. Всего за время испытаний и эксплуатации произ-ведено 67 пусков ракеты



ШПУ МБР УР-100Н

Общая компоновка МБР УР-100Н:

1 - боевые блоки; 2 - приборный отсек; 3 - ступень разведения боевых блоков; 4 - топливные баки II-й ступени; 5 - двигатель II-й ступени; 6 - топливные баки I-й ступени; 7 - двигатель I-й ступени



1 - Меморандум к договору СНВ-1, 1990 г.

2 - Missile Forecast - Forecast International/ DMS, 1996 г.

3 - Создатели ракетно-ядерного оружия и ветераны-ракетчики рассказывают. ЦИПК, 1996 г.

4 - В.Рачук "Воронежские ракетные двигатели" - "Аэрокосмический журнал", ноябрь-декабрь 1996 года

5 - М.Тарасенко "35 лет ОКБ "Вымпел" - "Новости космонавтики", №8 (175) - 1998 г.

6 - К.Лантратов "Космодром Свободный" - "Новости космонавтики", №7-1994 г.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

УР-100Н.

Первый ракетный полк из состава Нижнеднепровской дивизии с ракетами УР-100Н поставлен на боевое дежурство 26 апреля 1975 года (г.Первомайск, командир В.С. Николаев).

С 1976 года заступили на боевое дежурство ракетные комплексы с повышенной защищенностью ШПУ. Развертывание ракет УР-100Н было начато в 1975 году, к 1979 году было развернуто 240 ракет. В 1982 году ракеты УР-100Н сняты с боевого дежурства с последующей их заменой ракетами УР-100НУТТХ.

Ракетные дивизии с МБР УР-100Н размещались под Козельском, Хмельницким, Первомайском, Татищеве. Учебные центры подготовки специалистов для ракет УР-100Н находились в Балабаново и Ростове.

Разработчик НПО Машиностроения и филиал №1 НПО Маш (КБ "Салют")

Ген. конструктор В.Н.Челомей

Изготовитель ракеты МЗ им. М.Хруничева

Код НАТО SS-19 Stiletto Mod 1&2

Наименование по СНВ-1 РС-18А²

Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса комплекс с ампулизированной МБР и ШПУ типа ОС, третьего поколения

Состояние на вооружении с 30.12.1975 года, серийное производство с 1974 года. К 1985 году ракеты УР-100Н заменены ракетами УР-100НУ. Сняты с вооружения в конце 1980-х годов

Ракета УР-100Н (15А30)

Дальность стрельбы, км 9650

Точность стрельбы (КВО), м 350-550

Забрасываемый вес, кг 4350

Головная часть (Вариант 1):

- тип РГЧ ИН с термоядерными боевыми блоками

- число боевых блоков (ББ) 6

- мощность заряда ББ, Мг... 0,5²-0,55

Головная часть (Вариант 2):

- тип моноблочная термоядерная

- мощность заряда, Мг 2,5-5

Система управления инерциальная

с БЦВМ, создана на базе СУ Р-36М

- разработчик НПО "Хартрон"

- главный конструктор В.Г.Сергеев

- изготовитель Киевский радиозавод, з-д им. Т.Шевченко, НПО "Хартрон"

Органы управления:

- I ступень поворотные камеры основных двигателей;

- II ступень 4-х камерный рулевой ЖРД

Разделение ступеней подрыв разрывных

пироболтов и включение тормозных

РДТТ на I ступени

- разработчик РДТТКБ Тушинского МЗ

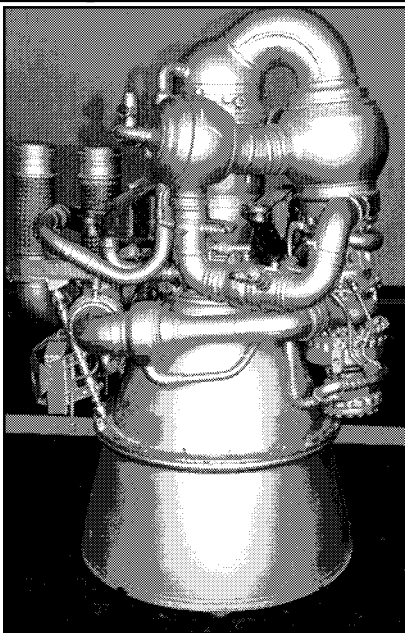
- гл. конструктор РДТТ И.И.Картуков

Тип старта газодинамический

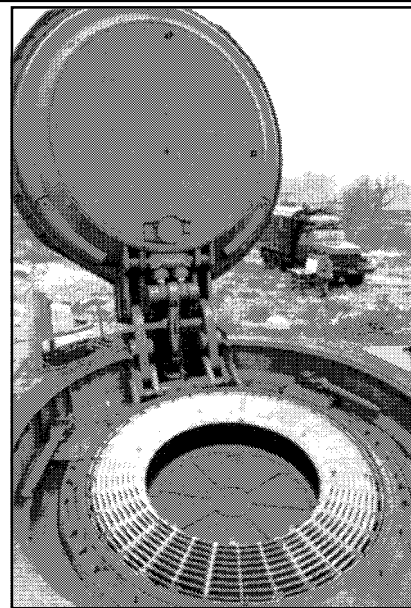
по направляющим из ТПК в

ШПУ

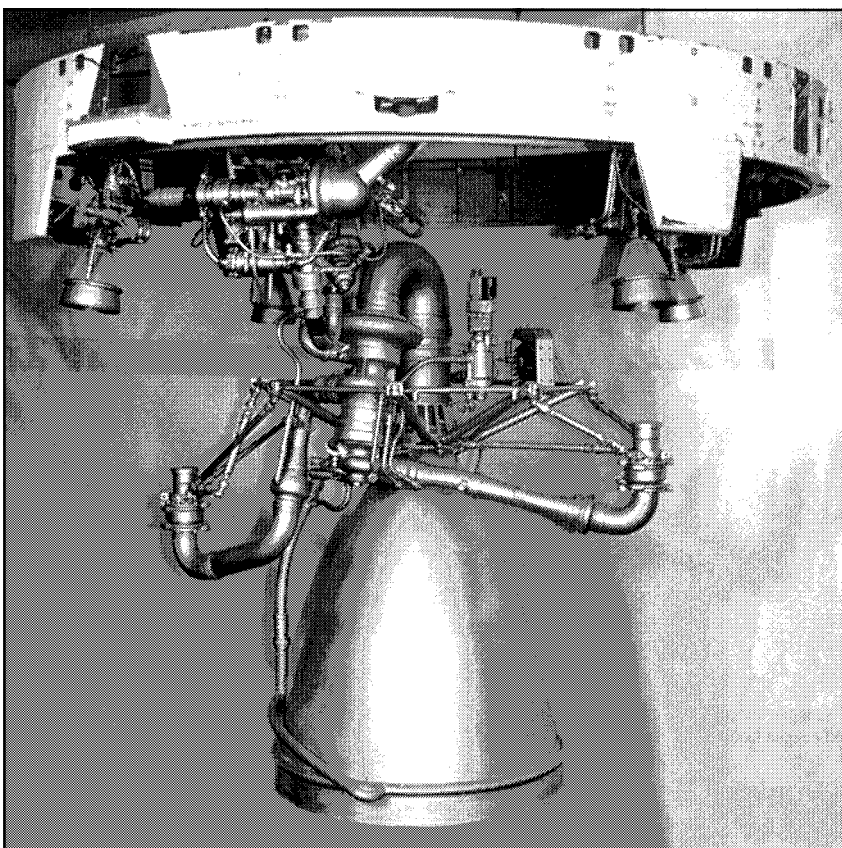
Число ступеней ракеты: 2 и ступень разведения боевых



Двигатель первой ступени МБР УР-100Н



ШПУ МБР УР-100Н



Двигатель второй ступени МБР УР-100Н

блоков

Длина ракеты, м:

- полная 24,0

- без головной части 21,1⁶

- в ТПК 24,3

Макс. диаметр корпуса, м 2,5⁶

Стартовый вес, т 103-105,6⁶

Топливные баки несущие, сварные с

совмещенными днищами

Горючее НДМГ⁶

Окислитель АТ⁶

Вес топлива, т 93,1

Срок хранения ракеты в заправленном

состоянии, лет 10

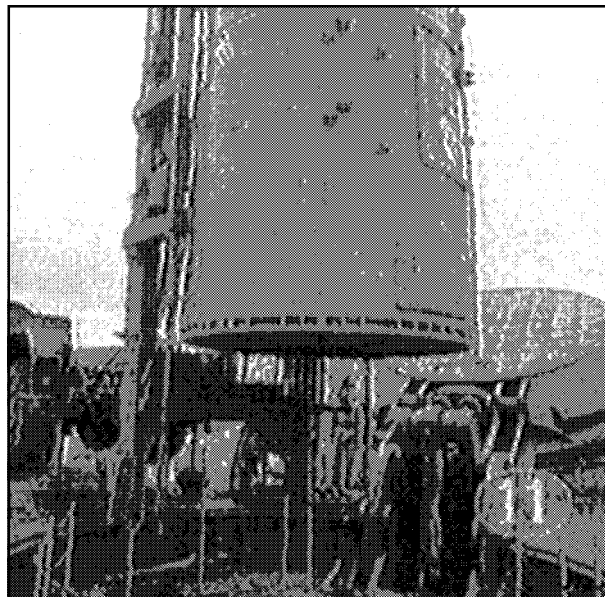
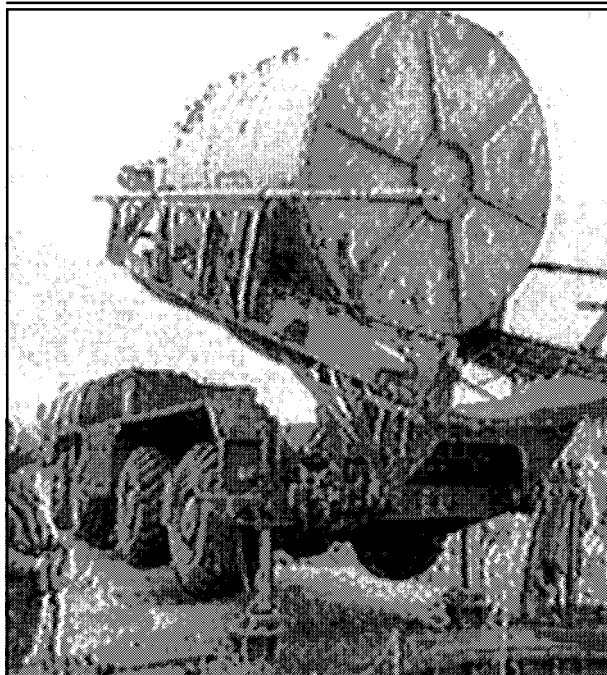
Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 17,2

- диаметр 2,5

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Установка надставки ТПК ракеты УР-100Н в ШПУ

Вес снаряженной ступени, т 86,3
 Двигательная установка три однокамерных ЖРД РД-0233 и один ЖРД РД-0234 замкнутого цикла⁴
 - разработчик КБХА⁴
 - главный конструктор .. А.Д.Конопатов
 - изготовитель .. Воронежский механический з-д и филиал Пермского моторостроительного з-да
 - тяга в пустоте, кН 2038

Вторая ступень:

Размеры, м:
 - длина 2,8
 - диаметр 2,5
 Двигатель однокамерный ЖРД РД-0235 (14Д113) замкнутого типа (модернизированный РД-0216)⁴
 - разработчик КБХА⁴
 - главный конструктор .. А.Д.Конопатов
 - изготовитель Ленинградское ПО "Красный Октябрь"

Рулевой двигатель ... 4-камерный рулевой ЖРД РД-0236⁴ (15Д114) открытой схемы
 - разработчик КБХА⁴
 - главный конструктор .. А.Д.Конопатов
 - изготовитель Ленинградское ПО "Красный Октябрь"

Ступень разведения (боевая):

Разработчик НПО Машиностроения
 Изготовитель Оренбургский авиазавод

(ПО "Стрела", Оренбург)

Размеры, м:
 - длина 2,2
 - диаметр 2,5
 Отделение путем подрыва разрывных пироболтов и торможения отделяющейся ступени при помощи пороховых ракетных двигателей
 Двигатель четыре ЖРД РД-0237⁴ с вытеснительной системой подачи топлива
 - разработчик КБХА⁴
 - изготовитель Усть-Катавский вагоностроительный з-д
 - угол качания, град. ±45

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием
 Размеры, м:
 - диаметр 2,9
 - длина 19,4

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик НПО "Вымпел"⁵
 Гл. конструктор В.М.Барышев⁵
 Тип ПУ шахтная типа ОС
 Размеры шахты, м:
 - диаметр внутренний 4,6
 - высота 29,8
 - внутренний диаметр крыши 7,6

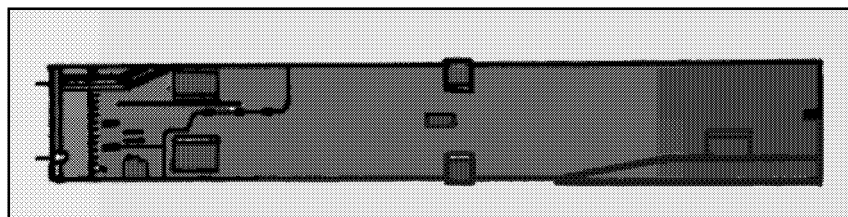
Защитное устройство ШПУ:

- тип поворотная крыша
 - способ открытия газодинамическим

двигателем при старте
 - разработчик ЦКБТМ³
 - гл. конструктор Б.Р.Аксютин
 Система амортизации маятниковая гидро-пневматическая
 Степень защищенности обычная
 Число ракет в ШПУ 1
 Число ШПУ в БСК 10
Командный пункт:
 Тип КП унифицированный контейнерный 15В52У³
 Разработчик ЦКБТМ
 Гл. конструктор Б.Р.Аксютин
 Размещение подвеска в шахте на специальной амортизации
 Тип амортизации маятниковая дорного типа
 Вес, т 130
 Число КП в БСК 1
Установочное оборудование:
 Тягач МА3-537
 Разработчик КБ НКМЗ
 Размеры, м:
 - длина 18,8
 - высота 3,4
 - ширина 3,3
 Механизм подъема ракет гидравлический

Ракетный комплекс 15П030 повышенной защищенности с МБР УР-100Н

Разработка боевого стартового комплекса проводилась путем повышения защищенности пусковых установок МБР УР-100Н. Ракета практически не подверглась модернизации. 18 декабря 1976 года на боевое дежурство заступил первый полк с ШПУ повышенной защищенности (г.Татищево, командир Н.Н.Мушников).



ТПК МБР УР-100Н

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик . НПО Машиностроения и
КБ "Салют"

Ген. конструктор В.Н. Челомей

Изготовитель ракеты завод им.
Хруничева

Код НАТО SS-19 Stiletto Mod 1&2

Наименование по СНВ-1 РС-18А

Классификация по СНВ-1 ... собранная
МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса с ампулизированной
МБР и ШПУ типа ОС,
третьего поколения

Состояние ... на вооружении с 30 декабря
1975 года, первый полк заступил на

боевое дежурство 18 декабря 1976 года

Ракета УР-100Н (15А30)

Дальн. стрельбы, км 10000

Точн. стрельбы (КВО), м 350-550

Головная часть (Вариант 1):

- тип РГЧ ИН с термоядерными
боевыми блоками

- число боевых блоков (ББ) 6

- мощность заряда ББ, Мгт.. 0,5²-0,55

Головная часть (Вариант 2):

- тип моноблочная термоядерная

- мощность заряда, Мгт 2,5-5

Система управления ИНС с БЦВМ

- разработчик НПО "Хартрон"

- главный конструктор В.Г.Сергеев

- изготовитель Киевский радиозавод,
з-д им. Т.Шевченко, НПО "Хартрон"

Органы управления:

- I ступень поворотные камеры
основных двигателей;

- II ступень 4-камерный рулевой ЖРД

Разделение ступеней тормозными РДТТ
на первой ступени

- гл. конструктор РДТТ . И.И.Картуков

Тип старта газодинамический
из ТПК в ШПУ по направляющим

Число ступеней ракеты 2 и ступень
разведения боевых блоков
(боевая)

Длина ракеты, м:

- полная 24,0

- без головной части 21,1⁶

- в ТПК 24,3

Макс. диаметр корпуса, м 2,5⁶

Стартовый вес, т 103-105,6⁶

Горючее НДМГ⁶

Окислитель АТ⁶

Вес топлива, т 93,1

Срок хранения ракеты в заправленном

состоянии, лет 10

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 17,2

- диаметр 2,5

Вес снаряженной ступени, т 86,3

Двигательная установка три однока-

мерных ЖРД РД-0233

и один ЖРД РД-0234

замкнутого цикла⁴

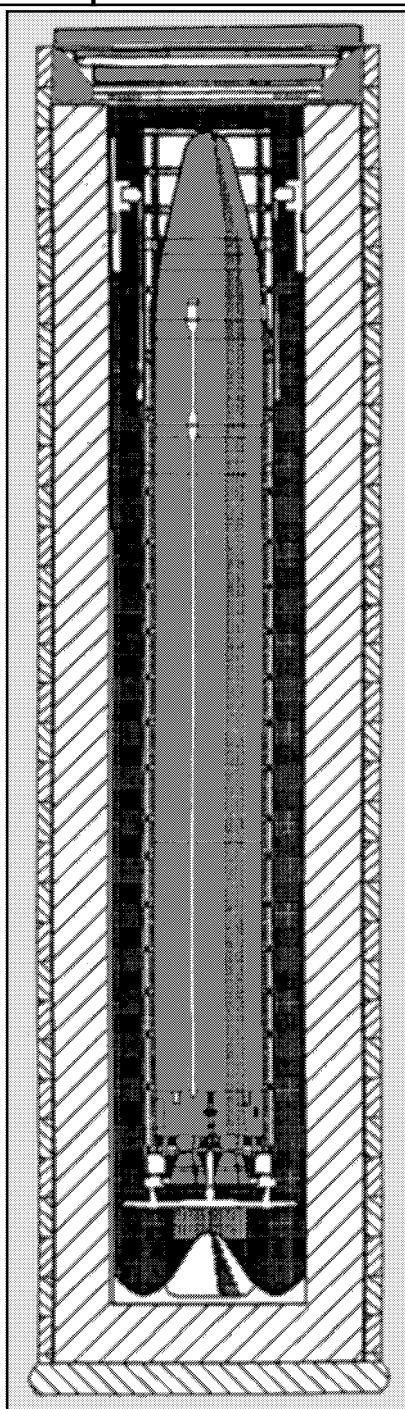
- разработчик КБХА⁴

- главный конструктор .. А.Д.Конопатов

- изготовитель Воронежский механи-

ческий з-д и филиал Пермского

моторостроительного з-да



ШПУ МБР УР-100Н

- тяга в пустоте, кН 2038

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 2,8

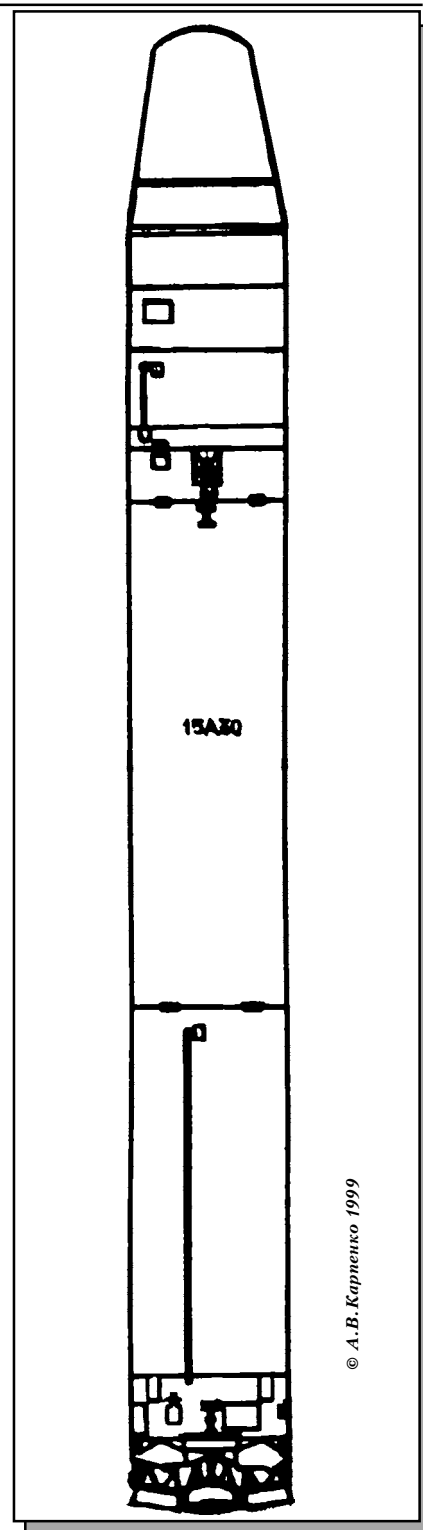
- диаметр 2,5

Двигатель однокамерный ЖРД
РД-0235 (15Д113) замкнутого типа
(модернизированный РД-0216)⁴

- разработчик КБХА⁴

- главный конструктор А.Д.Конопатов

- изготовитель Ленинградское ПО



Ракета УР-100Н

"Красный Октябрь"

Рулевой двигатель 4-камерный
рулевой ЖРД РД-0236⁴ (15Д114)

открытой схемы

- разработчик КБХА⁴

- главный конструктор А.Д.Конопатов

- изготовитель Ленинградское ПО

"Красный Октябрь"

© А.В. Карпенко 1999

1 - Меморандум к договору СНВ-1, 1990 г.

2 - Missile Forecast - Forecast International / DMS, 1996 г.

3 - В.Рачук "Воронежские ракетные двигатели" - "Аэрокосмический журнал", ноябрь-декабрь 1996 года

4 - М.Тарасенко "35 лет ОКБ "Вымпел" - "Новости космонавтики", №8 (175) - 1998 г.

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Ступень разведения (боевая):

Разработчик НПО Машиностроения
Изготовитель . ПО "Стрела" (г.Оренбург)

Размеры, м:

- длина 2,2
- диаметр 2,5

Отделение путем подрыва
разрывных пироболтов и торможения
отделявшихся ступеней при помощи
пороховых ракетных двигателей

Двигатель четыре ЖРД РД-0237⁴ с
вытеснительной системой подачи
топлива

- разработчик КБХА⁴
- изготовитель Усть-Катавский
вагоностроительный з-д
- угол качания, град. ±45

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием

Размеры, м:

- диаметр 2,9
- длина 19,4

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик НПО "Вымпел"⁴

Гл. конструктор В.М.Барышев⁴

Тип ПУ шахтная типа ОС

Размеры шахты, м:

- диаметр внутренний 4,6
- высота 29,8
- внутренний диаметр крыши 7,6

Система амортизации маятниковая,
ТПК подвешен в верхней части ШПУ на
гидро-пневматических амортизаторах
через вертлоги

Степень защищенности повышенная

Число ракет в ШПУ 1

Число ШПУ в БСК 10

Командный пункт:

Тип КП унифицированный
контейнерный типа 15В52У

Разработчик ЦКБТМ

Гл. конструктор Б.Р.Аксютин,
А.А.Леонтенков

Размещение подвеска в шахте на
специальной амортизации

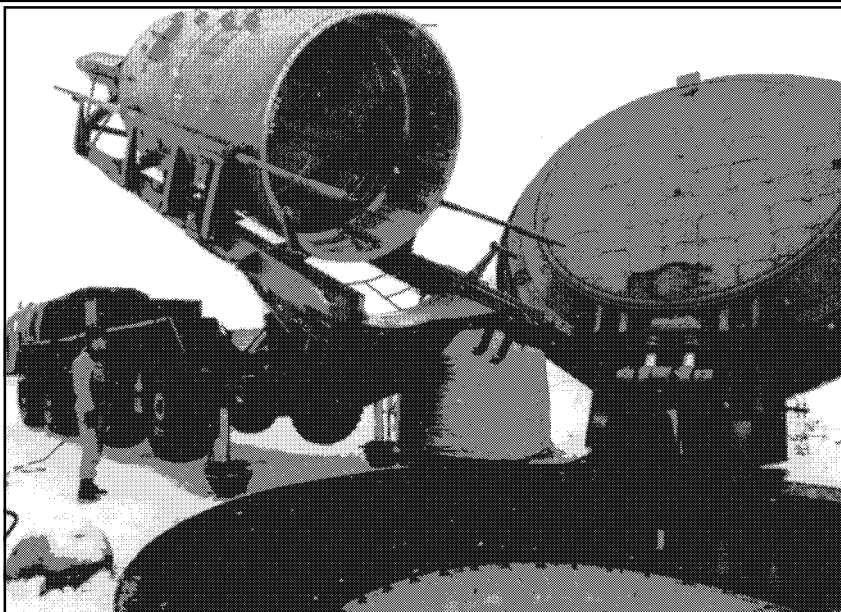
Вес, т 130

Число КП в БСК 1

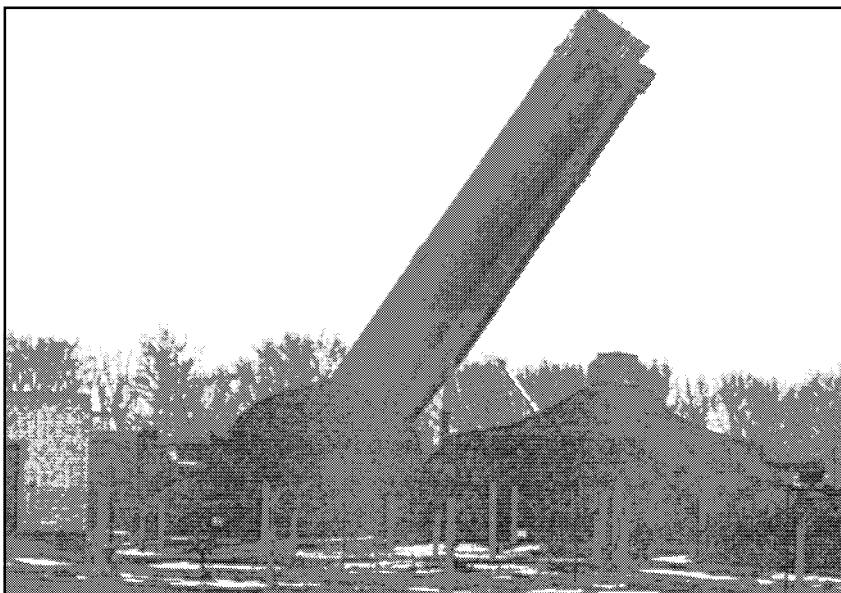
Установочное оборудование:

Тягач МАЗ-537

Тип аналогично МБР УР-100Н,
МР-УР-100



Установка надставки ТПК МБР УР-100Н

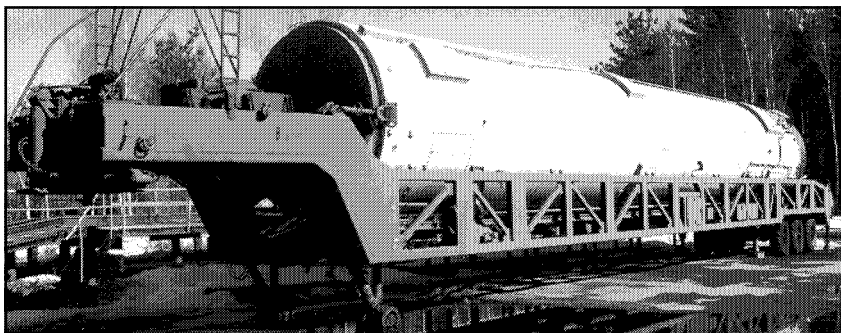


Установка ТПК с МБР УР-100Н в ШПУ

Ракетный комплекс 15П035 высокой защищенности с МБР УР-100Н УТТХ

Разработка ракеты УР-100Н с
улучшенными ТТХ задана Постанов-
лением ЦК КПСС и СМ ССР от 16
августа 1976 года. Испытания усовер-
шенствованного варианта МБР - УР-100Н
начались 28 сентября 1977 года и
завершились 26 июня 1979 года.

В 1977-1978 годах было произведе-но два
испытательных пуска модерни-зированной
ракеты УР-100Н УТТХ с новыми боевыми
блоками, усовер-шенствованной системой
управления и повышенной точностью.
Всего за время испытаний и эксплуатации
произведено 68 пусков МБР УР-100Н и
УР-100НУТТХ.



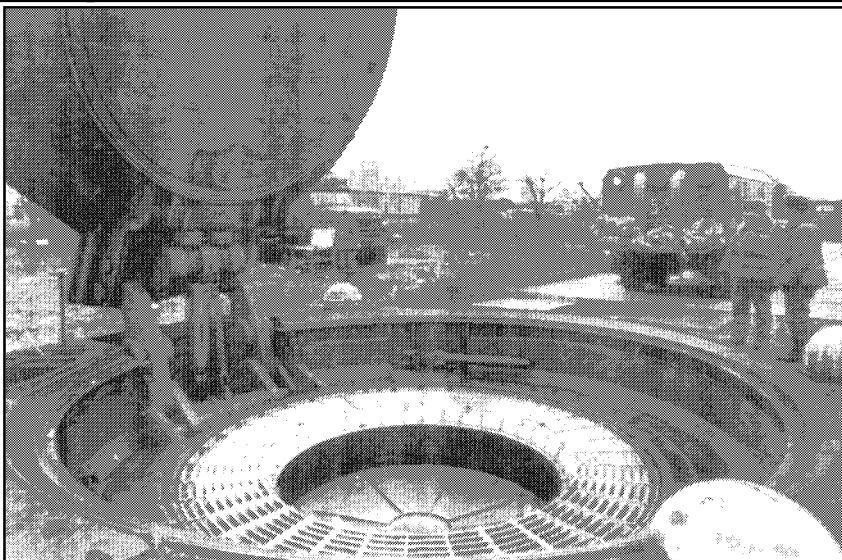
МБР УР-100НУТТХ в ТПК

1 - В.Литовкин "Подрастает полк новых "Тополей" - "Известия" от 26 сентября 1998 года

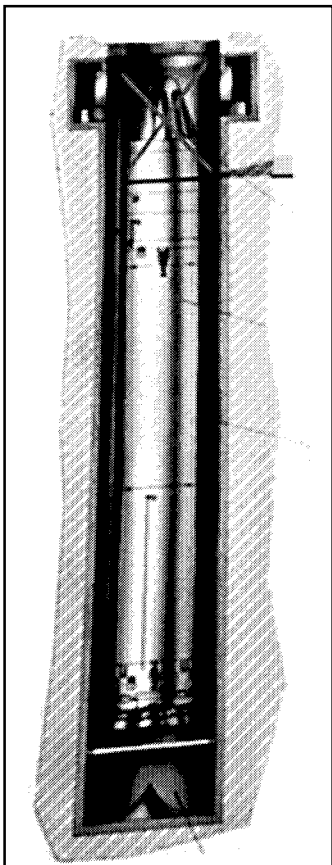
Отечественные стратегические ракетные комплексы

Первый ракетный полк с МБР УР-100НУТТХ заступил на боевое дежурство 6 ноября 1979 года (г.Хмельницкий, командир А.Г.Жуков). Развертывание МБР УР-100Н УТТХ с заменой ими ракет УР-100Н началось в 1980 году, к 1984 году было развернуто 360 ракет.

По состоянию на 1987 год было развернуто 360 МБР УР-100Н УТТХ (Козельск, Державинск, Первомайск, Татицево). С 1988 года началось сокращение МБР УР-100Н УТТХ в боевом составе - их заменяли на твердотопливные ракеты четвертого



ШПУ МБР УР-100НУТТХ



ШПУ МБР УР-100Н



ШПУ МБР УР-100НУТТХ



ТПК МБР УР-100Н

поколения РТ-23 УТТХ. К 1998 году осталось 168 ШПУ¹.

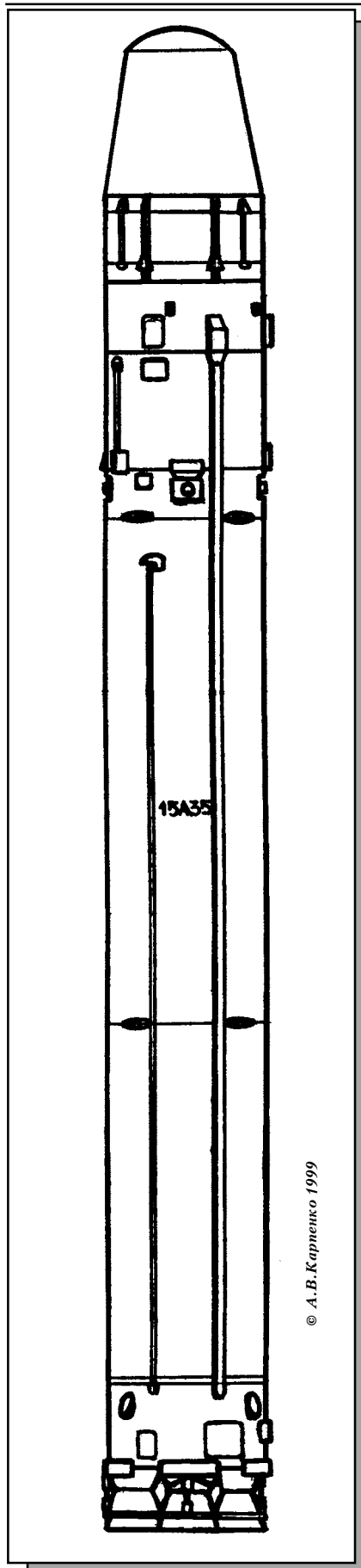
Ракеты УР-100Н УТТХ размещены в ШПУ типа ОС повышенной защищенности. Защитная крыша шахты открывается вверх с помощью специального пневмо-гидравлического привода.

В ракетный полк входит 10 ШПУ и один командный пункт контейнерного типа, размещаемый в специальной защищенной шахте.

На базе МБР УР-100Н УТТХ и разгонного блока «Бриз» в КБ «Са-лют», (ГКНПЦ им. М.В.Хруничева) совместно

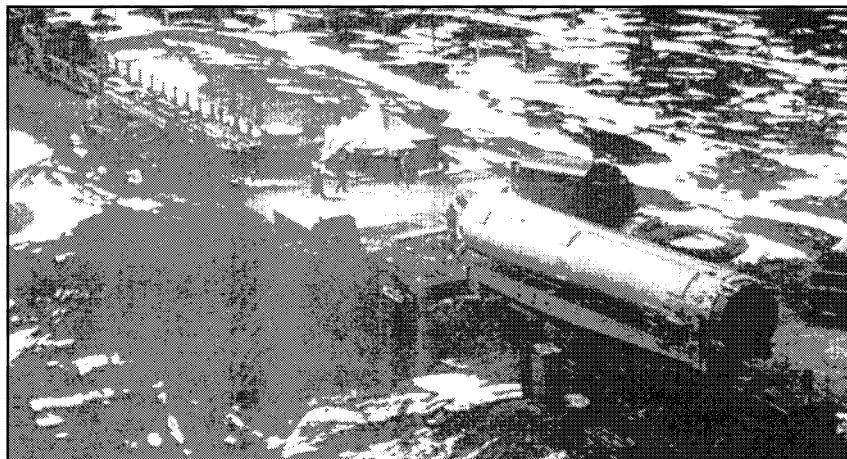
с фирмой *Daimler Benz Aerospace* разработана космическая ракета-носитель (РН) «Рокот», способная выводить на низкие орбиты до 2000 кг полезной нагрузки. Первый испытательный пуск РН «Рокот» состоялся 20 ноября 1990

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

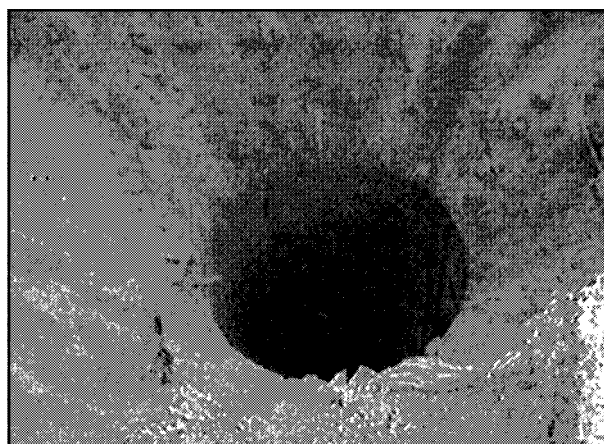


Ракета УР-100Н УТТХ

© А. В. Карпенко 1999



Установка ТПК с МБР УР-100НУТТХ в ШПУ



ШПУ ракеты УР-100Н после ликвидации (район г. Первомайск, Украина)

года с космодрома Байконур из стандартной ШПУ ракеты УР-100НУ, второй - 20 декабря 1991 года. При проведении этих пусков полезная нагрузка в космос не выводилась. В третьем запуске, состоявшемся 26 декабря 1994 года, на орбиту Земли был выведен спутник «Радио-Росто». Кроме космодрома Байконур для применения РН «Рокот» предполагается подготовить стартовые позиции на новом российском космодроме «Свободный». Эту же РН предлагалось использовать в морском космическом ракетном комплексе «Океан».

В НПО Машиностроения на базе МБР УР-100НУ разрабатывается космическая ракета-носитель «Стре-ла». РН «Рокот» и РН «Стрела» отличаются системой управления и разгонным блоком. РН «Стрела» предполагается создать с минимальными изменениями конструкции боевой ракеты и ее стартового комплекса.

НПО Машиностроения совместно с ЦНИИМАШ предлагает к 2000-2003 годам создать на базе МБР УР-100НУ



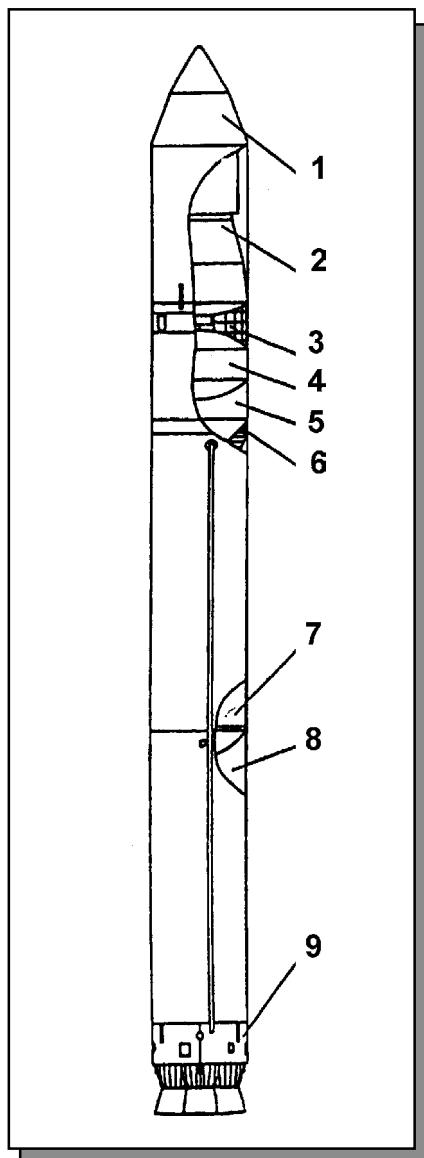
ШПУ МБР УР-100НУТТХ

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Транспортировка
ТПК с МБР
УР-100НУТТХ

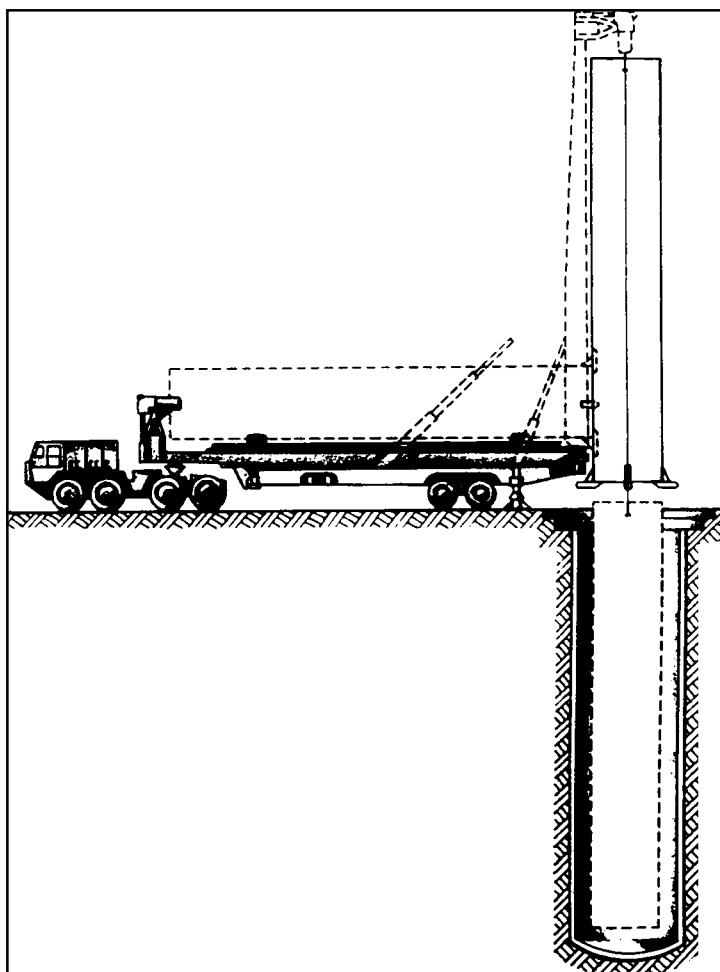


Транспортировка ТПК с МБР
УР-100НУТТХ



Ракета-носитель "Рокот":

1 - головной обтекатель; 2 - третья ступень - разгонный блок "Бриз"; 3 - переходный отсек; 4 - бак окислителя второй ступени; 5 - бак горючего второй ступени; 6 - камера рулевого ЖРД второй ступени; 7 - бак окислителя первой ступени; 8 - бак горючего первой ступени; 9 - хвостовой отсек первой ступени

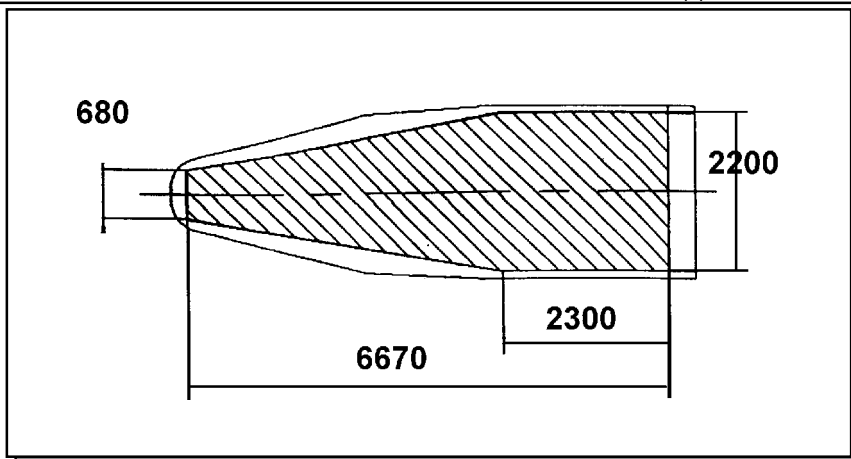


Установка ТПК с МБР УР-100Н в ШПУ

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

ракетно-космический комплекс скорой помощи «Призыв» для оказания экстренной помощи морским судам терпящим бедствие в акватории мирового океана. В качестве полезной нагрузки на ракету предлагается устанавливать специальные воздуш-но-космические спасательные лета-тельные аппараты СЛА-1 и СЛА-2. При этом оперативность доставки аварийного комплекта может составлять от 15 минут до 1,5 часа, точность посадки ± 20 -30 м, масса груза 420 и 2500 кг в зависимости от типа СЛА.

В связи с заключением договора по сокращению стратегических вооружений СНВ-2 на боевых ракетах должно быть уменьшено число боевых блоков с 6 до 1.



Зона полезной нагрузки ракеты-носителя "Стрела"
(размеры приведены в миллиметрах)

Разработчик НПО Машиностроения и КБ "Салют"
Ген. конструктор В.Н.Челомей, Г.А.Ефремов

Изготовитель ракеты завод им. М.В.Хруничева

Код НАТО SS-19 Stiletto Mod 3

Наименование по СНВ-1 РС-18Б

Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса с ампулизированной МБР с ШПУ повышенной защищенности типа ОС, третьего поколения

Состояние на вооружении с 17 декабря 1979 года, ракета УР-100НУТТХ принята на вооружение 5 ноября 1979 года. Серийное производство МБР УР-100НУТТХ закончено в 1985 году

Ракета УР-100НУТТХ, УР-100НУ (15А35)

Дальность стрельбы, км 10000

Точность стрельбы (КВО), м 300-400 (предельное отклонение - 920)

Тип головной части РГЧ ИН

Забрасываемый вес, кг 4350

Число боевых блоков (ББ) 6

Мощность заряда ББ, Мт 0,5-0,75

Система управления инерциальная с БЦВМ

Органы управления:

- I ступень поворотные камеры основных двигателей;

- II ступень 4-камерный рулевой ЖРД

Тип старта газодинамический из ТПК

в ШПУ

Число ступеней 2 и ступень разведения боевых

блоков

Длина ракеты, м:

- полная 24,3

- без головной части 21,1

- в ТПК 24,3

Макс. диаметр корпуса, м 2,5

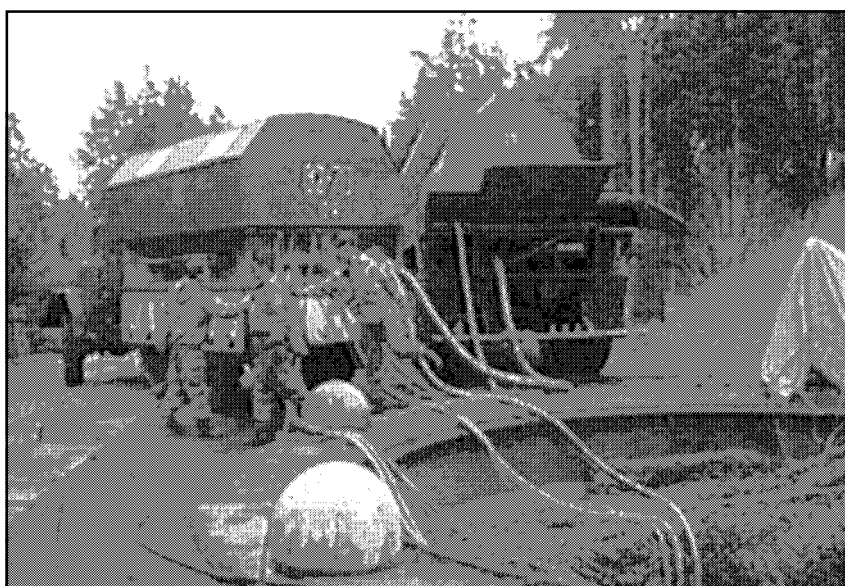
Стартовый вес, т 103,4-105,6

Горючее НДМГ

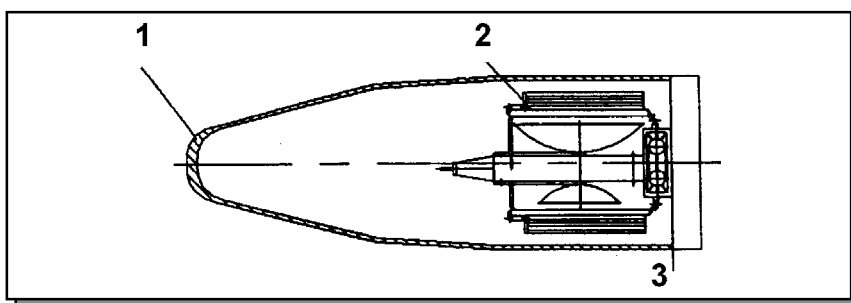
Окислитель АТ

Вес топлива, т 93,1

Срок хранения ракеты в заправленном состоянии, лет 10

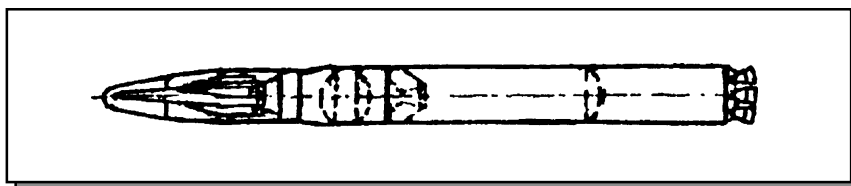


ШПУ МБР УР-100НУТТХ



Размещение полезной нагрузки на ракете-носителе "Стрела" :

1 - обтекатель; 2 - космический аппарат; 3 - плоскость стыка космического аппарата с универсальной проставкой



Ракета УР-100НУ комплекса "Призыв" со спасательным летательным аппаратом

Отечественные стратегические ракетные комплексы

(в настоящее время продлен до 25 лет)

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 17,2
- диаметр 2,5

Вес снаряженной ступени, т 86,3

Двигатель три однокамерных ЖРД РД-0233 и один ЖРД РД-0234 замкнутого цикла⁵

- разработчик КБХА^{4,5}
- тяга в пустоте, кН 2038

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 2,8
- диаметр 2,5

Двигатель однокамерный ЖРД РД-0235 (14Д113) замкнутого типа⁵

- разработчик КБХА⁵
- главный конструктор А. Д. Конопатов
- изготовитель Ленинградское ПО "Красный Октябрь"

Рулевой двигатель 4-камерный ЖРД РД-0236⁴ (15Д114) открытой схемы

- разработчик КБХА⁵
- главный конструктор .. А. Д. Конопатов
- изготовитель Ленинградское ПО "Красный Октябрь"

Ступень разведения:

Разработчик НПО Машиностроения

Размеры, м:

- длина 2,2
- диаметр 2,5

Отделение ступени путем подрыва разрывных пироболтов и торможения отделившейся ступени при помощи пороховых ракетных двигателей

Двигатель четыре ЖРД РД-0237⁵

- разработчик КБХА⁵
- главный конструктор А. Д. Конопатов

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием

Размеры, м:

- диаметр 2,9
- длина 19,4

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик НПО "Вымпел"

Гл. конструктор В. М. Барышев

Тип ПУ шахтная типа ОС

Разработчик защитн. устр-ва ... ЦКБТМ

- гл. конструктор Б. Р. Аксютин

Система амортизации маятниковая, ТПК подвешен в верхней части ШПУ на гидро-пневматических амортизаторах через вертлюги

Размеры шахты, м:

- диаметр внутренний 4,6
- высота 29,8
- внутренний диаметр крыши 7,6

Степень защищенности высокая

Число ракет в ШПУ 1

Число ШПУ в БСК 10

Командный пункт:

Тип КП унифицированный контейнерный типа 15В52У

Разработчик ЦКБТМ

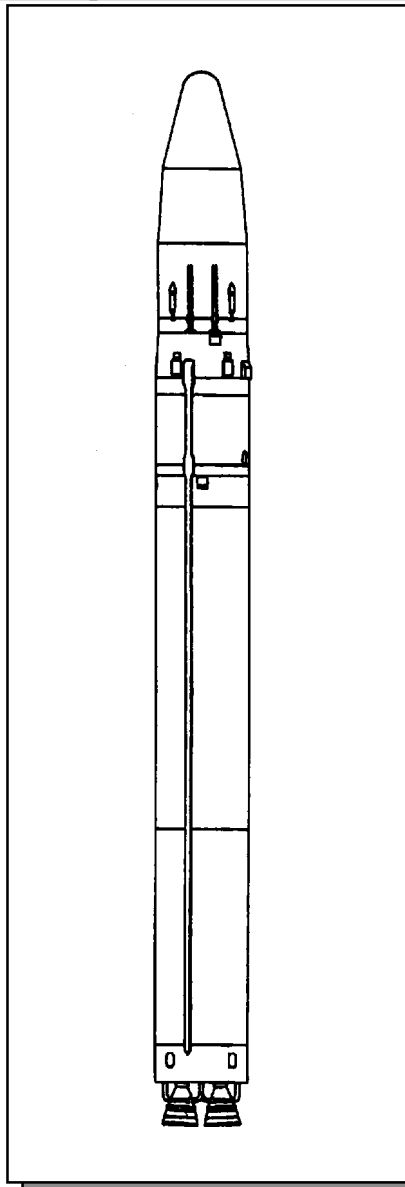
Гл. конструктор Б. Р. Аксютин,

А. А. Леоненков

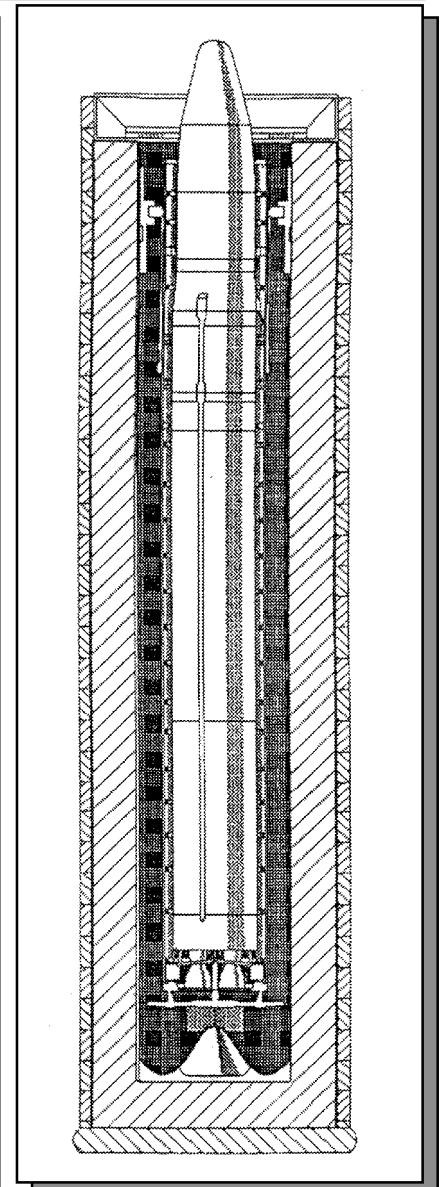
Размещение подвеска в шахте на специальной амортизации

Тип амортизации маятниковая дорного типа

Вес, т 130



Ракета-носитель "Стрела"



Шахтная пусковая установка с ракетой-носителем "Стрела"

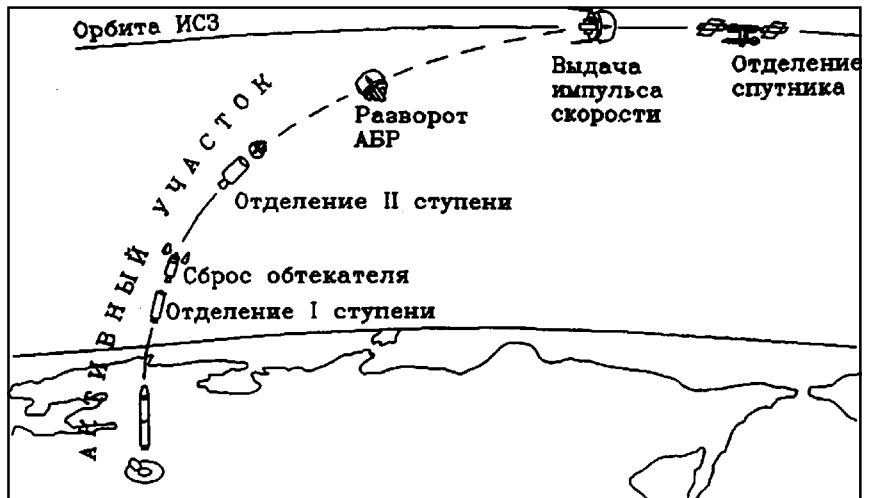
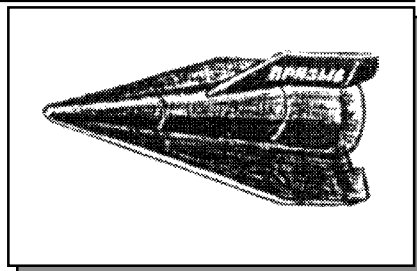


Схема выведения спутника РН "Стрела"

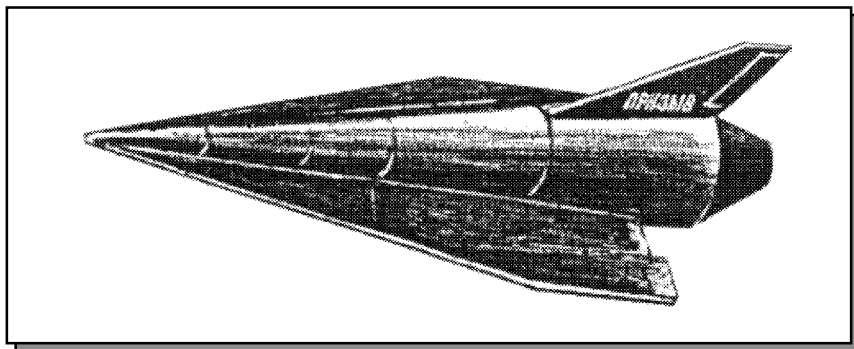
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Число КП в БСК 1
Установочное оборудование:
 Тип универсальный УТПК-1
 Разработчик КБ НКМЗ
 Тягач МАЗ-537
 Размеры, м:
 - длина 18,8
 - высота 3,4
 - ширина 3,3
 Механизм подъема
 ракеты гидравлический



Спасательный летательный аппарат СЛА-1 способен доставить до 90 спасательных плотов или аварийный комплект (рекламный проспект НПО Машиностроения)

Спасательный летательный аппарат СЛА-2 - может доставить аварийно-спасательное оборудование для судов (противопожарный модуль, водоотливной модуль и водолазный модуль); в другом варианте - дистанционно-пилотируемый летательный аппарат или робот-спасатель



Ракетный комплекс "Воевода" ^{3,4} высокой защищенности с тяжелой МБР Р-36М2 (15А18М⁶)

В июне 1979 года в КБ "Южное" было разработано техническое предложение по ракетному комплексу "Воевода"⁶ с тяжелой МБР четвертого поколения. В июне 1982 года разработан эскизный проект комплекса с ракетой 15А18М. Разработка комплекса официально задана Постановлением правительства от 9 августа 1983 года.

Для повышения эффективности использования запасов топлива на I и II ступенях ракеты Р-36М2, как и на предыдущих модификациях Р-36М и Р-36МУТТХ, применена система управления расходом топлива. Испытания ракетного комплекса

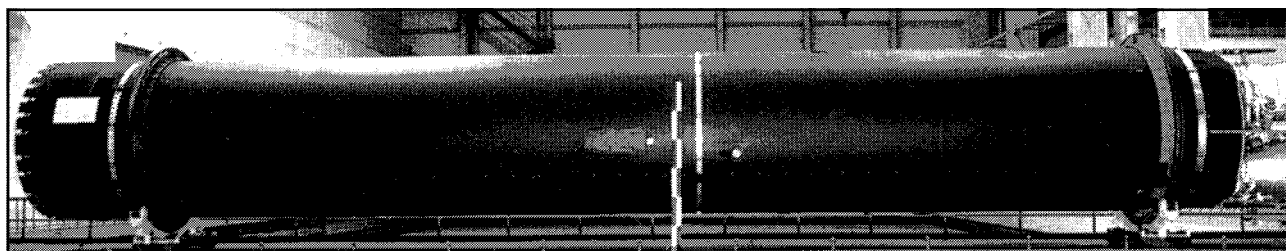
начались 21 марта 1986 года с РГЧ 15Ф173 и проводились по март 1988 года. В июле 1987 года на предприятиях Украины был изготовлен управляемый блок 15Ф178 для ракеты 15А18М (в дальнейшем работы по разработкам и изготовлению блоков переданы в организацию России). В апреле 1988 года изготовление ступеней разведения передано в смежные организации РСФСР.

В сентябре 1989 года завершены летные испытания ракеты 15А18М со всеми видами боевого оснащения. По опубликованным в западных изданиях данным, проводились испытания МБР Р-

36М2 с 14-19 боевыми блоками индивидуального наведения, в отечественной печати (см. М.Первов, 1998) приводилась информация о разработке для ракеты боевой ступени с числом боевых блоков до 20 единиц.

Высокая боевая эффективность ракеты Р-36М2 обеспечивается за счет повышения ее стойкости в полете к поражающим факторам ядерного взрыва, повышения точности попадания и высокой боеготовности.

Первый ракетный полк с МБР Р-36М2 встал на боевое дежурство 30 июля 1988 года (г. Домбаровский, командир О.И.Карпов). В 1998 году было развернуто 58 ракет Р-36М2¹⁰.



Первая ступень МБР Р-36М2

1 - Меморандум к договору СНВ-1, 1990 г.
 2 - Missile Forecast - Forecast International / DMS, 1996 г.
 3 - "Сатана" становится "Ангелом" - "Деловой вторник" от 6 января 1998 года
 4 - В.Губарев, "Реквием по "Сатане" - "Российская газета" за 24 сентября 1997 года
 5 - В.Рачук, "Воронежские ракетные двигатели" - "Аэрокосмический журнал", ноябрь-декабрь 1996 года
 6 - Днепропетровский ракетно-космический центр. Днепропетровск: ЮМЗ-КБЮ, 1994 г.
 7 - "Россия считает "Днепр" "Сатаной" - "Русский телеграф" от 16 апреля 1998 года
 8 - И.Черный, "К пуску РС-20...так "Сатана" или "Днепр"? - "Новости космонавтики", №9-1998 г.
 9 - И.Афанасьев, "Конверсия двигателя советской боевой ракеты" - "Новости космонавтики", №7-1998 г.
 10 - В.Литовкин, "Подрастает полк новых "Тополей" - "Известия" от 26 сентября 1998 года
 11 - В.З.Дворкин, "Роль межконтинентальных баллистических ракет тяжелого класса..." - "Космонавтика и ракетостроение", №14 (1998 год)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

НПО «Южное» совместно с 4-м ЦНИИ МО провело работы по увеличению гарантийного срока эксплуатации ракет с 10 лет последовательно до 15, 18 и 20 лет¹¹.

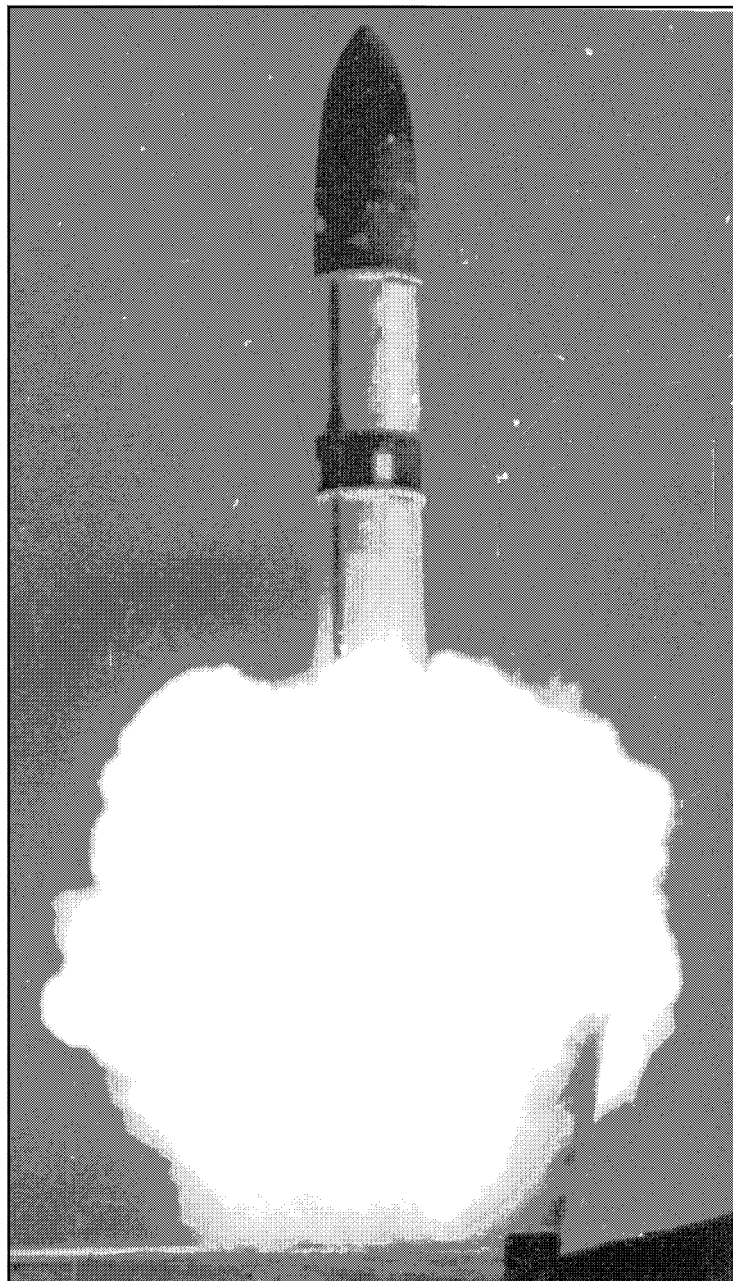
По договору СНВ-1 число ШПУ ракет Р-36МУТТХ и Р-36М2 должно сократиться вдвое и составить 154 ПУ, а по договору СНВ-2 они должны быть ликвидированы за исключением 90 ШПУ.

Оставшиеся ШПУ ракет Р-36МУТТХ, согласно договору, могут быть переоборудованы под легкие МБР «Тополь-М».

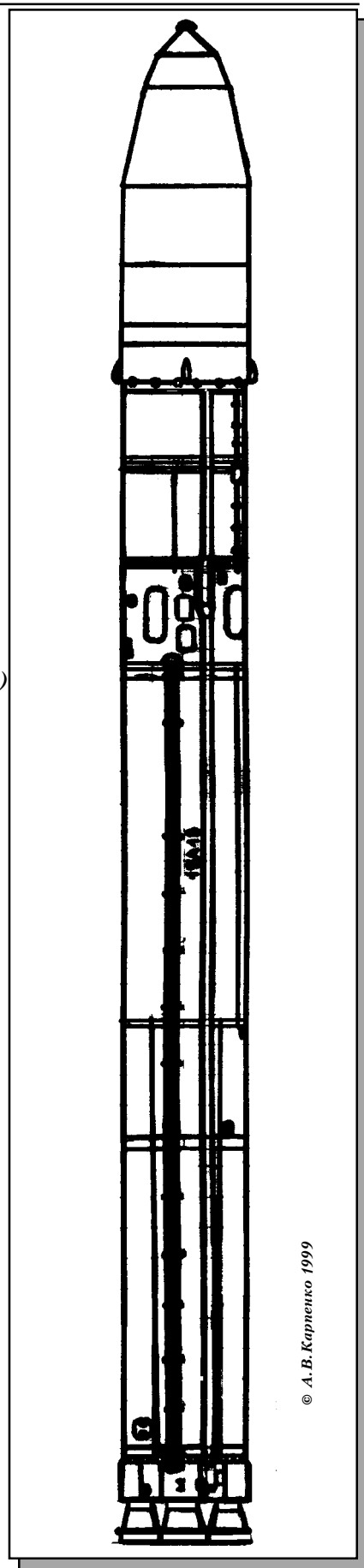
До распада СССР в КБЮ велись работы по созданию усовершенствованной МБР «Икар»⁴ на базе ракеты Р-36М2.

На базе ракет семейства Р-36М и многоцелевого орбитального модуля - разгонных блоков типа «Фрахт», «Лифт» и др. разрабатывается космическая ракета-носитель РС-20К «Кон-версия» («Днепр») легкого класса. Для пусков ракет

предполагается использовать ШПУ на космодроме Байконур. 15 апреля 1998 года с космодрома Байконур был произведен учебно-тренировочный пуск модифицированной ракеты Р-36МУТТХ, при котором десять учебных боевых блоков поразили все учебные цели на полигоне Кура на Камчатке⁸. Пуск может считаться успешным шагом и в рамках проводимых работ по программе «Днепр»⁷. По программе «Днепр» КБХА проводит работы по переводу двигателя РД-0256 второй ступени ракеты на новые компоненты топлива - кислород и керосин⁹.



Пуск
ракеты
Р-36М2
(15А18М)



© А. В. Карпенко 1999

МБР Р-36М2(15А18М)

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Разработчик КБ "Южное"
Генеральный конструктор . В.Ф.Уткин
Главный конструктор С.И.Ус³
Изготовитель ракеты ЮМЗ
Код НАТО SS-18 Satan Mod 5&6²
Наименование по СНВ-1 РС-20В²
Классификация по СНВ-1 собранная
 МБР в пусковом контейнере
 (Класс А)

Тип комплекса ракетный комплекс
 с ШПУ типа ОС
 высокой степени защищенности и
 тяжелой ампулизированной МБР,
 четвертого поколения

Состояние на вооружении
 с 11 августа 1988 года (вариант 1 -
 с РГЧ 15Ф173⁶); с 23 августа 1990года
 (вариант 2 - с моноблочной головной
 частью 15Ф175⁶)

Ракета Р-36М2⁷ (15А18М)⁶

Дальность стрельбы межконтинен-
 тальная*

Вес головной части, кг 8800

Головная часть (Вариант 1):

- тип разделяющаяся индиви-
дуального наведения 15Ф173 с
термоядерными боевыми блоками и
комплексом средств

преодоления ПРО

- число боевых блоков (ББ) 10

- расположение боевых

- блоков в два яруса

- мощность заряда ББ, Мг 0,55-0,75

Головная часть (Вариант 2):

- тип легкая моноблочная термоядерная
15Ф175 с комплексом средств

- преодоления ПРО

- мощность заряда, Мг 20⁷

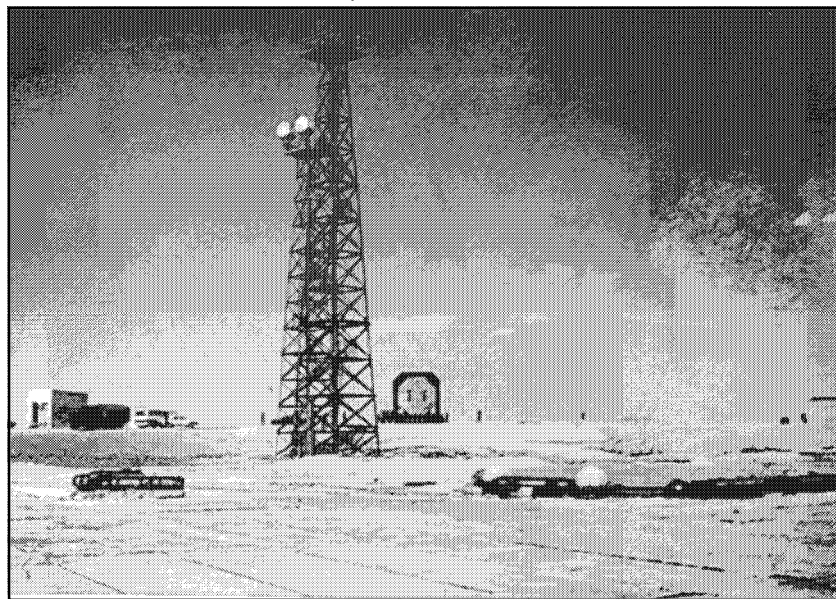
Система управления инерциальная с

- быстродействующей БЦВМ и коман-
дными приборами, выполненными по

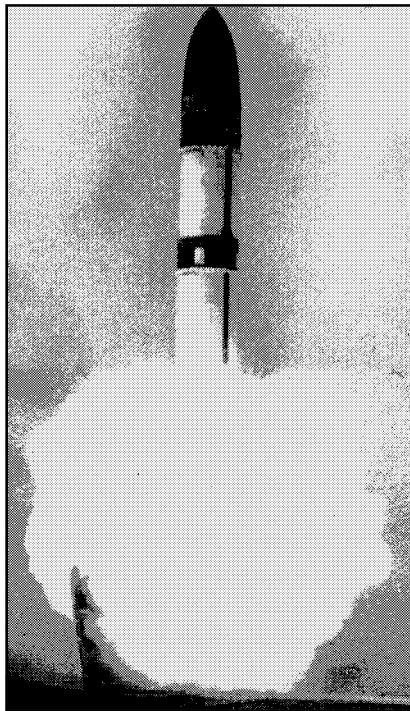
- поплавково-газодинамической технологии



Двигатель второй ступени МБР Р-36М2



ШПУ МБР Р-36М2 на НИИП-5



Пуск ракеты Р-36М2 (15А18М)

- разработчик НПО "Хартрон" ⁷

Органы управления:

- I ступень поворотные камеры
основного двигателя;

- II ступень 4-камерный рулевой
ЖРД

Разделение I и II ступеней, отделение

- боевой ступени газодинамическое,
путем вскрытия специальных окон и

- истечения через них газов наддува
топливных баков

Тип старта "минометный" из ТПК

в ШПУ

Число ступеней ракеты 2 и ступень
разведения боевых блоков
(боевая ступень)

Длина ракеты, м:

- полная 34,3

- без головной части 29,1

- полная в ТПК 36,7

Макс. диаметр корпуса, м 3,0

Стартовый вес, т 211,1

Материал корпуса топливных

баков алюминий-магний сплав

Горючее НДМГ

* - по данным книги "Днепропетровский ракетно-космический центр". Днепропетровск: ЮМЗ-КБЮ, 1994
дальность стрельбы с РГЧ - 11000 км, с моноблочной ГЧ - 16000 км. (прим. ред.)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Окислитель АТ
 Наддув топливных баков .. химический:
 баки окислителя - впрыском горючего,
 баки горючего - впрыском окислителя
 Гарантийный срок хранения ракеты в
 заправленном состоянии, лет 10¹¹

Первая ступень:

Тип со специальным поддоном на
 котором крепится ПАД, после выхода
 из ШПУ поддон отделяется
 пружинными толкателями и уходит в
 сторону пороховым ракетным
 двигателем

Размеры, м:

- длина 22,3
 - диаметр 3,0

Вес ступени, т 161,5

Двигательная установка четыре
 однокамерных ЖРД РД-264 замкнутого
 цикла (вариант модернизации
 двигателя первой ступени
 МБР Р-36М и Р-36МУТТХ)
 - разработчик КБ "Энергомаш"
 - тяга двигателя на земле, тс 425
 - тяга двигателя в пустоте, тс 461
 - давление в камере сгорания, кгс/см² 210
 - масса, кг 3600
 - высота, м 2,15
 - диаметр, м 3,025
 - размещение на раме в хвостовой отсеке
 с помощью шарниров

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 7,0
 - диаметр 3,0

Двигатель однокамерный
 ЖРД РД-0256 (РД-0255)⁹ размещен в
 баке горючего,
 максимально унифицирован с
 двигателем РД-0243 первой ступени
 морской баллистической
 ракеты Р-29РМ⁵

- разработчик КБХА^{5, 9}
 - тяга в пустоте, тс 77⁸

Рулевой двигатель 4-камерный
 ЖРД РД-0257⁵ от МБР Р-36МУТТХ
 открытого типа

- разработчик КБХА^{5, 8}

Боевая ступень:

Размеры, м:

- длина 8,1
 - диаметр 2,9

Двигатель четырехкамерный,
 двухрежимный ЖРД с
 поворотными камерами,
 аналогичный установленному
 на ракете Р-36МУТТХ

Тяга в пустоте, тс 0,8⁸

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием
 Материал корпуса стеклопластик
 Верхняя крышка пленочная

Размеры, м:

- диаметр 3,5
 - длина 29,7

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик КБСМ

Гл. конструктор В.С.Степанов

Тип ПУ шахтная типа ОС
 высокой защищенности

Система амортизации ШПУ маятни-
 кового типа
 - горизонтальная двухполая с

гидродемпферами
 - вертикальная с пневматическим
 амортизатором
 - изготовитель ПО "Баррикады"

Размеры шахты, м:

- диаметр 5,9
 - высота 39

Степень защиты высокая

Допустимая скорость ветра
 у земли, м/с св. 20⁸

Число ракет в ШПУ 1

Число ШПУ в БСК 8

Командный пункт:

Тип контейнерный

Разработчик ЦКБТМ

Гл. конструктор А.А.Леоненков

Размещение подвеска в шахте на
 специальной амортизации

Вес, т 130

Число КП в БСК 1

Установочное оборудование:

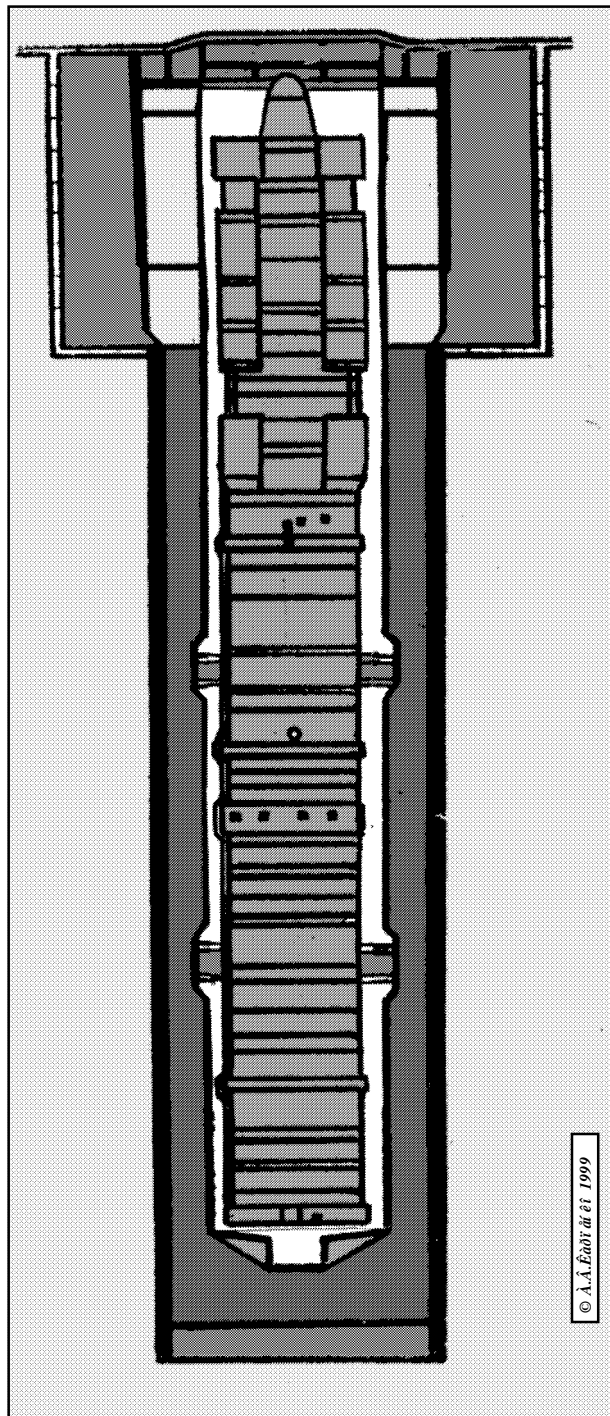
Тягач МАЗ-537

Размеры, м:

- длина 21,6

- высота 4,4

- ширина 3,4



ШПУ МБР
 Р-36М2

Опытный ракетный комплекс с МБР РТ-23³ (15Ж44)

Разработка ракетного комплекса с ракетой РТ-23, оснащенной моно-блочной головной частью и размещаемой в ШПУ высокой защищенности, была задана Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 23 июля 1976 года.

При подготовке предложений по ракетному комплексу конструкторами прорабатывались твердотопливные ракеты со стартовым весом от 100 до 150 тонн для размещения в хорошо защищенных шахтах и на железно-дорожных подвижных пусковых установках³. К марту 1977 года был разработан проект ракетного комплекса с МБР РТ-23 (15Ж44) стационарного базирования с размещением ракет в ШПУ и КП в шахте.

В процессе дальнейшего проектирования было определено, что целесообразно установить на ракете РТ-23 боевой блок с разделяющимися головными частями индивидуального наведения (РГЧ ИН). Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 1 июля 1979 года была задана разработка варианта ракеты РТ-23 с РГЧ ИН. В декабре 1979 года разработан эскизный проект ракеты РТ-23 (15Ж44) с повышенной энергетикой и РГЧ ИН 15Ф143.

26 октября 1982 года¹ начались летные испытания ракеты 15Ж44 на НИИП-53 (г. Мирный).

Совет обороны СССР своим Решением

от 10 февраля 1983 года постановил: ракету РТ-23 (15Ж44) на вооружение не принимать, продолжить работы по усовершенствованному варианту ракеты, получившему наименование - РТ-23УТТХ.

Разработчик КБ "Южное"

Гл. конструктор В.Ф. Уткин

Изготовитель ракеты Павлоградский МЗ

Код НАТО SS-24 *Scalpel*

Наименование по СНВ-1 РС-22

Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса шахтный типа ОС высокой защищенности с МБР, четвертого поколения

Состояние в разработке с 1976 года, испытания в 1982 -1983 годах

Ракета РТ-23 (15Ж44)

Дальность стрельбы, км 8000-10000

Тип головной части моноблочная термоядерная с комплексом средств преодоления ПРО (испытания проходила ракета с РГЧ ИН с 10 блоками)

Мощность заряда мегатонный класс

Система управления инерциальная с БЦВМ

Тип старта "минометный" из ТПК в ШПУ

Число ступеней ракеты 3

Длина ракеты, м 18,9

Макс. диаметр корпуса, м 2,4

Стартовый вес, т 80

Тип топлива смесевое твердое

Двигатели:

- I ступень односопловой РДТТ

- II ступень РДТТ с раздвижным соплом

- III ступень РДТТ с раздвижным соплом

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием

Пусковая установка:

Тип шахтная типа ОС

Размеры шахты, м:

- диаметр 5,0

- высота 25-26

Число ракет в ШПУ 1

Защищенность высокая

Установочное оборудование:

Тягач МАЗ-537

Размеры, м:

- длина 26,8

- высота 5,7

- ширина 4,1

Командный пункт:

Тип контейнерный в шахте

Число ПУ на один КП до 10

Опытный боевой железнодорожный ракетный комплекс с МБР РТ-23 (15Ж52)

Разработка боевого железнодорожного ракетного комплекса (БЖРК) с ракетой РТ-23 задана Постановлением правительства от 13 января 1969 года. Аванпроект БЖРК был выполнен КБ "Южное" в 1969 году.

Стартовый комплекс разрабатывался в КБСМ. Первоначально планировалось в составе комплекса иметь шесть стартовых вагонов (пусковая установка получила индекс СМ-СП-35), четыре специальных вагона и пять вагонов общего назначения. Для обеспечения движения состава предлагалось применить серийный тепловоз 2ТЭ10Л.

МБР РТ-23 стартовой массой в 80 тонн должна была иметь "минометный" старт из ТПК длиной 18,885 метра, диаметром 2,5 метра.

Постановлением ЦК и СМ СССР от 1 июня 1979 года задавалась разработка РГЧ ИН для ракет РТ-23.

В июне 1980 года разработан эскизный проект БЖРК с ракетой РТ-23 (15Ж52).

20 июля 1982 года на полигоне НИИП-53 под Плесецком создана специальная воинская часть для проведения испытаний ракетного комплекса железнодорожного



Боевой железнодорожный ракетный комплекс

ба-зирования¹. Летно-конструкторские испытания ракеты РТ-23 (15Ж52) в составе БЖРК проводились с 1983 года¹ на НИИП-53.

10 февраля 1983 года Совет обороны СССР решил ракету РТ-23 (15Ж52) для БЖРК принять в опытную эксплуатацию для накопления опыта использования в

войсках.

Летные испытания модернизированного варианта ракеты производились с 27 февраля 1985 года¹ по 2 декабря 1987 года с НИИП-5.

В процессе испытаний было отработано две модификации железнодорожного ракетного комплекса¹.

1 - "Полигон особой важности" - М: "Согласие", 1997 г.

2 - Днепровский ракетно-космический центр. Днепропетровск: ЮМЗ-КБЮ, 1994 г.

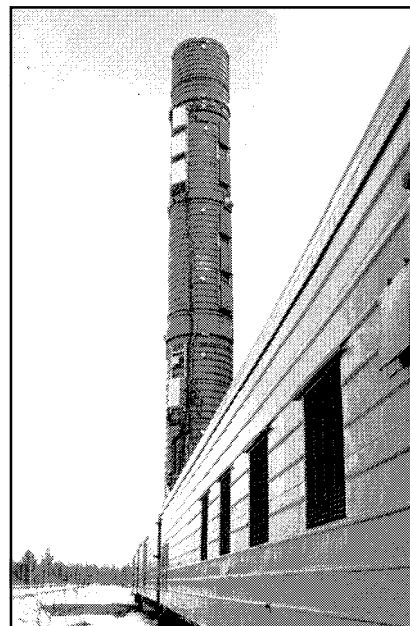
3 - И. Д. Сергеев "Роль ЦНИИ машиностроения в создании ракетного щита России" - "Космонавтика и ракетостроение". №6 (1996 год)

Отечественные стратегические ракетные комплексы

В декабре 1991 года завершены ре-сурсные испытания специального поезда П-450 в интересах создания БЖРК².



Стенд для определения давления на железнодорожное полотно при стрельбе ракетами РТ-23 с БЖРК



ТПК МБР РТ-23 УТТХ
Стенд для определения давления на железнодорожное полотно

Разработчик КБ "Южное"
Гл. конструктор В.Ф.Уткин
Изготовитель ракеты Павлоградский МЗ
Код НАТО SS-24 Scalpel Mod 2 (PL-4)
Наименование по СНВ-1 РС-22Б
Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса боевой

Состояние в эксплуатации с ноября 1987 года
Ракета РТ-23 (15Ж52)
Дальность стрельбы, км ... 10000-11000
Точность стрельбы (КВО), м 200 (предельное отклонение - 500)

Тип головной части РГЧ ИН
Мощность заряда, Мт ... 10х(0,3-0,55)
Вес головной части, кг 4050
Система управления инерциальная с БЦВМ
- разработчик НПО АП
- гл. конструктор В.А.Лапыгин
Система прицеливания с помощью наземного гироскопа и электронно-оптических средств передачи азимута в бортовую гиросtabilизированную платформу

Органы управления:
- I ступень вдув горячих газов в критическую часть сопла;
- II-III ступени отклонением головной части и частично аэродинамическими рулями, установленными на носовом обтекателе
Разделение ступеней детонирующими удлиненными зарядами и ПАД
Тип старта "минометный" из ТПК
Число ступеней ракеты 3 и ступень разведения боевых блоков (боевая)

Длина ракеты, м:
- полная 23,4-23,8
- без головной части 19,0
- в ТПК 22,6
Макс. диаметр корпуса, м 2,4
Стартовый вес, т 104,5
Тип топлива смесевое твердое
Гарант. срок хранения ракеты, лет ... 10

Первая ступень:
Размеры, м:
- длина 9,7
- диаметр 2,4
Вес ступени, т 53,7
Двигатель односопловой РДТТ

Вторая ступень:
Размеры, м:
- длина 4,8
- диаметр 2,4
Двигатель .. РДТТ с раздвижным соплом

Третья ступень:
Размеры, м:
- длина 3,6
- диаметр 2,4
Двигатель .. РДТТ с раздвижным соплом

Ступень разведения боевых блоков:
Двигатель ЖРД
Пусковой контейнер:
Тип с термостатированием
Размеры, м:
- диаметр 2,7
- длина 18,9

Пусковая установка:
Тип железнодорожная (ЖДПУ)
Разработчик КБСМ
Главный конструктор А.Ф.Уткин
База .. четырехтележечный восьмиосный вагон грузоподъемностью 135 тонн
Размеры, м:
- длина 23,6
- ширина 3,2
- высота 5,0
Число ракет на ПУ 1

Подвижной состав комплекса:
Количество ЖДПУ в составе 3
Количество вагонов, связанных с пуском 6

Боевой железнодорожный ракетный комплекс МБР РТ-23 УТТХ²(15Ж61)

С

Работы по созданию подвижного железнодорожного комплекса с МБР начались в середине 1970-х годов. Первоначально комплекс разрабатывался с ракетой РТ-23, оснащаемой моноблочной головной частью.

После испытаний БЖРК с МБР РТ-23 был принят в опытную эксплуатацию.

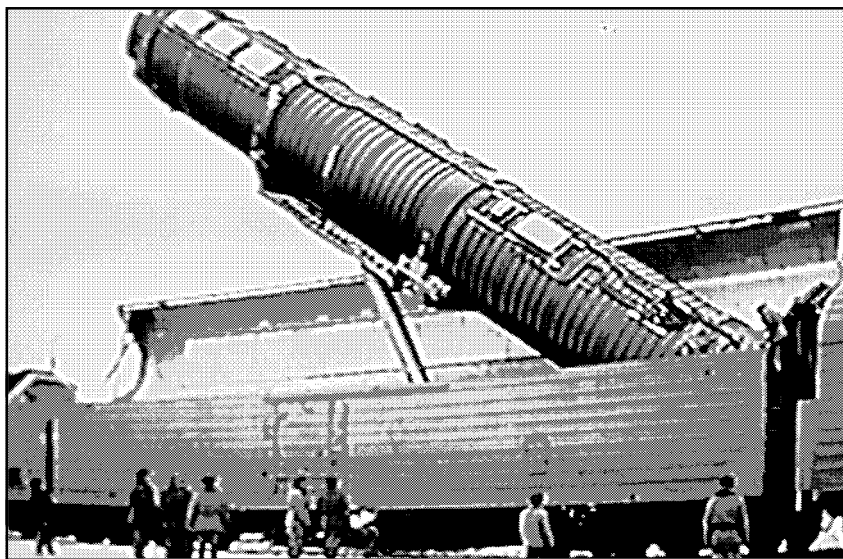
Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 9 августа 1983 года была задана разработка ракетного комплекса с ракетой РТ-23УТТХ «Молодец» в трех вариантах базирования: боевой железнодорожный; подвижный грунтовый «Целина-2»; шахтный.

В ноябре 1982 года был разработан эскизный проект ракеты РТ-23УТТХ и БЖРК с усовершенствованными железнодорожными ПУ. В частности, для стрельбы с любой точки маршрута, в том числе с электрифицированных железных дорог, БЖРК был оснащен высокоточной навигационной системой, а ЖДПУ - специальными устройствами закорачивания и отвода контактной сети (ЗОКС)

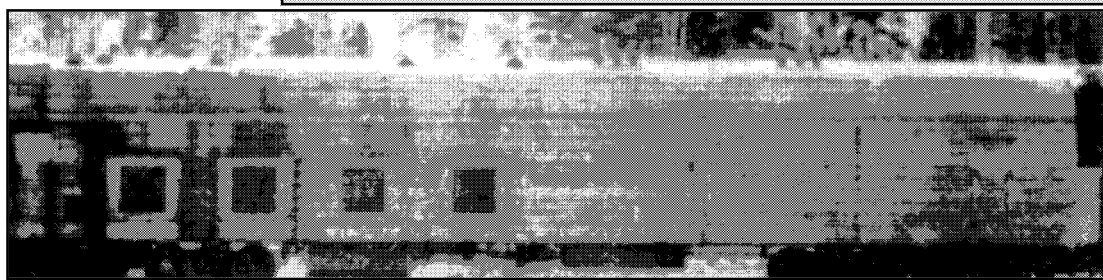
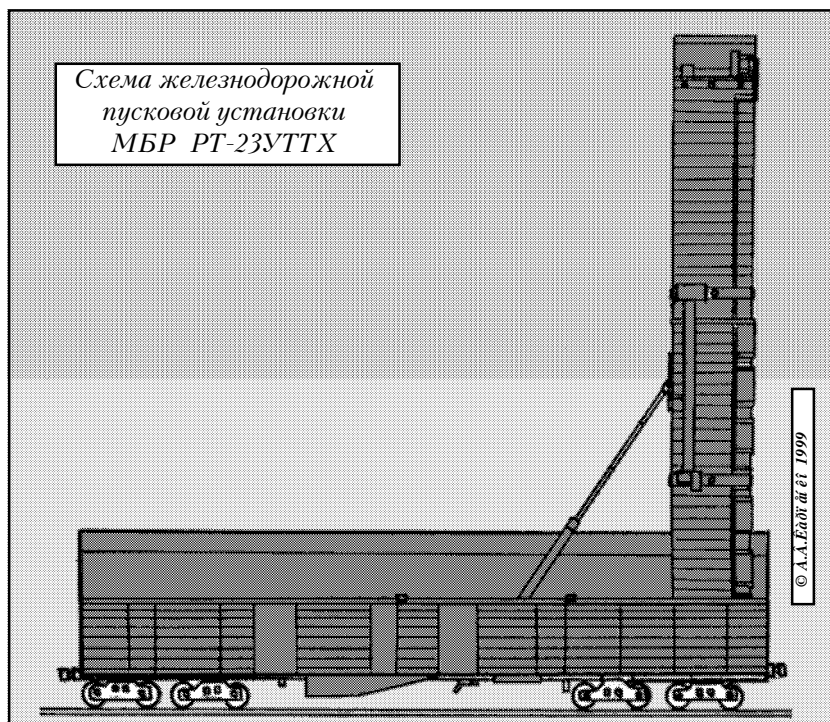
Летные испытания ракеты РТ-23УТТХ (15Ж61) производились с 27 февраля 1985 года по 22 декабря 1987 года с НИИП-53 (г. Мирный), всего было произведено 32 пуска¹. Осуществлено 18 выходов железнодорожного состава на ресурсные и транспортные испытания, в ходе которых по железным дорогам страны пройдено более 400 тысяч километров¹.

Первый ракетный полк с ракетой РТ-23УТТХ встал на боевое дежурство 20 октября 1987 года (г. Кострома, командир В. Ю. Спиридонов).

В ракетный полк БЖРК входит железнодорожный состав стандартной для комплекса конфигурации: три ЖДПУ МБР РТ-23УТТХ; командный пункт; вагоны с автономными системами энергоснабжения и жизнеобеспечения; вагоны для размещения личного состава. К середине 1988 года было развернуто 6-7 полков (всего около 20 ПУ, все под Костромой). К 1999 году развернуто три ракетные дивизии, вооруженных БЖРК и



Железнодорожная пусковая установка для МБР РТ-23УТТХ



Вагон управления - командный пункт БЖРК

1 - "Полигон особой важности" - М: "Согласие", 1997 г.

2 - Информационный сборник РВСН. Спец. выпуск. ГШ РВСН, 1995 год

3 - Амирджанов А.Р. "От бронепоезда до боевого железнодорожного ракетного комплекса" - М: РВСН, 1995 г.

4 - "Вагончик тронулся, перрончик тронулся, Серега сдвинулся..." - "Комсомольская правда" от 23 апреля 1998 года

5 - Ю.А.Сметанин "Ракеты, ракеты и еще раз ракеты" - "Космонавтика и ракетостроение". № 14 (1998 год)

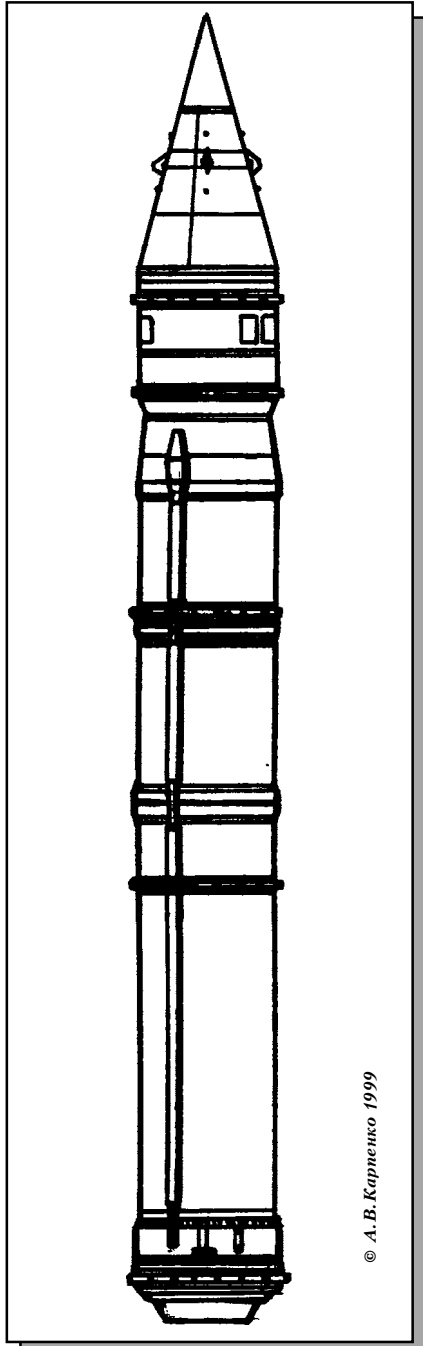
6 - "Создатели ракетно-ядерного оружия и ветераны ракетки рассказывают". М: ЦИПК, 1996 г.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

МБР РТ-23УТТХ (под Костромой, пос. Бершеть и пос. Гладкое в Красноярском крае), в каждой из которых по четыре ракет-ных полка³. Станция базирования дивизии под Костромой называется «Ромашка». Составы находятся на расстоянии около четырех кило-метров друг от друга в стационарных сооружениях. При заступлении на боевое дежурство составы рассредо-тачиваются. В 1991 году НПО «Южное» пред-ложило использовать ракету типа РТ-23УТТХ для запуска космических аппаратов на орбиту Земли с высоты 10 километров, после сброса ракеты на

специальной парашютной системе с тяжелого транспортного самолета Ан-124-100.

По договору СНВ-2 ракеты РТ-23 УТТХ подлежат ликвидации до 2003 года.



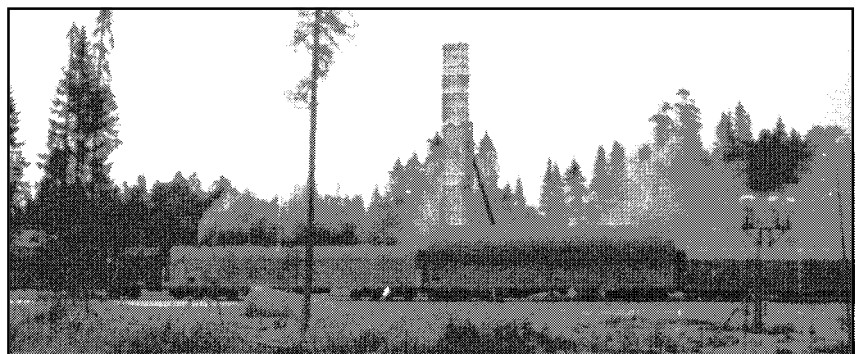
© А.В. Карпенко 1999

Ракета РТ-23 УТТХ (15Ж61)

* по данным книги "Днепровский ракетно-космический центр", выпущенной ПО "ЮМЗ-КБЮ" в 1994 году, дальность - 10100 км (прим. ред.)



Пуск МБР-РТ-23УТТХ с ЖДПУ



Железнодорожная пусковая установка МБР РТ-23 УТТХ

Разработчик КБ "Южное"
Генеральн. конструктор .. В.Ф. Уткин
Изготовитель ракеты Павлоградский МЗ
Код НАТО SS-24 *Scalpel Mod 2 (PL-4)*
Наименование по СНВ-1 РС-22В'
Классификация по СНВ-1 ... собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса боевой
 æèèàçí î äí ðí æ ú é ðàèèòí ú é è î î èáèñ ñ
 í ÁÐ,
 -àðàáðòí ã î î è èáí è ý

Состояние на вооружении с 28 ноября 1989 года

Ракета РТ-23УТТХ (15Ж61)

Дальность стрельбы межконтинент.*

Тип головной части РГЧ ИН с комплексом средств преодоления ПРО

Мощность заряда, Мт .. 10x(0,3-0,55)³

Вес головной части, кг 4050

Система управления:

- тип инерциальная с БЦВМ

- разработчик НПО АП

- гл. конструктор В.А.Лапыгин

Система прицеливания с помощью наземного гирокомпаса и электронно-оптических средств передачи азимута в бортовую гиросtabilизированную платформу

Органы управления:

- I ступень вдув горячих газов в закрытическую часть сопла³;

- II-III ступени .отклонением головной части⁵ и частично аэродинамическими рулями, установленными на носовом обтекателе

Разделение ступеней детонирующими удлиненными зарядами и ПАДом

Тип старта "минометный" из ТПК с помощью ПАДа и запуском порохового двигателя "заклона",

установленного на специальном поддоне I ступени, после выхода ракеты из контейнера для предотвращения

воздействия на ЖДПУ газовой струи запускаемого основного двигателя I ступени

Тип головного обтекателя надувной

Число ступеней ракеты 3 и ступень¹ разведения боевых блоков (боевая)

Длина ракеты, м:

- полная 23,3

- без головной части 19,0

- в ТПК 22,6

Макс. диаметр корпуса, м 2,4

Стартовый вес, т 104,5

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Тип топлива смешанное твердое
 Гарантийный срок хранения
 ракеты, лет 10

Первая ступень:

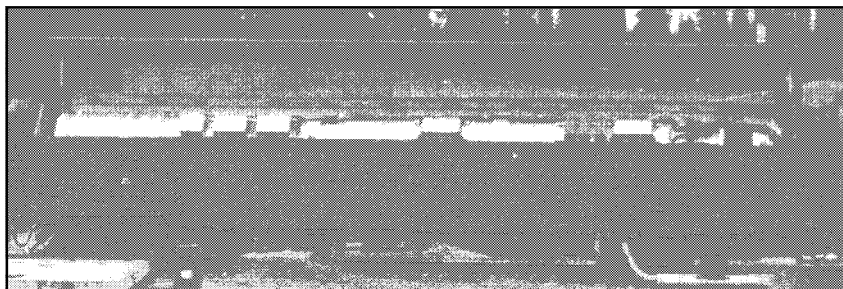
Размеры, м:
 - длина 9,7
 - диаметр 2,4
 Вес ступени, т 53,7
 Двигатель РДТТ с центральным
 неподвижным, частично
 утепленным соплом
 - корпус цельномотанный типа "кокон"
 - материал корпуса ... композиционный

Вторая ступень:

Размеры, м:
 - длина 4,8
 - диаметр 2,4
 Двигатель РДТТ с центральным
 неподвижным раздвижным,
 частично утепленным соплом
 - корпус цельномотанный
 типа "кокон"
 - материал корпуса ... композиционный

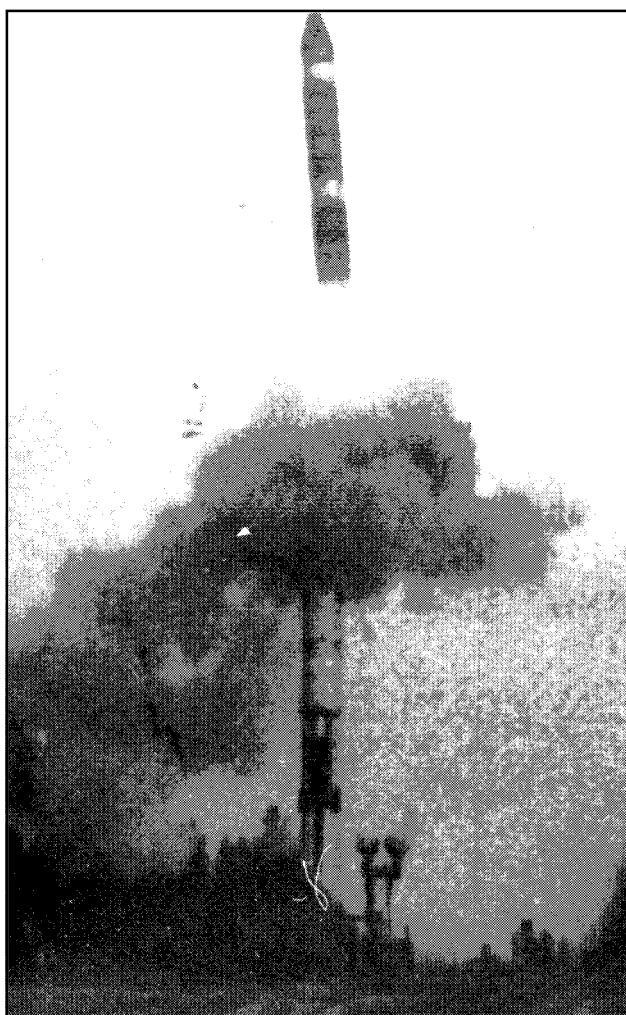
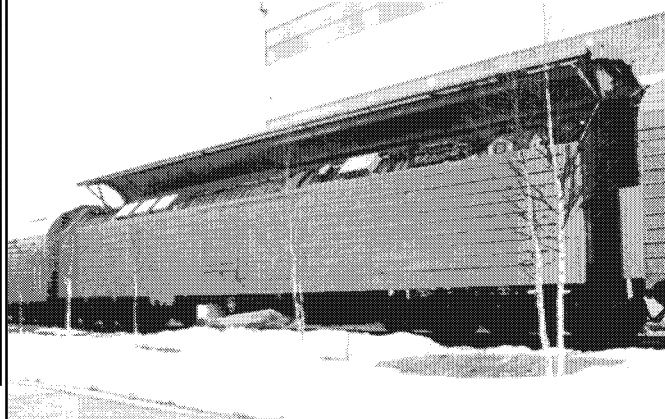
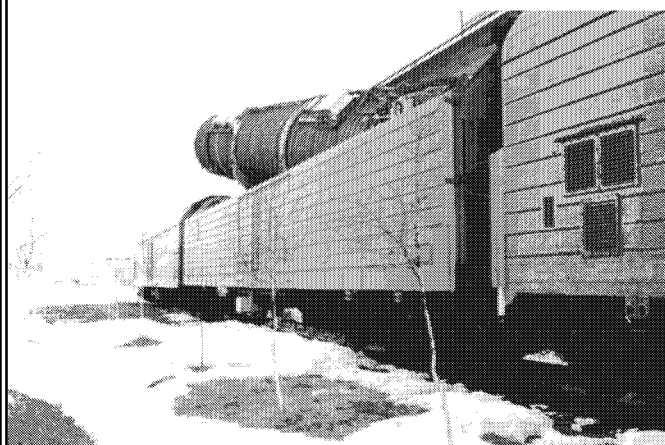
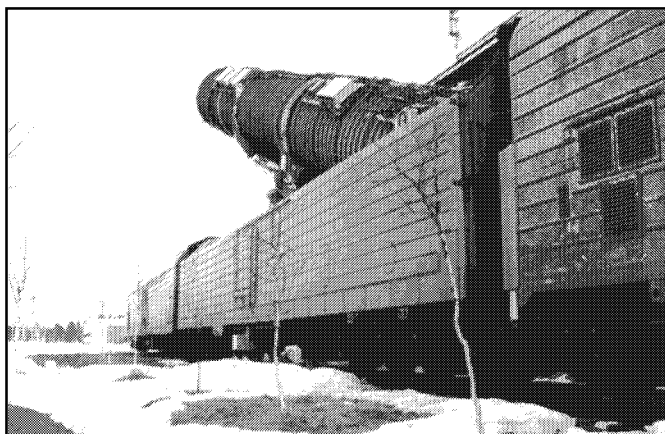
Третья ступень:

Размеры, м:
 - длина 3,6
 - диаметр 2,4
 Двигатель РДТТ с центральным
 неподвижным раздвижным,
 частично утепленным соплом



Железнодорожная пусковая установка БЖРК для МБР РТ-23УТТХ

Железнодорожная пусковая установка БЖРК для МБР РТ-23УТТХ на испытательном полигоне НИИП-53 (г. Мирный)



Пуск МБР РТ-23УТТХ с ЖДПУ

Отечественные стратегические ракетные комплексы

- корпус цельномотанный
..... типа "кокон"

- материал корпуса .. композиционный

Ступень разведения боевых блоков:

Тип "толкающей" схемы
..... с десятью боевыми блоками

Размещение блоков в один ярус

Двигатель четырехкамерный ЖРД

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием
..... и автоматикой пуска ракеты

Размеры, м:

- диаметр 2,7

- длина 18,9

Пусковая установка:

Тип железнодорожная (ЖДПУ)

Разработчик КБСМ

Главный конструктор А.Ф. Уткин

Изготовитель Юргинский МЗ

Изготовитель вагонов ... ТВЗ (г.Тверь) ⁴

База четырехтележечный восьмиосный
..... вагон грузоподъемностью 135 тонн ³

Размеры, м:

- длина 23,6

- ширина 3,2

- высота 5,0

Крыша вагона раздвижная

- привод открытия гидравлический

Привод ТПК в вертикальное

положение пневматический
..... за счет пороховых газов

Число ракет на ЖДПУ 1

Подвижный командный пункт:

Тип на базе специального
..... железнодорожного вагона

Разработчик ЦКБТМ⁶

Главный конструктор Б.Р.Аксютин

База четырехтележечный восьми-
..... осный вагон

Размеры вагона, м:

- длина 23,6

- ширина 3,2

- высота 5,0

Грузоподъемность, т 135

Стационарное сооружение для ЖДПУ:

Тип специальное железобетонное
..... сооружение для одного БЖРК

Размеры, м:

- длина 462

- высота 10,4

- ширина 9,2

Подвижной состав комплекса:

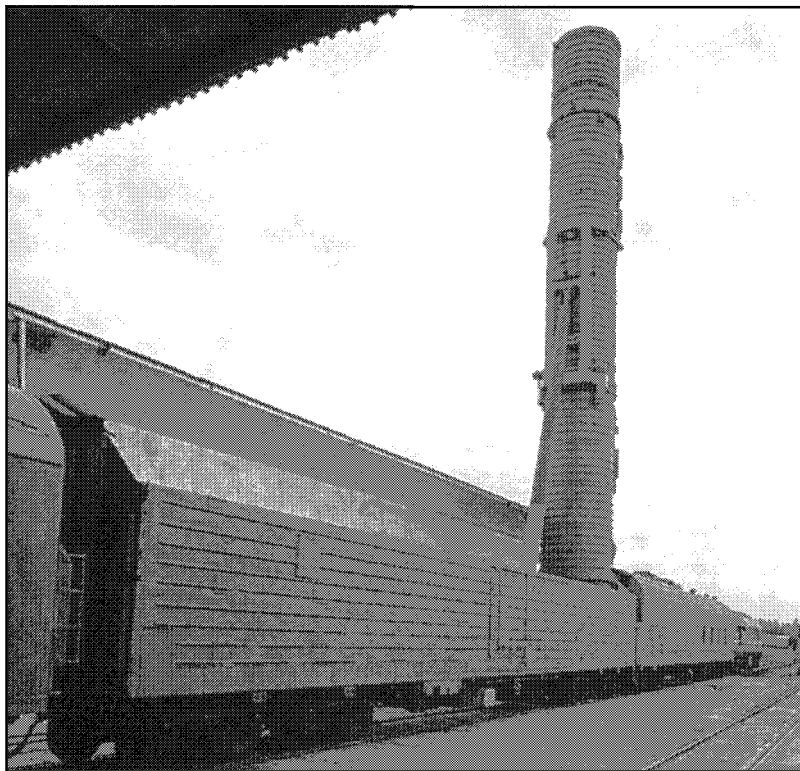
Количество ЖДПУ в составе 3

Количество вагонов,
..... связанных с пуском 6

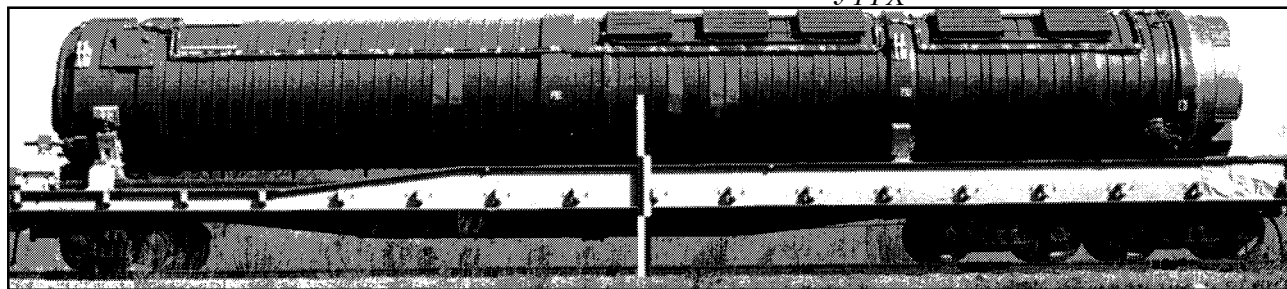
Тип тепловоза ТМ-62³



Испытательный пуск МБР РТ-23УТТХ с ЖДПУ



*Железнодорожная пусковая установка БЖРК для МБР РТ-23
УТТХ*

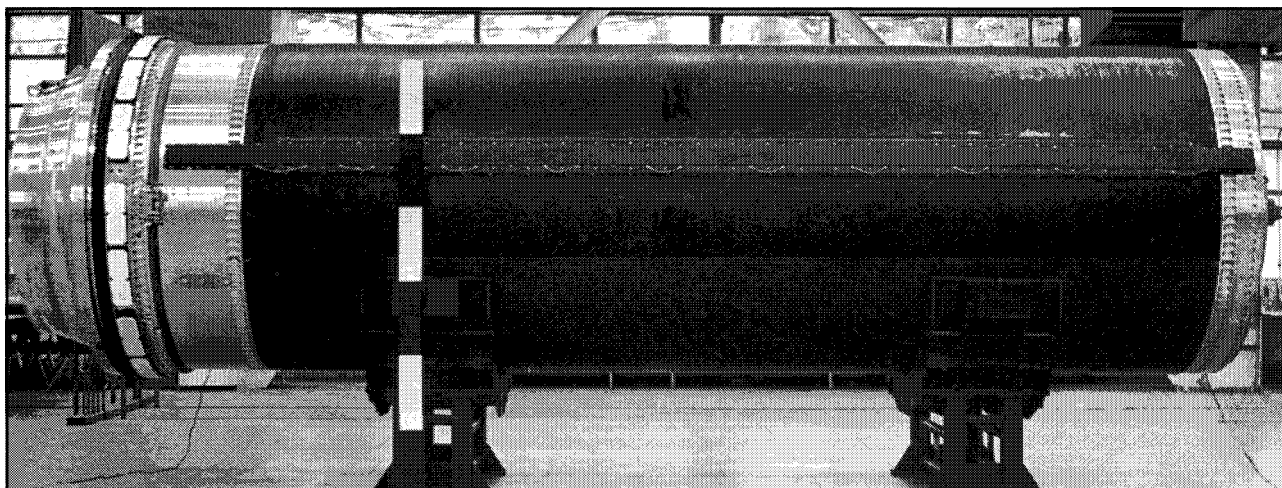
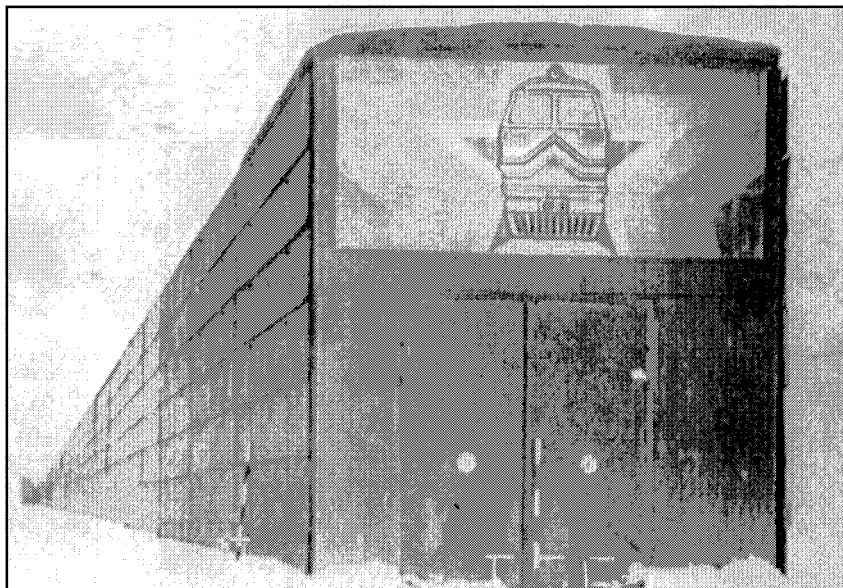


Транспортно-пусковой контейнер МБР РТ-23УТТХ (15Ж61)

*Место дислокации БЖРК
МБР РТ-23УТТХ (специальная
железнодорожная станция)*

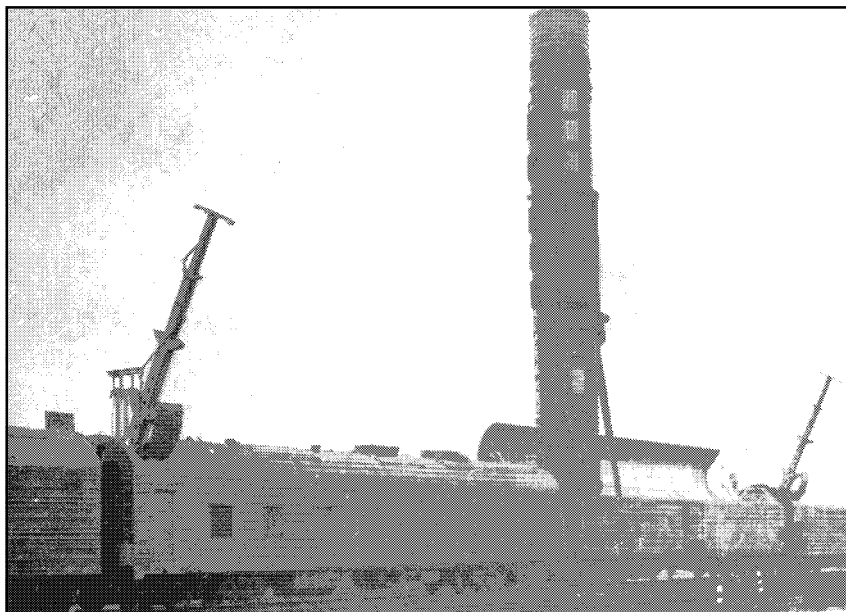


*Стационарное укрытие БЖРК
МБР РТ-23УТТХ*

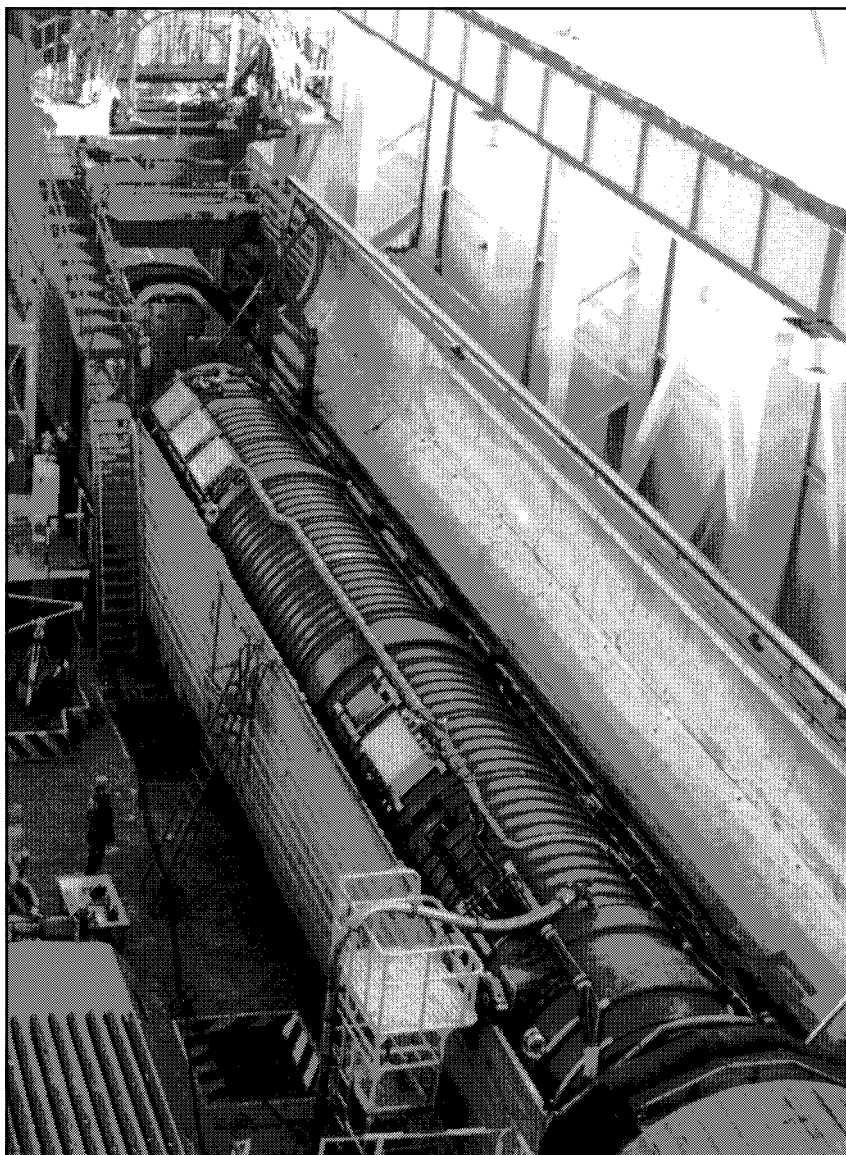


Первая ступень МБР РТ-23УТТХ (15Ж61)

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Железнодорожная пусковая установка МБР РТ-23УТТХ с поднятым контейнером и выдвинутыми устройствами закорачивания и отвода контактной сети (ЗОКС)



Железнодорожная пусковая установка МБР РТ-23УТТХ в монтажно-испытательном корпусе (МИК) "Северного" полигона (НИИП-53)

Ракетный комплекс с МБР РТ-23УТТХ (15Ж60)

Работы по ракетному комплексу начались в середине 1970-х годов. Первоначально создавалась ракета РТ-23 (15Ж44), с 9 августа 1983 года были начаты работы по МБР РТ-23УТТХ (15Ж60) для размещения в ШПУ типа ОС. В сентябре 1984 года разработан эскизный проект ракеты 15Ж60 второго уровня стойкости.

В ноябре 1984 года начались огневые стендовые испытания РДТТ 15Д305 с качающимся соплом, пред-назначенного для ракеты РТ-23 УТТХ.

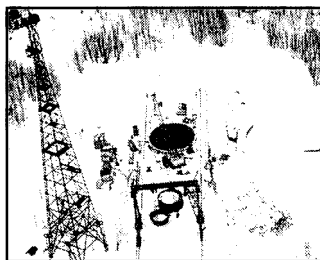
Для испытаний ракет РТ-23 и РТ-23УТТХ шахтного базирования на Плесецком полигоне (НИИП-53) была построена экспериментальная испытательная база в составе: восемь ШПУ двух модификаций, защищенный пункт управления пуском и комплекс сооружений технической позиции².

Летные испытания МБР РТ-23УТТХ (15Ж60) проводились с 31 июля 1986 года по 23 сентября 1988 года на НИИП-

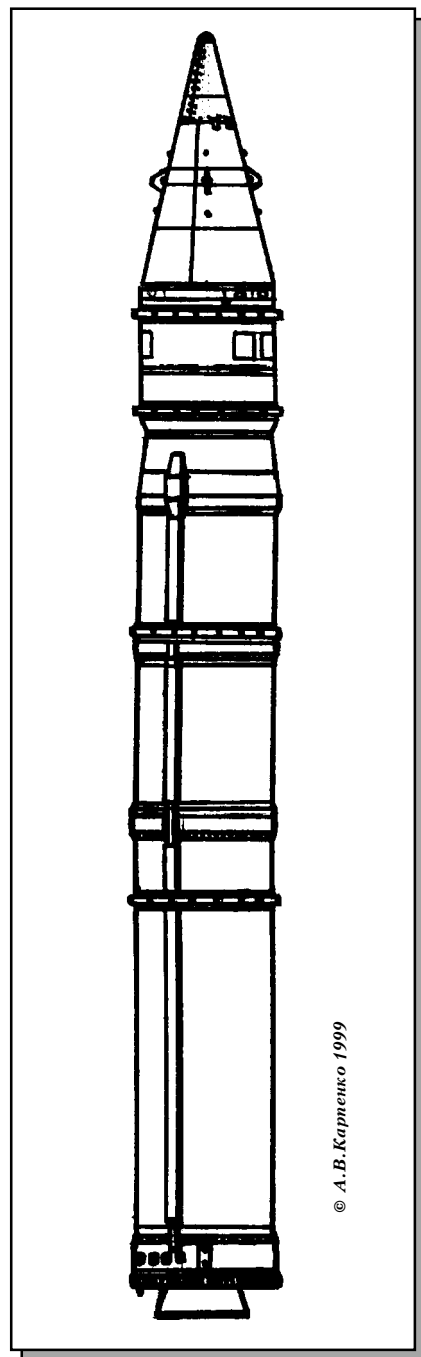
53 (г.Мирный). В ходе испытаний произведено 28 пусков², из которых - 20 пусков ракеты данного типа².

Ракета РТ-23 УТТХ имеет склад-ной головной обтекатель, который автоматически состыковывается при выходе ракеты из шахты.

По сравнению с ракетой 15Ж61 ракета 15Ж60 имеет более высокие энергетические характеристики за счет

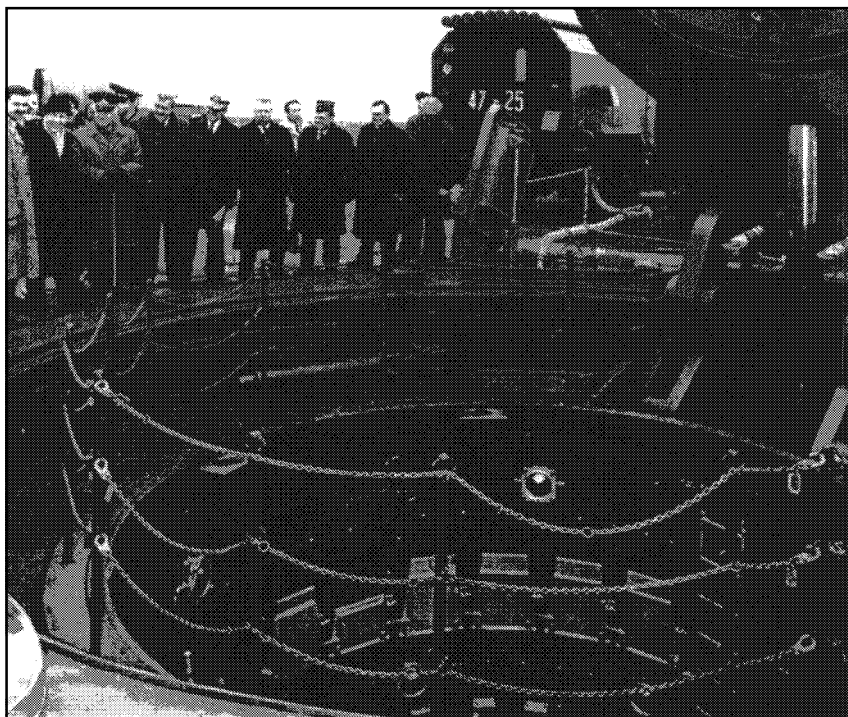


Строительство ШПУ МБР РТ-23УТТХ на НИИП-53



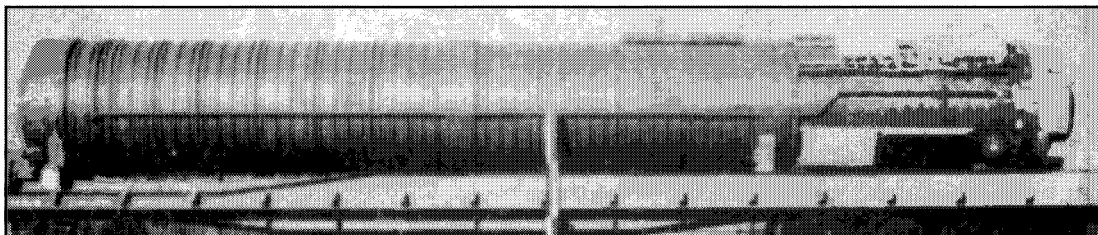
© А.В.Карпенко 1999

Ракета РТ-23УТТХ (15Ж60)



Шатная пусковая установка МБР РТ-23УТТХ (Jane's Defence Weekly vol. 22, № 13 - 1994)

Транспортно-пусковой контейнер МБР РТ-23УТТХ (15Ж60)

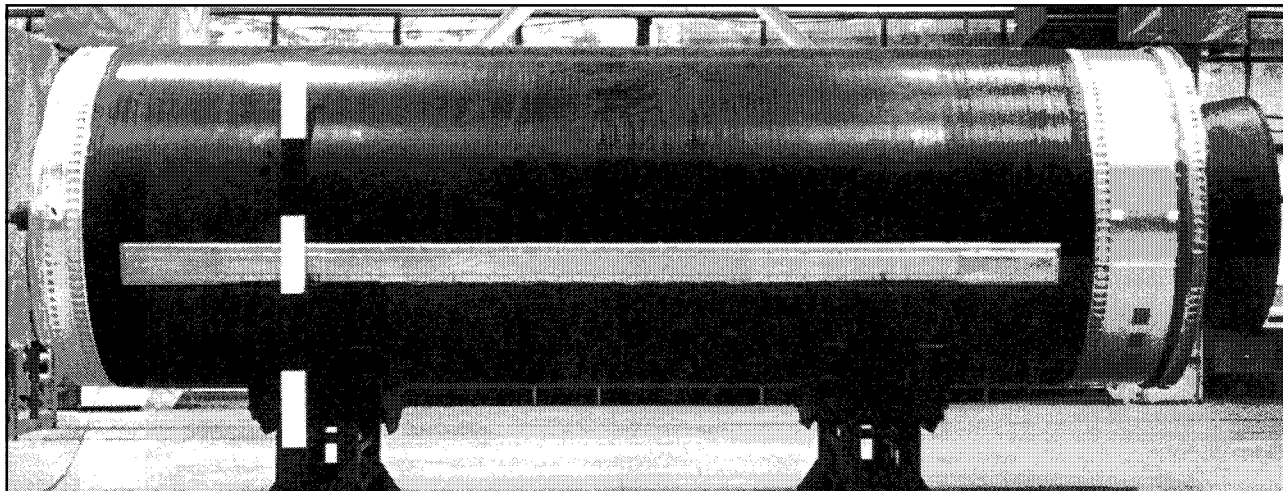


1 - Missile Forecast - Forecast International/ DMS, 1996 г.

2 - "Полигон особой важности" - М:"Согласие", 1997г.

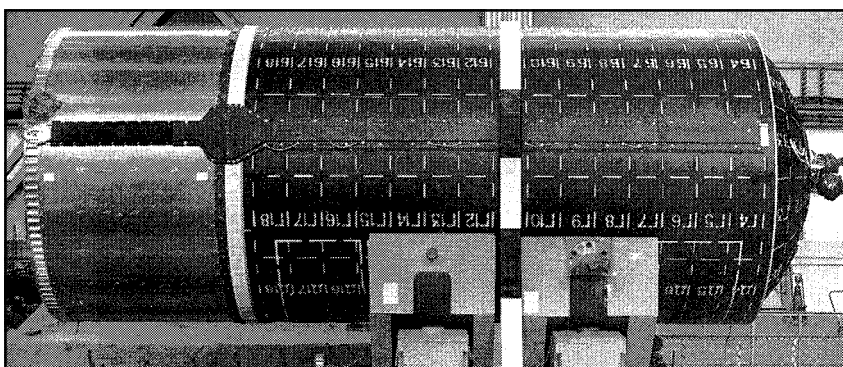
3 - В.Литовкин "Подрастает полк новых "Тополей" - "Известия" от 26 сентября 1998 года

Отечественные стратегические ракетные комплексы



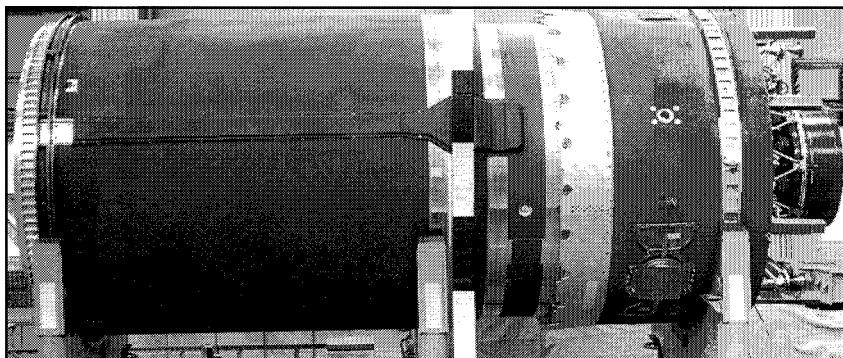
Первая ступень МБР РТ-23УТТХ (15Ж60)

применения новых высокоэффективных твердых топлив и увеличения тяги двигателя. У ракеты повышена стойкость к поражающим факторам ядерного взрыва. На МБР применена система управления с непрерывным режимом функционирования, пост-роенная с использованием БЦВМ повышенной производительности, в двухприборном составе комплекса командных приборов (бортового и наземного). В СУ использована элементная база в радиационно-стойком исполнении. Наземный gyro-прибор служит для прицеливания ракеты с использованием бортовой гиросtabilизированной платформы.



Вторая ступень МБР РТ-23УТТХ (15Ж60)

Для размещения ракет РТ-23УТТХ используется модернизированная ШПУ МБР УР-100НУТТХ. При проведении проектных работ для комплекса с МБР РТ-23УТТХ в КБСМ прорабатывалась ШПУ на базе комплекса с ракетой МР-УР-100У.

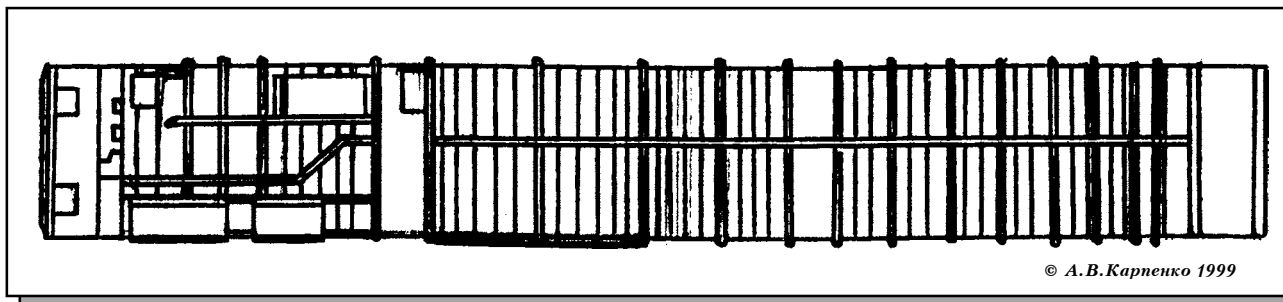


Третья ступень МБР РТ-23УТТХ (15Ж60)

Первый ракетный полк с МБР РТ-23 УТТХ стал на боевое дежурство 19 августа 1988 года (г.Первомайск, командир Л.П.Петелин). Развертывание ракет в модернизированных ШПУ МБР УР-100Н началось в 1989 году на двух ракетных базах: под Татищево (Россия) и Первомайском (Украина). По состоянию на 1991 год было развернуто 56 шахтных пусковых установок.

В настоящее время в составе российских РВСН находится 10 ШПУ³, все размещены под Татищево. Остальные 46 ШПУ, находившиеся под Первомайском, ликвидированы.

По договору СНВ-2 ракеты РТ-23УТТХ должны быть ликвидированы к 2003 году.



© А.В.Карпенко 1999

Транспортно-пусковой контейнер МБР РТ-23УТТХ

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Шахтная пусковая установка
МБР РТ-23УТТХ

Разработчик КБ "Южное"²
 Генеральн. конструктор . В.Ф. Уткин²
 Изготовитель ракеты Павлоградский МЗ
 Код НАТО SS-24 Scalpel Mod 1¹
 Наименование по СНВ-1 РС-22А^{1, 2, 3}
 Классификация по СНВ-1 .. собранная
 МБР в пусковом контейнере (Класс А)
 Тип комплекса шахтный типа ОС
 высокой защищенности с МБР,
 четвертого поколения

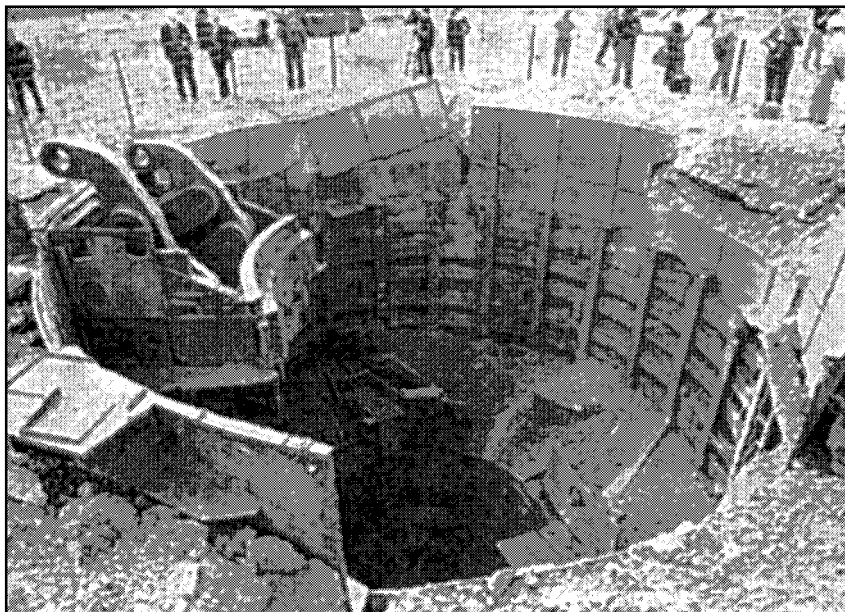
Состояние на вооружении с 1990 года
 Ракета РТ-23УТТХ (15Ж60)
 Дальность стрельбы межконтинент.^{*}
 Тип головной части РГЧ ИН
 с комплексом средств преодоления ПРО
 Число боевых блоков (ББ) 10¹
 Мощность заряда ББ, Мт 0,3-0,5¹
 Вес головной части, кг 4050
 Система управления:

- тип радиационностойкая инерциальная с БЦВМ в двухприборном составе командных приборов (бортового и наземного), в СУ применены методы структурно-функциональной защиты системы от поражающих факторов ядерного взрыва
- разработчик НПО АП
- гл. конструктор В.А. Лапыгин

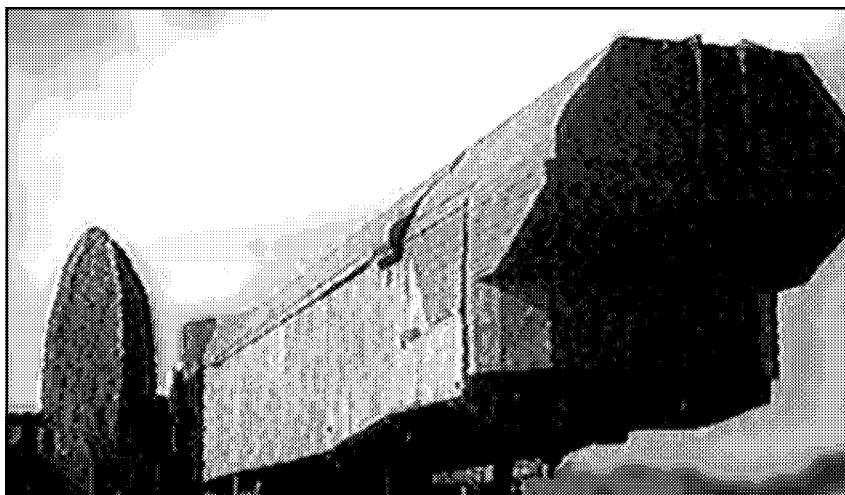
Прицеливание с помощью наземного гиросприбора и бортовой гиросtabilизированной платформы

* - по данным книги "Днепроровский ракетно-космический центр", выпущенной ПО "ЮМЗ-КБЮ" в 1994 году, дальность - 10450 км (прим.

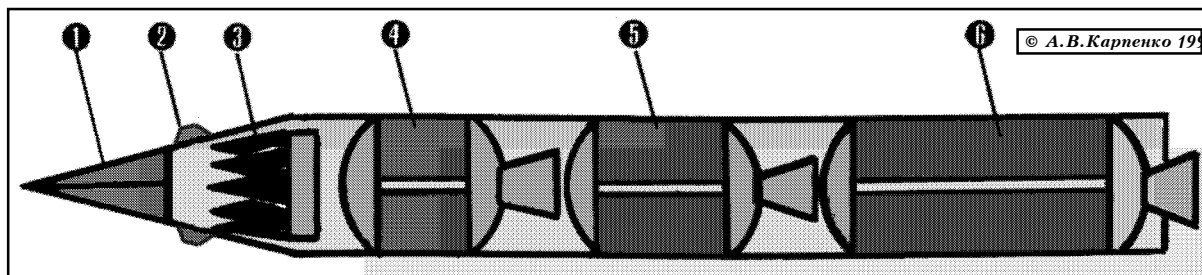
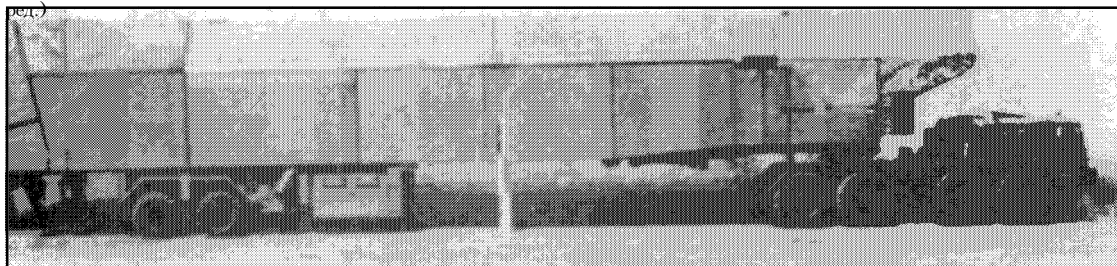
ред.)



Шахтная пусковая установка МБР РТ-23УТТХ после ликвидации под Первомайском, Украине ("Известия" от 1 октября 1998 года)



Установщик
МБР
РТ-23УТТХ

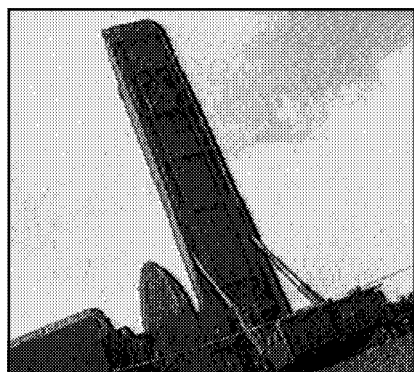


Общая компоновка МБР РТ-23 УТТХ:

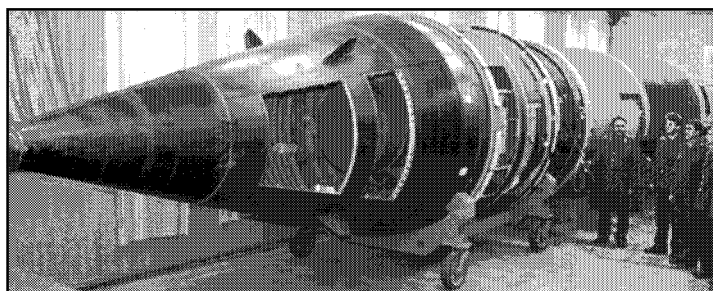
1 - аэродинамический складной головной обтекатель; 2 - аэродинамические рули управления II-й и III-й ступенями ракеты;
 - боевая ступень разведения с 10 блоками; 4 - РДТТ III-й ступени; 5 - РДТТ II-й ступени; 6 - РДТТ I-й ступени

3

Отечественные стратегические ракетные комплексы



Учебная
ракета
РТ-23УТТХ



←
Установка
МБР
РТ-23УТТХ

Органы управления:

- I ступень ... поворотное управляемое сопло основного двигателя;
- II-III ступени ... отклонением боевой ступени и частично аэродинамическими рулями, установленными на носовом обтекателе

Разделение ступеней ... детонирующими удлиненными зарядами и ПАДОМ

Тип старта "минометный" из ТПК в ШПУ
Тип головного обтекателя ... раскладной из двух частей

Число ступеней ракеты ... 3 и ступень разведения боевых блоков

(боевая)

Длина ракеты, м:

- полная 23,4
- без головной части 18,8¹
- в ТПК 22,4

Макс. диаметр корпуса, м 2,4¹

Стартовый вес, т 104,5¹

Тип топлива смешанное твердое

Гарант. срок хранения ракеты, лет ... 10

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 9,5
- диаметр 2,4¹

Вес ступени, т 52,5

Двигатель РДТТ 15Д305
с центральным поворотным управляющим, частично утолненным

соплом
- корпус цельномотанный типа "кокон"
- материал корпуса ... композиционный

Вторая ступень:

Тип корпуса с многофункциональным покрытием

Размеры, м:

- длина 4,8
- диаметр 2,4¹

Двигатель РДТТ с центральным неподвижным раздвижным, частично утолненным соплом

- корпус цельномотанный типа "кокон"

- материал корпуса ... композиционный

Третья ступень:

Размеры, м:

- длина 3,6
- диаметр 2,4¹

Двигатель РДТТ с центральным неподвижным раздвижным, частично утолненным соплом

- корпус цельномотанный типа "кокон"

- материал корпуса ... композиционный

Ступень разведения боевых блоков:

Тип "толкающей" схемы с десятью боевыми блоками

Размещение блоков в один ярус

Двигатель четырехкамерный ЖРД

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием и автоматикой пуска ракет

Размеры, м:

- диаметр 2,7
- длина 18,9

Боевой стартовый комплекс (БСК):

Разработчик КБСМ

Главный конструктор А.Ф.Уткин

Тип ПУ шахтная типа ОС

Разработчик ПУ ОКБ "Вымпел"

Главный конструктор О.С.Баскаков

Д.К.Драгун

Размеры шахты, м:

- диаметр 5,0
- высота 25-26

Число ракет в ШПУ 1

Защищенность высокая

Число ШПУ в БСК 10

Командный пункт (КП):

Тип контейнерный

Разработчик ЦКБТМ

Главный конструктор Б.Р.Аксютин

Размещение в шахте

на специальных амортизаторах

Число КП в БСК 1

Установочное оборудование:

Изготовитель Новокраматорский МЗ

Тягач МАЗ-537

Размеры, м:

- длина 26,8
- высота 5,7
- ширина 4,1

Подвижный ракетный комплекс "Целина-2"

Работы в КБ «Южное» по созданию подвижного грунтового ракетного комплекса с твердотопливной МБР начались в конце 1960-х годов. После проработки нескольких вариантов проекта с начала 1970-х годов работы продолжались в направлении создания комплекса с ракетой РТ-23 первоначально с моноблочным боевым оснащением, а затем с разделяющейся головной частью

индивидуального наведения.

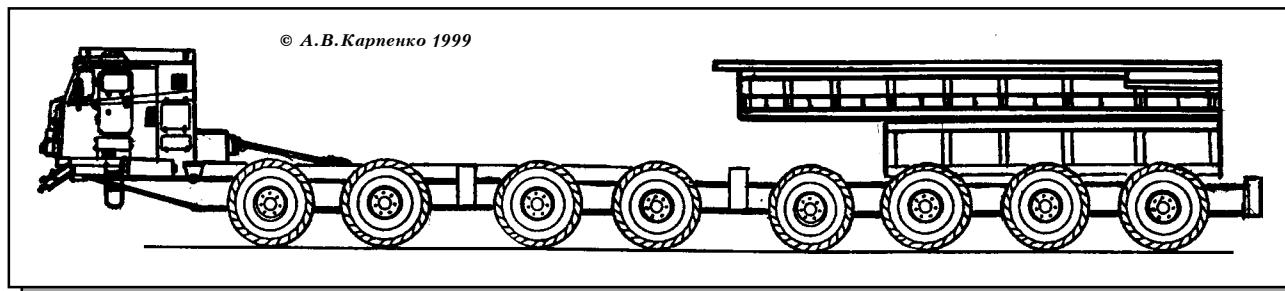
С переходом боевого железно-дорожного ракетного и шахтного комплексов на модернизированную ракету РТ-23УТТХ, в грунтовой установке стали размещать МБР РТ-23УТТХ.

Ракета подвижного грунтового комплекса «Целина-2» аналогична ракете РТ-23УТТХ, так как по Постановлению ЦК КПСС и СМ СССР от 9 августа 1983 года

была задана разработка ракетных комплексов с унифицированной ракетой РТ-23УТТХ «Молодец» в трех видах базирования: боевой железно-дорожный; подвижный грунтовой и шахтный.

Для комплекса «Целина-2» в СКБ МАЗ было создано два варианта шасси МАЗ-7906 и МАЗ-7907.

В начале 1980-х годов проводились испытания обоих вариантов шасси



Шасси МАЗ-7907 грунтовой пусковой установки комплекса "Целина-2"

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

грунтовой пусковой установки грузоподъемностью до 140 тонн. Машины прошли испытания.

Из-за сложности эксплуатации подвижный грунтовый комплекс на вооружение принят не был.

Разработчик КБ "Южное"

Генеральн. конструктор .. В.Ф. Уткин

Изготовитель Павлоградский МЗ

Код НАТО SS-X-24 *Scalpel*

Наименование по СНВ-1 РС-22

Классификация по СНВ-1 ... собранная

МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса подвижный грунтовый

с твердотопливной МБР,

четвертого поколения

Состояние проходил испытания

в начале 1980-х годов

Ракета РТ-23, РТ-23УТТХ

Дальность стрельбы, км 10000

Головная часть:

- тип РГЧ ИН с комплексом

средств преодоления ПРО

- число боевых блоков(ББ) 10

- мощность заряда ББ, Мг 0,3-0,55

- вес, кг 4050

Система управления:

- тип инерциальная с БЦВМ

- разработчик НПО АП

- гл. конструктор В.А.Лапыгин

Органы управления:

- I ступени впрыск в критическую

часть сопла инертного газа

Тип старта из ТПК за счет ПАД

Число ступеней ракеты 3 и ступень

разведения боевых блоков

(боевая)

Длина ракеты, м:

- полная 23,6

- без головной части 18,8

- в ТПК 22,4

Макс. диаметр корпуса, м 2,4

Стартовый вес, т 104,5

Тип топлива смесевое твердое

Гарант. срок хранения ракеты, лет .. 10

Первая ступень:

Размеры, м:

- длина 9,5

- диаметр 2,4

Вес ступени, т 52,5

Двигатель РДТТ с центральным

неповоротным,

частично утолненным соплом

- корпус цельномотанный

типа "кокон"

- материал корпуса ... композиционный

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 4,8

- диаметр 2,4

Двигатель РДТТ с центральным

неподвижным раздвижным,

частично утолненным соплом

- корпус цельномотанный

типа "кокон"

- материал корпуса ... композиционный

Третья ступень:

Размеры, м:

- длина 3,6

- диаметр 2,4

Двигатель РДТТ с центральным

неподвижным раздвижным,

частично утолненным соплом

- корпус цельномотанный

типа "кокон"

- материал корпуса ... композиционный

Ступень разведения боевых блоков:

Тип "толкающей" схемы

с десятью боевыми блоками

Размещение блоков в один ярус

Двигатель четырехкамерный ЖРД

Пусковой контейнер:

Тип с термостатированием

Размеры, м:

- диаметр 2,7

- длина 18,9

Пусковая установка (вариант 1):

Тип грунтовая подвижная

Шасси МАЗ-7906

Разработчик шасси СКБ МАЗ

Гл. конструктор шасси Б.Л.Шапошник

Число осей 12

Размеры, м:

- длина около 28

- высота 5,0-5,5

- ширина 3,2

Грузоподъемность, тс 140

Тип двигателя газотурбинный с

электротрансмиссией

на 24 мотор-колеса

Мощность двигателя, л.с. 1200

Число ракет на ПУ 1

Пусковая установка (вариант 2):

Тип грунтовая подвижная

Шасси МАЗ-7907

Разработчик шасси СКБ МАЗ

Гл. конструктор шасси Б.Л.Шапошник

Число осей 8

Размеры, м:

- длина около 29

- высота 5,0-5,6

- ширина 3,2

Грузоподъемность, тс 140

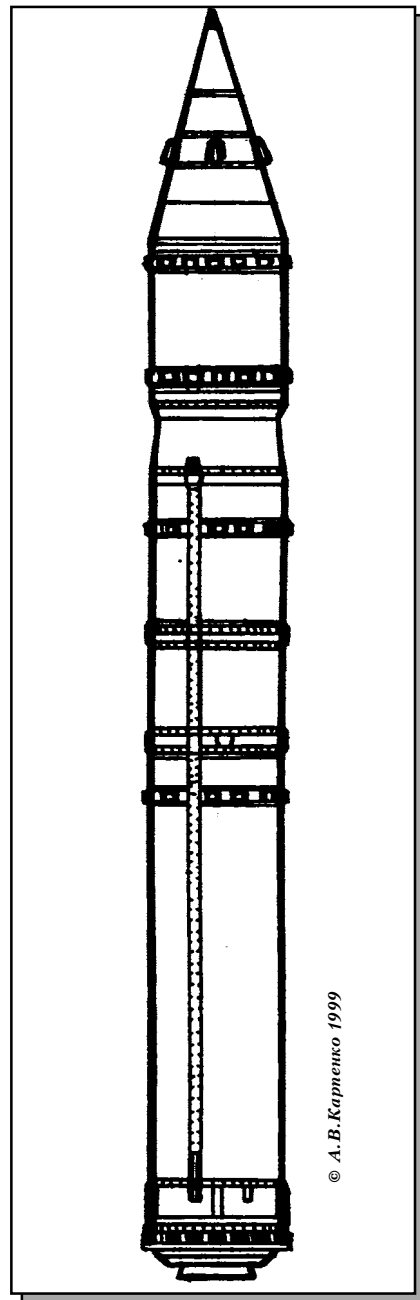
Мощность двигателя, л.с. 1500

Число ракет на ПУ 1

Командный пункт:

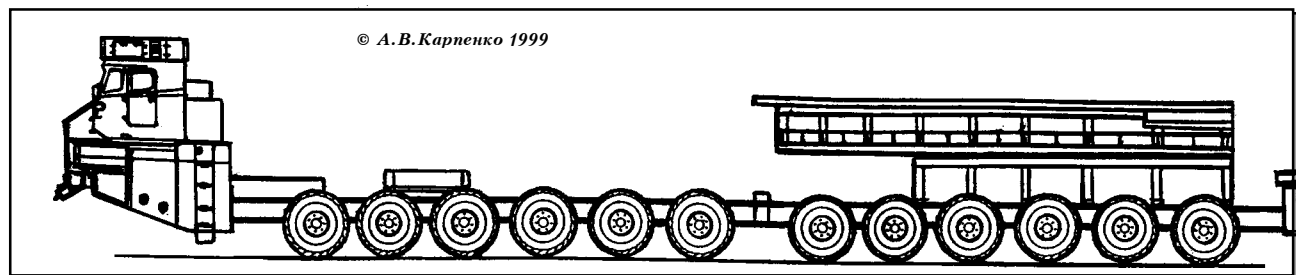
Тип подвижный грунтовый

Число в комплексе 1



Ракета РТ-23 УТТХ

© А.В.Карпенко 1999



Шасси МАЗ-7906 грунтовой пусковой установки комплекса "Целина-2"

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Ракетный комплекс "Тополь" ¹ с МБР РТ-2ПМ

Ракетный комплекс в трех вариантах размещения с запуском МБР из ШПУ, с наземных колесных и же-лезнодорожных ПУ разрабатывался в период 1971-1974 годов. В работах кроме МИТ принимало участие КБ «Южное»³.

Разработка комплекса «Тополь» была задана Постановлением СМ от 19 июля 1976 года.

Система управления разработана в НПО «Автоматики и приборостроения» (НПО АП) под руководством В.Л.Лапыгина. Аппаратура системы управления обеспечивает автоматическое проведение пред-стартовой подготовки и пуска ракеты с любой пригодной по рельефу точки маршрута патрулирования мобильной пусковой установки.

Первый пуск ракеты РТ-2ПМ состоялся 27 октября 1982 года и закончился неудачей. Второй пуск произведен 8 февраля 1983 года с Плесецкого полигона² и был успешным - ракета пролетела до полигона на Камчатке 6430 км. Первые три опытных пуска были произведены из специально переоборудованной ШПУ для МБР РТ-2П². В дальнейшем испытания проводились с самоходной пусковой установки. Испытания завершены в декабре 1988 года.

Первый ракетный полк поставлен на боевое дежурство 23 июля 1985 года (г.Йошкар-Ола, командир В.В.Дремов).

Для размещения комплекса «То-поль» в местах постоянной дислокации были построены специальные укрытия для пусковых установок, оснащенные раздвижной крышей, позволяющие производить стрельбу ракетами непосредственно из укрытия.

По информации, опубликованной в зарубежных источниках, 30 мая 1983

года был испытан вариант ракеты РТ-2ПМ с 3-4 боевыми блоками индивидуального наведения.

Всего до 1988 года с Плесецкого полигона было произведено 68 пусков МБР РС-12М².

Разработчик МИТ
Ген. конструктор А.Д.Надирадзе,

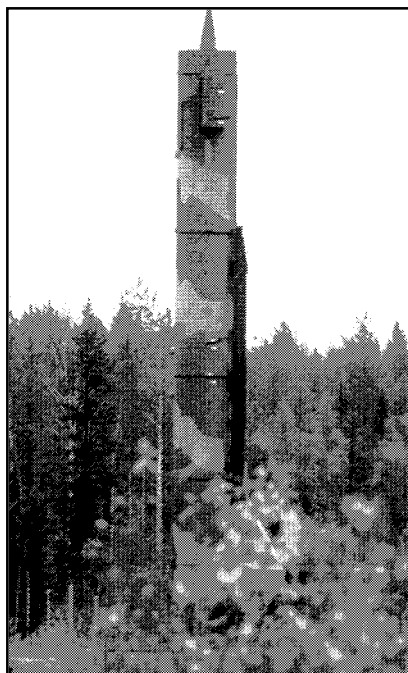
Б.Н.Лагутин

Изготовитель ракеты . Воткинский МЗ

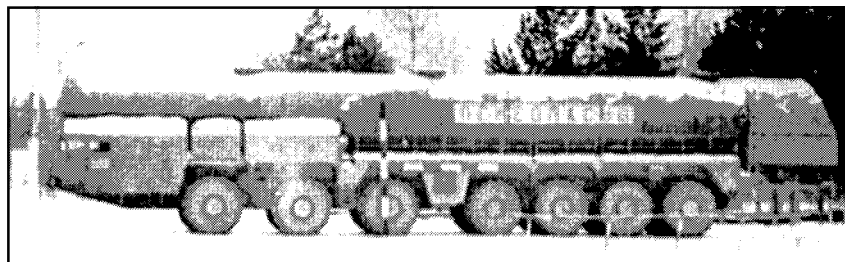
Код НАТО SS-25A Siskle ⁴(PL-5)

Наименование по СНВ-1 РС-12М¹

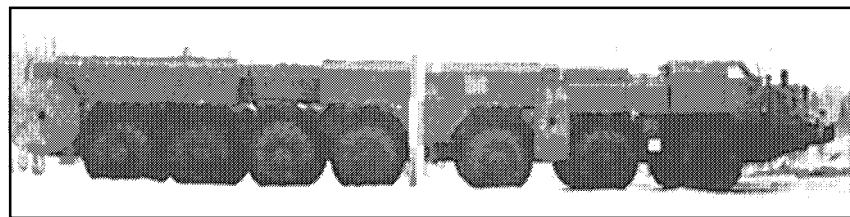
Классификация по СНВ-1 .. собранная



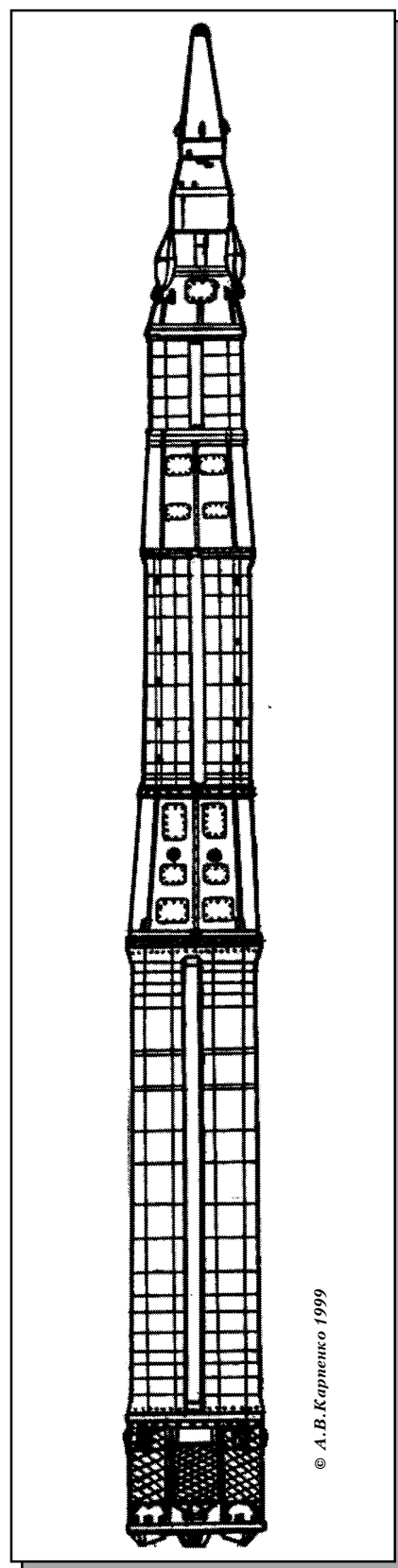
ШПУ РК "Тополь"



Транспортное средство для обучения водителей РК "Тополь"



Самоходная пусковая установка ракетного комплекса "Тополь" (вариант 1) на базе шасси МАЗ-7912



© А.В.Карпенко 1999

МБР РТ-2ПМ "Тополь"

1 - Missile Forecast - Forecast International/ DMS, 1996 г.

2 - "Полигон особой важности" - М:"Согласие", 1997 г.

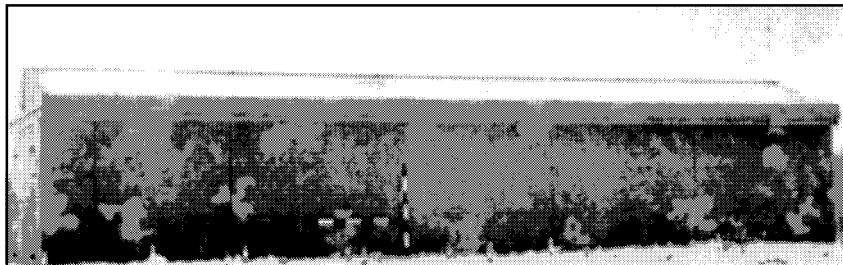
3 - М.Ребров "Когда зацветает тополь..." - "Красная звезда" от 25 февраля 1995 года

4 - "Армейский сборник". №6-1996 г.

5 - "Военный парад" - март-апрель 1998 г.

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Укрытие СПУ МБР "Тополь"



МБР в пусковом контейнере
(Класс А)

Тип комплекса . подвижный грунтовый с твердотопливной МБР, четвертого поколения со стационарным ПКП

Состояние в эксплуатации с 1985 года.

Серийное производство развернуто с 1986 года. Принят на вооружение 1 декабря 1988 года

Ракета РТ-2ПМ (15Ж58)
Дальн. стрельбы межконтинентальная
Головная часть:

- тип моноблочная термоядерная
- разработчик заряда ВНИИЭФ
- гл. конструктор заряда . С.Г.Кочарянц
- мощность заряда, Мг 0,55¹
- вес, кг 1000-1200

Система управления:

- тип инерциальная с БЦВМ на микросхемах и поплавковыми чувствительными элементами
- разработчик НПО АП⁵
- гл. конструктор В.А.Лапыгин
- тип командных приборов ... с поплавковыми чувствительными элементами

Рулевые приводы:

- тип гидравлические
- разработчик ЦНИИАГ⁵

Органы управления и стабилизации:

- I ступень газовые рули из тугоплавкого вольфрама и аэродинамические решетчатые рули, решетчатые аэродинамические стабилизаторы
- II ступень по крену -

газовые сопла с газогенератором по тангажу и рысканию - вдув в закритическую часть сопла горячих газов

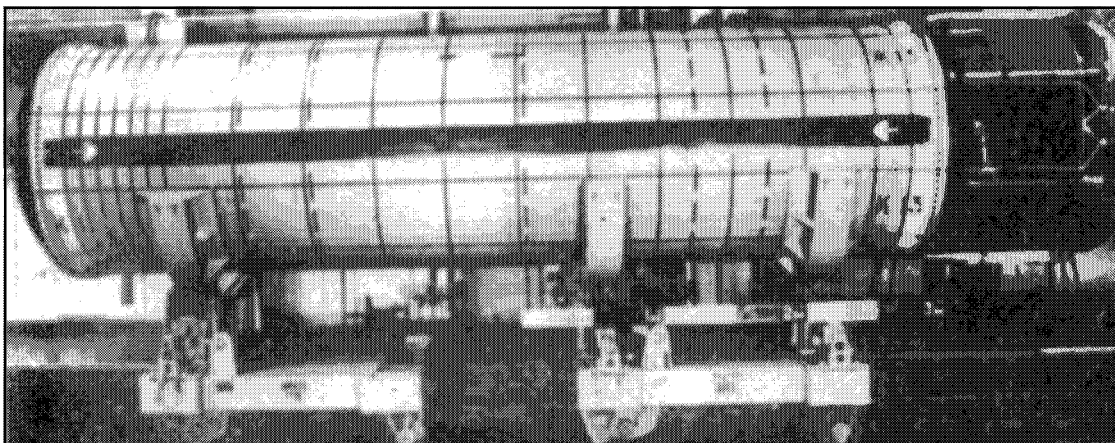
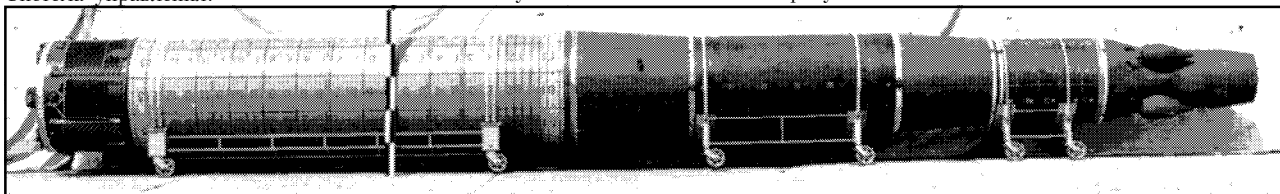
- III ступень по крену - газовые сопла с газогенератором по тангажу и рысканию - вдув в закритическую часть сопла горячих газов

Разделение I и II ступеней тормозные РДТТ в хвостовом отсеке I ступени

Управление по дальности отсечка тяги ДУ III ступени, путем вскрытия 8 сопел в переднем днище РДТТ

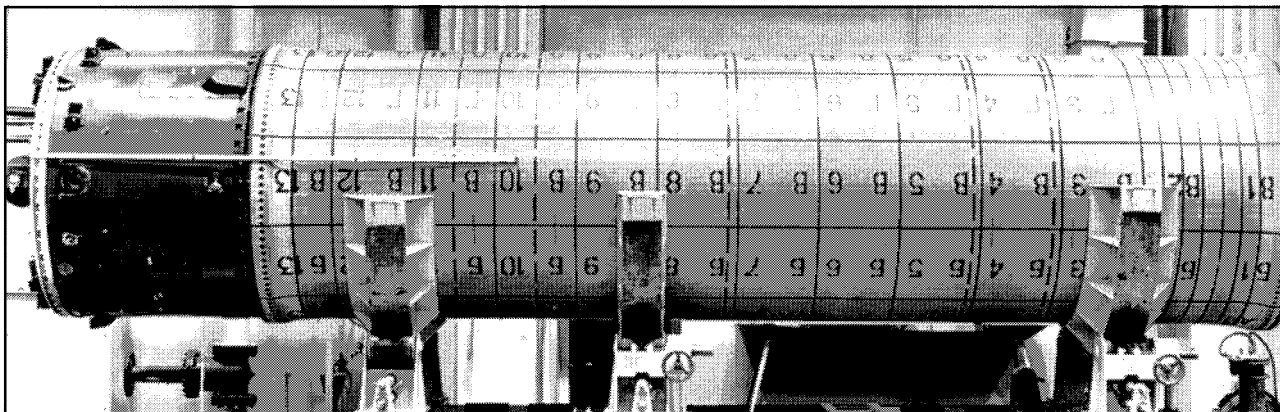
Тип старта из ТПК за счет ПАД
Число ступеней ракеты: 3 и ступень² разведения боевых

блоков



МБР
РТ-2ПМ
"Тополь"

Первая
ступень
МБР
"Тополь"



Первая ступень МБР "Тополь"

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Длина ракеты, м:
 - полная 20,5-21,5
 - без головной части 18,5¹
 - в ТПК 22,3
 Макс. диаметр корпуса, м 1,8¹
 Стартовый вес, т 45,1¹
 Тип топлива смешанное твердое на основе синтетического каучука в смеси с порошкообразным веществом и окислителем - перхлоратом аммония

Гарантийный срок хранения ракеты, лет 10

Первая ступень:

Корпус стеклопластиковый
 Размеры, м:

- длина 8,1
 - диаметр 1,8¹

Вес ступени, т 27,8

Двигатель РДТТ с неподвижным центральным, частично утолненным соплом

- разработчик Люберецкое НПО "Союз"
 - гл. конструктор Б.П.Жуков
 - заряд твердотопливный, скрепленный с корпусом
 - днища стальные

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 4,6
 - диаметр 1,55¹

Двигатель РДТТ с неподвижным центральным частично утолненным соплом

- разработчик Люберецкое НПО "Союз"
 - гл. конструктор Б.П.Жуков
 - корпус цельномотанный типа "кокон"
 - материал корпуса композиционный

Третья ступень:

Размеры, м:

- длина 3,9
 - диаметр 1,34¹

Двигатель РДТТ с неподвижным центральным, частично утолненным соплом и с восемью специальными соплами отсечки тяги в переднем днище
 - разработчик Люберецкое НПО "Союз"

- гл. конструктор Б.П.Жуков
 - корпус цельномотанный типа "кокон"
 - материал корпуса композиционный

Боевая ступень:

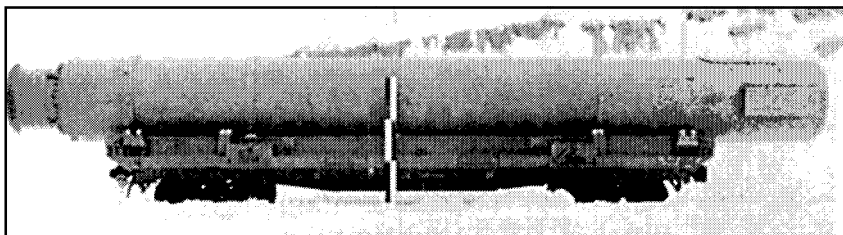
Тип "толкающей" схемы



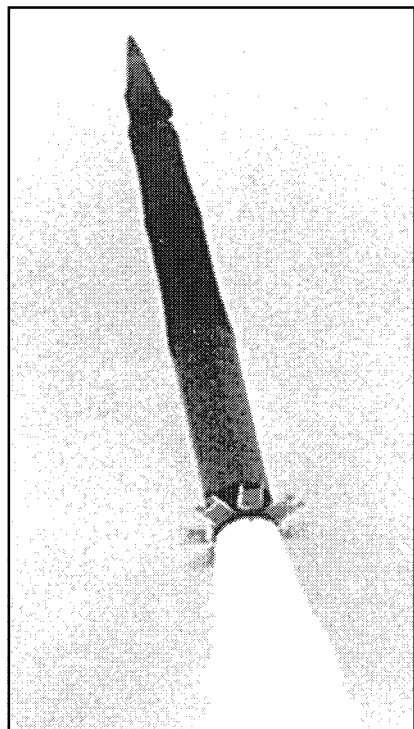
Вторая ступень МБР "Тополь"



Третья ступень МБР "Тополь"



Транспортно-пусковой контейнер МБР "Тополь"



Пуск МБР "Тополь"



Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Размеры, м:

- длина 2,1
- диаметр 0,8

Двигатель 4xРДТТ (как у РК "Пионер")

Транспортно-пусковой контейнер:

Тип с термостатированием
 Материал корпуса композиционный
 Разработчик ЦНИИ спецмаш
 Руководитель разработки . В.А.Барынин

Размеры, м:

- диаметр 2,9
- длина 20,0

Стационарное сооружение:

Тип гараж с раздвижной крышей
 Назначение для хранения СПУ

Размеры, м:

- длина 30,4
- ширина 8,1
- высота 7,2

Количество СПУ 1

Пусковая установка:

Тип подвижная грунтовая
 с автономным боевым применением
 Разработчик ЦКБ "Титан"

Гл. конструктор В.Соболев, В.Шурьгин

Изготовитель ПО "Баррикады"

Шасси МАЗ-7912

Разработчик шасси СКБ МАЗ

Гл. конструктор шасси . Б.Л.Шапошник

Колесная формула 14x12

Размеры, м:

- длина 17,3
- высота 3,0
- ширина 3,1

Вес, т:

- без нагрузки 47
- с ракетой более 100

Тип двигателя дизель

- разработчик Ярославский
 моторный завод

- мощность, л.с. 710

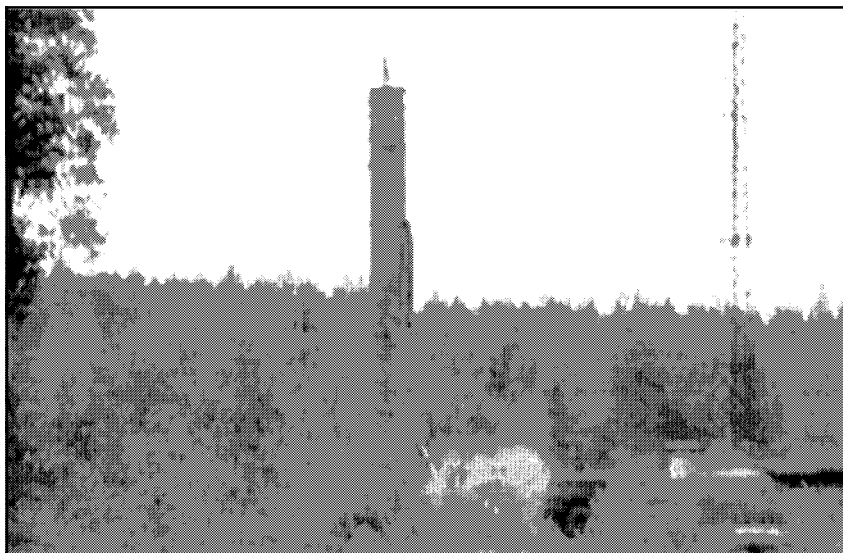
Скорость движения, км/ч более 40

Число ракет на ПУ 1

Число ПУ в комплексе 9

Приводы подъема ракеты в ТПК:

- тип гидравлические
- разработчик ЦНИИАГ



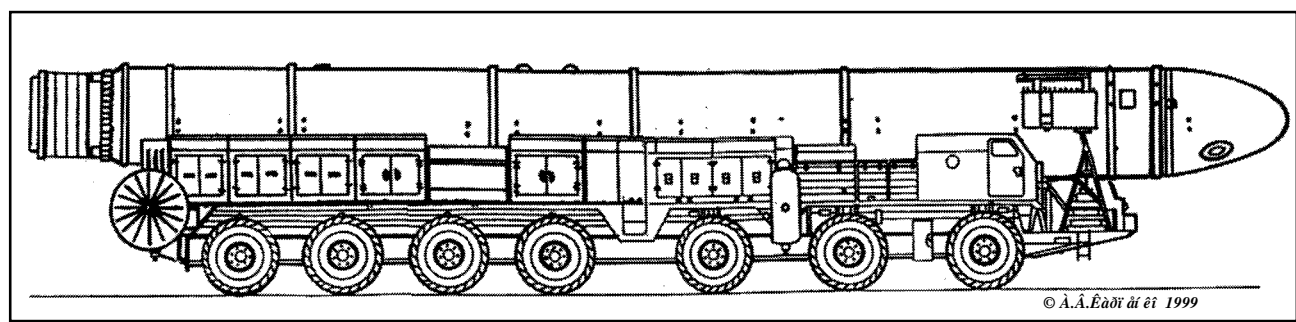
Пуск МБР "Тополь" на Плесецком полигоне



Представление западных специалистов о ракетном комплексе "Тополь" (публикации 1980-х годов)

Самоходная пусковая установка ракетного комплекса "Тополь" (вариант 1)

на базе шасси МАЗ-7912



© А.А.Евдѣй 1999

Усовершенствованный ракетный комплекс "Тополь" с МБР РТ-2ПМ и подвижным ПКП

Разработка комплекса «Тополь», была задана Постановлением СМ от 19 июля 1976 года.

В комплексе использовалась само-ходная пусковая установка на базе шасси автомобиля МАЗ-7912 с размещением кабин на машине аналогично машинам РК «Пионер».

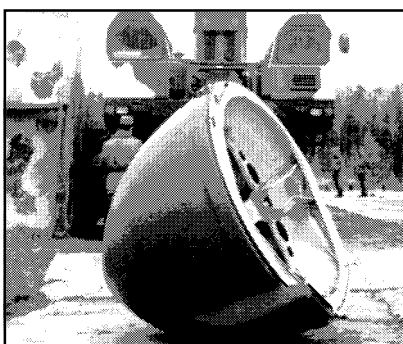
Первый ракетный полк со стационарным полковым командным пунктом (ПКП) встал на боевое дежурство 23 апреля 1985 года. Оборудование и аппаратура комплекса постоянно дорабатывались, заменялись более перспективными изделиями. 28 апреля 1987 года на боевое дежурство был поставлен ракетный полк с усовершенствованным ракетным комплексом «Тополь» и мобильным ПКП (г.Нижний Тагил, командир В.В.Терехов), а первый полк с усовершенствованным мобильным ПКП - 27 мая 1988 года (г.Иркутск, командир Г.Н.Семенов). Ракетный комплекс «Тополь» с АСБУ нового поколения впервые поставлен на боевое дежурство 30 декабря 1988 года (г.Тейково, командир В.И.Князев).

С 1985 по 1991 годы было развернуто 288 мобильных грунтовых пусковых установок комплекса «Тополь». По состоянию на 1987 год было развернуто около 100 МБР «Тополь» на ракетных базах: Юрья, Верхняя Салда, Йошкар-Ола. В настоящее время добавились новые соединения с ракетными комплексами «Тополь»: Барнаул, Бологое, Тейково, Ново-сибирск, Канск, Иркутск, Дровяная (Читинская область). Девять ракетных полков с 81 пусковой установкой были развернуты в Белоруссии (Лида, Мозырь, Поставы), которые в настоящее время передислоцированы на территорию России. По состоянию на 1 января 1990 года было развернуто 288 ПУ, в 1994 году - около 350 самоходных ПУ, в 1997 году - 386, в 1998 году - 369¹.

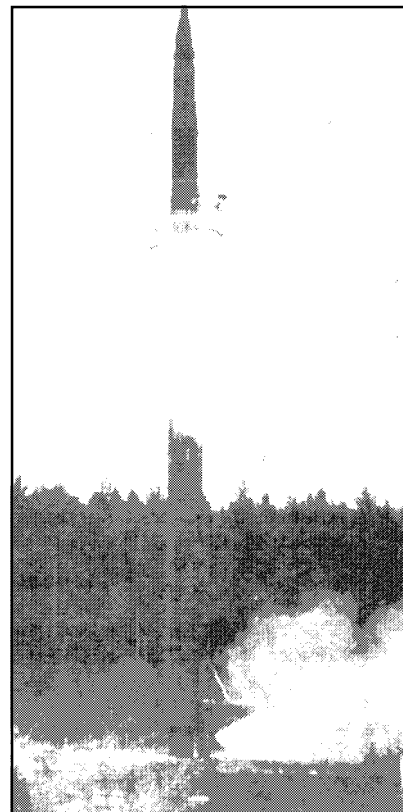
Производство ракет РТ-2ПМ развернуто на Воткинском машино-строительном заводе и в начале 1990-х годов несколько сократилось: в 1990 году произведено 56 ракет, в 1993 - 20, а в 1994 году - 9 ракет. 16 сентября 1998 года с 1-го Государственного испытательного космодрома в Плесецке в рамках работ по продлению гарантийных сроков эксплуатации произведен успешный пуск МБР «Тополь», находившейся на боевом дежурстве более 10 лет². До этого было выполнено 57 учебно-боевых стрельб ракетными комплексами РТ-2ПМ и все прошли успешно².

На базе МБР «Тополь» создается усовершенствованный вариант - МБР «Тополь-М» (испытания предполагалось закончить в 1997 году).

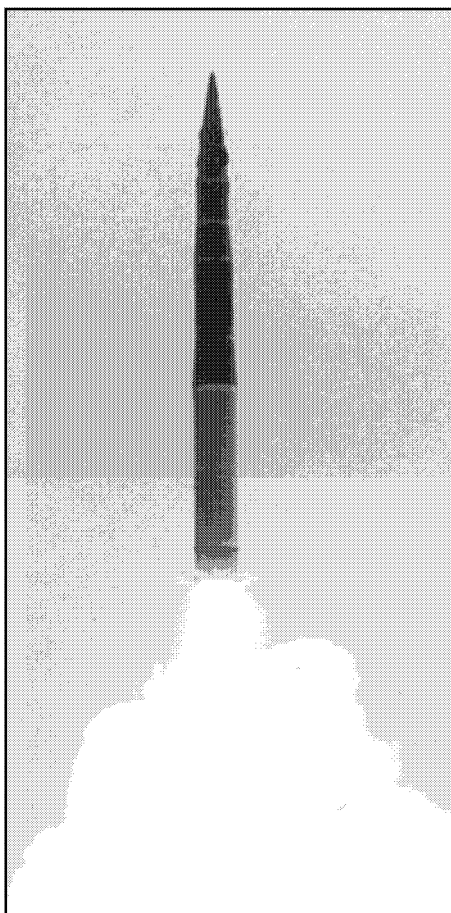
В настоящее время проходят испытания



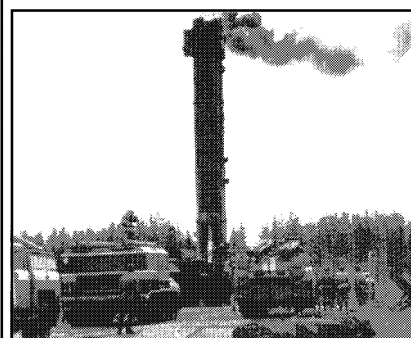
Носовой обтекатель ТПК



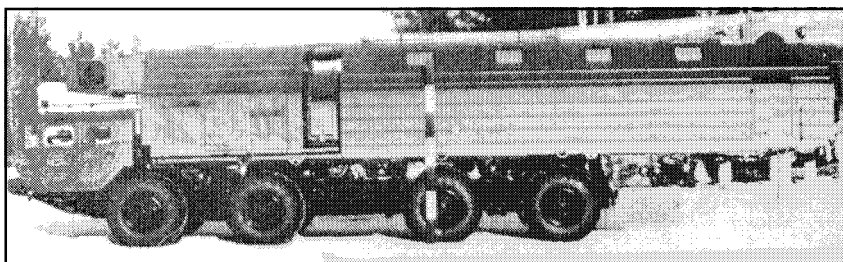
Пуск МБР "Тополь"



Пуск МБР РК "Тополь"



СПУ РК "Тополь" после пуска



Машина управления ракетного комплекса "Тополь"

1 - В.Литовкин. "Подрастает полк новых "Тополей" - "Известия" от 26 сентября 1998 года

2 - "Тополь" подтверждает надежность" - "Красная звезда" от 17 сентября 1998

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

космические ракеты-носители: «Старт» и «Старт-1», созданные на базе МБР «Тополь». 4 марта 1997 года с нового российского космодрома «Свободный» в Амурской области военно-космическими силами с помощью ракеты-носителя «Старт-1» запущен военный спутник «Зева» (вес 87 кг). В состав кооперации предприятий по созданию РН «Старт» входят: МИТ, ГПО «Воткинский завод», НПО АП, ФЦДТ «Союз», ЦНИИАГ, ЦКБ «Титан», ЦНИИСМ, ГОКБ «Прожектор» и др.

Разработчик МИТ
Ген. конструктор А. Д. Надирадзе,
 Б. Н. Лагутин

Изготовитель Воткинский МЗ

Код НАТО SS-25 Siskle (PL-5)

Наименование по СНВ-1 РС-12М

Классификация по СНВ-1 .. собранная МБР в пусковом контейнере (Класс А)

Тип комплекса подвижный грунтовый с твердотопливной МБР, четвертого поколения с мобильным ПКП

Состояние на вооружении с 1 декабря 1988 года. Серийное производство развернуто с 1986 года

Ракета РТ-2ПМ (15Ж58)

Дальн. стрельбы межконтинентальная
Головная часть:

- тип моноблочная термоядерная
- разработчик заряда ВНИИЭФ
- гл. конструктор заряда . С. Г. Кочарянец
- мощность заряда, Мт 0,55
- вес, кг 1000-1200

Система управления:

- тип инерциальная с БЦВМ на микросхемах
- разработчик НПО АП
- гл. конструктор В. А. Лапыгин
- тип командных приборов ... с поплавковыми чувствительными элементами

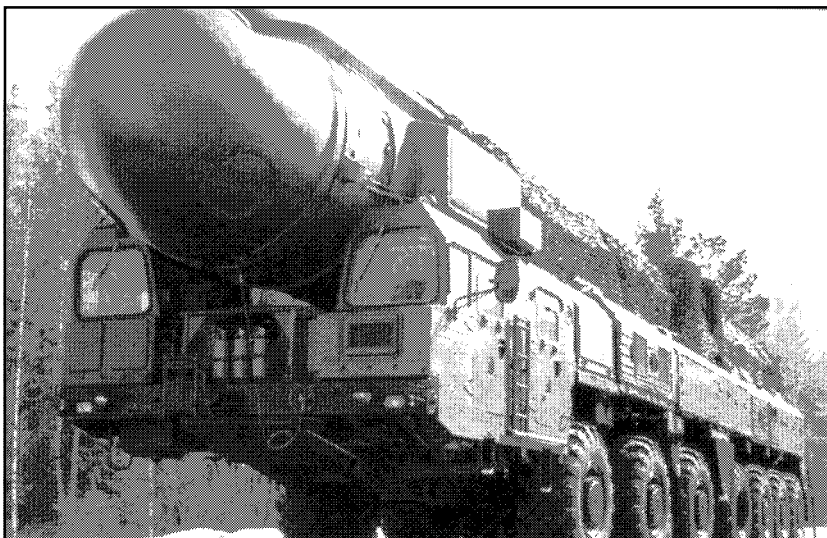
Рулевые приводы:

- тип гидравлические
- разработчик ЦНИИАГ⁵

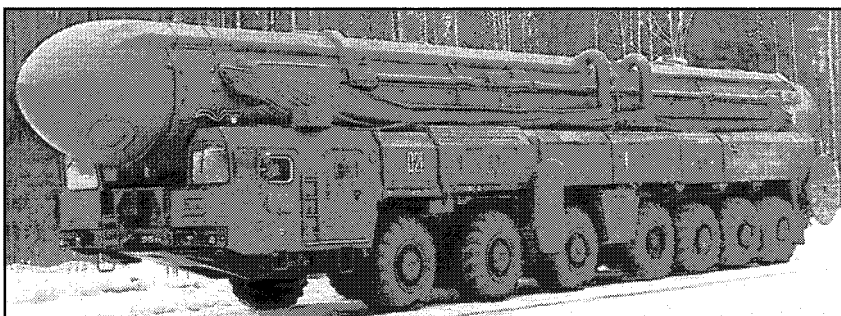
Органы управления и стабилизации:

Органы управления и стабилизации:

- I ступень газовые рули из тугоплавкого вольфрама и аэродинамические решетчатые рули, решетчатые аэродинамические стабилизаторы



СПУ РК "Тополь" на базе шасси MAZ-7917



СПУ РК "Тополь" на базе шасси MAZ-7917

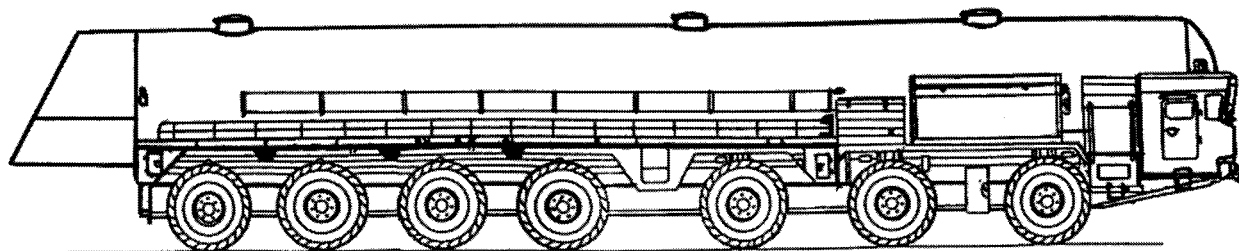


СПУ РК "Тополь" на базе шасси MAZ-7917



СПУ РК "Тополь"

Отечественные стратегические ракетные комплексы



© А.В.Карпенко 1999

Транспортное средство для обучения водителей РК "Тополь"

- II ступень:
по крену газопыльные сопла с
газогенератором
по тангажу и рысканию вдув в
закритическую часть
сопла горячих газов

- III ступень:
по крену газопыльные сопла
с газогенератором
по тангажу и рысканию вдув в
закритическую часть
сопла горячих газов

Разделение I и II ступеней томозные
РДТТ на хвостовом отсеке I ступени

Управление по дальности отсека
тяги ДУ III ступени, путем вскрытия
8 сопел в переднем днище РДТТ

Тип старта из ТПК за счет ПАД

Число ступеней ракеты 3 и ступень²
разведения боевых блоков
(боевая)

Длина ракеты, м:

- полная 20,5-21,5

- без головной части 18,5¹

- с ТПК 22,3

Макс. диаметр корпуса, м 1,8¹

Стартовый вес, т 45,1¹

Тип топлива смесевое твердое на основе
синтетического каучука
в смеси с порошкообразным
веществом и окислителем - перхлоратом
аммония

Гарант. срок хранения ракеты, лет ... 10

Первая ступень:

Корпус стеклопластиковый

Размеры, м:

- длина 8,1

- диаметр 1,8¹

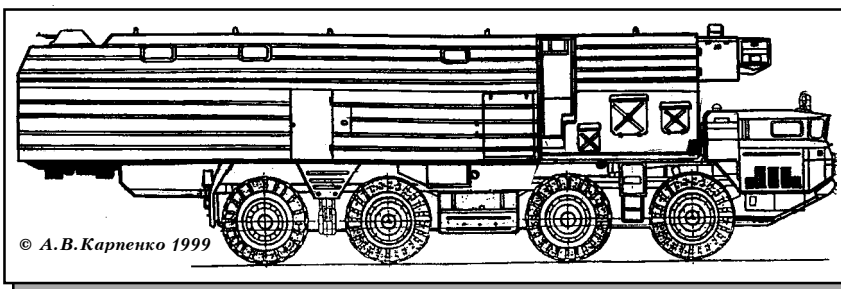
Вес ступени, т 27,8

Двигатель РДТТ с неподвижным
центральной, частично утопленным
соплом

- разработчик Люберецкое НПО "Союз"

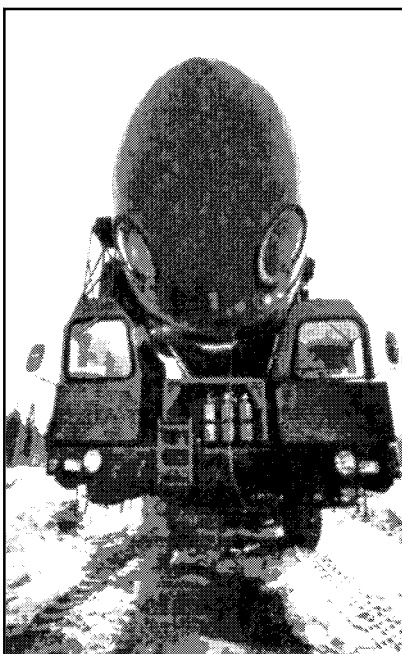
- гл. конструктор Б.П.Жуков

- заряд твердотопливный,

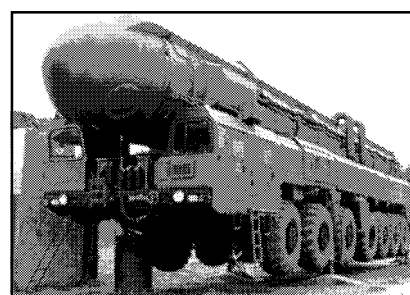


© А.В.Карпенко 1999

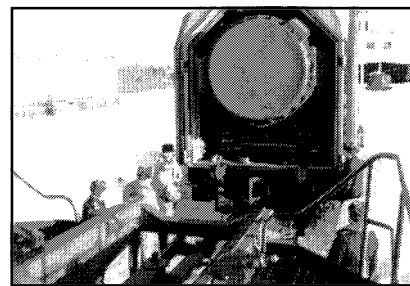
Машина управления ракетного комплекса "Тополь"



СПУ РК "Тополь"

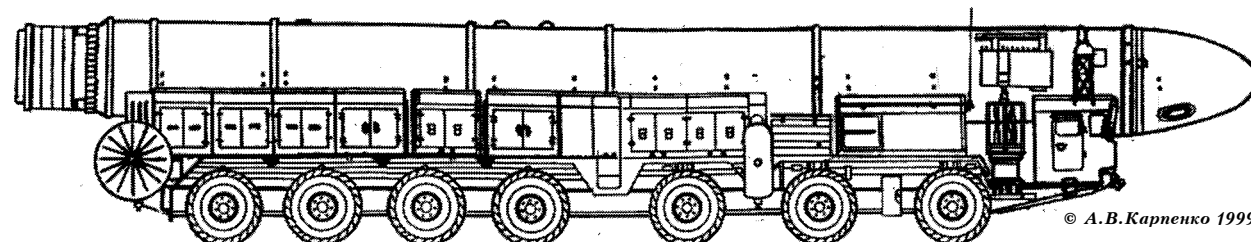


СПУ РК "Тополь"



Погрузка ТПК с МБР "Тополь"

*Самходная пусковая установка ракетного комплекса "Тополь"
(вариант 2) на базе шасси МАЗ-7917*



© А.В.Карпенко 1999

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

скрепленный с корпусом
- днище стальное

Вторая ступень:

Размеры, м:

- длина 4,6
- диаметр 1,55'

Двигатель РДТТ с неподвижным
центральным, частично
утопленным соплом

- разработчик Люберецкое НПО "Союз"
- гл. конструктор Б.П.Жуков
- корпус - цельномотанный типа "кокон"
- материал корпуса .. композиционный

Третья ступень:

Размеры, м:

- длина 3,9
- диаметр 1,34'

Двигатель РДТТ с неподвижным
центральным, частично утопленным
соплом и с восемью специальными соп-
лами отсечки тяги в переднем днище

- разработчик Люберецкое НПО "Союз"
- гл. конструктор Б.П.Жуков
- корпус - цельномотанный типа "кокон"
- материал корпуса .. композиционный

Боевая ступень:

Тип "толкающей" схемы

Размеры, м:

- длина 2,1
- диаметр 0,8

Двигатель 4xРДТТ (как у РК "Пионер")

Транспортно-пусковой контейнер:

Тип с термостатированием

Материал корпуса композиционный

Разработчик ЦНИИ спецмаш

Руководитель разработки . В.А.Барынин

Размеры, м:

- диаметр 2,9
- длина 20,0

Стационарное сооружение:

Тип специальный гараж
с раздвижной крышей

Назначение для хранения СПУ

Размеры, м:

- длина 30,4
- ширина 8,1
- высота 7,2

Количество СПУ 1

Пусковая установка:

Тип подвижная грунтовая
с автономным боевым применением

Разработчик ЦКБ "Титан"

Гл. конструктор В.Соболев, В.Шурьгин

Изготовитель ПО "Баррикады"

Шасси МАЗ-7917

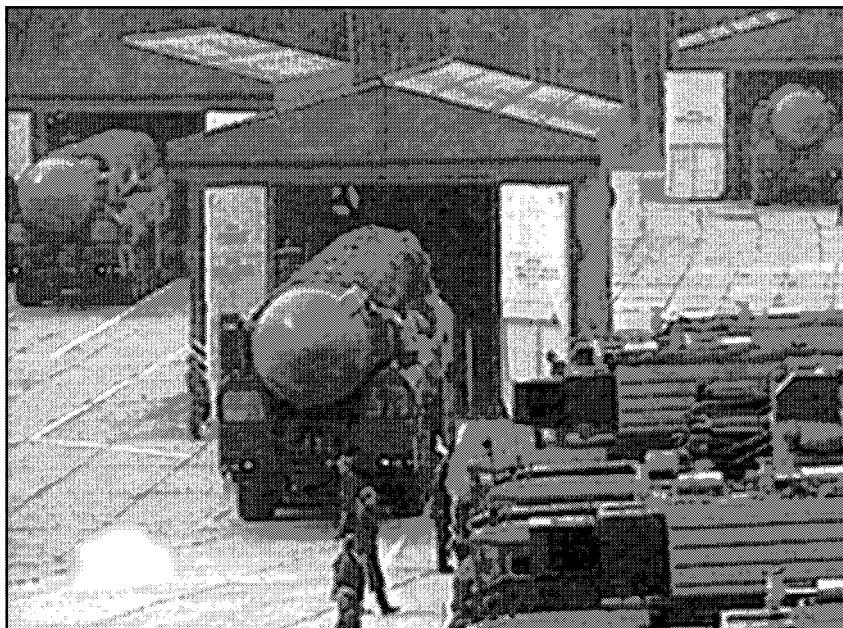
Разработчик шасси СКБ МАЗ

Гл. конструктор шасси . Б.Л.Шапошник

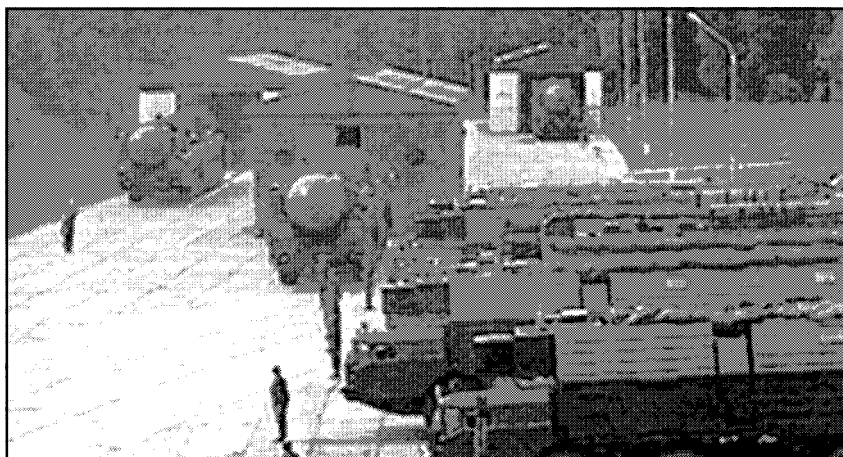
Колесная формула 14x12

Размеры, м:

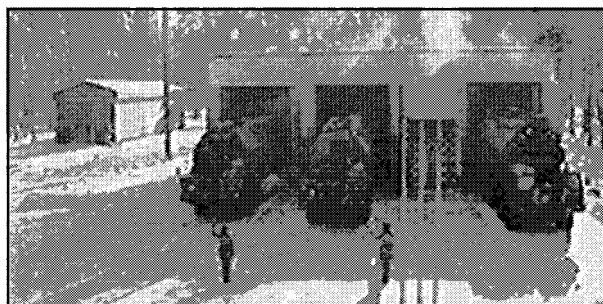
- длина 18,4
- высота 3,0



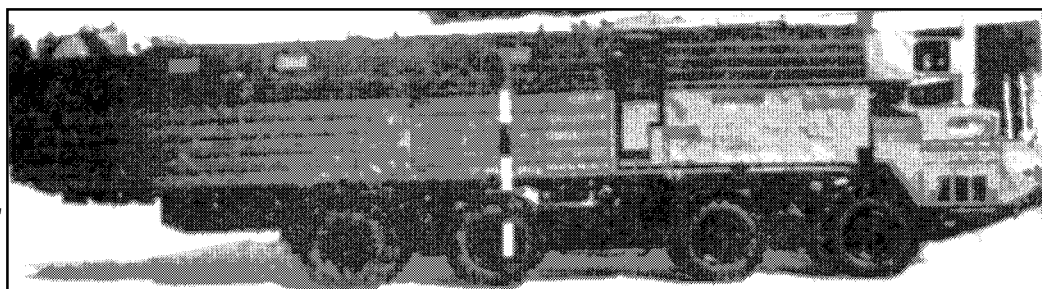
Пусковые установки ракетного комплекса "Тополь" на месте постоянной дислокации



Пусковые установки ракетного комплекса "Тополь" на месте постоянной дислокации

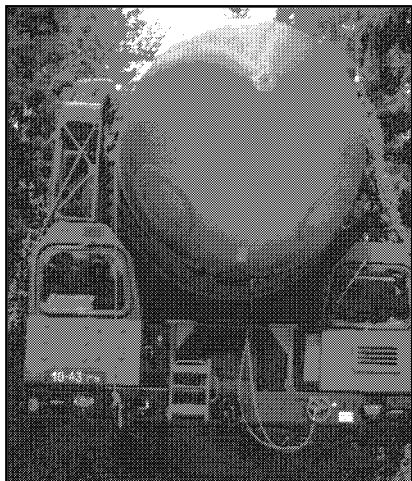


Машина управления ракетного комплекса "Тополь"

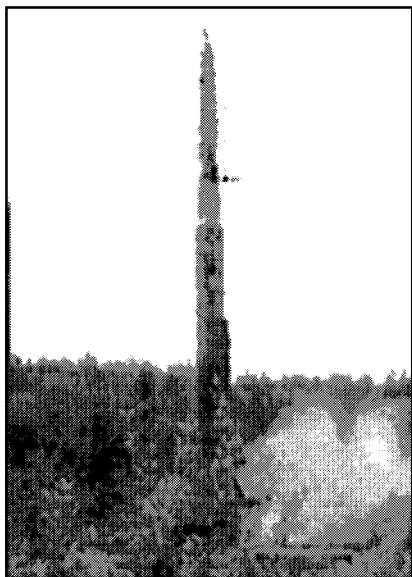


Отечественные стратегические ракетные комплексы

- ширина 3,1
- Вес, т:
- без нагрузки 47
- с ракетой более 100
- Тип двигателя дизель
- мощность, л.с. 710
- Скорость движения, км/ч более 40
- Число ракет на ПУ 1
- Приводы подъема ракеты в ТПК:
- тип гидравлические
- разработчик ЦНИИАГ

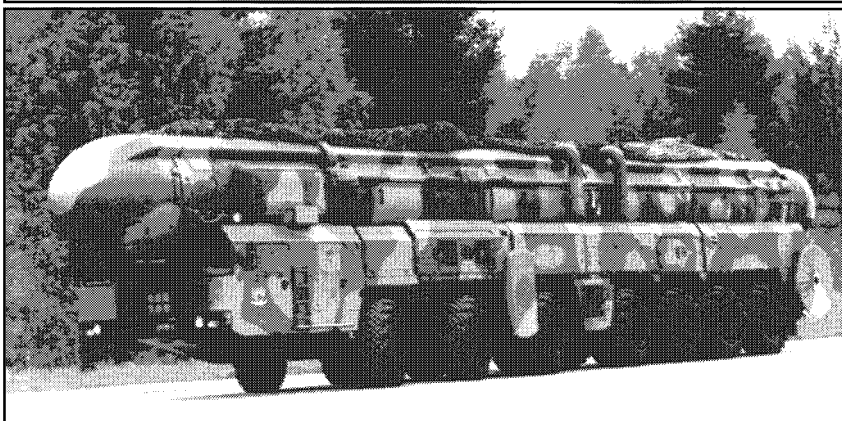


СПУ РК "Тополь" на базе шасси МАЗ-7917

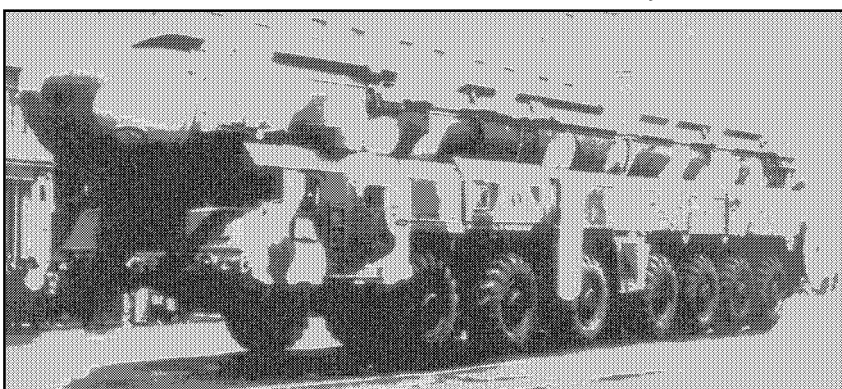


Пуск МБР "Тополь"

СПУ РК "Тополь" на параде в Москве



СПУ РК "Тополь" на базе шасси МАЗ-7917



Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

Ракетный комплекс "Курьер" ^{1, 2, 5}

Ракетный комплекс с малогабаритной МБР разрабатывался с 1981 года. Это был отечественный аналог американской малогабаритной МБР "Миджитмен"². Эскизный проект комплекса "Курьер" закончен в 1984 году. Ракета была подготовлена к летным испытаниям. Летные испытания ракеты предполагалось начать в 1992 году. Основные составляющие комплекса испытаны раздельно. Работы по комплексу прекращены 6 октября 1991 года² по решению

руководства страны.

Разработчик МИТ²
Генеральн. конструктор А.Д.Надирадзе,
Б.Н.Лагутин

Код НАТО SS-X-26¹
Тип комплекса с твердотопливной малогабаритной МБР, пятого поколения
Состояние работы прекращены в 1991 году
Ракета "Курьер"
Дальн. стрельбы межконтинентальная²
Тип головной части ядерная⁵

Система управления ИНС с БЦВМ
Органы управления
и стабилизации газовые и аэродинамические

рули
Тип старта из ТПК за счет ПАД
Число ступеней ракеты 3
Стартовый вес, т: 15⁵
Тип топлива смесевое твердое
Пусковая установка:
Тип подвижная грунтовая на колесном ходу

Проект ракетного комплекса "Скорость"

Комплекс разрабатывался в МИТ в конце 1980-х-начале 1990-х годов, работы прекращены на проектной стадии.

Проект ракетного комплекса "Копье-Р"

Эскизный проект комплекса разработан КБ"Южное" к февралю 1986 года. Работы прекращены из-за распада СССР.

Проект ракетно-космического комплекса "Кольцо"

Разработка комплекса задана КБ"Южное" Постановлениями СМ СССР от 29 сентября 1976 года и от 31 мая 1984 года. Работы прекращены.

Ракетный комплекс "Универсал" ⁴

Ракета разрабатывалась в конце 1980-х - начале 1990-х годов. Она должна была стать "массовой" отечественной баллистической ракетой. Были проведены наземные стендовые испытания. В 1991 году шла подготовка к летным испытаниям, 30 декабря ракету должны были отправить на Плесецкий полигон⁶. Работы прекратились в связи с распадом Советского Союза. Решением Главкома

ВС СНГ и Министерства промышленности России КБЮ и ПО ЮМЗ в марте-апреле 1992 года освобождены от функции головного разработчика и изготовителя универсальной модернизированной ракеты РТ-2ПМ2 с передачей работ в организации России⁷. Россия была вынуждена проводить модернизацию комплекса "Тополь"⁴. Две ракеты "Универсал" были

переданы МИТ (Россия)⁴. В 1994 году макет ракеты демонстрировался Б.Н.Ельцину на полигоне⁶.

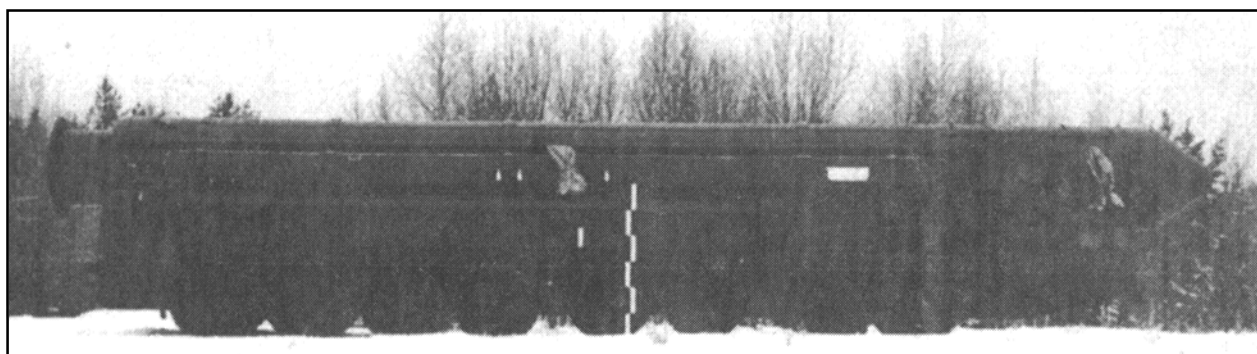
Разработчик КБ"Южное"⁴, МИТ
Изготовитель ракеты ЮМЗ⁶
Дальн. стрельбы межконтинентал.
Число ступеней 3
Вид топлива твердое

Подвижный ракетный комплекс "Тополь-М" ¹(вариант 1)

Усовершенствованный вариант ракетного комплекса «Тополь» разрабатывается в двух вариантах: с запуском МБР из ШПУ типа ОС («Тополь-М») и с наземных мобильных колесных ПУ («Тополь-М»).

В апреле 1992 года Решением Главкома ВС СНГ разработка универсальной модернизированной ракеты РТ-2ПМ2 передана из КБ «Южное» в Россию.

Разработка комплекса «Тополь-М» официально задана Указом Президента Российской Федерации №275⁵ в феврале 1993 года.



Мобильная наземная пусковая установка комплекса "Тополь-М"

1 - Missile Forecast - Forecast International / DMS, 1996

2 - "Тополь-М" - оптимальное оружие для России" - "Независимое военное обозрение". №5, 1998

3 - "Держать ракетный порох сухим" - "Красная звезда" от 22 ноября 1997 года

4 - В.Губарев "Реквием по "Сатане" - "Российская газета" за 24 сентября 1997 года

5 - Информационный сборник РВСН. Спец. выпуск. ПШ РВСН, 1995 год

6 - В.Губарев "Мы стартуем на новые орбиты" - "Российская газета" от 21 августа 1997 года

7 - Днепровский ракетно-космический центр. Днепропетровск: ЮМЗ-КБЮ, 1994

8 - В.Волков "Большегрузная автотехника из Минска" - "Военный парад". сентябрь-октябрь 1998

9 - "Есть на чем выезжать в XXI век" - "Армейский сборник". №2-1998

Отечественные стратегические ракетные комплексы

В ракете используется новый боевой блок (разработан МИТ), который может преодолевать систему ПРО и имеет способность сохранять заданную траекторию при любых условиях, в том числе при воздушных ядерных взрывах, произведенных в непосредственной близости от бое-головки ракеты.

Моноблочная головная часть ракеты разработана ВНИИЭФ. Дви-гатели ракеты разработаны НПО «Союз»³. В качестве горючего исполь-зуется синтетический каучук в смеси с порошкообразным веществом, окислитель - перхлорат аммония. Графитовые и пластиковые детали корпуса двигателей и контейнера созданы в ЦНИИ спецмаш, руко-водитель В.А.Барынин.

Создание МБР «Тополь-М» от эскизного проекта до первого опыт-ного пуска обошлось в 142,8 млрд. рублей (в ценах 1992 года).

Для пусковой установки комп-лекса создано новое восьмиосное колесное шасси с центральной микро-процессорной системой управления⁹. Система обеспечивает контроль, диагностирование, поиск неисправ-ностей на борту, выдачу рекомен-даций по эксплуата-ции, а также управление в автоматическом режиме.

Разработчик..... МИТ

Ген. конструктор..... Б.Н.Лагутин,
Ю.С.Соломонов

Изготовитель ракеты... Воткинский
МЗ

Код НАТО . SS-X-29¹ (SS-25B¹, SS-27)

Наименование по СНВ-1РС-12М1¹
(РС-12М вариант 2)

Классификация по СНВ-1

собранный МБР в пусковом
контейнере (Класс А)

Тип комплекса..... подвижный
грунтовый стратегического
назначения с твердотопливной МБР,
пятого поколения

Состояние прошел испытания
вариант ракеты "Тополь-М" (из
ШПУ)

на 53 ГИШе МО РФ.

На вооружение ракета
поступила в декабре 1997 года
в шахтном варианте

Ракета..... "Тополь-М"

Дальн. стрел. межконтинентальная^{1, 3}

Тип головной части..... моноблочная
термоядерная

- разработчик..... ВНИИЭФ

- гл. конструктор..... Г. Дмитриев

Вес боевой части, кг..... 1000-1200³

Система управления..... ИНС с БЦВМ

- разработчик..... НПО АП

- гл. конструктор..... В.Л.Лапыгин

Тип старта..... из ТПК за счет ПАД

Число ступеней ракеты..... 3

Длина ракеты, м:

- полная..... 22,7³

- без головной части..... 17,9

Макс. диаметр корпуса, м... 1,86-1,95^{1, 3}

Стартовый вес, т..... 47-47,2^{1, 3}

Тип топлива..... смесевое твердое

Гарант. срок хранения ракеты, лет... 10

Первая ступень:

Размеры, м:

- диаметр..... 1,95

Двигатель..... однокамерный РДТТ

- разработчик..... НПО "Союз"

- гл. конструктор..... З.П.Пак,
Ю.М.Милехин

Вторая ступень:

Двигатель..... однокамерный РДТТ

- разработчик..... НПО "Союз"

- гл. конструктор..... З.П.Пак,
Ю.М.Милехин

Третья ступень:

Двигатель..... однокамерный РДТТ

- разработчик..... НПО "Союз"

- гл. конструктор..... З.П.Пак,
Ю.М.Милехин

Транспортно-пусковой контейнер:

Тип..... с термостатированием

Материал корпуса..... композиционный

Разработчик..... ЦНИИ спецмаш

Руководитель разработки . В.А.Барынин

Размеры, м:

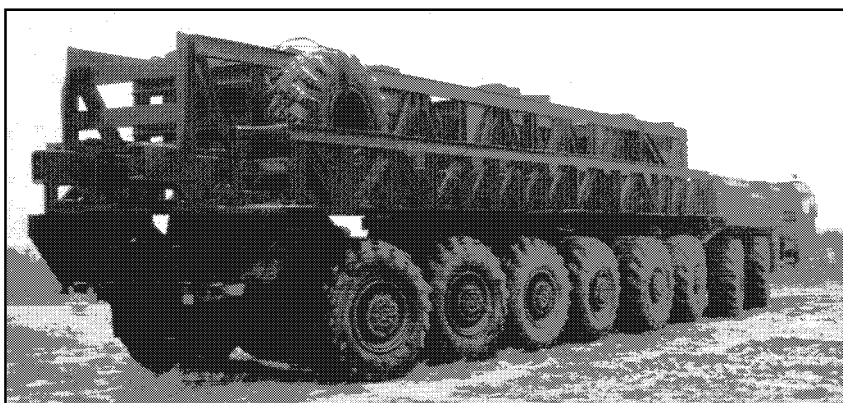
- диаметр..... 2,0

- длина..... 21,2-23

Пусковая установка:

Тип..... грунтовая подвижная

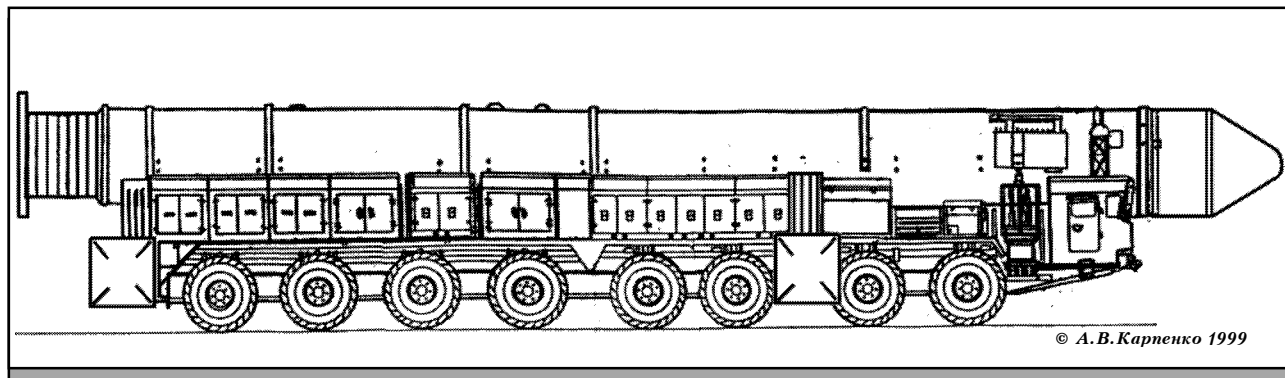
Разработчик..... ЦКБ "Титан"



Автомобильная база СПУ "Тополь-М"



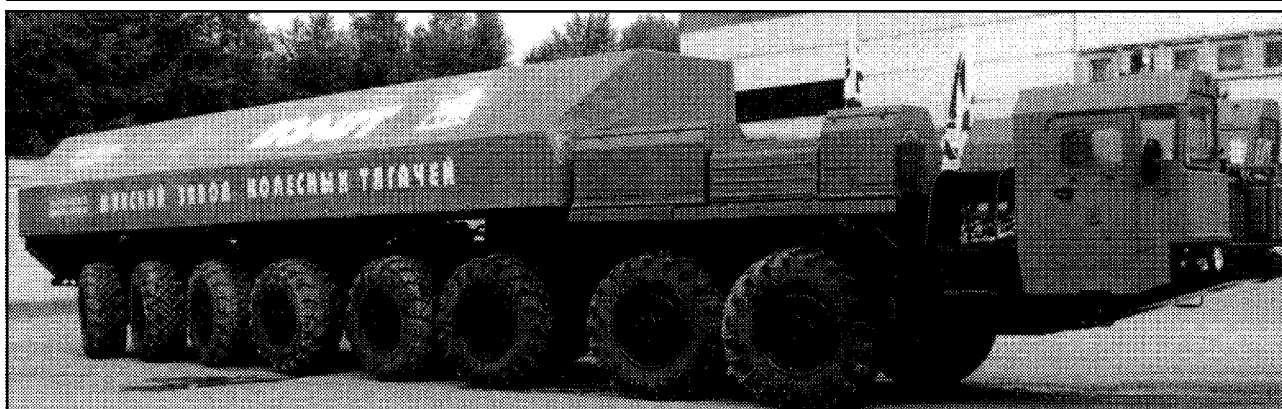
Автомобильная база СПУ "Тополь-М"



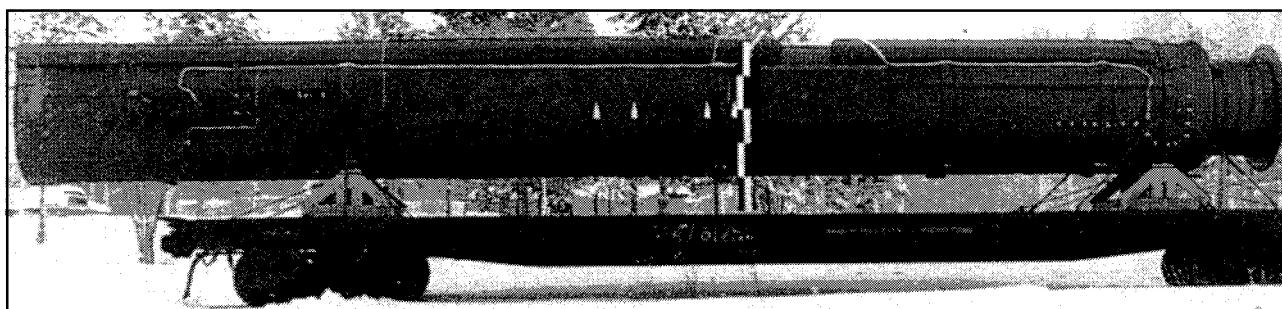
© А.В.Карпенко 1999

СПУ комплекса "Тополь-М"

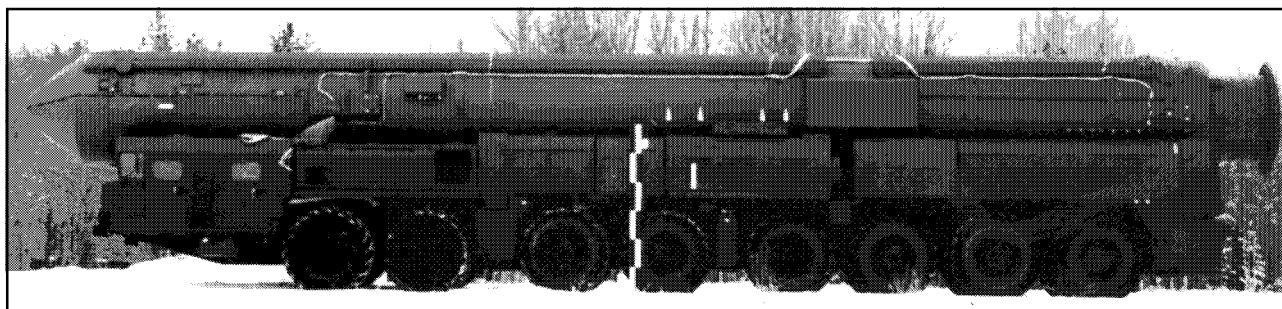
Ракетные комплексы межконтинентальной дальности



Автомобильное шасси МЗКТ-79221 для СПУ "Тополь-М"



Транспортно-пусковой контейнер МБР "Тополь-М"



Мобильная наземная пусковая установка комплекса "Тополь-М"

Главный конструктор..... В.А.Шурьгин
 Изготовитель..... ПО "Баррикады"
 Шасси..... МЗКТ-79221⁸
 Разработчик шасси..... Минский ЗКТ
 Изготовитель шасси..... Минский ЗКТ⁸
 Число осей..... 8
 Размеры, м:
 - длина..... около 20 (17,3)
 - высота..... 3,0
 - ширина..... 3,1
 Вес, т..... 50-52
 Тип двигателя..... дизель
 - мощность, л.с..... 710
 Число ракет на ПУ..... 1



Ракетный комплекс "Тополь-М" ¹(вариант 2)

Усовершенствованный вариант ракетного комплекса «Тополь» разрабатывается в двух вариантах: с запуском МБР из ШПУ типа ОС («Тополь-М») и с наземных мобильных колесных ПУ («Тополь-М»). Первый испытательный пуск ракеты комплекса "Тополь-М" состоялся 20 декабря 1994 года с полигона Плесецк², второй - в сентябре 1995 года и третий - 25 июля 1996 года. Все первые испытательные пуски произведены со стартовой площадки «Южная» из ШПУ. Для проведения дальнейших испытаний была построена вторая стартовая площадка - «Светлая» для размещения ШПУ комплекса «Тополь-М».

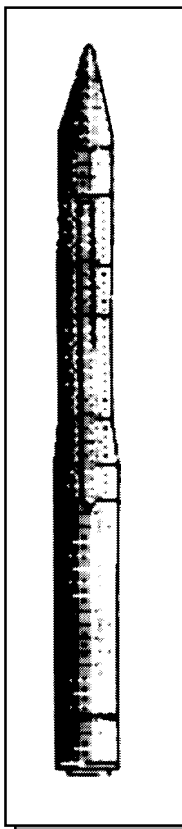
Пятый испытательный пуск состоялся 22 октября 1998 года с Плесецкого полигона, однако, ввиду неисправности ракета самоликвидировалась³. В ноябре 1998 года с северного ракетного полигона в Плесецке предполагалось произвести два очередных испытательных пуска ракет «Тополь-М»⁴. 8 декабря 1998 года с Плесецкого полигона был произведен шестой испытательный пуск ракеты «Тополь-М», при котором была показана высокая надежность техники¹⁰.

В июльской (1997 года) телепередаче «Специальный репортаж» канала НТВ, посвященной Плесецкому космодрому (полигону), была показана используемая для испытаний ШПУ МБР типа РС-22 – аналогичная ШПУ была представлена в Первомайске (Украина) американским специалистом (подробная публикация была помещена в журнале IDR). Внешнее отличие между этими ШПУ заключается в наличии двух цилиндров открытия защитной крышки на одной из ШПУ.

До конца XX века 350-400 ракет комплекса «Тополь-М» предполагается разместить в модернизированных и переоборудованных ШПУ МБР УР-100НУТТХ и Р-36М (90 шахт по Договору СНВ-2 разрешены для переоборудования).

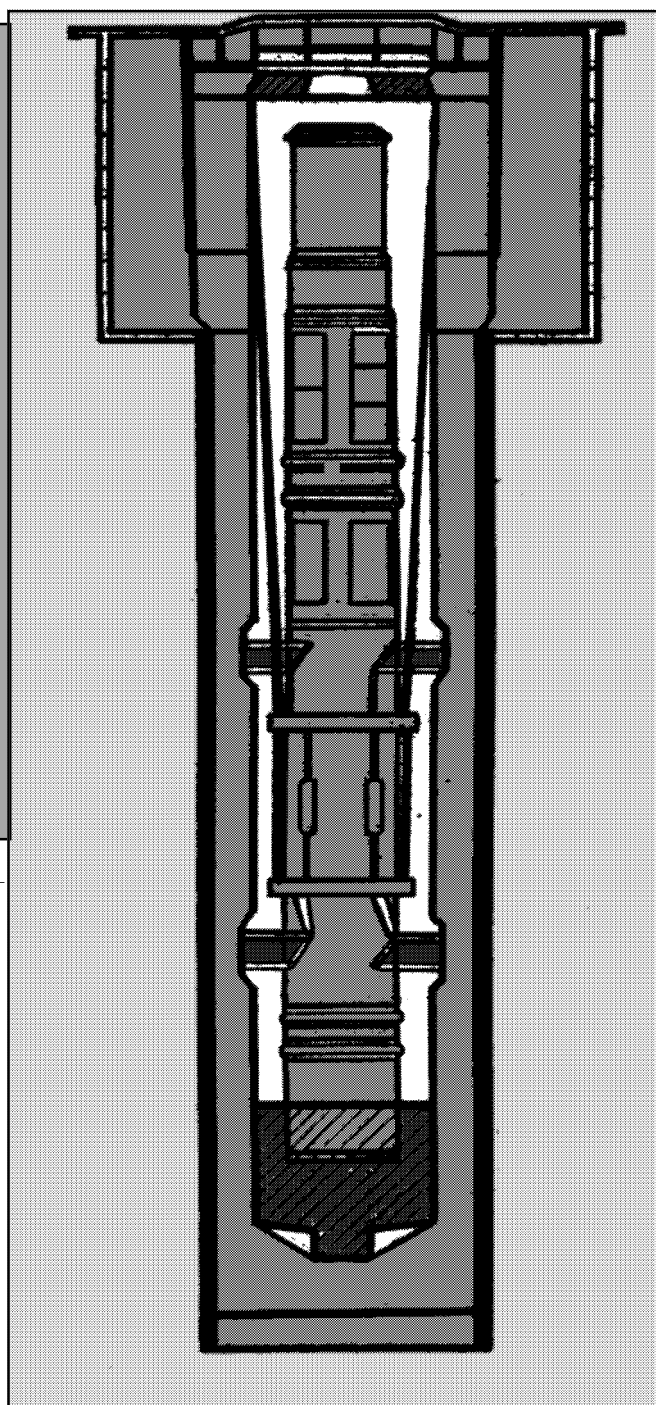
24 декабря 1997 года в Таманской ракетной дивизии под Татищево (Саратовской обл.) на боевое дежурство заступило две ШПУ с ракетами РС-12М вариант 2 - «Тополь-М» (одна из них учебная)^{3, 6}.

30 декабря 1998 года на боевое дежурство заступил головной 104-й ракетный полк⁹.¹² с ракетами типа «Тополь-М» в составе



МБР комплекса "Тополь-М"

ШПУ для МБР комплекса "Тополь-М", вариант переоборудования ШПУ МБР Р-36М



1 - Missile Forecast - Forecast International / DMS, 1996

2 - "Полигон особой важности" - М: "Согласие", 1997

3 - В.Литовкин "...и все-таки мы делаем ракеты!" - "Известия"

4 - П.Анохин "Оружие XXI века" - "Труд" от 6 июня 1998

5 - "Наращивать ядерные мускулы бесперспективно" - "Новые известия" от 2 июля 1998

6 - "В мире нет равных российскому ракетному комплексу "Тополь-М" - министр обороны РФ" - "Интерфакс" от 24 декабря 1997 года

7 - "140 лет ЛМЗ: от корабельных орудий до стартовых комплексов" - "Военный парад", май-июнь 1998

8 - В.Литовкин "Подрастает полк новых "Тополей" - "Известия" от 26 сентября 1998 года

9 - В.Литовкин "Обнавление стратегических сил откладывается" - "Известия" от 24 октября 1998 года

10 - "Тополь-М": испытание декабря" - "Красная Звезда" от 10 декабря 1998 года

11 - "Таманская ракетная дивизия" - "Красная Звезда" от 17 декабря 1998 года

12 - В.Литовкин "Десять "Тополей" - за полцены" - "Общая газета", №52/1 1998/1999 года

Ракетные комплексы межконтинентальной дальности

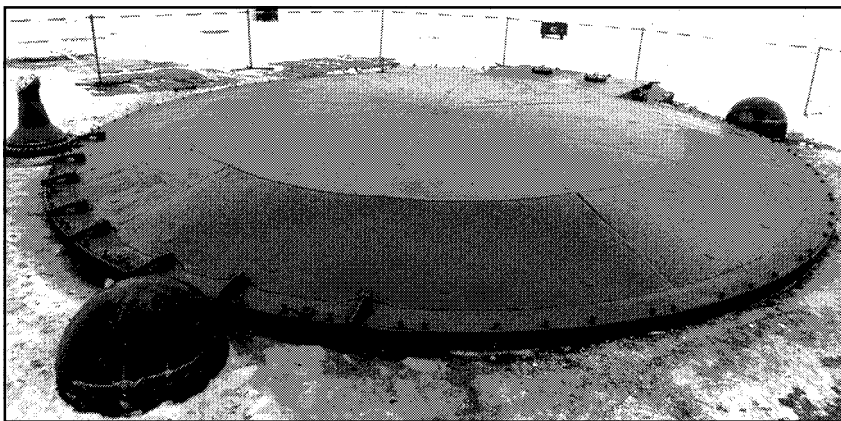
10 шахтных пусковых установок на местах прежнего базирования МБР УР-100Н^{4, 5, 8}. Полк (командир Ю.Петровский) из состава Таманской дивизии, образованной в 1961 году в г.Биробиджане Хабаровского края на базе 229-й истребительной авиадивизии, стал первым полком, полностью укомплектованным МБР «Тополь-М» в ШПУ¹¹.

Вся модернизация ракетной инфраструктуры под новый комплекс проводится по ресурсосберегающей технологии и обходится намного дешевле по сравнению с тем, если бы пришлось заново строить ракетные шахты, командные пункты и системы управления. На пусковых установках обошлись минимумом строительно-монтажных работ, так как ни глубина, ни диаметр шахт не изменялись⁸. На командном пункте заменили только сам контейнер с аппаратурой. Все это, по словам начальника оперативного управления Главного штаба Ракетных войск стратегического назначения генерал-майора С.Пономарева, позволило сэкономить на каждой ракетной шахте по 18,5 миллионов рублей, а полное переоборудование шахт под новую ракету принесет экономию в 3,38 миллиарда, растянутых на несколько лет⁸. Кроме ракетных шахт и подземных командных пунктов, в полку были модернизированы подъездные пути, проложены новые кабельные сети энергоснабжения и связи, модернизирована система управления. Построены жилой и учебный комплексы для дежурных боевых смен⁸.

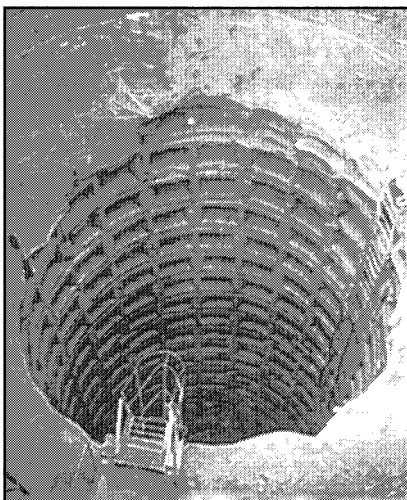
Темпы ввода новых комплексов могут после 2000 года составить 40-50 пусковых установок (4-5 ракетных полков) в год. Мощности отечественной промышленности позволяют вводить в строй до 100 комплексов ежегодно³.

Ядерная боевая часть для ракеты была создана в ВНИИЭФ под руководством Г.Дмитриева³. Твердотопливные двигатели для ракеты создавались МИТ и НПО «Союз»³. К работам по созданию элементов ракетного комплекса «Тополь-М» привлечен ЛМЗ⁷.

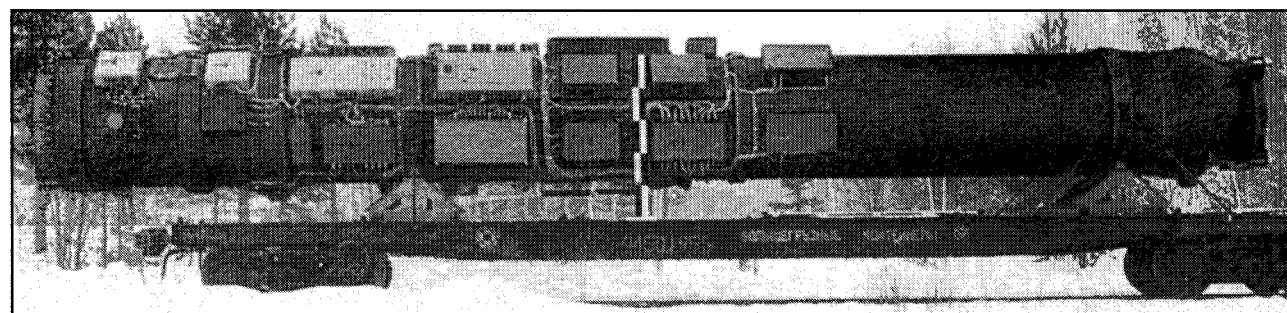
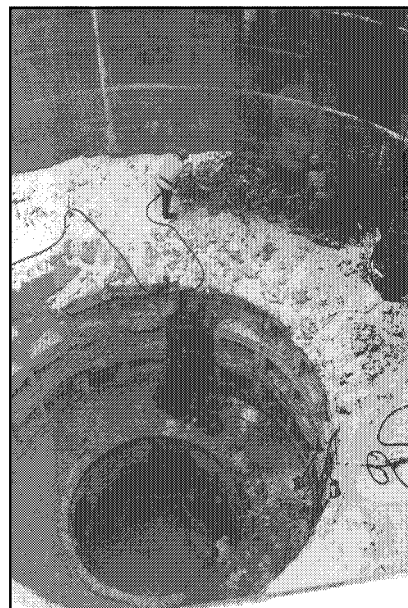
Предполагается, что ракетный комплекс «Тополь-М», в шахтном и мобильном вариантах, будет представлять собой основу будущего облика РСН России⁸.



Шахтная пусковая установка для МБР "Тополь-М"



Экспериментальная ШПУ "Светлая" для испытаний МБР РК "Тополь-М"



Транспортно-пусковой контейнер для МБР "Тополь-М" шахтного базирования

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик	МИТ ^{3,4}	- без головной части	17,5	Разработчик	ГНИИП ОКБ "Вымпел" ⁸
Ген. конструктор	Б.Н.Лагутин ³ , Ю.С.Соломонов ⁴	Макс. диаметр корпуса, м .	1,86-1,95 ^{4,6,7}	Гл. конструктор	Д.К.Драгун ⁸
Изготовитель ракет ..	Воткинский МЗ	Стартовый вес, т:	47,2 ^{4,6-47,21⁷}	Тип ПУ	шахтная типа ОС
Код НАТО	SS-X-29 ²	Тип топлива	смесевое твердое	Защитное устройство	от ШПУ МБР
Наименование по СНВ-1	РС-12М ²	Гарант. срок хранения ракеты, лет ...	15 ⁶		УР-100НУ ¹¹
	(РС-12М вариант 2)	Первая ступень:		Размеры шахты, м:	
Классификация по СНВ-1 ..	собранный	Размеры, м:		- диаметр внутренний	4,6
	МБР в пусковом контейнере	- диаметр	1,95	- высота	29,8
	(Класс А)	Двигатель	однокамерный РДТТ	- внутренний диаметр крышки	7,6
Тип комплекса	стратегического	- разработчик	НПО "Союз"	Степень защищенности	высокая
	назначения с ШПУ типа ОС	- гл. конструктор	З.П.Пак, Ю.М.Милехин	Число ракет в ШПУ	1
	с твердотопливной МБР,	Вторая ступень:		Число ШПУ в комплексе (полку) ...	10
	пятого поколения	Двигатель	однокамерный РДТТ	Пусковая установка (вариант 2):	
Состояние	первый испытательный	- разработчик	НПО "Союз"	Тип	шахтная типа ОС
	пуск ракеты из ШПУ состоялся	- гл. конструктор	З.П.Пак, Ю.М.Милехин		переоборудованная
	20 декабря 1994 года.	Третья ступень:			ШПУ МБР Р-36М
	На вооружение МБР поступила	Двигатель	однокамерный РДТТ	Размеры шахты, м:	
	в декабре 1997 года ⁴	- разработчик	НПО "Союз"	- диаметр	5,9
Ракета	"Тополь-М"	- гл. конструктор	З.П.Пак, Ю.М.Милехин	- высота	39
Дальн. стрел.	межконтинентальная ^{4,6}	Транспортно-пусковой контейнер:		Степень защиты	высокая
Головная часть:		Тип	с термостатированием	Число ракет в ШПУ	1
- тип	моноблочная	Материал корпуса	композиционный	Число ШПУ в комплексе (полку) ...	10
	термоядерная ⁴	Разработчик	ЦНИИ спецмаш	Командный пункт:	
- разработчик	ВНИИЭФ	Руководитель разработки .	В.А.Барынин	Тип	контейнерный
- гл. конструктор	Г.Дмитриев	Размеры, м:		Строительное сооружение ..	от РК с МБР
- вес, кг	1200 ^{4,6}	- диаметр	2,0	УР-100НУТТХ или Р-36М	
Система управления	ИНС с БЦВМ	- длина	21,2-23	Степень защиты	высокая
- разработчик	НПО АП ^{4,5}	Пусковая установка (вариант 1):		Число КП в комплексе	1
- гл. конструктор	В.Л.Лапыгин	Тип	шахтная типа ОС		
Тип старта	из ТПК за счет ПАД		переоборудованная ШПУ		
Число ступеней ракеты	3 ^{3,7}		МБР УР-100Н		
Длина ракеты, м:					
- полная	21,0 ³ -22,7 ^{4,7}				

1 - "Первый шаг военной реформы укрепил ракетно-ядерный щит России" В.Литовкин - "Известия" № 219 от 19 ноября 1997 года

2 - Missile Forecast - Forecast International / DMS, 1996

3 - "Полигон особой важности" - М: "Согласие", 1997

4 - "Военная тайна" В.Литовкин - "Известия" от 24 декабря 1997 года

5 - "Звездные войны-2" А.Проценко - "Труд" от 3 февраля 1998 года

6 - В.Литовкин "...и все-таки мы делаем ракеты!" - "Известия"

7 - "В мире нет равных российскому ракетному комплексу "Тополь-М" - министр обороны РФ" - "Интерфакс" от 24 декабря 1997 года

8 - М.Тарасенко "35 лет ОКБ "Вымпел" - "Новости космонавтики" №8 (175) - 1998

СПЕЦИАЛЬНАЯ ТЕХНИКА

В данном разделе приводятся некоторые (отдельные) типы специ-альных машин, входящих в состав наземного оборудования боевых ракетных комплексов. Специальная техника используется для транс-портных,

погрузочно-перегрузочных и стыковочных операций, заправки ракет компонентами топлива и сжа-тыми газами и обеспечения безопасности при проведении заправочных работ, контрольно-проверочных работ. Машины обеспечения боевого дежурства способствуют созданию условий несения

боевого дежурства и быта личного состава ракетных частей, охраны режимных объектов.

Артиллерийский тягач тяжелый АТ-Т (объект 401)

Разработка тягача была начата в 1946 году под руководством главного конструктора М.Н.Щукина (с 1954 года главным конструктором по тягачам был назначен А.И.Автоно-мов) базе элементов шасси танка Т-54 (трансмиссия, опорные катки, веду-щие и направляющие колеса, траки гусениц).

Тягач предназначался для букси-ровки артсистем и прицепов массой до 25 тонн со скоростью до 35 км/ч, в том числе 203-мм гаубиц Б-4, 130-мм зенитных пушек КС-30.

Испытания были начаты в 1947 году. Уже в III-квартале 1949 года были изготовлены первые 50 серий-ных машин. Тягач был оснащен системой запасного воздушного запуска, 2-ступенчатым комбиниро-ванным воздухоочистителем, маслоза-качивающим насосом, пародинами-ческим предпусковым подогрева-телем, компрессором пневмотор-мозов. На машине была установлена тяговая лебедка с максимальным усилием 25,5 тс. Для буксировки санных прицепов в условиях Антар-ктиды была создана модификация АТ-ТА с уширенной до 750-мм гусе-ницей (вес машины составлял 24 тонны, удельное давление на грунт -

0,24 кг/см²) и специальный гусеничный транспорт "Харьковчанка" - вес 35 тонн, число опорных катков - 7, запас хода - 1500 км, максимальная скорость хода - 30 км/ч.

На базе тягача были созданы бульдозеры-путьекладчики БАТ-1 и БАТ-1М, быстроходные траншейные машины БТМ. Для замены тягача был создан многоцелевой тяжелый тягач МТ-Т ("объект 429").

Разработчик КБ ХЗТМ
Изготовитель ХЗТМ
Состояние ... серия с 1949 по 1979 годы
Тип гусеничный
Полный вес, т 20,0
Грузоподъемность, т 5,0
Масса прицепа, т 25,0
Размеры, мм:
- длина полная 6990-7043
- высота 2845
- ширина 3140-3170
- колея 2640
- ширина гусеницы 500
- клиренс 425
Сред. удельн. давлен. на грунт, кгс/см²
0,68
Тип двигателя 12-цилиндровый

Тягач АТ-Т в РВСН использовался для транспортировки стратегических ракет Р-5М и Р-12.

V-образный дизель В-401
Мощность, л.с. 415
Топливная система:
- число баков 5
- емкость, л 1364
Радиатор:
- тип воздушного охлаждения
- площадь поверхности, м² 58
- вентилятор 12-лопастный
Скорость, км/ч:
- максимальная 35
- средняя по бездорожью 24
Запас хода, км 1100
Преодолеваемый подъем, град. 40
Мест в кабине 4
Кузов:
- тип цельнометаллический
- площадь, м² 10,55

Специальный тягач ЯАЗ-210Г (ЯМЗ-210Д)

Большинство деталей автомобиля ЯАЗ-210 унифицировано с деталями автомобиля ЯАЗ-200, выпускав-шегося Ярославским автомобильным заводом с 1947 года. На базе конст-рукции автомобиля ЯАЗ-200 был создан самосвал, который с 1948 года выпускался Минским автомобильным заводом под маркой МАЗ-205.

На базе большегрузного автомо-биля ЯАЗ-210 Ярославским авто-мобильным заводом созданы следу-ющие модификации: автомобиль ЯАЗ-210А с лебедкой для погрузки тяжелых грузов на платформу; трех-осный тягач ЯАЗ-210Г, оборудо-ванный тяжелой сварной цельно-металлической балластной платфор-мой; трехосный седельный тягач ЯАЗ-210Д, оборудованный устройст-вом для автоматической сцепки с полуприцепом.

В ОКБ-156 в 1957-1960 годах для крылатой стратегической ракеты Ту-121 на базе полуприцепа была создана стартовая установка СТ-10, для буксировки которой со скоростью 40

км/ч должен был применяться колесный тягач ЯАЗ-210. В 1954 году под руководством Н.Ф.Шашмурина в КБ-3 Ленинградского Кировского завода на базе автомобиля ЯАЗ-210Д был разработан и изготовлен опытный образец машины - объект 801 общей массой в 22 тонны для заправки ракет Р-5 с БЧ "Генератор".

Разработчик КБ ЯАЗ
Изготовитель ЯАЗ
Состояние серия 1951-1958 годы
Тип тягача четырехосный
Колесная формула 6x4
Масса с полной нагрузкой, кг 20585
Масса без груза, кг 12360
Длина, мм 7375
Ширина, мм 2640
Высота, мм 2575
База, мм 4780
Колея, мм 1920-1950
Дорожный просвет, мм 290
Радиус разворота, м 10,5-11,2
Тип двигателя шестичилиндровый
дизельный двухтактный ЯМЗ-206

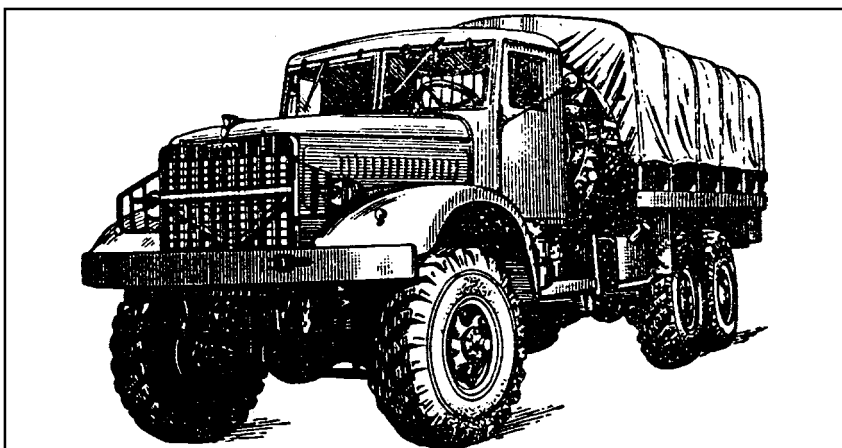
- мощность, л.с. 165
Запас топлива, л 450
Запас хода, км 815
Максимальная скорость, км/ч 45
Масса перевозимого в кузове груза, т 12
Балластный груз, кг 8000
Масса прицепа, т:
- перевозимого по грунту 25
- перевозимого по шоссе 45
Преодолеваемые препятствия:
- угол въезда передний, град.
- угол въезда задний, град.
- подъем, град.
- брод, м
Экипаж, чел
Число мест в кабине, чел.

Специальный трехосный тягач ЯАЗ-214 (КраЗ-214)

В 1951 году на Ярославском автомобильном заводе был создан автомобиль ЯАЗ-214, серийное производство которого начато в 1957 году. В связи с переходом завода на выпуск двигателей, серийное производство трехосных большегрузных автомобилей в 1959 году было передано на Кременчугский автомобильный завод. Автомобиль, получивший обозначение КраЗ-214, послужил базовым шасси для многих систем вооружения.

Трехосный односкатный автомобиль-тягач КраЗ-214 имеет грузоподъемность 7 тонн, допустимый вес прицепа при буксировке по грунтовым дорогам - до 10 тонн, по асфальто-бетонным дорогам - до 50 тонн. На автомобиле установлена закрытая трехместная кабина.

Модернизированный вариант автомобиля с усиленным передним ведущим мостом и усовершенствованной задней подвеской получил обозначение КраЗ-214Б. Автомобили типа КраЗ-214 использовались для буксировки ракет средней дальности Р-12 и др.



Разработчик	КБ ЯАЗ	Радиус разворота, м	13,0-14,0
Изготовитель	ЯАЗ, КраЗ	Преодолеваемый подъем, град.	30
Состояние	серия 1956-1963 годы	Тип двигателя	шестицилиндровый дизельный двухтактный ЯАЗ-206Б
Тип тягача	трехосный	- мощность, лс	205
Колесная формула	6x6	Запас топлива, л	
Масса с полной нагрузкой, кг	19570	Запас хода, км	
Масса без груза, кг	12300	Максимальная скорость, км/ч	55
Длина, мм	8530	Масса перевозимого в кузове груза, т	7
Ширина, мм	2700	Масса буксируемого прицепа, т:	
Высота, мм	2880	- по грунтовым дорогам	10
База, мм	5300	- по шоссе	50
Колея, мм	2030		
Дорожный просвет, мм	360		

Специальный одноосный тягач МАЗ-529В

Первый отечественный одноосный тягач МАЗ-529 создан в 1956 году Минским автозаводом, широко использовался в ракетных войсках стратегического назначения, инженерных и строительных частях для буксировки спецтехники.

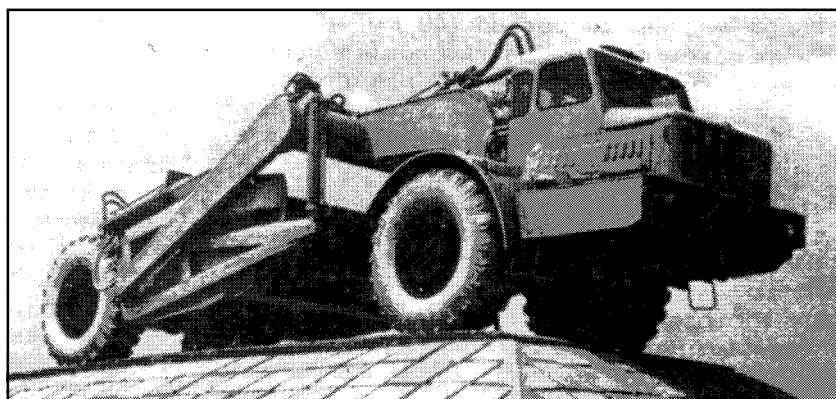
С 1958 года модификация тягача МАЗ-529В выпускалась Могилевским автомобильным заводом.

На базе одноосного тягача МАЗ-529В в ЦКБТМ создан порталный установщик 8У210 для ракет средней дальности Р-12 (Р-12У) и Р-14 (Р-14У), который изготавливался серийно Новокраматорским МЗ и Омским ЗПМ.

Модификация тягача МАЗ-529Е оснащалась новым дизелем ЯАЗ-206К мощностью 205 л.с.

Для использования в южных районах страны была разработана и выпускалась модификация МАЗ-529М.

Разработчик тягача	СКБ МАЗ
Изготовитель тягача	МАЗ, МоАЗ
Тип тягача	одноосный МАЗ-529В
Тип двигателя	дизель ЯАЗ-206
Мощность, л.с.	165 (205)



Специальный одноосный тягач МоАЗ-546

Разработка специального тягача для использования в войсках, для карьерных и дорожно-строительных работ была начата в 1960-х годах КБ МоАЗ.

С 1969 года в производство был запущен модифицированный одноосный тягач МоАЗ-546П с дизельным двигателем ЯМЗ-238А мощностью 215 л.с.

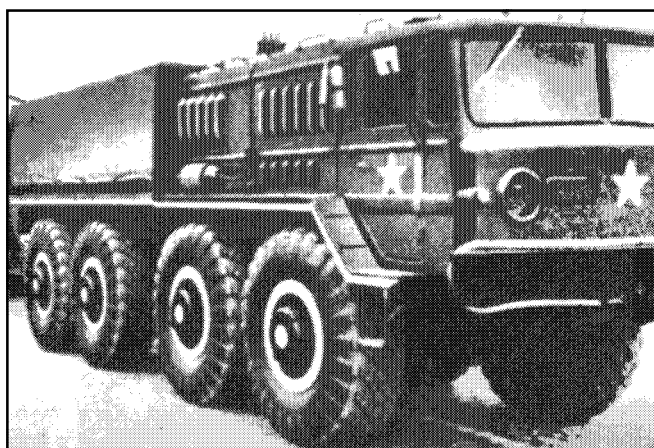
В РВСН тягачи использовались для

буксировки порталных установщиков 8У210 ракет средней дальности Р-12 (Р-12У) и Р-14 (Р-14У)
Тягачи МАЗ-529 и МоАЗ-546 широко применялись для навески дорожно-строительного оборудования.

Разработчик тягача	КБ МоАЗ
Изготовитель тягача	МАЗ, МоАЗ
Тип тягача	одноосный МоАЗ-546
Тип двигателя	дизель ЯМЗ-238А
Мощность, л.с.	215

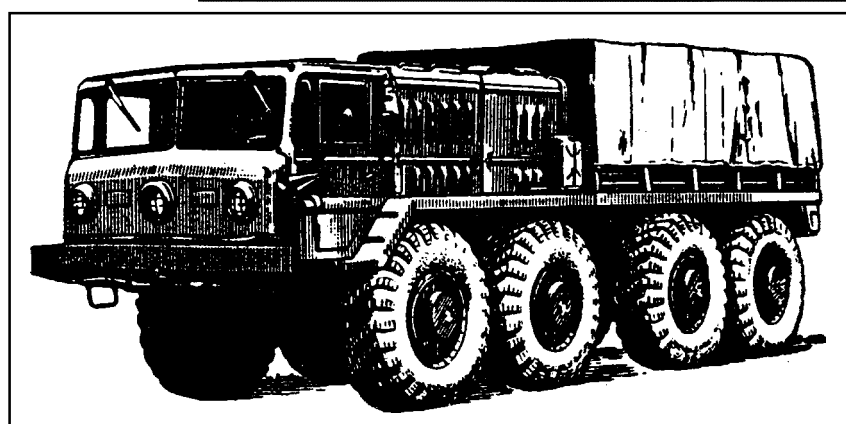
Четырехосный автомобиль-тягач МАЗ-535

СКБ завода МАЗ под руководством Б.Л. Шапошника были созданы одноосные и двухосные машины МАЗ-529, МАЗ-532, МАЗ-528 и МАЗ-538. Эти тягачи послужили базой для создания многоосных специальных шасси типа МАЗ-535 (рамное шасси), МАЗ-537 (седельный тягач) и др. На базе шасси МАЗ-535 были разработаны: подвижная пусковая установка для оперативно-тактического ракетного комплекса "Темп", стартовая установка для дальнего беспилотного разведчика ДБР-1 «Ястреб», опытная подвижная пусковая установка 9П20 для оперативно-тактической ракеты Р-17 (8К14), тягач для транспортировки различных модификаций ракет Р-12, Р-14, РТ-15, Р-26, ГР-1, размещенных на транспортных тележках.



Разработчик СКБ МАЗ
Изготовитель МАЗ
Состояние .. на вооружении с 1967 года
Тип тягача .. четырехосный автомобиль-тягач повышенной проходимости МАЗ-535 (МАЗ-535А)

Колесная формула 8x8
Масса с нагрузкой, кг 25975
Масса без нагрузки, кг 18975
Длина, мм 8780
Ширина, мм 2805
Высота, мм 2915
База, мм 5750
Колея, мм 2150
Тип двигателя дизельный Д12А
- мощность, лс 375
Запас хода, км 300
Максимальная скорость, км/ч 60
Скорость буксировки, км/ч 20-40
Запас топлива, л 700
Масса перевозимого в кузове груза, т 7
Масса прицепа, т 15
Преодолеваемые препятствия:



- подъем, град. 30
- брод, м 1,3
Экипаж, чел 2

Четырехосный седельный тягач МАЗ-537

Тягач МАЗ-537 создан на базе автомобиля МАЗ-535.

Базовая модель - седельный тягач МАЗ-537 предназначен для буксировки полуприцепов массой до 65 тонн.

Вариант седельного тягача - МАЗ-537Г оборудован лебедкой и может буксировать полуприцепы общим весом в 68 тонн.

Седельный тягач МАЗ-537Д оборудован генераторной установкой переменного тока.

Для буксировки полуприцепов с активным приводом весом 65 тонн разработан вариант МАЗ-537Е с генераторной установкой переменного тока.

Для установки кранового оборудования создано шасси (тягач) МАЗ-537К.

Основным разработчиком и производителем тяжелых и сверхтяжелых колесных шасси для армий стран содружества до сих пор является Минский автомобильный завод, на базе производства специальных колесных тягачей которого в 1991 году был образован Минский завод колесных тягачей.

Это производство специализировалось

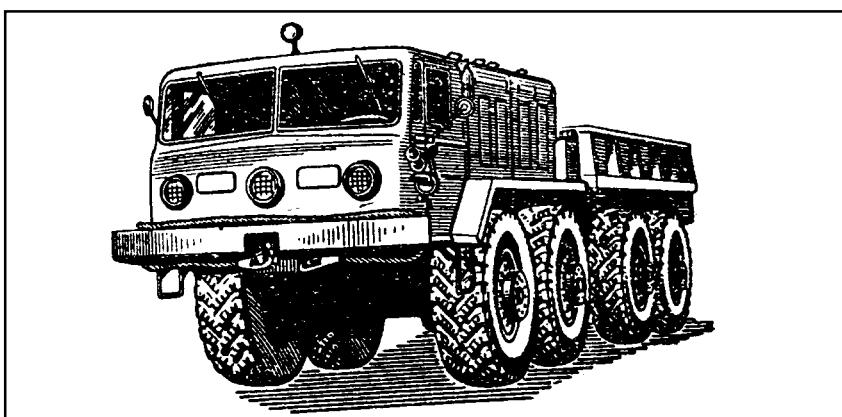
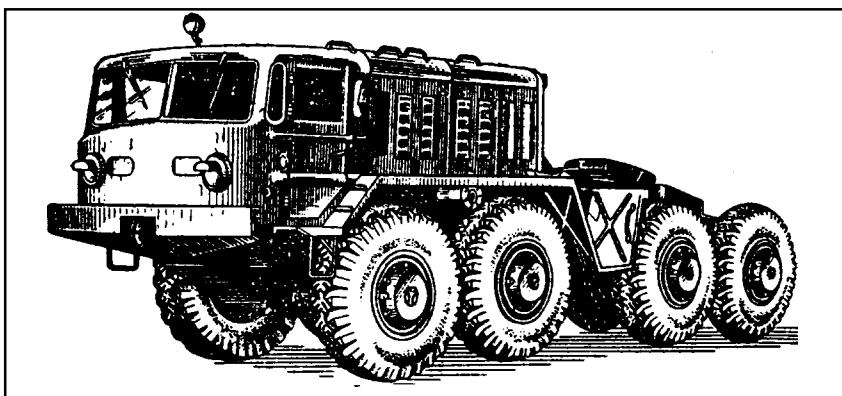


на выпуске тяжелых седельных тягачей семейства МАЗ-537, строившихся на модульном принципе. Развитием тягачей явилось семейство шести- и семиосных машин для ракетной техники и транспортной базы для мобильных стратегических ракетных комплексов (РК) «Темп-2С», «Пионер», «Тополь» и др. Тягач МАЗ-537 используется в составе автопоездов для транспортировки ракет

УР-100, УР-100К, УР-100У, УР-100Н, МР-УР-100, Р-36М, РТ-23УТХ и др., размещенных на транспортных тележках.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Разработчик СКБ МАЗ
 Изготовитель МАЗ
 Состояние .. на вооружении с 1963 года
 Тип тягача четырехосный седельный
 МАЗ-537
 Колесная формула 8x8
 Масса, кг 21600-22500
 Длина, мм 8980-9130
 Ширина, мм 2885-2900
 Высота, мм 2200-2880
 База, мм 6050
 Колея, мм 2220
 Тип двигателя дизельный Д12А
 - мощность, лс 525
 Запас топлива, л 840
 Запас хода, км 300
 Максимальная скорость, км/ч 55-60
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Масса перевозимого в кузове груза, т15
 Масса прицепа, т:
 - перевозимого по грунту 30
 - перевозимого по шоссе 65-75
 Преодолеваемые препятствия:
 - угол въезда передний, град. 38
 - угол въезда задний, град. 52
 - подъем, град. 15-23
 - брод, м 1,0
 Экипаж, чел 2
 Число мест в кабине, чел. 4



Специальный четырехосный тягач МАЗ-543

Шасси высокой проходимости семейства МАЗ-543 "Ураган" с колесной формулой 8 x 8 используется в войсках для монтажа вооружения и военной техники полной массой до 22 т с 1960-х годов.

На базе шасси МАЗ-543 созданы усовершенствованные его варианты 543А, 543М, 7313 и 73132, которые используются для транспортировки кабин управления ракетных комплексов «Тополь», С-300ПС, пусковых установок крылатых ракет средней дальности РК-55. На базе шасси созданы машина боевого управления 15Н809 (разработчик ОКБ ЛПИ им. М.И.Калинина) и машина подготовки позиции 15В51 (разработчик ЛОМО) для подвижного ракетного комплекса с ракетой средней дальности РТ-15 (8К96), машина установки головных частей ракет.

На всех шасси семейства "543", за исключением автомобиля МАЗ-543М, расположено две кабины - слева и справа от двигателя. На МАЗ-543М кабина установлена слева, а двигатель справа. Колеса первого и второго мостов управляемые. Подвеска независимая, рычажно-торсионная, с гидравлическими амортизаторами. На всех шасси установлена система регулирования давления воздуха в шинах.

Автомобили типа МАЗ-543 преодолевают брод до 1,3 м, подъем 30° и косогор 20°. На базе семейства машин МАЗ-543 для обеспечения боевого

дежурства стратегических ракетных комплексов "Пионер" во время несения дежурства на полевых боевых стартовых позициях был создан "полевой городок".

Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ (МЗКТ)
 Тип четырехосный, МАЗ-543, МАЗ-543А, МАЗ-543М
 Число осей 4
 Колесная формула 8x8
 Полная масса, кг 40500-43500
 Снаряженная масса, кг 20500-21300
 Масса перевозимого груза, кг 20000-22600

Размеры, мм:
 - длина полная 11460-11490
 - высота 2900-2920
 - ширина 3070
 Тип двигателя дизель Д12А-525А
 Мощность, л.с. 525
 Максимальная скорость, км/ч 60-63
 Запас хода, км 650
 Радиус разворота, м 13,0
 Мест в кабине 4 (3-2)



Специальный четырехосный тягач МЗКТ-7930

Для замены в войсках автомобиля МАЗ-543 и его модификаций на Минском заводе колесных тягачей под руководством главного конструктора В. Чвялева создан новый четырехосный полноприводной тягач МЗКТ-7930, который предлагается использовать для монтажа вооружения и военной техники полной массой 22 - 24 тонн.

Машина имеет трехместную подпрессоренную стеклопластиковую кабину с жидкостно-воздушным охлаждением. На шасси установлены многотопливный дизель Ярославского моторного завода ОАО "Авто-дизель" и девятиступенчатая механическая коробка передач. Колеса первого и второго мостов управляемые, подвеска независимая, рычажно-торсионная, с гидравлическими амортизаторами.

МЗКТ-7930 оборудован системой регулирования давления воздуха в шинах. Шасси способно преодолевать брод глубиной до 1,4 м, подъем 30° и косогор 20°.

Первая машина поступила на испытания в

Научно-исследовательский испытательный институт автомобильной техники (НИИИ АТ) в 1994 году. Машина была подвергнута испытанием пробегом в 30 тысяч километров, в том числе в условиях высоких температур по песчаному грунту на полигоне Капустин Яр.

В настоящее время все виды испытаний завершены и решением Государственной приемочной комиссии автомобиль МЗКТ-7930 рекомендован к принятию на вооружение и запуску в серийное производство.

Машину предполагается использовать для обеспечения ракетных комплексов типа "Тополь", для установки артиллерийской части реактивных систем залпового огня "Смерч" и "Ураган", систем зенитно-ракетного комплекса С-300ПМУ. Инженерно-саперная служба предлагает установить на машину тяжелый механизированный мост.

Разработчик тягача	МЗКТ
Изготовитель тягача	МЗКТ
Тип	четырёхосный
Колесная формула	8x8
Полная масса, кг	44350
Снаряженная масса, кг	20500
Масса перевозимого груза, кг	24000
Размеры, мм:	
- длина полная	12584-12669
- высота	2930-3050
- ширина	3070
Тип двигателя	дизель ЯМЗ-846 (ЯМЗ-8424.10)
Мощность, л.с.	470-500
Максимальная скорость, км/ч	70-75
Запас хода, км	1100
Радиус разворота, м	15-15,5
Мест в кабине	3 (2)

Специальный четырехосный тягач КЗКТ-7428

В 1964 году производство седельных тягачей было передано с минского автомобильного завода на Курганский завод колесных тягачей (в настоящее время - АО "Русич").

Для замены специального колесного седельного тягача МАЗ-537 на Курганском заводе колесных тягачей им. Д.М. Карбышева разработан и серийно производится четырехосный тягач КЗКТ-7428 с колесной формулой 8x8 и его модификации.

Машина способна перевозить в двухрядной цельнометаллической шумоизолированной кабине до шести человек и на платформе полуприцепа грузы массой до 70 тонн. На КЗКТ-7428 применен дизельный двигатель ЯМЗ-8401.10-014 с газотурбинным наддувом мощностью 650 л.с. Высокие тяговые качества и хорошую проходимость обеспечивают гидромеханическая коробка передач, независимая подвеска колес передних осей, постоянный привод на все колеса. Этот тягач предполагается использовать для транспортировки танков, других тяжелых систем вооружения, а также для перевозки и установки МБР в РВСН.

В зависимости от модификации тягачи оснащаются лебедкой с усилием 15 или 30 тс (с применением блока полиспада), независимым отбором мощности от двигателя и другими системами. Балластный тягач КЗКТ-74282 будет применяться для транспортировки прицепов полной массой до 75 тонн и на аэродромах для буксировки тяжелых самолетов массой до 200 тонн.

На базе основной модификации тягача создана и осваивается в серийном производстве машина технической помощи МТП-А4. Она должна применяться в вооруженных силах при устранении повреждений, перевозке запасных частей, транспортировке методами полупогрузки и прямого буксирования, а также при вытаскивании застрявшей и опрокинутой автомобильной техники.

В настоящее время предприятие предлагает модификацию машины с американским двигателем КТТА19-С650 фирмы Cummins

Разработчик тягача	КЗКТ
Изготовитель тягача	КЗКТ
Тип	четырёхосный
Колесная формула	8x8
Полная масса, кг
Снаряженная масса, кг	25000
Масса перевозимого груза, кг	27000
Размеры, мм:	
- длина полная
- высота
- ширина
Тип двигателя	дизель
Мощность, л.с.	650
Максимальная скорость, км/ч	70
Запас хода, км	705
Радиус разворота, м
Мест в кабине	6

Опытный установщик ракет 8У211 на наземную пусковую установку

Опытный установщик 8У211 ракет Р-5 и Р-5М на пусковой стол создан в ЦКБТМ (КБ завода "Подъемник") на базе транспортируемого колесного лафета 8У24 ракеты Р-2 в середине 1950-х годов. Опытный образец установщика 8У211 применялся на Государственном

центральном полигоне №4 (ГЦП-4) МО при летно-конструкторских испытаниях ракеты Р-5М.

Разработчик	ЦКБТМ
Состояние	опытный образец
Тип тягача	ЯАЗ-214
Скорость передвижения, км/ч	до 40
Механизм подъема ракет ..	гидравлический
Тип ракеты	Р-5 и Р-5М
Число ракет	1

Опытный установщик ракет 8У220 на наземную пусковую установку

Опытный установщик 8У220 ракет Р-5 и Р-5М на пусковой стол создан в середине 1950-х годов для проведения ЛКИ ракетной техники с применением колесных тягачей. Для повышения проходимости

установщика по грунтовым дорогам и бездорожью в СКБ завода "Подъемник" были созданы опытные образцы установщика 8У220 на гусеничном ходу на базе тягача АТТ.

Разработчик.. СКБ завода "Подъемник"
Изготовитель завод "Подъемник"
Состояние опытный
Тип тягача АТТ
Скорость передвижения, км/ч до 40
Механизм подъема ракет . гидравлический

Установщик ракет 8У25 на пусковую установку

С учетом опыта создания опытных установщиков 8У220 и 8У211 уже в ходе полигонных испытаний ракет Р-5 в ГСКБ "Спецмаш" был разработан установщик портального типа более легкий и надежный, чем опытные установщики, В дальнейшем на его базе в СКБ завода "Подъемник" был создан установщик

8У25.

Разработчик ГСКБ "Спецмаш", СКБ завода "Подъемник"
Изготовитель завод "Подъемник"

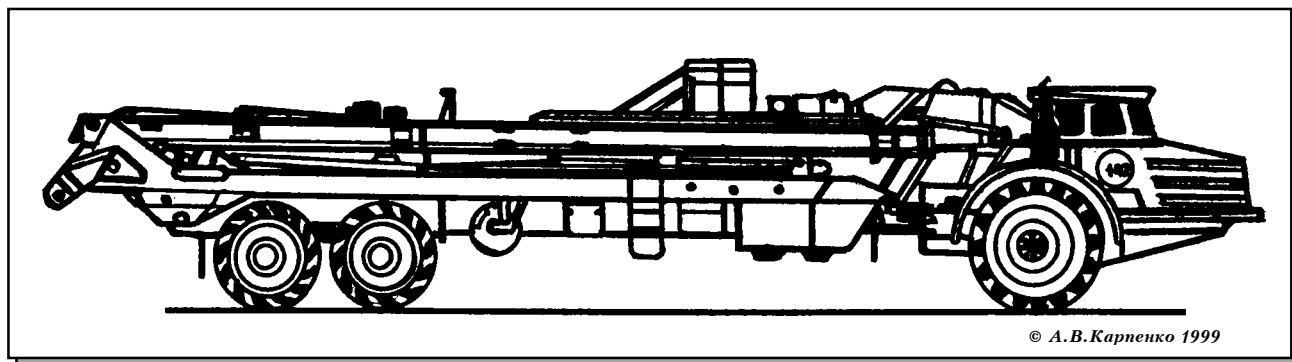
Состояние .. на вооружении с 1956 года
Тип портальный
Тип тягача АТТ
Скорость передвижения, км/ч до 40
Механизм подъема ракет . гидравлический
Ракета Р-5 и Р-5М
Число на установщике 1

Установщик ракет 8У210 на пусковой стол

Установщик 8У210 создан в ЦКБТМ (СКБ завода "Подъемник") для установки баллистических ракет средней дальности Р-12 (8К63) на пусковой стол. В дальнейшем для испытаний ракеты Р-14 был приспособлен установщик 8У210 от ракетного комплекса с БР Р-12, который после доработки получил обозначение 8У210П.

Разработчик ЦКБТМ (СКБ завода "Подъемник")
Изготовитель НКМЗ, Омский ЗПМ
Состояние .. на вооружении с 1958 года
Тип портальный 8У210
Тип тягача одноосный МАЗ-529В, МоАЗ-546
Число тягачей 1

Размеры, м:
- длина 15,62
- ширина 3,15
- высота 3,76
Скорость передвижения, км/ч 40
Механизм подъема ракет портальный
Тип ракет Р-12 (8К63) и Р-12У (8К63У)
Число ракет на установщике 1



Внешний вид установщика 8У210 баллистической ракеты Р-12 (8К63) с тягачом МоАЗ-546

Опытный установщик ракет 8У210П на пусковой стол

Для испытаний ракеты Р-14 в СКБ завода "Подъемник" (ЦКБТМ) был приспособлен установщик 8У210 от ракетного комплекса с БР Р-12, который после доработки получил обозначение 8У210П.

Разработчик ЦКБТМ
Изготовитель НКМЗ, Омский ЗПМ
Состояние .. на вооружении с 1958 года
Тип портальный 8У210П
Тип тягача МАЗ-529В
Размеры, м:
- длина 15,62

- ширина 3,15
- высота 3,76
Скорость передвижения, км/ч 40
Механизм подъема ракет портальный
Тип ракет Р-14 (8К65)
Число ракет на установщике 1

Установщик ракет 8У224 (8У224М) на пусковой стол

Для ракетного комплекса с ракетой Р-14 (Р-14У) на базе опытного установщика 8У210П в ЦКБТМ был создан штатный установщик 8У224 ракет на наземную

пусковую установку. В процессе отработки элементов ракетного комплекса, в 1959 году, установщик был доработан и получил обозначение 8У224М.

Разработчик ЦКБТМ	Тип тягача МАЗ-529В,	- высота 3,76
Изготовитель Омский ЗИП	МоАЗ-546	Скорость передвижения, км/ч 40
Состояние .. на вооружении с 1961 года	Размеры, м:	Механизм подъема ракет порталный
Тип порталный	- длина 15,62	Тип ракет Р-14 и Р-14У
8У224 (8У224М)	- ширина 3,15	Число ракет на установщике 1

Установщик ракет 8У237 в шахтные пусковые установки

Для ракетного комплекса "Двина" с ракетой Р-12У в ГСКБ "Спецмаш" был создан передвижной буксируемый установщик 8У237, с использованием которого осуществлялась установка ракет в шахтную пусковую установку.

Разработчик ГСКБ "Спецмаш"
 Изготовитель НКМЗ, Омский ЗИП
 Состояние .. на вооружении с 1963 года
 Тип 8У237
 Тип тягача ЯАЗ-210

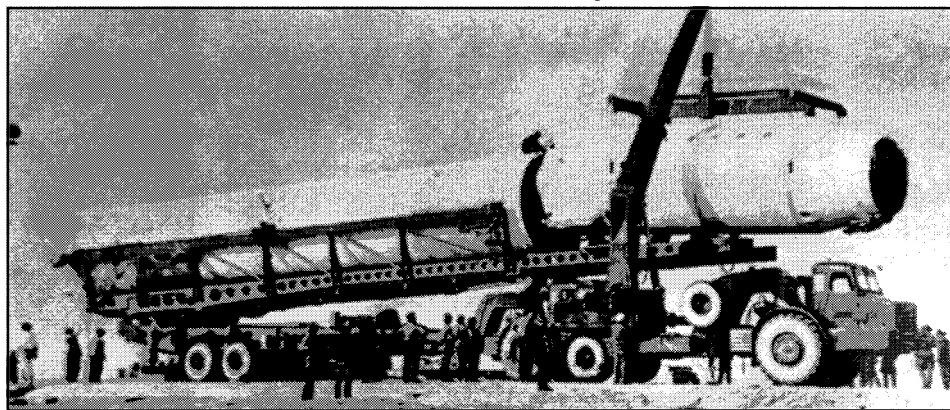
Число тягачей 1
 Механизм подъема ракет . гидравлический
 Тип ракет Р-12У
 Число ракет на установщике 1

Установщик ракет Р-16У и Р-36 в шахту

Для принятых на вооружение ракетных комплексов с ракетами типов Р-16У, Р-36, Р-36орб, Р-36П был создан мобильный установщик - автопоезд в составе полуприцепа с гидравлическим подъемником и механизмами перемещения ракеты и одноосного тягача, с использованием которого осуществлялась

установка ракет в шахтную пусковую установку. В зависимости от типа ракеты на установщиках изменялись положение ложементов и конструкция опорных узлов.

Разработчик КБ НКМЗ
 Главный конструктор Ю.И. Попов
 Изготовитель НКМЗ
 Состояние .. на вооружении с 1963 года
 Тип гидравлический
 Тип тягача МоАЗ-546
 Механизм подъема ракет . гидравлический
 Тип ракет МБР Р-16У и Р-36



Перегрузка второй ступени ракеты Р-36 на установщик

Установщик ракет 8У213 на наземную стартовую установку

Для транспортировки межконтинентальных баллистических ракет типа Р-7 и Р-7А из монтажно-сборочного цеха на стартовую позицию и их установки на стартовый комплекс в ЦКБТМ (СКБ завода "Подъемник") был создан железнодорожный установщик 8У213. Установщик с ракетой перемещались с помощью тепловоза (тол-кающего).

Перевод ракеты в вертикальное положение производился гидравлическими подъемниками. Общий вид установщика представлен на странице 103.

Разработчик ЦКБТМ
 Изготовитель з-д "Подъемник"
 Состояние .. на вооружении с 1960 года
 Тип железнодорожный 8У213
 Вес, т 120
 Скорость движения, км/ч до 10
 Тип ракет Р-7 и Р-7А
 Число ракет на установщике 1

Транспортное средство 8Т115 для ракет Р-12

Состояние .. на вооружении с 1958 года
 Тип телега 8Т115
 Тягач МАЗ-535, АТТ

Размеры, м:
 - длина 22,85
 - ширина 2,72

- высота 2,5
 Тип перевозимых ракет Р-12, Р-12У
 Число транспортируемых ракет 1



Отечественные стратегические ракетные комплексы

Транспортно-установочный агрегат ракет РТ-20П

Впервые самоходная пусковая установка ракеты РТ-20П показана на военном параде в Москве 7 ноября 1965 года. В октябре 1969 года вышло Постановление СМ СССР о прекращении разработки комплекса с МБР РТ-20П.

Разработчик КБ-3 ЛКЗ
Изготовитель ЛКЗ
Состояние .. создан в середине 60-х годов
База "объект 820"
Размеры, м:
- длина с ТПК 20,0
- высота 3,15

- ширина 4,4
Вес, т 78,9
Скорость передвижения, км/ч
Назначение установка ракет РТ-20П
на самоходную пусковую установку
Механизм подъема ракет . гидравлический

Транспортно-погрузочное средство МБР "Темп-2С"

Разработчик КБ-3 ЛКЗ
Изготовитель ЛКЗ
Состояние .. создан в начале 70-х годов
База объект 825СПЗ (на базе Т-80)

Размеры, м:
- длина с ТПК 20,0
- высота 4,4
- ширина 3,22

Число ракет на ТПС 1
Назначение установка ракет "Темп-2С"
на самоходную пусковую установку
Механизм подъема ракет . гидравлический

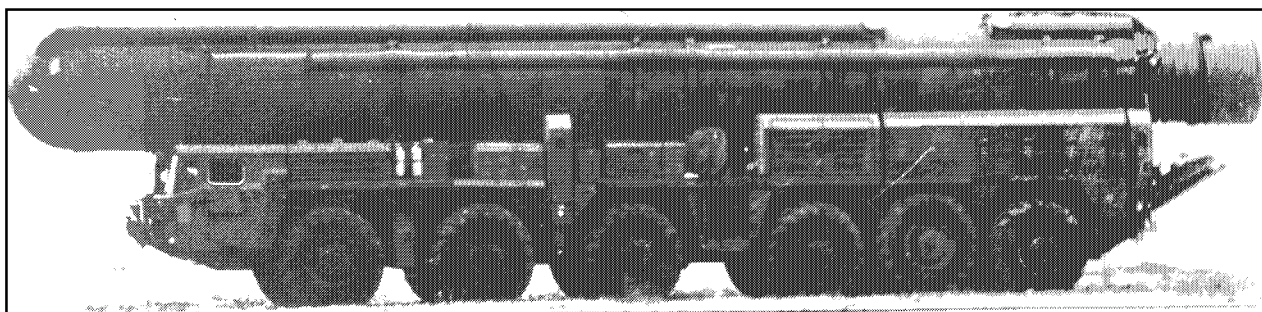
Транспортно-погрузочное средство РК "Пионер"

Самоходная пусковая установка и транспортно-погрузочное средство комплексов "Темп-2С", "Пионер", "Пионер-УТТХ", "Пионер-3" созданы на базе шестиосной машины типа МАЗ-547А. Шасси пусковых установок и транспортно-погрузочных средств комплекса "Пионер" после прохождения специальной процедуры частичного демонтажа, исключающего их применение по основному назначению, могли использоваться в народном хозяйстве. Одним из таких вариантов применения является создание на базе шасси тяжелого крана "Прогресс-2000" грузоподъемностью до 120 т, испытания опытного образца которого были завершены в 1989

году советско-западногерманским совместным предприятием "Кранлод". Другой вариант - машина пожаротушения, разработанная АО "Ритм".

Разработчик КБ з-да "Баррикады"
Изготовитель з-д "Баррикады"
Состояние .. на вооружении с 1976 года
Шасси МАЗ-547А, МАЗ-7912
Разработчик шасси СКБ МАЗ
Число осей 6
Размеры, м:
- длина полная 17,33
- высота 2,9

- ширина 3,2
Тип двигателя дизель
Мощность, л.с. 746
Максимальная скорость, км/ч 40
Число ракет на ТПС 1
Преодолеваемые препятствия:
- подъем, град 15
- брод, м 1,0
Радиус разворота, м 21
Экипаж, чел 2



Транспортно-заряжающая машина РК "Пионер"

Универсальный транспортно-перегрузочный агрегат ТПК МБР типа УР-100Н и МР-УР-100

Агрегат предназначен для выполнения следующих операций: транспортировки транспортно-пускового контейнера (ТПК) МБР типа УР-100Н и МР-УР-100 по дорогам не ниже пятой категории; бескрановой перегрузки ТПК МБР типа УР-100Н и МР-УР-100 с железнодорожной платформы на агрегат и обратно; бескрановой перегрузки ТПК МБР типа УР-100Н и МР-УР-100 с агрегата на установщик ТПК и обратно средствами агрегата; бескрановой перегрузки ТПК МБР типа УР-100Н и МР-УР-100 на



эстакаду хранилища и обратно. Агрегат представляет собой авто-поезд, состоящий из тягача на базе шасси МАЗ-537Е и трехосного полу-прицепа со всеми поворотными колесами. В состав полуприцепа входят: рама, колесный ход, механизм стопорения колесного хода, гидро-система, тормозная система, передние механические опоры, насосная стан-ция, тяговая лебедка с тросоуклад-чиком, блоки, цепной привод, электрооборудование, механизмы подхода, задние домкраты. Агрегат укомплектован одиноч-ным,

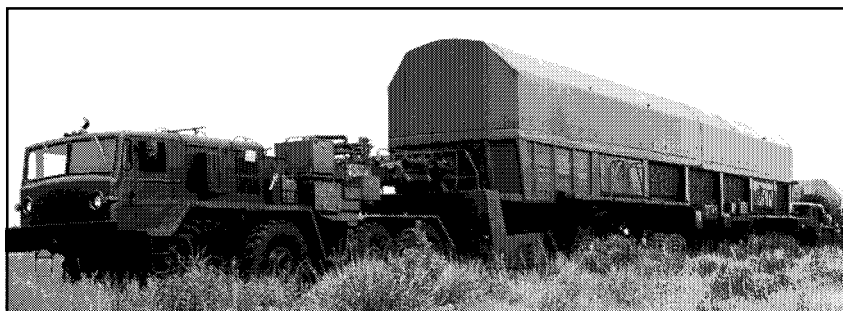
групповым и ремонтным комплектами ЗИП.

Тип автопоезд
 Тип тягача МАЗ-537Е
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Тип полуприцепа 3-х осный со всеми поворотными колесами
 Габаритные размеры, мм:
 - длина 40900
 - ширина 3850

- высота 4550
 Общая масса, кг 43750
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, лс 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 5
 Перевозимые МБР в ТПК УР-100Н,
 УР-100НУ, МР-УР-100, МР-УР-100У

Транспортно-перегрузочный агрегат ТПК МБР РТ-23УТТХ

Предназначен для выполнения следующих операций: бескрановой перегрузки транспортно-пускового контейнера (ТПК) с изделием из железнодорожного вагона на агрегат и обратно, на установщик и эстакаду хранилища с агрегата и обратно средствами агрегата; транспортиро-вания ТПК с изделием по дорогам. Агрегат представляет собой четырех-звенный автопоезд, состоящий из переднего и заднего тягачей на базе шасси МАЗ-537Е, промежуточной тележки, кузова и задней тележки. Промежуточная и задняя тележки четырехосные. Подвеска колес незави-симо-балансирная с продольными рычагами и гидропневматическими рессорами. Задний тягач оборудован платформой, на которой установлены подъемный механизм и одиночный комплект ЗИП. Кузов теплоизо-лирован. В нем смонтированы рельсовый путь и механизм перегрузки шагового типа. На агрегате имеются гидропривод, тормозная система, система активизации промежуточной тележки, система обогрева кузова, система охлаждения (вентиляции) тяговых электродвигателей. Агрегат укомплектован одиноч-ным, групповым и ремонтным ком-плектами ЗИП. В комплект поставки агрегата входят четыре тягача: два основных в составе



автопоезда и два резервных для замены основных в случае выхода их из строя или по достижении допустимого суммарного пробега в составе автопоезда. Конструкция обеспечивает уста-новку и контроль положения агрегата относительно железнодорожного вагона, эстакады хранилища и установщика, а также контроль за механизмами стыковки и сцепки.

Тип 4-х звенный автопоезд
 Тип тягача МАЗ-537Е
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 число тягачей 2
 Тип полуприцепа промежуточная тележка, кузов и задний прицеп

Габаритные размеры, мм:
 - длина полная 49900
 - длина без одного тягача 35600
 - ширина 4550
 - высота 5800
 Общая масса агрегата, кг 135000
 Масса агрегата с грузом, кг 261000
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, лс 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 7
 Тип перевозимых МБР в ТПК РТ-23УТТХ
 Число перевозимых МБР 1

Транспортно-перегрузочный агрегат для ТПК с МБР "Тополь" и с ракетой-носителем типа "Старт"

Транспортно-перегрузочный агре-гат предназначен для выполнения следующих операций: транспорти-ровки транспортно-пускового контей-нера (ТПК) ракеты-носителя типа "Старт" по дорогам не ниже пятой категории; бескрановой перегрузки ТПК с железнодорожной платформы на агрегат и обратно, а также с агрегата на установщик ТПК и обратно средствами агрегата; бес-крановой перегрузки ТПК на эстакаду хранилища и обратно. Агрегат представляет собой авто-поезд, состоящий из тягача на базе шасси МАЗ-537Е и пятиосного полу-прицепа. Прицеп для увеличения маневренности оснащен



Отечественные стратегические ракетные комплексы

поворотными колесами на всех осях. В состав агрегата входят: обо-рудованный автомобиль, стрела, лестницы, площадки, приборы наведе-ния, механизм подъема, гидросис-тема, электрооборудование, чехлы. Агрегат укомплектован одиночным, групповым и ремонтным комплек-тами ЗИП.

Тип агрегата автопоезд
 Тип тягача МАЗ-537Е
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Число тягачей на агрегате 1
 Тип полуприцепа пяти осный
 Габаритные размеры, мм:
 - длина полная 40950
 - ширина 3850
 - высота 5600
 Общая масса агрегата, кг 68900

Масса агрегата с грузом, кг 125000
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с. 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 4
 Средства связи радиостанция Р-148

Транспортно-установочный агрегат надставки

Транспортно-установочный агре-гат предназначен для выполнения следующих операций: бескрановой перегрузки надставки с железнодоро-рожной платформы на себя и обратно; перевозки надставки по дорогам; загрузки (выгрузки) надставки в спецсооружения; стыковки (отсты-ковки) надставки.

Агрегат самоходный колесный, на базе шасси МАЗ-543А со смонти-рованным на нем специальным оборудованием.

В состав агрегата входят: обору-дованный автомобиль, стрела, лестни-цы, площадки, приборы наведе-ния, чехол, механизм подъема, опора.

Агрегат укомплектован одинач-ным, групповым и ремонтным комп-лектами ЗИП.

Оборудование агрегата обеспе-чивает выполнение следующих техно-логических операций: стыковку агре-гата с железнодорожной платформой; бескрановую перегрузку надставки на агрегат; крановую погрузку (разгруз-ку) надставки; транспортирование надставки; загрузку (выгрузку) надс-тавки в сооружения.

Тип агрегата специальная машина
 Тип тягача МАЗ-543А
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Габаритные размеры, мм:
 - длина полная 13695
 - ширина 3206
 - высота полная 4950

- высота без груза 3900
 Общая масса агрегата, кг 32040
 Масса агрегата с грузом, кг 36900
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с.
 Запас хода, км 650
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел
 Специальное оборудование стрела, лестница и площадка
 Скорость перемещен. грузов, м/мин 1,5-2,5
 Время подъема стрелы, мин. 4,4-5,5
 Время опускания стрелы, мин. 6-7
 Потребляемая мощность специальным оборудованием, кВт 7

Транспортно-установочный агрегат переходника ТУАП-1 транспортно-пускового контейнера МБР типа УР-100Н

Транспортно-установочный агре-гат переходника ТУАП-1 редназначен для выполнения следующих операций: бескрановой перегрузки переходни-ков транспортно-пускового контей-нера (ТПК) с железнодорожной плат-формы на себя и обратно; пере-возки переходников ТПК по дорогам; загрузки (выгрузки) переходников ТПК в спецсооружения.

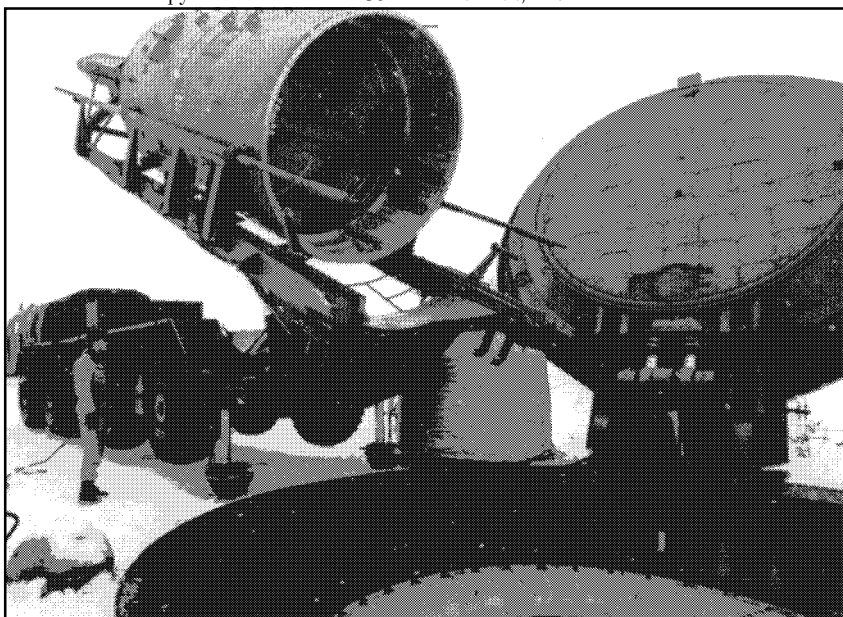
В состав агрегата входят: стрела, лестницы, площадки, приборы наведе-ния, чехол, механизм подъема, гидросистема и электрооборудование.

Агрегат укомплектован одиночным, групповым и ремонтным комплектами ЗИП.

Агрегат смонтирован на шасси МАЗ-543А. Оборудование агрегата обеспечивает выполнение следующих технологических операций: стыковку агрегата с железнодорожной плат-формой; бескрановую перегрузку переходника на агрегат; крановую погрузку (выгрузку) переходника; транспортирование переходника от площадки выгрузки с железно-рожной платформы к площадке для подъезда и прицеливания агрегата к сооружениям; загрузку (выгрузку) переходника в сооружения.

Тип специальная машина
 Тип машины МАЗ-543А
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Габаритные размеры, мм:
 - длина полная 14400
 - ширина с переходником 3600
 - ширина без переходника 3230
 - высота полная 5300
 - высота без груза 3900

Общая масса агрегата, кг 32480
 Масса агрегата с грузом, кг 40010
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с. 525
 Запас хода, км 650
 Скорость передвижения, км/ч:
 - по грунтовой дороге 20
 - по шоссе 40
 Запас хода, км 650
 Экипаж, чел 4



Грузоподъемность, кг 7100	лестница и площадка	Потребляемая мощность специальным оборудованием, кВт 7,15
Тип агрегата 15Т146	Время подъема стрелы, мин. 3,5-4,5	
Специальное оборудование стрела,	Время опускания стрелы, мин. ... 5,5-7,5	

Транспортно-установочный агрегат переходника ТУАП-2 транспортно-пускового контейнера МБР типа УР-100НУ

Транспортно-установочный агрегат переходника ТУАП-2 предназначен для выполнения следующих операций: бескрановой перегрузки переходников транспортно-пускового контейнера (ТПК) с железнодорожной платформы на себя и обратно; перевозки переходников ТПК по дорогам; загрузки (выгрузки) переходников ТПК в спецсооружения; стыковку (отстыковку) переходника к корпусу ТПК; хранение переходника ТПК при проведении работ на позиции. В состав агрегата входят: оборудованный автомобиль. стрела, опора, лестницы, площадки, приборы наведения, тент, механизм подъема, гидросистема и электрооборудование. Агрегат укомплектован одиночным, групповым и ремонтным комплектами ЗИП. Агрегат смонтирован на шасси автомобиля МАЗ-543А. Оборудование агрегата обеспечивает выполнение следующих технологических

операций: стыковку агрегата с железнодорожной платформой; бескрановую перегрузку переходника на агрегат; крановую погрузку (выгрузку) переходника; транспортирование переходника от площадки выгрузки с железнодорожной платформы к площадке для подъезда и прицеливания агрегата к сооружениям; загрузку (выгрузку) переходника в сооружения.

Тип	специальная машина
Тип тягача	МАЗ-543А
Разработчик тягача	СКБ МАЗ
Изготовитель тягача	МАЗ
Габаритные размеры, мм:	
- длина полная	13215
- ширина с переходником	3500
- ширина без переходника	3230
- высота полная	4800
- высота без груза	3900
Общая масса агрегата, кг	32500
Масса агрегата с грузом, кг	36500

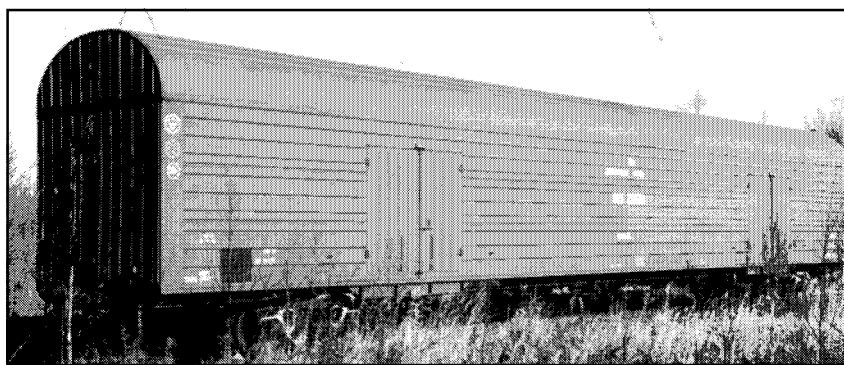
Тип двигателя	дизельный
- мощность, л.с.	525
Запас хода, км	650
Скорость передвижения, км/ч:	
- по грунтовой дороге	20
- по шоссе	40
Запас хода, км	650
Экипаж, чел	4
Грузоподъемность, кг	7100
Тип агрегата	15Т146
Специальное оборудование	стрела, лестница и площадка
Скорость, м/мин:	
- перемещен. штанг при перегрузке	38-50
- подъема траверсы большая	2-4
- подъема траверсы малая	0,2-0,4
Потребляемая мощность специальным оборудованием, кВт	7,15

Специальный изотермический вагон для транспортировки МБР типа МР-УР-100 в ТПК

Специальный изотермический вагон предназначен для размещения, закрепления и транспортировки транспортно-пускового контейнера (ТПК) с изделиями в составе грузовых поездов по всем магистральным железнодорожным путям МПС с широкой колеей. Агрегат состоит из крытого грузового вагона, оборудованного передвижной рамой и представляющего собой цельнометаллический сварной закрытый кузов, поставленный на две тележки с роликовыми подшипниками. В состав вагона входят также: кузов, лебедка, сцепка-упор, установка кронштейнов, домкрат, электрооборудование. Передвижная рама выкатывается и закатывается в агрегат с помощью лебедки. Грузы укладываются на раму и крепятся стяжками. Рама крепится в агрегате с помощью сцепки-упора. Управление всеми операциями, связанными с перемещением рамы, осуществляется с пульта управления.

Разработчик	ЦКБ транспортного машиностроения (ЦКБТМ)
Тип	железнодорожный вагон
Габаритные размеры, мм:	
- длина полная	24540
- длина по кузову	23466
- ширина наружная	3180
- ширина внутренняя	3100
- база	17000
Передвижная рама:	
- грузоподъемность, кг	25000

- масса, кг	12200
- длина, мм	22535
- скорость передвижения от привода лебедки, м/мин:	
электрического	5
ручного	0,74
Масса тары агрегата, кг	53955
Скорость передвижения, км/ч ... до	120
Общая потребляемая мощность, кВт ..	4
Число перевозимых ракет	1



Установщик УТПК-1 МБР в ШПУ

Установщик УТПК-1 предназначен для транспортировки и выполнения погрузочно-разгрузочных работ с транспортно-пусковым контейнером (ТПК),

Установщик представляет собой автопоезд, состоящий из тягача на базе шасси МАЗ-537 и двухосного полуприцепа с жесткой рамой. В состав полуприцепа входят: полиспастная

система, стрела, рама, электрооборудование, выносные опоры, пневмомозная система, блокировочные средства, механизм подъема стрелы, гидросистема, система перегрузки,

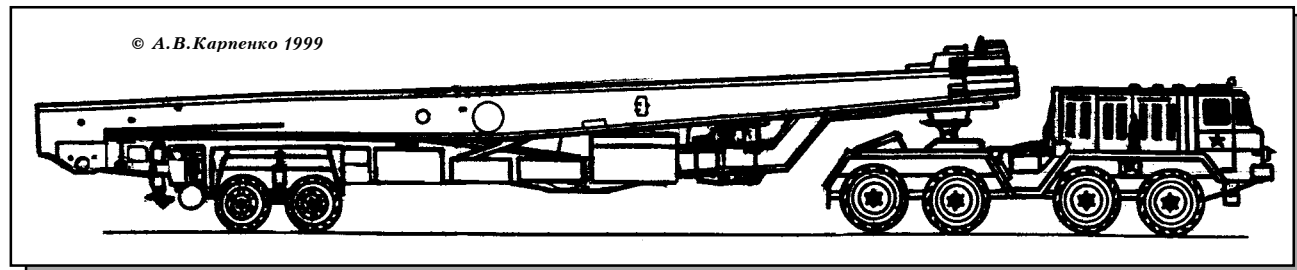
Отечественные стратегические ракетные комплексы

одиночный комплект ЗИП, шанцевый инструмент.

Оборудование агрегата позволяет выполнять следующие технологические операции: перегрузку на технологической площадке ТПК с транспортно-перегрузочного агрегата (ТПА) и обратно средствами ТПА; установку ТПК в шахтную пусковую установку; извлечение ТПК из шахтной пусковой установки.

Состояние .. на вооружении с 1975 года
 Тип автопоезд
 Тип тягача МАЗ-537
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Число тягачей на установщике 1
 Тип полуприцепа двухосный
 Габаритные размеры, мм:
 - длина полная 23300
 - длина полуприцепа 18800
 - ширина полуприцепа 3240
 - высота агрегата 3400
 - высота полуприцепа 3300

Общая масса агрегата, кг 67600
 Масса тягача, кг 21600
 Масса полуприцепа, кг 46000
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с. 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 2
 Назначение установка ракет
 МР-УР-100, МР-УР-100УТТХ,
 УР-100Н, УР-100НУТТХ в шахту
 Мех-зм подъема ракеты ... гидравлический



Установщик УТПК-1 для МБР МР-УР-100, УР-100Н и их модификаций

Установщик ТПК с МБР типа Р-36М в ШПУ

Установщик предназначен для загрузки ТПК с МБР типа Р-36М и командного пункта контейнерного типа в шахтное сооружение.

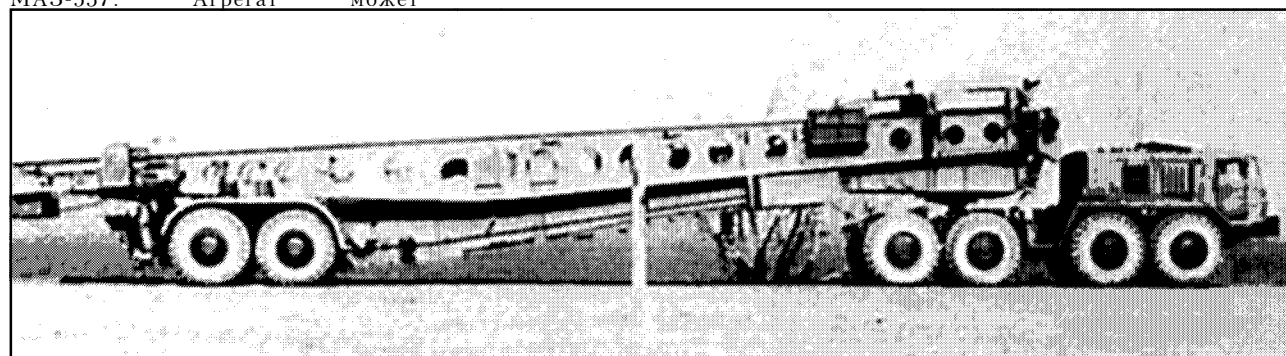
В состав основных узлов и систем установщика входят: рама, стрела, механизм подъема и опускания стрелы, задний колесный ход, полиспастная система, гидросистема, электрооборудование, вспомогательное оборудование.

Транспортно-установочное оборудование выполнено в виде полуприцепа высокой проходимости с тягачом на базе шасси МАЗ-537. Агрегат может

эксплуатироваться в любое время года и суток.

Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Состояние создан в середине 1980-х годов
 Тип тягача МАЗ-537
 Тип установщика автопоезд
 Число тягачей на установщике 1
 Тип полуприцепа двухосный
 Размеры, мм:
 - длина 26460
 - высота 4600

- ширина 3350
 Масса автопоезда, кг 69914
 Нагрузка на ось, кг:
 - переднюю 42000
 - заднюю 27914
 Радиус разворота, м 35
 Экипаж, чел 2
 Назначение установка ракет Р-36М,
 Р-36МУТТХ, Р-36М2 в шахту
 Мех-зм подъема ракеты ... гидравлический
 Допустимая скорость ветра, м/с до 20
 Температура применения, °С ±50



Установщик УТПК-2 МБР РТ-23УТТХ в ШПУ

Установщик УТПК-2 предназначен для выполнения погрузочно-разгрузочных работ с транспортно-пусковым контейнером (ТПК) МБР РТ-23 УТТХ. Агрегат представляет собой автопоезд, состоящий из тягача на базе шасси МАЗ-537 и двухосного полуприцепа.

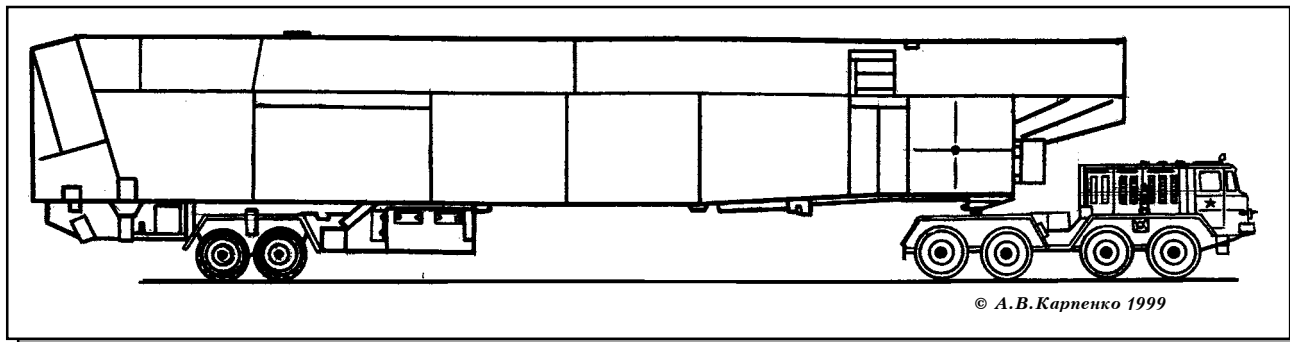
В состав полуприцепа входят: механизм отведения ложементов, кран-балка, облицовка, механизм подъема, механизм

блокировки, площадки и лестницы, стрела, опора стрелы, электрооборудование, гидро-система, тормозная система, рама, узлы стыковки, одиночный комплект ЗИП, шанцевый инструмент.

Оборудование агрегата позволяет выполнять следующие технологические операции: стыковку (отстыковку)

установщика с ПУ и транспортно-перегрузочным агрегатом (ТПА); перегрузку на технологической площадке ТПК с ТПА и обратно средствами ТПА; установку ТПК в шахтную пусковую установку; извлечение ТПК из ШПУ.

Разработчик КБ НКМЗ	- длина установщика 21600	Скорость передвижения, км/ч 20-40
Разработчик тягача СКБ МАЗ	- ширина установщика 4240	Экипаж, чел 2
Изготовитель тягача МАЗ	- высота 5670	Назначение установка ракет
Тип тягача МАЗ-537	Общая масса агрегата, кг 102500	РТ-23УТТХ в шахту
Тип установщика автопоезд	Масса тягача, кг 21600	Мех-зм подъема ракеты ... гидравлический
Число тягачей на установщике 1	Масса полуприцепа, кг 80900	
Тип полуприцепа двухосный	Тип двигателя дизельный	
Габаритные размеры, мм:	- мощность, л.с. 525	
- длина полная 29900	Запас хода, км 300	



© А.В.Карпенко 1999

Установщик УТПК-2 МБР РТ-23УТТХ в ШПУ

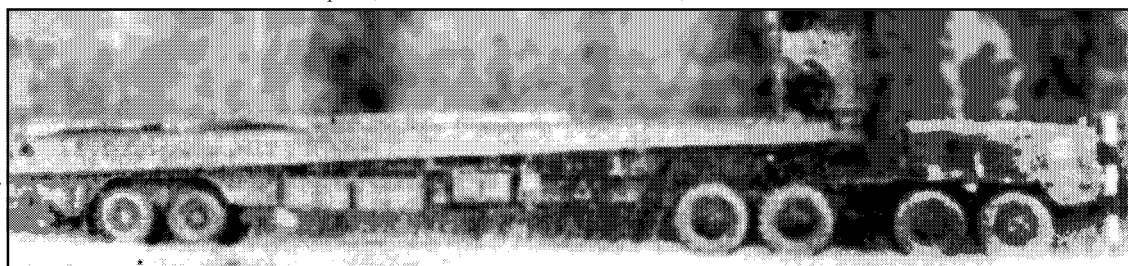
Установщик ТПК с МБР УР-100 в ШПУ

Для транспортировки и установки в шахту ТПК ракет УР-100, УР-100К, УР-100М на базе автопоезда (тягач МАЗ-537 и полуприцеп) был разработан специальный установщик.

Состояние .. на вооружении с 1967 года
 Тип тягача МАЗ-537
 Тип автопоезд
 Число тягачей на установщике 1
 Тип полуприцепа двухосный
 Длина, м 19,2
 Высота, м 3,4
 Ширина, м 3,1

Масса тягача, кг 21600
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с. 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 2
 Механизм подъема ракет .. гидравлический

Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ



Установщик МБР УР-100

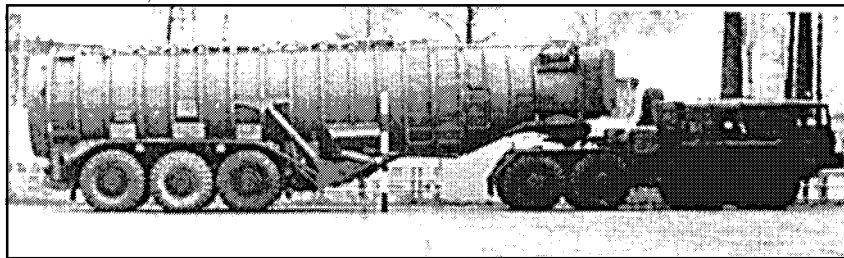
Транспортно-загрузочная машина 15У40 (15У39)

Для транспортировки с заводоизготовителей и арсеналов ступеней ракет РТ-2, РТ-2П и их установки в шахтные ПУ была создана транспортно-загрузочная машина 15У40 (15У39).

Число тягачей на ТЗМ 1
 Тип полуприцепа трехосный
 Длина, м 15,0
 Высота, м 4,4
 Ширина, м 3,1
 Вес машины без ракеты, кг 56800
 Масса тягача, кг 21600

Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с. 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 2
 Механизм подъема ракет .. гидравлический

Разработчик КБ "Мотор"
 Главный конструктор В.А.Рождов
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Состояние .. на вооружении с 1968 года
 Тип ТЗМ автопоезд 15У40 в составе тягача и полуприцепа с активным приводом всех колес
 Тип тягача МАЗ-537Е



Транспортно-загрузочная машина ракетного комплекса с МБР РТ-2П

Транспортируемая емкость горючего для ракет Р-12

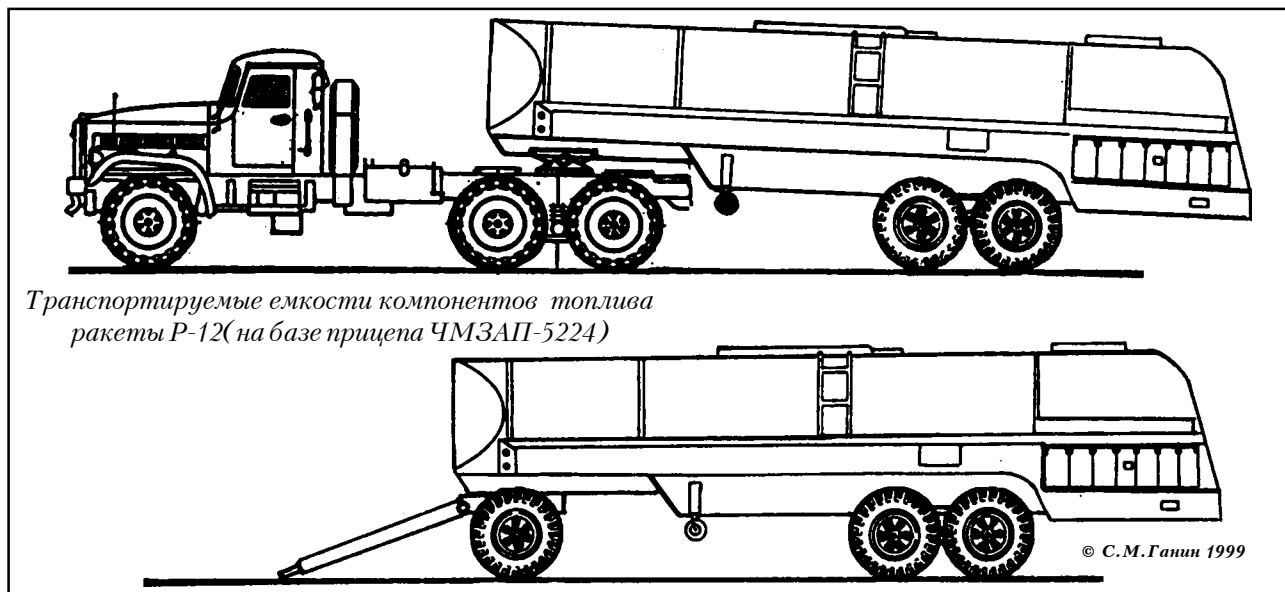
Транспортируемая емкость горючего (полуприцеп-топливозаправщик типа ТЗ-16) выпускалась на базе шасси большегрузного автомобильного

прицепа. Аналогичные емкости, выпускавшиеся Ждановским заводом тяжелого машиностроения, широко применялись для механизированной

заправки авиатехники.

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Состояние .. на вооружении с 1958 года	- ширина	2,63	Горючее	ТМ-185	
Тип тягача	КрАЗ-214	- высота	2,96	Тип прицепа	ЧМЗАП-5224
Размеры полуприцепа, м:		Эксплуатационная емкость, л .	8500+7500		
- длина	11,38	Тип заправляемой ракеты	P-12, P-12У		



Транспортируемые емкости компонентов топлива ракеты Р-12(на базе прицепа ЧМЗАП-5224)

© С.М.Ганин 1999

Транспортируемая емкость окислителя для ракет Р-12

Для обеспечения заправки ракет типа Р-12 на базе автомобильного полуприцепа была создана транспортируемая емкость, которая также использовалась для длительного хранения и доставки окислителя на ракетные позиции.

Состояние .. на вооружении с 1958 года
Тип тягача

Размеры полуприцепа, м:

- длина	10,70
- ширина	2,63
- высота	3,35

Тип заправляемой ракеты . Р-12, Р-12У
Окислитель

Опытный заправщик ракет Р-5 с БЧ "Генератор" - объект "801"

В 1954 году под руководством Н.Ф.Шашмурина в КБ-3 Ленинградского Кировского завода на базе автомобиля типа ЯАЗ-210Д был разработан и изготовлен опытный образец машины - объект "801" для заправки ракет Р-5 с боевой частью

"Генератор" общей массой в 22 тонны. В следующем году в КБ на том же шасси создали еще два проекта аналогичных машин - объекты "802" и "805" соответственно для заправки ракет "Планер" ("Аккумулятор") и "Генератор-5" (вариант ракеты Р-5 с боевой частью, снаряженной распыляемыми

радиоактивными веществ-вами).

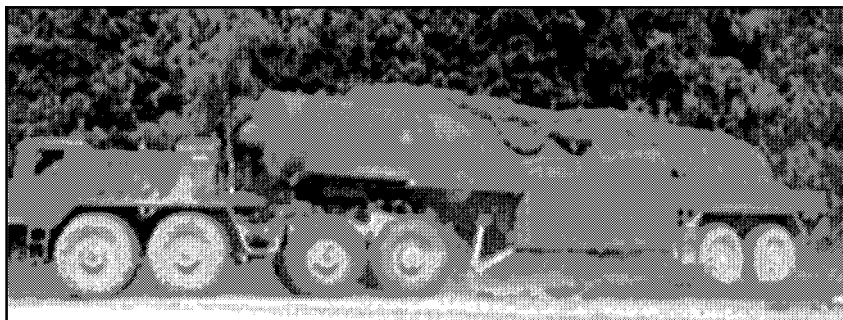
В 1959 году на базе автопогрузчика типа 4003 была создана 12-тонная машина для заправки ракет "Планер".

Заправочная автоцистерна ЗАЦ-1 (окислителя ракетного топлива)

Заправочная автоцистерна предназначена для приема, транспортировки и выдачи газонасыщенного и оттермостатированного продукта (амила). Агрегат обеспечивает: прием продукта из посторонних емкостей (стационарных и подвижных); выдачу продукта в посторонние емкости; хранение продукта (в том числе и при транспортировке) без изменения степени газонасыщения; термостатирование (нагрев или охлаждение) продукта в цистерне от посторонних источников; перемешивание продукта в цистерне (барботаж); удаление продукта из рукавов и магистралей после выполнения технологических операций; отбор проб продукта на физико-химический анализ.



Тип автопоезд
 Тип тягача МАЗ-537
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Число тягачей 1
 Тип полуприцепа 2-х осный
 Перевозимый продукт амил
 Габаритные размеры, мм:
 - длина полная 19100
 - ширина 3000
 - высота 4000
 Общая масса агрегата, кг 77300
 Масса груза, кг 39000
 Давление в цистерне, кгс/см²:
 - максимальное на стоянке 4,0
 - макс. при транспортировке 2,7
 - минимальное 0,3
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с. 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 2
 Температура исполъз., °С ... от -40 до +50



Заправочная автоцистерна ЗАЦ-2 (горючего)

Предназначена для приема, транспортировки и выдачи газонасыщенного и оттермостатированного продукта (гептила). Агрегат обеспечивает: прием продукта из посторонних емкостей (стационарных и подвижных); выдачу продукта в посторонние емкости; хранение продукта (в том числе и при транспортировке) без изменения степени газонасыщения; термостатирование (нагрев или охлаждение) продукта в цистерне от посторонних источников; переме-шивание продукта в цистерне (барботаж); удаление продукта из рукавов и магистралей после выполнения технологических операций; отбор проб продукта на физико-химический анализ.

Тип автопоезд
 Тип тягача МАЗ-537
 Разработчик тягача СКБ МАЗ
 Изготовитель тягача МАЗ
 Число тягачей 1
 Тип полуприцепа двухосный
 Перевозимый продукт гептил
 Габаритные размеры, мм:
 - длина полная 19800
 - ширина 3000
 - высота 4250
 Общая масса агрегата, кг 71000

Масса груза, кг 31000
 Давление в цистерне, кгс/см²:
 - максимальное на стоянке 4,0
 - макс. при транспортировке 2,7
 - минимальное 0,3
 Тип двигателя дизельный
 - мощность, л.с. 525
 Запас хода, км 300
 Скорость передвижения, км/ч 20-40
 Экипаж, чел 2
 Температура исполъз., °С ... от -40 до +50



Комплекс машин обеспечения боевого дежурства

На базе семейства машин МАЗ-543 для обеспечения боевого дежурства на полевых боевых стартовых позициях стратегических ракетных комплексов "Пионер" был создан "полевой городок" - комплекс машин обеспечения боевого дежурства, предназначенный для жизне-деятельности и отдыха личного состава дежурных смен.

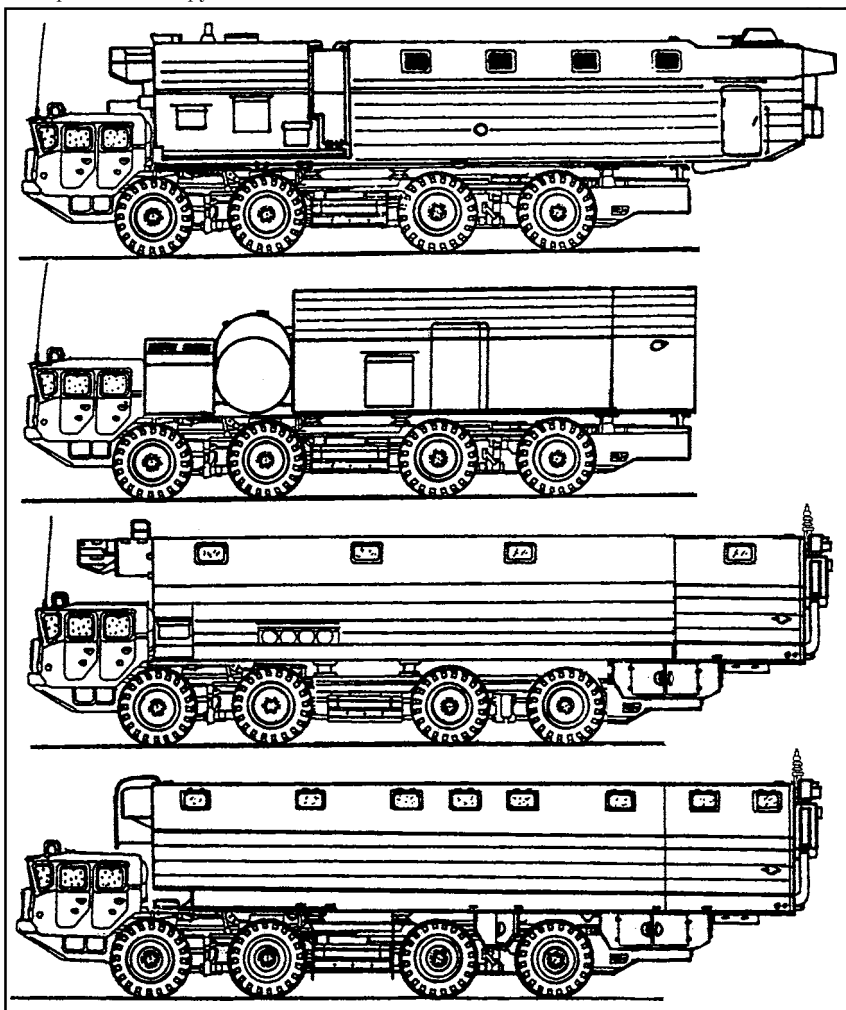
Модуль обеспечения боевого дежурства (МОБД) состоит из четырёх самоходных шасси типа МАЗ-543 с блоками: автомобиль-столовая АО-543.1, автомобиль-общезитие АС-543.1, караульное помещение (все на базе шасси МАЗ-543М), энергоблок (на базе шасси МАЗ-543А). Дополнительно вводится ДЭС, размещенная на шасси автомобильного прицепа.

Кузов-общезитие рассчитан на размещение 24 человек и разделен на три отсека. Передний и задний отсеки предназначены для размещения личного состава. В переднем отсеке оборудованы четыре купе (койки смонтированы в два яруса) с общим коридором и наружной входной дверью. В заднем отсеке оборудованы два купе с общим коридором. Средний отсек - тамбур с наружной входной дверью. Купе комплектуются откидными сиденьями, столиками, полками, рундуками, шкафами, зеркалами. Электрооборудование, системы отопления, вентиляции и водоснабжения обеспечивают комфортность условий обитания.

Кузов машины-столовой разделен на отсеки целевого назначения: передний тамбур, купе, продовольственный склад, средний тамбур, отсек хранения запасных инструментов и принадлежностей, душ, кухня, столовая на 16 человек, задний тамбур. Приготовление пищи осуществляется на электрической плите (с питанием от внешнего источника). Столовая может быть превращена в зал для просмотра теле- и видео-программ. Энергоблок монтируется на базе шасси МАЗ-543А. За кабиной водителя размещена большая емкость для дизельного топлива. В кузове контейнерного типа размещены дизель-электрическая станция и преобразовательно-распределительные устройства

Разработчик тягача	СКБ МАЗ
Изготовитель тягача	МАЗ, МЗКТ
Тип	четырёхосный
	МАЗ-543А, МАЗ-543М
Колесная формула	8x8
Тип двигателя	дизель Д12А-525А
Мощность, л.с.	525
Скорость, км/ч:	
- максимальная	60-63
- по шоссе	40
- по грунтовым дорогам	25
- по разведанной местности	15
Запас хода по топливу, км	650
Радиус разворота, м	13,0
Преодолеваемые препятствия:	
- брод, м	1,1
- подъем, град	30
Мест в кабине (расчет, чел.)	4 (3)
Мощность генератора, кВт	2x30
Напряжение, В	380/220
Частота, Гц	50
Караульное помещение:	
База	МАЗ-543М
Масса, кг:	
- полная	40500-43500
- снаряженная	20500-21300
- перевозимого груза	20000-22600

Размеры, мм:	
- длина полная	11460-11490
- высота	2900-2920
- ширина	3070
Вооружение:	
- пулемет	1 x 7,62 мм ПКТ
Сектор обстрела, град.	260
Угол вертик. навед., град. от -8 до +10	
Столовая:	
База	МАЗ-543М
Изготовитель комплекса	ГПО "Баррикады"
Полная масса, кг	39035
Запас питьевой воды, л	2200
Размеры, мм:	
- длина полная	15365
- высота	4436
- ширина	3240
Мест в кабине (расчет, чел.)	4
Общезитие:	
База	МАЗ-543М
Изготовитель комплекса	ГПО "Баррикады"
Полная масса, кг	39440
Размеры, мм:	
- длина полная	15370
- высота	3960



Машины обеспечения боевого дежурства: караульное помещение, энергоблок, столовая, общезитие.

Приложения

ОБОЗНАЧЕНИЯ, ИНДЕКСЫ И НАИМЕНОВАНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РАКЕТ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ, СТРАТЕГИЧЕСКИХ РАКЕТ НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ И КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА ИХ БАЗЕ

Отечественное обозначение				Кодовые наименования		Разработчик ракеты	Примечание
Наименование ракеты	Индекс изделия	Тип и наименование комплекса	по Договорам ОСВ, РСМД	США	НАТО		
А-4 (V-2, "Фау-2")	"Н"	наземный	-	SS-1	Scunner	Германия	БРДД, собраны на заводе №88
А-4 (V-2, "Фау-2")	"Т"	наземный	-	SS-1	Scunner	Германия	БРДД, собраны в Германии
10ХН "Ласточка"	"Н"	наземный	-	-	-	КБ з-да №51	КРБД на базе авиацион. КР 10Х
Р-210	"210"	наземный на базе РС М-13ДД и "Рейнботе"	-	-	-	НИИ-3	проект 1946 года геофизической ракеты
Р-1	8А11 (1Р)	наземный, объект "Волга"	-	SS-1a	Scunner	НИИ-88	БРДД, на вооружении с 1950 года
типа Р-1 (Р-50)	50Р, 50РА	наземный	-	SS-1a	Scunner	СКБ-385	БРДД, опытные образцы в 50-е годы
Р-2	8Ж38 (2Р)	наземный	-	SS-2	Sibling	НИИ-88	БРДД, на вооружении с 1951 года
ВР-190	"190"	на базе БРДД Р-2	-	SS-2	Sibling	НИИ-88	проект конца 40-х годов пилотируемой геофизической ракеты
Р-3	8А67 (3Р)	наземный	-	-	-	НИИ-88	БРДД, проект 1949 года
Р-3А	(3РА)	наземный	-	-	-	НИИ-88	БРДД, проект 1951 года
Р-10	Г-1	наземный	-	-	-	филиал №1 НИИ-88	БРДД, проект 1948 года
Р-12	Г-2	наземный	-	-	-	НИИ-88	БРДД, проект 1948 года
Р-13	Г-1М	наземный	-	-	-	НИИ-88	БРДД, проект 1949 года
Р-14	Г-4	наземный	-	-	-	НИИ-88	БРДД, проект 1950-1952 годов
Р-15	Г-5	наземный	-	-	-	филиал №1 НИИ-88	КРБД, проект 1950-1952 годов
Р-5	8А62	наземный, "Победа"	-	SS-3	Shyster	ОКБ-1 НИИ-88	БРСД, в эксплуатации с 1955 года
тема "Н-2"	-	наземный, работы продолжены по БР Р-11 и Р-12	-	-	-	НИИ-88	долгохранящиеся БРДД
Р-11	8А61	наземный	-	SS-1b (Т-7А)	Scud-A	НИИ-88	БРДД
Р-5РД	М5РД	наземный	-	SS-3 (Т-1, М-101)	Shyster	ОКБ-1 НИИ-88	БРСД для отработки ГЧ МБР Р-7
Р-5М	8К51 (8А62М)	наземный	-	SS-3 (Т-1, М-101)	Shyster	ОКБ-1 НИИ-88	БРСД, на вооружении с 1956 года
Р-11М (Р-11МУ)	8К11	самходный наземный	-	SS-1b (Т-3А)	Scud-A	ОКБ-1 НИИ-88	БРДД
тема "Т-1" ("Н-3")	-	наземный	-	-	-	НИИ-88	составные ракеты, проект 1950-1953 г.г.
Р-7	8К71 (М1-, Б1-)	наземный, "Тюльпан"	-	SS-6	Sapwood	ОКБ-1	МБР, серия с 1958 года
Р-7А	8К74, 8К710	наземный, "Тюльпан"	-	SS-6	Sapwood	ОКБ-1	МБР, на вооружении с 1960 года
Р-8	.	наземный	-	-	-	ОКБ-456	проект 1956 года
-	8К73	наземный	-	-	-	ОКБ-1	МБР, проект 1950-х годов

Приложение

Продолжение
таблицы

Отечественное обозначение				Кодовые наименования		Разработчик ракеты	Примечание
Наименование ракеты	Индекс изделия	Тип и наименование комплекса	по Договорам ОСВ, РСМД	США	НАТО		
типа Р-7	8К711	наземный, шахтный	-	SS-6	Sapwood	ОКБ-1	МБР, проект 1950-х годов
типа Р-7	8К712	наземный, шахтный	-	SS-6	Sapwood	ОКБ-1	МБР, проект 1950-х годов
Р-1А (Р-1Б, Р-1В, Р-1Д, Р-1Е)	В-1А (В-1Б, В-1В, В-1Д, В-1Е)	наземный	-	SS-1а	Scunner	НИИ-88	варианты геофизических ракет на базе БРДД Р-1
Р-2А (Р-2Б)	В-2А (В-2Б)	наземный	-	SS-2	Sibling	НИИ-88	геофизические ракеты на базе БРДД Р-2
Р-11А	В-11А	наземный	-	SS-1b	Scud-A	ОКБ-1	геофизическая ракета на базе БРДД Р-11
Р-5А (Р-5Б, Р-5В, "Вертикаль 1-3")	5РА (5РБ, 5РВ)	наземный	-	SS-3	Shyster	ОКБ-1	геофизические ракеты на базе БРДД Р-5 и Р-5М
Р-7А	8К71ПС	космический, "Спутник"	-	SL-1, SL-2 (А)	-	ОКБ-1	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с ИСЗ ПС-1, ПС-2 и Д-2
"Е"	8К72	космический, "Восток", "Луна"	-	SL-3 (А-1)	-	ОКБ-1	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Восток", "Восток-П"
"Е"	8К72В	космический, "Восток-2"	-	SL-3 (А-1)	-	ОКБ-1	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Восток"
"Е"	8К72В1 (8К72В3, 8К72Д, 8К72-2Д)	космический, "Восток-2М"	-	SL-3 (А-1)	-	ОКБ-1	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Метеор", "Электрон" и др.
"Е"	8А92 (8А92В3, 11А92)	космический, "Зенит-2"	-	SL-3 (А-1)	-	ОКБ-1 и филиал №1	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Зенит-2"
Р-7А + блоки "И" и "П"	8К78 (8К78-МБ, 8К78-2МБ, 8К78-Е6)	космический, "Молния"	-	SL-6 (А-2-Е)	-	ОКБ-1	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Молния", "Прогноз", "Венера", "Зонд", "Мирс" и др.
Р-7А + блоки "И" и "П"	8К78М	космический, "Молния-М"	-	SL-6 (А-2-Е)	-	ЦСКБ	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Молния", "Прогноз", "Венера", "Зонд", "Мирс" и др.
Р-7А + блок "Е"	8А92	космический, "Полет"	-	SL-5 (А-и)	-	ОКБ-1, ОКБ-52	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "ИС"
Р-7А + блок "И"	11А57 (11А59, 11А510)	космический, "Восход"	-	SL-4 (А-2)	-	ОКБ-1 и ЦСКБ	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Восход", "Зенит-2", "Зенит-4"
Р-7А + блок "И"	11А511 (11А511М)	космический, "Союз" ("Янтарь-1")	-	SL-4	-	ЦСКБ	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Союз" ("Янтарь-1")
Р-7А + блок "И"	11А511-У, 11А511-У2 (11А511К)	космический, "Союз-У", "Союз-У2"	-	SL-4	-	ЦСКБ	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Союз-ТМ", "Прогресс-М", "Ресурс" и др.
на базе Р-7А	.	космический, "Союз-2"	-	SL-4	-	ЦСКБ	вариант ракеты-носителя на базе МБР Р-7А с КА "Союз-2"

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Продолжение таблицы

Отечественное обозначение				Кодовые наименования		Разработчик ракеты	Примечание
Наименование ракеты	Индекс изделия	Тип и наименование комплекса	по Договорам ОСВ, РСМД	США	НАТО		
ЭКР	ЭКР	наземный	-	-	-	ОКБ-1	эксперимент. КРБД, проект 1950-х гг.
В-350 "Буря" (Па-350)	"350"	наземный, "Буря" ("Земля")	-	-	-	ОКБ-301	МКР, испытания в 1957-1960 годах
"42"	"40" (тема "40")	наземный, "Буран"	-	-	-	ОКБ-23	МКР, проект 1950-х годов
P-12	8К63	наземный	P-12	SS-4	Sandal	ОКБ-586	БРСД
P-12 для ШПУ	63Ш	шахтный, "Мвяк"	P-12	SS-4	Sandal	ОКБ-586	экспериментальная БР для ШПУ, 1959 г.
P-12У	8К63У	шахтный, 8П863 "Двина"	P-12	SS-4	Sandal	ОКБ-586	БРСД для ШПУ
P-12-БЖРК	8К63	БЖРК	P-12	SS-4	Sandal	ОКБ-586	проект 1960-х годов БРСД для БЖРК
P-12 + ракетоплан М12	8К63	наземный	P-12	SL-7 (В, В-1)	Kosmos-B	ОКБ-586, ОКБ-52	БРСД P-12 для испытаний ракетоплана М12 в 1963 г.
"Космос"	63С1 (11К62М 63С1М)	шахтный, 11П863 "Двина" ("Мвяк")	-	SL-7 (В, В-1)	Kosmos-B	ОКБ-586	космическая ракета-носитель на базе БРСД P-12
"Космос-2"	11К63 (63СМ)	наземный, "Радуга"	-	SL-7	Kosmos-B	КБ "Южное"	космическая ракета-носитель на базе БРСД P-12
П-20С	.	наземный, "Скоп"	-	-	-	ОКБ-240	КРБД, проект 50-х гг.
Ту-121	"121" ("С")	наземный	-	-	-	ОКБ-156	КРБД, проект 50-х гг.
Ту-123	"123"	наземный, "ДП" ("Ястреб")	-	-	-	ОКБ-156	КРБД, проект 50-х гг.
Ту-133	"133" ("СД")	наземный	-	-	-	ОКБ-156	КРБД, проект 1950-х годов
Ту-123	"123" ("Д")	наземный	-	-	-	ОКБ-156	МКР, проект 50-х гг.
П-100 (типа П-100)	.	шахтный	-	-	-	ОКБ-49	МКР и КРБД, проекты 50-х годов
-	8К79	наземный или шахтный	-	-	-	ОКБ-1	проект БРСД 1962-1965 годов
P-14	8К65	наземный	-	SS-5	Skean	ОКБ-586	БРСД
P-14У	8К65У	шахтный, "Чусовая"	P-14	SS-5	Skean	ОКБ-586	БРСД для ШПУ
"Космос-1", "Космос-3", "Космос-3М", "Валет" ("Космос-У")	65С3 (8К65С3), 8К65С5, 11К65, 11К65М	наземный, 11П865, "Космос-3", "Космос-3М", "Валет"	-	SL-8 (С)	Kosmos-C	ОКБ-586, ОКБ-10 (ПО "Полет")	космическая ракета-носителей на базе БРСД P-14 и P-14У
P-14В	В-14В	наземный, "Вертикаль-4"	P-14	SS-5	Skean	ОКБ-10	геофизическая ракета на базе БРСД P-14
P-46	.	наземный	-	-	-	КБ "Южное"	1960-х годов
P-56	8К68	космический, наземный	-	-	-	КБ "Южное"	проект сверхтяжелой ракеты-носителя
УР-700 (УР-700М)	11К87	космический, наземный	-	UR-900	-	ЦКЕМ	проект сверхтяжелой ракеты-носителя
"Гном"	.	подвижный, "Гном"	-	-	-	КЕМ	проект КЕР 1958-1960 годов

Отечественное обозначение				Кодовые наименования		Разработчик ракеты	Примечание
Наименование ракеты	Индекс изделия	Тип и наименование комплекса	по Договорам ОСВ, РСМД	США	НАТО		
P-16	8К64	наземный, 8П864, "Шексна-Н"	-	SS-7 Mod. 1	Saddler	ОКБ-586	тяжелая МБР, на вооруж с 1962 года
P-16У	8К64У	шахтный 8К764 "Шексна-В"	-	SS-7 Mod. 2&3	Saddler	ОКБ-586	тяжелая МБР для ШПУ
"Циклон-1"	11К64 (8К64С5, 8К64С5М)	космический, наземный, "Циклон -1"	-	SS-7	Saddler	КБ "Южное"	проект ракеты-носителя на базе МБР Р-16
M-51	"51"	на базе ТБ М50	-	-	-	ОКБ-23	МБР, проект 1959-1960 годов
P-9В	8К76	наземный	-	SS-8	Sasin	ОКБ-1	проект МБР
P-9М	.	наземный	-	SS-8	Sasin	ОКБ-1	макет МБР создан в 1960 году
P-9	8К77	наземный	-	SS-8	Sasin	ОКБ-1	проект МБР
P-9А	8К75	наземный, "Десна-Н"	-	SS-8	Sasin	ОКБ-1	МБР
P-9А	8К75	шахтный, "Десна-В"	-	SS-8	Sasin	ОКБ-1	МБР для ШПУ
P-9А	8К75	полуплатформенный "Долина"	-	SS-8	Sasin	ОКБ-1	МБР
P-9А	8К75	наземный, "Ромашка"	-	SS-8	Sasin	ОКБ-1	МБР
P-26	8К66	шахтный	-	SS-8	Sasin	ОКБ-586	МБР для ШПУ, разработка 1960-62 г.г.
РТ-1 (РТ-1-63)	8К95 (8К95-63)	наземный	-	-	-	ОКБ-1 и НИИ-125	опытная твердотопливная БРСД
УР-200	8К81	шахтный, "Шексна-В"	-	SS-X-10	-	ОКБ-52	тяжелая МБР для ШПУ
УР-200Б	8К83	шахтный, "Шексна-В"	-	SS-X-10	-	ОКБ-52	мобильная МБР для ШПУ
УР-200К	8К81К	космический, наземный	-	-	-	ОКБ-52	проект ракеты-носителя на базе МБР УР-200
P-36	8К67	шахтный, ОС-67	-	SS-9 Mod. 1&2	Scarp	КБ "Южное"	тяжелая МБР для ШПУ
P-36орб (ОР-36, Р-36-О)	8К69	шахтный, ОС-69	-	SS-9 mod 1&2 FOBS (F-1-m)	Scarp	КБ "Южное"	тяжелая орбитальная МБР для ШПУ
P-36П	8К67П	шахтный, ОС-67П	-	SS-9 Mod. 4	Scarp	КБ "Южное"	тяжелая МБР с РГЧ для ШПУ
"Циклон -2А"	11К67	космический, "Циклон"	-	SL-11 (F-1-m)	-	КБ "Южное"	комплекс ПКД с КА "ИС" на базе МБР Р-36
"Циклон -3" ("Циклон -М")	11К68 (8К67С5М)	космический, "Циклон -М"	-	SL-14 (F-2)	-	КБ "Южное"	ракета-носитель на базе МБР Р-36 для КА "Метеор", "Океан"
"Циклон -2"	11К69	космический, "Циклон -2"	-	SL-11 (F-1-f)	-	КБ "Южное"	космическая ракета-носитель на базе МБР Р-36
УР-100	8К84	шахтный, 15П084	РС-10	SS-11	Sego	ЦКЕМ	легкая МБР для ШПУ
УР-100М	8К84М	корабельный, Д-8	РС-10	SS-11	Sego	ОКБ-52	проект 1964 года МБР для ВМФ
УР-100УТТХ	8К84УТТХ	шахтный, 15П084	РС-10	SS-11 Mod. 2	Sego	ЦКЕМ	легкая МБР для ШПУ
УР-100-ПРО	8К84	ПРО, "Таран"	РС-10	SS-11	Sego	ОКБ-52	проект 1962-1963 г.г.
УР-100 мод.	15А10	шахтный	РС-10	SS-11	Sego	ЦКЕМ	проект МБР для ШПУ
УР-100К	15А20 (8К84К)	шахтный, 15П020	РС-10 (РС-10М)	SS-11 Mod. 3	Sego	ЦКЕМ	легкая МБР для ШПУ
УР-100У	15А20У	шахтный, 15П020	РС-10 (РС-10М)	SS-11 Mod. 4	Sego	ЦКЕМ	легкая МБР для ШПУ

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Продолжение таблицы

Отечественное обозначение				Кодовые наименования		Разработчик ракеты	Примечание
Наименование ракеты	Индекс изделия	Тип и наименование комплекса	по Договорам ОСВ, РСМД	США	НАТО		
РТ-2П	8К98П	шахтный, 15П098П	РС-12	SS-13 Mod. 2	Savage	КБ "Арсенал"	твердотопл. МБР для ШПУ
РТ-2М	8К98М	шахтный	РС-12	SS-13	Savage	ЦКБЭМ	проект твердотопл. МБР для ШПУ
РТ-15	8К96	подвижный, 15П696	-	SS-14	Scare goat/Scamp	ЦКБ-7 (КБ "Арсенал")	твердотопл. БРСД для ШПУ и СПУ
РТ-25	8К97	шахтный	-	-	-	Пермское КБМ	твердотопл. БРСД для ШПУ
РТ-20П (РТ-20)	8К99	подвижный, 15П699, шахтный, 15П099	-	SS-X-15 (SS-XZ)	Scrooge	КБ "Южное"	твердотопл. БРСД для ШПУ, СПУ и ЖДПУ
РТ-21	15Ж41	БЖРК, шахтный	-	-	-	КБ "Южное"	твердотопл. БРСД для ШПУ, СПУ и ЖДПУ
РТ-22	.	БЖРК	-	-	-	КБ "Южное"	твердотопл. БРСД для ШПУ, СПУ и ЖДПУ
УР-500	8К82	"Протон"	-	SL-9	-	ОКБ-52	тяжелая МБР
УР-500К	8К82К	космический, "Протон -К"	-	SL-12, SL-13	-	ЦКБМ	ракета-носитель на базе МБР УР-500 для КА "Салют", "Мир" и др.
УР-500К-П1 (УР-500К-П1П)	8К82К	космический для полета вокруг Луны	-	SL-12	-	ЦКБМ	ракета-носитель на базе МБР УР-500
УР-500КМ	8К82КМ	космический, "Протон -КМ"	-	-	-	КБ "Салют"	ракета-носитель на базе МБР УР-500 для КА "Мир", "Астра" и др.
Н1 (Н1-13, Н1-13С, Н1-13М)	11А52	космический, "Ракат"	-	-	-	ЦКБЭМ	ракета-носитель, проект МБР 60-х г.г.
ГР-1	8К713, 8К513, 11А513	шахтный, наземный	-	SS-10	Scrag	ЦКБЭМ	тобальная МБР, ракета ПКУ
ГР-2	.	шахтный, наземный	-	-	-	ЦКБЭМ	проект тобальной МБР
"Темп -С2М"	.	"Темп -С2М"	-	SS-16	Sinner	НИИ-1	проект твердотопливной МБР
"Темп -2С"	15Ж42	"Уран"	-	SS-16	Sinner	МИТ	твердотопливная МБР с СПУ
"Темп -2С"	15Ж42	"Темп -2С"	РС-14	SS-16	Sinner	МИТ	твердотопливная МБР с СПУ
"Пионер"	15Ж45	"Пионер"	РСД-10	SS-20	Saber	МИТ	БРСД на СПУ
"Пионер-УТТХ"	15Ж53	"Пионер -УТТХ"	РСД-10	SS-20 Mod. 2	Saber	МИТ	БРСД на СПУ
"Пионер-3"	.	подвижный, "Пионер-3"	РСД-10	SS-20 Mod. 3 (SS-X-28)	Saber	МИТ	БРСД на СПУ
МР-УР-100	15А15	шахтный, 15П015	РС-16А	SS-17	Spanker	КБ "Южное"	МБР для ШПУ
МР-УР-100УТТХ (МР-УР-100У)	15А16	шахтный, 15П016	РС-16Б	SS-17 Mod. 2 & 3	Spanker	КБ "Южное"	МБР для ШПУ
Р-36М	15А14	шахтный	РС-20А	SS-18	Satan	КБ "Южное"	тяжелая МБР для ШПУ
Р-36МУТТХ (Р-36МУ)	15А18	шахтный	РС-20Б	SS-18 Mod. 2	Satan	КБ "Южное"	тяжелая МБР для ШПУ
"Периметр"	15А11	15П011, "Периметр" ("Периметр-РЦ")	-	-	-	КБ "Южное"	командная ракета

Отечественное обозначение				Кодовые наименования		Разработчик ракеты	Примечание
Наименование ракеты	изделия	Тип и наименование комплекса	по Договорам ОСВ, РСМД	США	НАТО		
"Гранит"	.	шахтный, "Гранит"	-	-	-	.	проект МБР 1968-1970 годов
УР-100Н	15А30	шахтный, 15П030	РС-18А	SS-19	Stiletto	НПО маш	МБР для ШПУ
УР-100НУТТХ (УР-100НУ)	15А35	шахтный, 15П035	РС-18Б	SS-19 Mod. 2	Stiletto	НПО маш	МБР для ШПУ
УР-100НУТТХ	15А35	космический, "Стрела"	РС-18Б	SS-19 Mod. 2	Stiletto	НПО маш	космическая ракета-носитель
УР-100НУТТХ	15А35	космический, "Рокот"	РС-18Б	SS-19 Mod. 2	Stiletto	КБ "Салют"	космическая ракета-носитель
УР-100НУТТХ+СЛА	15А35	космическая спасательная система "Призыв"	РС-18Б	SS-19 Mod. 2	Stiletto	НПО маш	проект космической ракеты-носителя
Р-36МЭ	15А18М	шахтный, "Боевода"	РС-20В	SS-18 Mod. 3-5	Satan	КБ "Южное"	тяжелая МБР для ШПУ
Р-36МЭ мод.	15А18М мод.	шахтный, "Икар"	РС-20В	SS-18 Mod. 5	Satan	КБ "Южное"	проект МБР
Р-36МЛТТХ, Р-36МЭ	15А18, 15А18М	"Конверсия", "Днепр"	РС-20К	SS-18 Mod. 2&3	Satan	КБ "Южное"	космическая ракета-носитель
РТ-23	15Ж44	шахтный	-	SS-24	Scalpel	КБ "Южное"	проект твердотопл. МБР
РТ-23	15Ж52	БЖРК	РС-22Б	SS-24 Mod. 2	Scalpel	КБ "Южное"	твердотопл. МБР для БЖРК
РТ-23УТТХ "Молот"	15Ж60	шахтный	РС-22А	SS-24 Mod. 1	Scalpel	КБ "Южное"	твердотопл. МБР для ШПУ
РТ-23УТТХ "Молот"	15Ж61	БЖРК	РС-22В	SS-24 Mod. 2	Scalpel	КБ "Южное"	твердотопл. МБР для БЖРК
РТ-23УТТХ "Молот"	.	подвижный, "Целина-2"	РС-22	SS-24	Scalpel	КБ "Южное"	твердотопл. МБР для СПУ
РТ-2ПМ	15Ж58	"Тополь"	РС-12М	SS-25 (PL-5)	Sickle	ММТ	твердотопл. МБР для СПУ
"Скорость"	.	"Скорость"	-	-	-	ММТ	проект 80-х годов
"Копье-Р"	.	"Копье-Р"	-	-	-	КБ "Южное"	проект 80-х годов
"Кольцо"	.	"Кольцо"	-	-	-	КБ "Южное"	проект 80-х годов
"Курьер"	.	"Курьер" с малогабаритной МБР	-	SS-X-26	-	ММТ	опытный образец в начале 90-х г.г.
"Старт-1"	.	космический, "Старт-1"	-	.	.	ММТ	космическая ракета-носитель
"Старт"	.	космический, "Старт"	-	.	.	ММТ	космическая ракета-носитель
"Гранат"	РК-55	подвижный	РК-55	SSC-4	Slingshot	КБ "Новатор"	КРЕД, опытные образцы
"Метеорит-Н" ("Гром")	ЗМ25	"Метеорит-Н" ("Гром")	-	SSC-X-5	.	НПО маш	КРЕД, опытные образцы
РТ-2ПМ2	.	шахтный и подвижный, "Универсал"	РС-12МЭ	SS-25В	Sickle	КБ "Южное" и ММТ	проект МБР
"Тополь-М"	.	подвижный, "Тополь-М"	РС-12М вариант 1 (РС-12М1)	SS-25В Mod. 2 (SS-X-29)	Sickle	ММТ	твердотопл. МБР для СПУ
"Тополь-М"	.	шахтный, "Тополь-М"	РС-12М вариант 2 (РС-12М2)	SS-25В Mod. 2	Sickle	ММТ	твердотопл. МБР для ШПУ

СИСТЕМА ОБОЗНАЧЕНИЙ И ИНДЕКСАЦИИ СОВЕТСКОГО И РОССИЙСКОГО РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ, ПРИНЯТАЯ В США И СТРАНАХ НАТО

В связи с отсутствием в течении длительного времени до начала 1990-х годов, за крайне редким исключением, в открытой советской и российской печати действительных наименований образцов вооружения и боевой техники, состоящих на вооружении ВС СССР и РФ, разведывательные органы США и стран НАТО были вынуждены выработать собственную систему наименований и обозначений. Толчком к созданию такой системы явились начатая в конце 1950-х годов демонстрация отдельных образцов отечественного ракетного оружия на праздничных парадах в Москве, а также сведения о бурном развитии в СССР ракетной техники.

Одна из первых известных зарубежных систем идентификации отечественных ракет была разработана в США и появилась в иностранной технической литературе к началу 1960-х годов. Обозначение ракеты состояло из буквы («Т» или «М») и номера. Данная система оказалась несовершенной в основном из-за того, что многие номера давались на основе ложных или неполных данных несуществующим в действительности образцам.

В качестве примера можно привести наиболее распространенные обозначения, присвоенные реально существовавшим образцам отечественного ракетного оружия (таблица 1). В связи с несовершенством ранних систем идентификации, в первой половине 1960-х годов в США и странах НАТО были разработаны новые, действующие по настоящее время.

Таблица 1

Условное обозначение		Отечественное наименование
первоначальное	современное	
T-1	SS-3	БРСД Р-5 (8А62) и Р-5М (8К51)
M-101	SS-3	БРСД Р-5 и Р-5М
T-5C	FROG-2	ТР ЗР2 «Марс»
T-5D	FROG-3	ТР ЗР10 «Луга»
T-7A	SS-1b	БРДД Р-11 и Р-11М (такое же обозначение имеет БРПЛ Р-11ФМ)
T-7B	SS-1c	ОТР Р-17 (8К14)
M-2	SA-2	зенитные управляемые ракеты В-750, В-750В, В-750ВК, В-750М и др.

Идентификационная система США

Система состоит из буквенного префикса, указывающего на назначение ракеты, и цифрового суффикса. Для обозначения корабельных ракет к префиксу добавляется буква «N». Перечень префиксов приведен в таблице 2.

Цифровой суффикс является порядковым номером, который присваивается при первом достоверном обнаружении появления новой ракеты. Предметом идентификации американской системы является ракетный комплекс в целом, т.е. сама ракета, пусковая установка и средства управления стрельбой.

Модификации комплексов идентифицируются добавлением к существующему обозначению буквы, ставящейся после порядкового номера, например: SA-8a - это первый вариант ЗРК ПВО Сухопутных войск «Оса-А», SA-8b - второй его вариант - "Оса-АКМ" ("Оса-АК"). В тоже время существовало много вариантов ракет, не имеющих отличительных признаков в обозначениях США, например: авиационные ракеты класса «воздух-воздух» PC-1У, PC-2У, PC-2УС, Р-55 и Р-55М, обозначаемые в США как - AA-1.

Ракетные комплексы, проходящие испытания, до момента предполагаемого принятия на вооружение обозначаются буквой «X», добавляемой к буквенному префиксу, например: SS-X-26 или SS-NX-23. Когда комплекс признается принятым на вооружение, буква «X» из его обозначения удаляется.

При долгосрочном планировании военных ассигнований, а также при выработке направлений развития вооружения, в США формируется облик перспективных ракетных комплексов вероятного противника, т.е. России (СССР). Для обозначения таких несуществующих комплексов используется буква «P», добавляемая к соответствующему буквенному префиксу, и фиктивный порядковый номер, например AA-XP-20.

Таблица 2

Префикс	Полное наименование	Класс ракеты
AA	air-to-air missile	"воздух-воздух"
ABM	anti-ballistic missile	противоракета
AS	air-to-surface missile	"воздух-поверхность"
AT	anti-tank missile	противотанковая
FRA S	free-rocket-anti-submarine	неуправляемая противолодочная
FROG	free-rocket-over-ground	"поверхность-поверхность", неуправляемая
SA	surface-to-air missile	"поверхность-воздух"
SA-N	naval surface-to-air missile	"поверхность-воздух", корабельная
SS	surface-to-surface missile	"поверхность-поверхность"
SSC	surface-to-surface cruise missile	"поверхность-поверхность", крылатая берегового базирования
SS-N	naval surface-to-surface missile	"поверхность-поверхность", корабельная
SUW-N	naval surface-to-underwater missile	противолодочная корабельная

Идентификационная система НАТО

В начале 1960-х годов специалистами НАТО была разработана собственная система обозначений советских ракет. Основой для нее послужила система Координационного комитета авиационных стандартов, которая с 1954 года использовалась для присвоения обозначений советской авиационной технике. Система НАТО для идентификации отечественных ракет использует условные наименования, которые начинаются с одной из четырех букв латинского алфавита: A, G, K, S в зависимости от класса ракеты (таблица 3).

Был разработан и принят перечень условных наименований и, как только выявлялось наличие новой ракеты, она получала наименование из этого списка. Обычно основанием для присвоения нового наименования служит появление ее фотографии в распоряжении соответствующих органов НАТО.

Следует отметить, что идентификационная система НАТО обозначает только саму ракету, а не весь комплекс в целом. Для обозначения различных модификаций ракет используется суффикс «Mod» (от английского *model* - модель). Например, *Gecko Mod 0* - это первая модификация ЗУР 9М33, а *Gecko Mod 1* - второй по счету выявленный вариант этой ЗУР (фактически может являться и предшествующей модификацией, в советской армии было несколько модификаций ЗУР - 9М33М, 9М33М3 и др.). В тоже время имеется ряд исключений из этого правила, например БР *SS-1b* (советское наименование Р-11М) именуется *Scud A*, а не *Scud Mod 0*.

Несмотря на то, что обе системы идентификации (США и НАТО) в целом дополняют друг друга, они скоординированы не полностью. Например, специалисты США используют обозначение *SSC-2* для двух различных вариантов отечественных ракетных противокорабельных комплексов «Сопка» и «Стрела» с одной противокорабельной крылатой ракетой 4К87, фронтового комплекса с крылатой ракетой ФКР, в то время как по системе НАТО они имеют различные наименования *Salish* и *Samlet*. Очень часто американское обозначение новой ракетной системы появляется задолго до наименования НАТО.

В отдельных случаях условное наименование НАТО присваивается ракете, которая так никогда и не получает обозначения в США. Примером может служить наименование *Gaffer*, присвоенное специалистами НАТО одной из модификаций ЗУР *Guildline* (В-750). Хотя ЗРК с этой ракетой неофициально именовался в США *SA-2 1/2*, он никогда не получал обозначения по американской системе из-за того что система с ЗУР ШБ-32 не была принята на вооружение. Интересно что некоторые наименования, на пример *Guildline*, используется для обозначения ЗУР ПВО Страны и ПВО кораблей, имеющие в отечественной системе обозначений различные наименования В-750 и В-753 (комплексы соответственно С-75 и М-2). В ряде случаев принятые обозначения были изменены в связи с уточнением имевшейся информации. Например, обозначение *SS-N-10* было присвоено противолодочному ракетному комплексу «Метель», назначение которого первоначально было ошибочно определено как противокорабельный. Позднее, когда ошибка была выявлена, обозначение было изменено на *SS-N-14*, хотя как не парадоксально в дальнейшем был принят на вооружение ВМФ универсальный комплекс «Раструб», созданный на базе ракеты «Метель», способный поражать надводные

Отечественные стратегические ракетные комплексы

корабли и подводные лодки.

Имеются также примеры, когда соответствие между обеими системами полностью отсутствует. Это касается первых типов БР морского базирования, БР оперативно-тактического назначения 9М76 комплекса «Темп-С» наземного базирования SS-22, которую НАТО продолжает именовать *Scaleboard* (в США - SS-12) и ряда других комплексов.

Американская система временных обозначений

В течение последних десяти лет специалисты США, отошли от практики присвоения обозначения по стандартной системе каждой вновь выявленной советской ракете. Предположительно это связано со значительным количеством разрабатываемых и испытываемых у нас ракетных комплексов, большинство из которых так и не принимаются на вооружение. Теперь стандартное обозначение получает только тот комплекс, который с большой вероятностью поступит на вооружение. Во всех остальных случаях применяется система временных обозначений. По этой системе обозначение комплекса состоит из двух-трех буквенного префикса, обозначающего полигон, где были зафиксированы испытания комплекса, и порядкового номера. Примеры использования данной

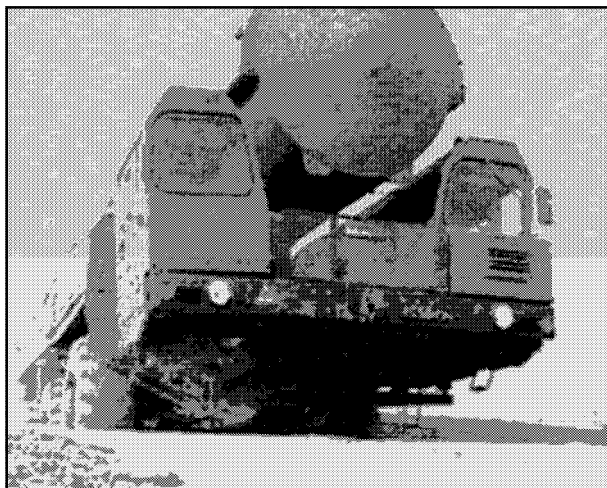
Таблица 3

Заглавная буква условного наименования	Класс ракеты
A	"воздух-воздух"
G	"поверхность-воздух"
K	"воздух-поверхность"
S	"поверхность-поверхность"

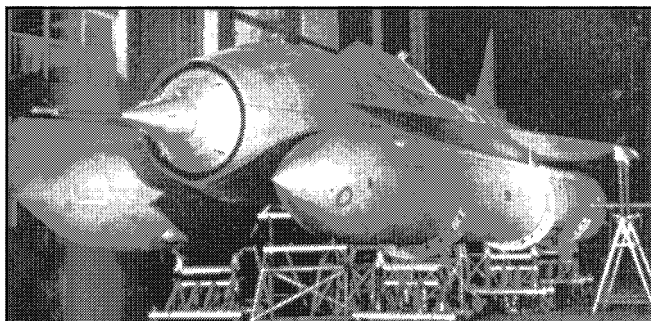
системы приведены в таблице 4.

Префикс	Полигон	Пример обозначения	Наименование
BL	Барнаул	BL-10	КР "Метеорит"
EM	Эмба (полигон ПВО Сухопутных войск)		ЗРК ПВО СВ
KY	Капустин Яр (ГЦП-4)	KY-3 KY-12	опытный вариант ракеты Р-17 9М714 "Ока" (SS-23)
SH	Сары Шаган (полигон "А" войск ПВО)	SH-01 SH-04 SH-08 SH-11	противоракета А-350Ж системы А-35 противоракета А-350Р системы А-35М противоракета 53Т6 системы А-135 противоракета 51Т6 системы А-135
NE	Ненокса (морской ракетный полигон)	NE-04	БРПЛ Р-39 (SS-N-20)

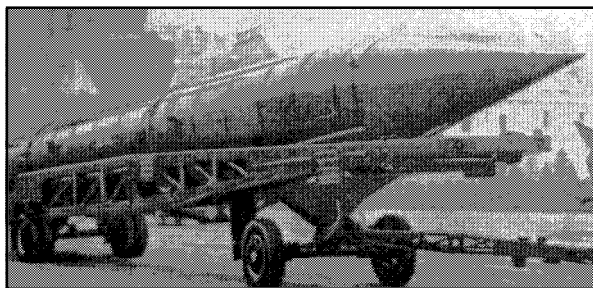
Отечественные стратегические ракетные комплексы



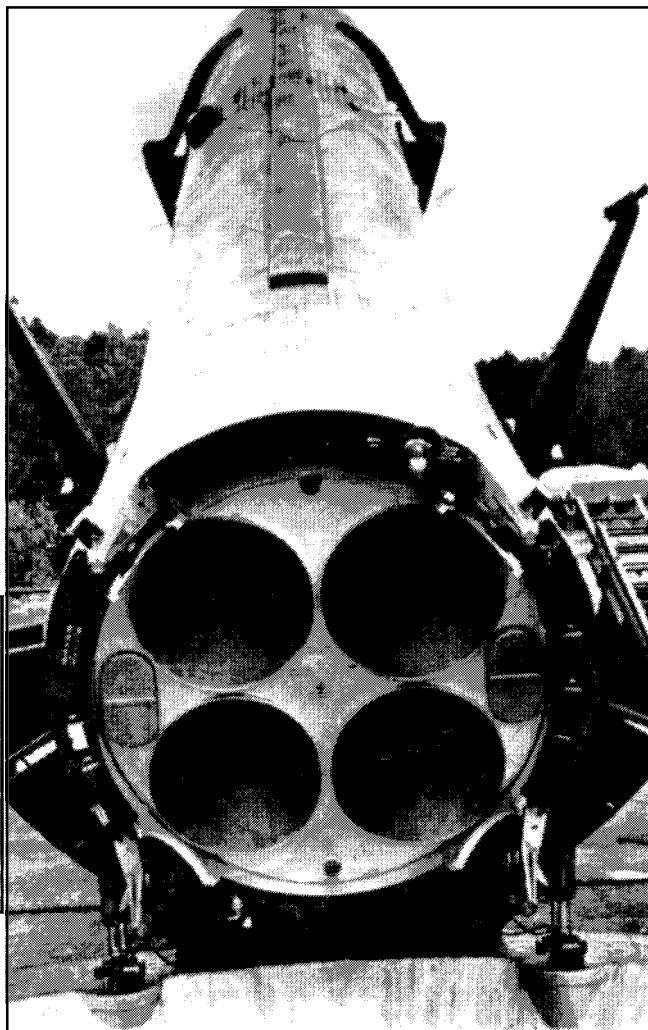
Транспортное средство для обучения водителей боевых машин мобильных комплексов МБР



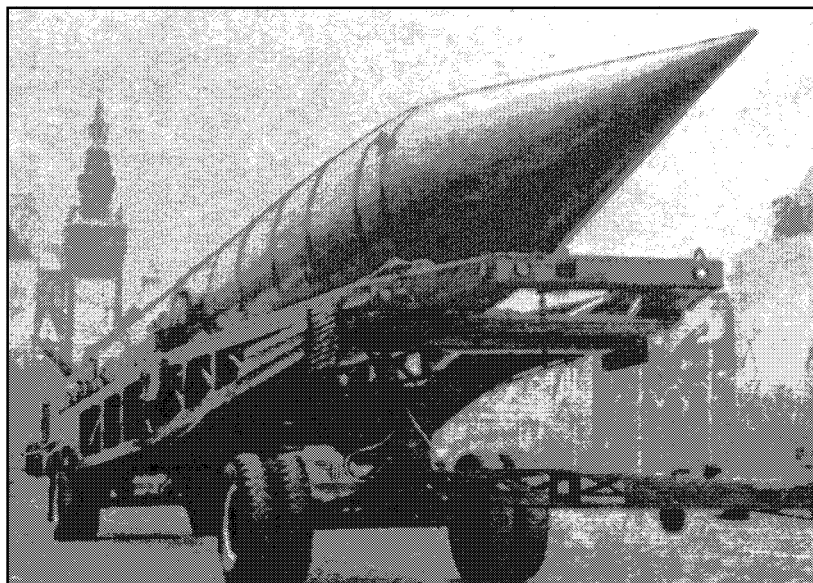
Межконтинентальная крылатая ракета "Буря"

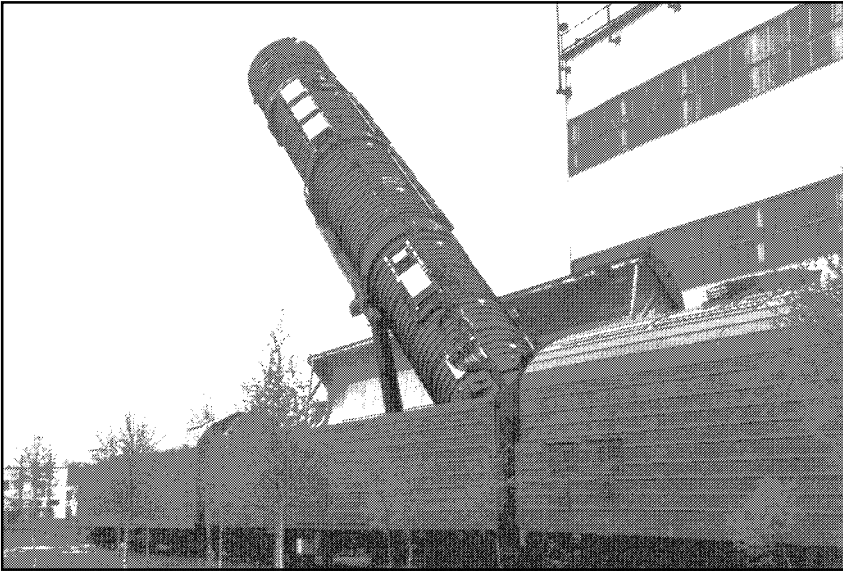


Ракета Р-5М на параде на Красной площади

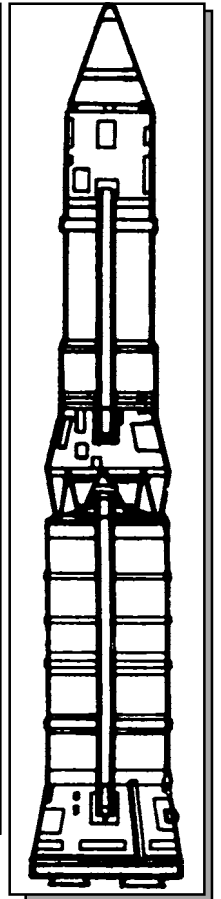


Установка ракеты Р-14У в ШПУ





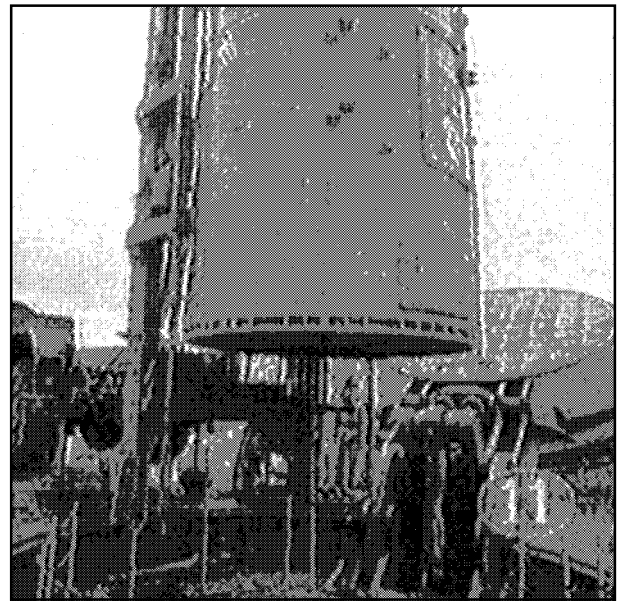
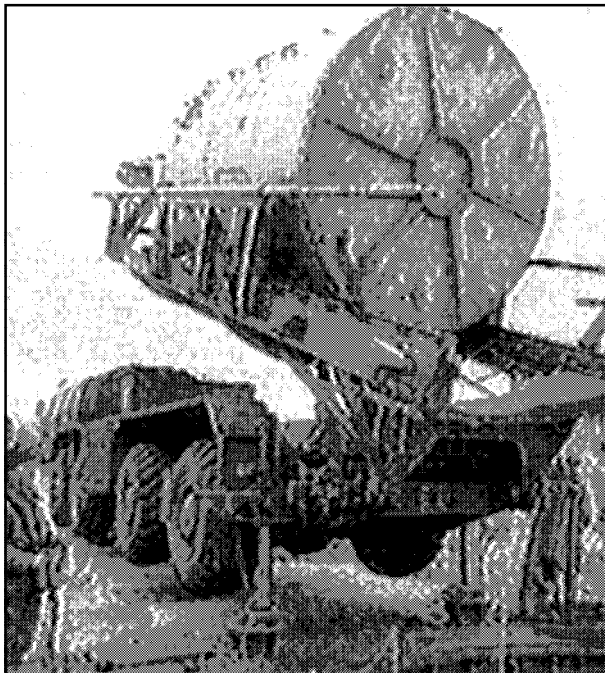
Железнодорожная пусковая установка для МБР РТ-23УТТХ с поднятым контейнером и выдвинутыми устройствами для отвода контактной линии электропередач



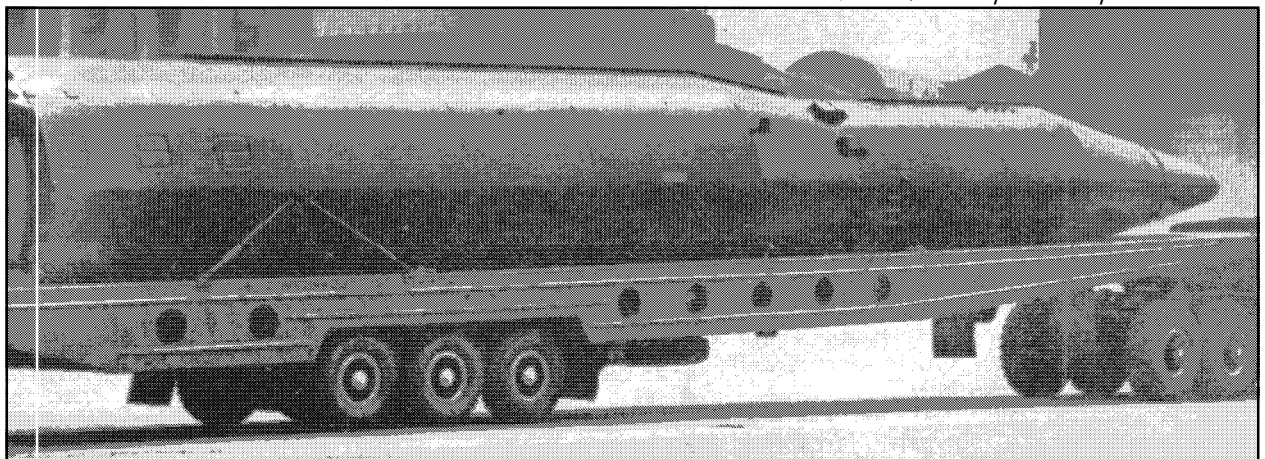
Модели ракет средней дальности РТ-15 и РТ-1

Установка проставки ТПК МБР типа УР-100 в ШПУ

Ракета РТ-15 (8К96)



МБР Р-26 (8К66) на параде в городе Москва



ЛИТЕРАТУРА

1. Академик С.П.Королев - Ученый, инженер, человек. - М.: Наука, 1987.
 2. Амирджанов А.Р. «От бронепоезда до боевого железнодорожного ракетного комплекса» - М: РВСН, 1995
 3. Баллистические ракеты подводных лодок / Под. ред. И.И.Величко - Миасс: ГРЦ-КБМ, 1994.
 4. Без тайн и секретов / Под. ред. Н.С.Попова - СПб: Прана, 1995.
 5. Борьба СССР против ядерной опасности, гонки вооружений, за разоружение. Документы и материалы МИД. М: Политическая литература, 1987
 6. Вестник Министерства иностранных дел, №10 от 25 декабря 1987 года
 7. Волков Е.Б., Филимонов А.А., Бобырев В.Н., Кобяков В.А. Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США. - М.: РВСН, 1996.
 8. Головня Г.А. О Михаиле Кузьмиче Янгеле, рукопись, 1972.
 9. Днепровский ракетно-космический центр. - Днепропетровск: ПО ЮМЗ-КБЮ, 1994.
 10. Договор между СССР и США о ликвидации ракет средней и меньшей дальности, 1987.
 11. Договор между СССР и США о сокращении и ограничении СНВ (СНВ-1), 1991.
 12. Дороги в космос. Воспоминания ветеранов ракетно-космической техники и космонавтики. - М.: МАИ, 1992.
 13. Запольский А.А. «Стратегическим ракетносцам - быть!» - СПб: СПМБМ «Малахит», 1998
 14. Исследования по истории и теории развития авиационной и ракетно-космической науке и техники. Сборник. - М.: Наука, 1981-1984.
 15. Карпенко А.В. Российское ракетное оружие 1943-1993 гг. - СПб: Пика, 1993
 16. Карпенко А.В. Подвижные ракетные комплексы стратегического назначения - СПб: Невский Бастион, 1996
 17. Карпенко А.В. Противоракетная и противокосмическая оборона - СПб: Невский Бастион, 1998
 18. Меморандум об установлении исходных данных к Договору СНВ-1, 1991.
 19. Мишин В.П. Почему мы не слетали на Луну? - М.: Знание, 1990.
 20. Оружие России, каталог том IV - М: Военный парад, 1997
 21. Оружие России, каталог том VI - М: Военный парад, 1997
 22. Павутницкий Ю.В., Мазарченков В.А., Шиленков М.В., Герасимов А.В. Отечественные ракеты-носители (Средства выведения космических аппаратов). СПбГМТУ. СПб. 1996.
 23. Первов М. Межконтинентальные баллистические ракеты СССР и России. М: 1998
 24. Полигон особой важности. - М: "Согласие", 1997
 25. Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П.Королева. М:РКК "Энергия", 1996
 26. Создатели ракетно-ядерного оружия и ветераны-ракетчики рассказывают. ЦИПК, 1996
 27. Стратегическое ядерное вооружение России. Под ред. П.Л.Подвига. М: ИздАТ, 1998
 28. Хроника основных событий истории Ракетных войск стратегического назначения / Под ред. И.Д.Сергеева - М.: РВСН, 1992.
 29. ЦКБТМ 50 лет. Наземное оборудование. Под редакцией В.Н.Кобелева. М: ЦКБТМ, 1997
 30. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Горячие дни холодной войны. Машиностроение. М. 1997
 31. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Машиностроение. М. 1995.
 32. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Фили, Подлипки, Тюра-Там. Машиностроение. М. 1996.
 33. Ядерное оружие СССР. Перевод с англ. - М.: Изд. АТ, 1992.
 34. Jane's Weapon Systems, 1973-1986.
 35. Jane's Defense Weekly, 1979-1993.
 36. Jane's Strategic Weapon Systems, 1993.
 37. Jiri Kroulik, Bedrich Ruzicka. Vojenske Rakety. Nase vojsko. Praha. 1985.
 38. Raketen Schild und Schwert. - Berlin: DM, 1967.
 39. Soviet Military Power, 1987.
 40. T. Burakowsky, A. Sala. Rakiety Wojowe 1900-1970. Ministerstwa Obrony Narodowej. Warszawa, 1973.
 41. Missile Forecast - Forecast International/ DMS, 1996
 42. Журналы и газеты: "Военный вестник" (1990-1993), "Авиация и космонавтика" (1980-1993), "Техника молодежи" (1990-1993), "Наука и жизнь" (1968-1993), "Огонек" (1989-1993), "Вестник МИД СССР" (1987-1991), "Военный парад" (1994-1998), "Техника и оружие" (1996), "Известия" (1991-1998), "Красная звезда" (1990-1998), "Армейский сборник" (1994-1996), "Невский бастион" (1996-1998), "Информационный сборник РВСН" (спец. выпуск, ГШ РВСН) 1995.
- Рекламные проспекты предприятий разработчиков и производителей ракетно-космической техники, экспозиции выставок и музеев.
- Материалы экспозиций музеев: РВСН, ЦМВС, ПО «Красный Октябрь», ПО «Арсенал» и др.

СОДЕРЖАНИЕ

Список сокращений.....	3
ПРЕДИСЛОВИЕ.....	5
ВВЕДЕНИЕ.....	6
РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ.....	34
Проект ракетного комплекса с БР дальнего действия Р-3 (8А67).....	34
Проект ракетного комплекса с опытной баллистической ракетой Р-3А (8А63).....	34
Проект ракетного комплекса с баллистической ракетой Г-2 (Р-12).....	35
Проект ракетного комплекса с баллистической ракетой Г-4 (Р-14).....	35
Проект ракетного комплекса с крылатой ракетой Г-5 (Р-15).....	35
Ракетный комплекс "Победа" с БР дальнего действия Р-5 (8А62).....	35
Ракетный комплекс с БР Р-5М (8К51).....	38
Проект ракетного комплекса с КР "ЭКР" ("экспериментальная крылатая ракета").....	44
Ракетный комплекс с БР Р-12 (8К63).....	45
Проект подвижного железнодорожного ракетного комплекса с БР Р-12.....	55
Ракетный комплекс "Двина" с ракетой Р-12У (8К63У).....	56
Проект ракетного комплекса с самолетом-снарядом средней дальности П-20С.....	61
Самолет-снаряд средней дальности Ту-121.....	64
Проект самолета-снаряда средней дальности Ту-133 ("133", "СД").....	65
Проект дальнего беспилотного ударного самолета Ту-123 ("123").....	66
Проект ракетного комплекса с самолетом-снарядом средней дальности П-100.....	67
Ракетный комплекс с БР Р-14 (8К65).....	67
Ракетный комплекс "Чусовая" с БР Р-14У (8К65У).....	70
Ракетный комплекс с БР РТ-1 (8К95).....	76
Проект ракетного комплекса с БР 8К79.....	77
Ракетный комплекс с БР РТ-15 (8К96).....	78
Подвижный грунтовый ракетный комплекс 15П696 с БР РТ-15 (8К96).....	80
Ракетный комплекс с БР РТ-25 (8К97).....	86
Подвижный грунтовый ракетный комплекс "Пионер".....	87
Подвижный грунтовый ракетный комплекс "Пионер-УТТХ".....	94
Ракетный комплекс "Пионер-3".....	96
Ракетный комплекс с ракетой РК-55.....	97
Стратегический комплекс с крылатой ракетой "Метеорит" (ЗМ25).....	99
РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ..	100
Проект МБР по теме Т-1 (Н-3).....	100
Ракетный комплекс с МБР Р-7 (8К71).....	100
Ракетный комплекс с МБР Р-7А (Р-7М).....	106
Проект ракетного комплекса с тяжелой МБР Р-8.....	107
Проект ракетного комплекса с МБР 8К73.....	107
Ракетный комплекс с МКБ "Буря" ("350", В-350, Ла-350, КРМД).....	108
Проект межконтинентальной крылатой ракеты МКР.....	115
Ракетный комплекс с МКБ "Буран" ("40", тема "40").....	116
Проект самолета-снаряда межконтинентальной дальности Ту-123 ("123", "Д").....	117
Проект межконтинентальной крылатой ракеты М-51.....	117
Проект ракетного комплекса с самолетом-снарядом межконтинентальной дальности типа П-100.....	118
Проект планирующей крылатой ракеты КР (ДП).....	118
Ракетный комплекс "Шексна-Н" с МБР тяжелого класса Р-16 (8К64).....	119
Ракетный комплекс "Шексна-В" с МБР тяжелого класса Р-16У (8К64У).....	123
Ракетный комплекс "Десна-Н" с МБР Р-9А.....	127
Ракетный комплекс "Десна-В" с МБР Р-9А.....	130
Ракетный комплекс "Ромашка" с МБР Р-9А.....	133
Полуавтоматизированный ракетный комплекс "Долина" с МБР Р-9А.....	135

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Ракетный комплекс с МБР УР-200 (8К81).....	137
Ракетный комплекс с МБР Р-26 (8К66).....	139
Проект ракетного комплекса "Гном".....	141
Проект ракетного комплекса с МБР филиала №2 ОКБ-1.....	141
Проект ракетного комплекса с МБР с ядерным двигателем (вариант 1).....	141
Проект ракетного комплекса с МБР с ядерным двигателем (вариант 2).....	141
Ракетный комплекс с МБР РР-1.....	142
Ракетный комплекс 15П084 с МБР УР-100 (8К84).....	146
Ракетный комплекс 15П084 с МБР УР-100 УТТХ (8К84 УТТХ).....	152
Ракетный комплекс 15П020 с МБР УР-100К (15А20).....	154
Ракетный комплекс 15П020 с МБР УР-100У.....	156
Ракетный комплекс 15П098 с ракетой РТ-2 (8К98).....	158
Проект боевого железнодорожного ракетного комплекса с ракетой РТ-2.....	164
Ракетный комплекс 15П098П с ракетой РТ-2П (8К98П).....	165
Проект ракетного комплекса с ракетой РТ-2М.....	168
Проект ракетного комплекса со сверхтяжелой МБР Р-46.....	168
Проект ракетного комплекса с МБР "Гранит".....	168
Ракетный комплекс с тяжелой МБР УР-500 (8К82).....	169
Проект ракетного комплекса со сверхтяжелой МБР Н-1.....	172
Ракетный комплекс с тяжелой МБР Р-36 (8К67).....	173
Ракетный комплекс с орбитальной ракетой Р-36орб (8К69).....	181
Ракетный комплекс с тяжелой МБР Р-36П (8К67П).....	183
Ракетный комплекс 15П699 с МБР.....	184
Проект ракетного комплекса 15П099 с МБР РТ-20П (8К99).....	188
Проект боевого железнодорожного ракетного комплекса с МБР РТ-21.....	189
Проект ракетного комплекса с МБР РТ-21.....	190
Проект боевого железнодорожного ракетного комплекса с МБР РТ-22.....	191
Проект подвижного ракетного комплекса "Темп-С2М".....	191
Подвижный грунтовой ракетный комплекс "Темп-2С" с МБР 15Ж42.....	193
Ракетный комплекс с 15П015 с МБР среднего класса МР-УР-100 (15А15).....	196
Ракетный комплекс 15П015 повышенной защищенности с МБР среднего класса МР-УР-100 (15А15).....	204
Ракетный комплекс 15П016 высокой защищенности с МБР среднего класса МР-УР-100 УТТХ (15А16).....	206
Ракетный комплекс 15П011 "Периметр" ("Периметр-РЦ") с ракетой 15А11.....	207
Ракетный комплекс с тяжелой МБР Р-36М (15А14).....	207
Ракетный комплекс с тяжелой МБР Р-36М УТТХ (15А18).....	211
Ракетный комплекс высокой защищенности с тяжелой МБР Р-36М УТТХ (15А18).....	214
Ракетный комплекс 15П030 с МБР УР-100Н.....	215
Ракетный комплекс 15П030 повышенной защищенности с МБР УР-100Н.....	217
Ракетный комплекс 15П035 высокой защищенности с МБР среднего класса УР-100Н УТТХ.....	219
Ракетный комплекс "Воевода" высокой защищенности с тяжелой МБР Р-36М2 (15А18М6).....	225
Опытный ракетный комплекс с МБР РТ-23 (15Ж44).....	229
Опытный боевой железнодорожный ракетный комплекс с МБР РТ-23 (15Ж52).....	229
Боевой железнодорожный ракетный комплекс с МБР РТ-23 УТТХ (15Ж61).....	231
Ракетный комплекс с МБР РТ-23 УТТХ (15Ж60).....	237
Подвижный ракетный комплекс "Целина-2".....	240
Ракетный комплекс "Тополь" с МБР РТ-2ПМ.....	242
Усовершенствованный ракетный комплекс "Тополь" с МБР РТ-2ПМ и подвижным ПКП.....	246
Ракетный комплекс "Курьер".....	251
Проект ракетного комплекса "Скорость".....	251
Проект ракетного комплекса "Копье-Р".....	251
Проект ракетно-космического комплекса "Кольцо".....	251
Ракетный комплекс "Универсал".....	251

Отечественные стратегические ракетные комплексы

Подвижный ракетный комплекс "Тополь-М" (вариант 1).....	251
Подвижный ракетный комплекс "Тополь-М" (вариант 2).....	254
СПЕЦИАЛЬНАЯ ТЕХНИКА.....	255
Артиллерийский тягач тяжелый АТ-Т (объект "401").....	257
Специальный тягач ЯАЗ-210Г (ЯМЗ-210Д)	257
Специальный трехосный тягач ЯАЗ-214 (КрАЗ-214).....	258
Специальный одноосный тягач МАЗ-529В.....	258
Специальный одноосный тягач МоАЗ-546.....	258
Четырехосный автомобиль-тягач МАЗ-535	259
Четырехосный седельный тягач МАЗ-537.....	259
Специальный четырехосный тягач МАЗ-543.....	260
Специальный четырехосный тягач МЗКТ-7930.....	261
Специальный четырехосный тягач КЗКТ-5428.....	261
Опытный установщик ракет 8У211 на наземную пусковую установку.....	261
Опытный установщик ракет 8У220 на наземную пусковую установку.....	262
Установщик ракет 8У25 на пусковую установку.....	262
Установщик ракет 8У210 на пусковой стол	262
Опытный установщик ракет 8У210П на пусковой стол.....	262
Установщик ракет 8У224 (8У224М) на пусковой стол.....	262
Установщик ракет 8У237 в шахтные пусковые установки.....	263
Установщик ракет Р-16У и Р-36 в шахту.....	263
Установщик ракет 8У213 на наземную стартовую установку.....	263
Транспортное средство 8Т115 для ракет Р-12.....	263
Транспортно-установочный агрегат ракет РТ-20П.....	264
Транспортно-погрузочное средство МБР "Темп-2С".....	264
Транспортно-погрузочное средство РК "Пионер".....	264
Универсальный транспортно-перегрузочный агрегат ТПК МБР типа УР-100Н и МР-УР-100.....	264
Транспортно-перегрузочный агрегат ТПК МБР РТ-23УТТХ.....	265
Транспортно-перегрузочный агрегат для ТПК с МБР "Тополь" и с ракетой- носителем типа "Старт"	265
Транспортно-установочный агрегат надставки.....	266
Транспортно-установочный агрегат переходника ТУАП-1 транспортно- пускового контейнера МБР типа УР-100Н.....	266
Транспортно-установочный агрегат переходника ТУАП-1 транспортно- пускового контейнера МБР типа УР-100НУ	267
Специальный изотермический вагон для транспортировки МБР типа МР-УР-100 в ТПК.....	267
Установщик УТПК-1 МБР в ШПУ.....	267
Установщик ТПК с МБР типа Р-36М в ШПУ.....	268
Установщик УТПК-2 МБР РТ-23УТТХ в ШПУ.....	268
Установщик ТПК с МБР УР-100 в ШПУ.....	269
Транспортно-загрузочная машина 15У40 (15У39).....	269
Транспортируемая емкость горючего для ракет Р-12.....	269
Транспортируемая емкость окислителя для ракет Р-12.....	270
Опытный заправщик ракет Р-5 с БЧ "Генератор" (объект "801").....	270
Заправочная автоцистерна ЗАЦ-2.....	271
Комплекс машин обеспечения боевого дежурства.....	272
ПРИЛОЖЕНИЕ.....	273
ЛИТЕРАТУРА.....	285