

МОСКОВСКИЙ ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ  
Факультет военного обучения МФТИ

---

ИВАНОВ С.Н.

**ЛЕКЦИИ ПО ИСТОРИИ РАЗВИТИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ  
РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

Часть I

Ракетные комплексы РВСН

Учебное пособие

г.Долгопрудный  
1999 г.

## Оглавление

Введение. Состояние развития боевых ракет к концу второй мировой войны и создание первых МБР .....	10
Глава 1. Создание ракет первого поколения - Р-1, Р-2, Р-5М, Р-11М и Р-11ФМ.....	17
1.1. Управляемая баллистическая ракета Р-1 .....	17
1.2. Управляемая баллистическая ракета Р-2 .....	21
1.3. Управляемая баллистическая ракета средней дальности Р-5М.....	24
1.4. Управляемая баллистическая ракета Р-11М.....	26
1.5. Первая МБР СССР Р-7. Схема, основные характеристики и конструктивные особенности.....	30
Глава 2. Баллистические ракеты второго поколения .....	42
2.1. Управляемые баллистические ракеты средней дальности Р-12 и Р-14 .....	42
2.2. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-16 (Р-16У) .....	47
2.3. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-9А .....	53
2.4. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-36 .....	64
Глава 3. Ракеты третьего поколения .....	73
3.1. Межконтинентальные баллистические ракеты УР-100 И РС-10.....	73
3.2. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-12 (8К98, 8К98П) .....	81
3.3. Межконтинентальная баллистическая ракета РТ-20.....	87
3.4. Схемы, основные характеристики и конструктивные особенности МБР СССР РС-16, РС-18 и РС-20 .....	89
3.5. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-16.....	91
3.6. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-18.....	93
3.7. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-20 (15А14, 15А18, 15А18М).....	95
Глава 4. Схемы, основные характеристики и конструктивные особенности МБР четвертого поколения (РС-12М. РС-22 И "ТОПОЛЬ-М") ....	98
4.1. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-12М ("ТОПОЛЬ") .....	98
4.2. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-22 (15Ж60, 15Ж61)....	104
4.3. Межконтинентальная баллистическая ракета "ТОПОЛЬ-М" .....	107
Заключение .....	109

### Условные обозначения и сокращения

АСБУ	- автоматизированная система боевого управления
АПБ	- агрегатно-приборный блок
АПУ	- автономная пусковая установка
АТ	- азотный тетраоксид (амил, азотный меланж, окислитель)
АУТ	- активный участок траектории
БЖРК	- боевой железнодорожный ракетный комплекс
БРСД	- баллистическая ракета среднего радиуса действия
ГО	- головной обтекатель
ГС	- групповой старт
ГСП	- гиросtabilизированная платформа
ДУ	- двигательная установка
ЖРД	- жидкостной ракетный двигатель
ЗУМПФ	- запускающее устройство механического парогазового форсажа
КИП	- командно-измерительные приборы
КП	- командный пункт
КРТ	- компоненты ракетного топлива
МАН	- механизм азимутального наведения
МБР	- Межконтинентальная баллистическая ракета
МИЦХ (МИХ)	- массово-инерционные и центровочные характеристики
НДМГ	- несимметричный диметил гидразин (гептил, ракетное горючее)
ОГЧ	- орбитальная головная часть
ОС	- отдельный старт
ПАД	- пороховой аккумулятор давления
ПГРК	- подвижный грунтовой ракетный комплекс
ПКП	- подвижный командный пункт
ПКО	- противокосмическая оборона
ПУ	- пункт управления
ПУ	- пусковая установка
ПУТ	- пассивный участок траектории
РВСН	- ракетные войска стратегического назначения
РГЧ	- разделяющаяся головная часть
РДДТ	- реактивный двигатель твердого топлива
РК	- ракетный комплекс
РН КА	- ракета-носитель космических аппаратов
СККП	- система контроля космического пространства
СП ПРО	- средства преодоления противоракетной обороны
СПр	- система прицеливания
СПРН	- система предупреждения о ракетном нападении
СПУ	- самоходная пусковая установка
ТДУ	- тормозная двигательная установка
ТЗМ	- транспортно-заряжающая машина

ТЗП	- теплозащитное покрытие
ТТТ	- тактико-технические требования
ТТХ	- тактико-технические характеристики
ШПУ	- шахтная пусковая установка
MIRV	- Multiple Independent targetable Reentry Vehicle
MRV	- Multiple Reentry Vehicle (головная часть рассеивающего типа)
ICBM	- InterContinental Ballistic Missile
IRBM	- Intermediate Range Ballistic Missile

ИНДЕКСЫ И НАИМЕНОВАНИЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Хронология разработки и принятия на вооружение боевых ракетных комплексов наземного базирования

проект	индекс	разработчик	дальность	Обозначение НАТО	принят на вооружение	Пик развертывания	Снятие	Примечания
Ракетные комплексы первого поколения								
P-1	8А11	НИИ-88 (Королев)	270	SS-1 Scunner	28.11.50			Первая отечественная БР дальнего действия, создана на основе немецкой А-4
P-2	8Ж38	НИИ-88 (Королев)	600	SS-2 Sibling	27.11.51			Впервые применены отделяемая ГЧ и несущий бак (горючего). Разброс по дальности и боковому отклонению уменьшены в 2 раза.
P-5	8К51	НИИ-88	1200	SS-3 Shyster	01.1955			h=500км, m0=29т,
P-5М	8Ж51 8А62М	НИИ-88	1200	SS-3 Shyster	21.06.56	48	1969	впервые с ядерной ГЧ; первая "стратегическая ракета", вертикальные геофизические пуски
P-11	8А61	НИИ-88 (Янгель)	270		13.07.55			М ст =5.4 т М гч 535 ОВВ

проект	индекс	разработчик	дальность	Обозначение НАТО	принят на вооружение	Пик развертывания	Снятие	Примечания
P-11M	8K11	НИИ-88 (Янгель)		SS-1B Scud A	01.04.58			Второй ядерный комплекс после P-5M), мобильный комплекс, на гусеничном ходу точность попадания 8x8 км
P-7	8K71	ОКБ-1 (Королев)		SS-6 Sapwood	12.1959	4	1960	P1=83т, P2=76т, m0=203т
P-7A	8K74	ОКБ-1 (Королев)	12000	SS-6 Sapwood	09.1960	4	1968	Доработанный вариант с увеличенной дальностью и легкой ГЧ
P-12	8K63	ОКБ-586 (Янгель)	2000	SS-4 Sandal	1959			Ракета средней дальности, впервые - автономная СУ
P-14	8K65	ОКБ-586	>4000		04.1961			НДМГ+АК-27
P-16	8K64	ОКБ-586	12000		12.1961			МБР, l=31 м, m0=150т
P-12У	8K63У	"		SS-4 Sandal	01.1964	608	1990	Шахтный вариант SS-4
P-14У	8K65У	"		SS-5 Scean	01.1964			Шахтный вариант SS-5
P-16У	8K64У	"		SS-7	06.1963			Шахтный вариант

проект	индекс	разработчик	дальность	Обозначение НАТО	принят на вооружение	Пик развертывания	Снятие	Примечания
				Saddler				
P-9A	8K75	ОКБ-1		SS-8 Sasin	07.1965			2 ступени, высокая степень автоматизации безлюдного старта, высокая точность, ТГ <sub>1</sub> +O <sub>2</sub> и H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>
Ракетные комплексы второго поколения								
P-36	8K67	ОКБ-586		SS-9 Scarp	07.1967	288		МБР, D=3.2 м, двухступенчатая
P-36(орб)	8K69	"	неогр.	SS-9 Scarp				Орбитальный вариант, трехступенчатая
УР-100	8K84	ОКБ-52/ ЦКБМ (Челомей)	11000 10000	SS-11 Sego	07.1967 1966	1030	Прим.3	МБР, l=16,7 м
РТ-2	8K98	ОКБ-1/ ЦКБЭ М		SS-13 Savage	1968	60		
УР-100К	15A20 РС-10	ЦКБМ	12000	SS-11 Sego	03.1971		Прим.3	Вариант МБР, оснащенный средствами преодоления ПРО
УР-100У	15A20 У	ЦКБМ	10600 10000	SS-11 Sego	1973		Прим.3	Вариант с 3 РГЧ рассеивающего типа (MRV)
Ракетные комплексы третьего поколения								

проект	индекс	разработчик	дальность	Обозначение НАТО	принят на вооружение	Пик развертывания	Снятие	Примечания
УР-100НУ	15А30	ЦКБМ		SS-19A Stiletto	12.1975			Первая МБР с РГЧ ИН (MIRV)
Р-36М	15А14 РС-20	ОКБ-586		SS-18 Satan	12.1975			Минометный старт
МРУР-100	15А15 РС-16А	ОКБ-586	10000... 11000	SS-17 Spanker	30.12.1975			
МРУР-100У	15А16 РС-16Б	ОКБ-586	10000... 11000	SS-17 Spanker	17.12.1980	150		
РТ-2П РТ-21 (Темп-2С)	РС-14	МИТ Нади- радзе	межконт .	SS-16 Sinner	12.1975 не принят			Подвижный грунтовый комплекс, НЕ принят на вооружение, а указанная дата соответствует прекращению разработки
(Пионер)	15Ж45 РСД-10	МИТ	5000	SS-20 Saber	11.03.76		1990	Подвижный грунтовый комплекс средней дальности
(Пионер-УТТХ)	15Ж53	МИТ	5000	SS-20 Saber	17.12.80	441	1990	
УР-100НМ	15А35 РС-18Б	ЦКБМ/ НПОМ		SS-19 Stiletto	1980	360		
Р-36М УТТХ	15А18 РС-20Б	КБ Южное (Уткин )		SS-18 Satan	17.12.80	308		11.79 с 15Ф183
Ракетные комплексы четвертого поколения								



проект	индекс	разраб отчик	дальнос ть	Обозначе ние НАТО	принят на вооружен ие	Пик разверт ывания	Снятие	Примечания
РТ-23У	15Ж61 РС-22А	КБ Южное	10000	SS-24 Scalpel	12.87	50		
РТ-23У	15Ж60 РС-22В	КБ Южное	11000	SS-24 Scalpel	1988	42		БЖРК
РТ-2ПМ- (Тополь)	15Ж58 15Ж62	МИТ	10500	SS-25 Sickle	1.12.88	340		ПГРК
РТ-2ПМ- ОС Тополь-М	15Ж65, 15Ж55	МИТ						

Примечания.

1. Классификация ракетных комплексов по поколениям не полностью соответствует принятой в данном пособии и соответствует [2]

2. По некоторым данным SS-16 была принята на вооружение и даже развернута на Плесецком полигоне в количестве около 100 шт.[2]

3. Отдельная численность от общего количества ракетных комплексов типа УР-100 неизвестна.

## **Введение. Состояние развития боевых ракет к концу второй мировой войны и создание первых МБР**

К концу второй мировой войны сформировались представления о направлениях дальнейшего развития вооружения и военной техники. В ходе войны было, в частности, показано, какое большое значение имеет уничтожение в тылу противника важнейших для него объектов промышленности, энергетики, транспорта, разрушение административных и политических центров. Для решения этих задач использовались дальние бомбардировщики, совершавшие массированные налеты на цели. Создание к 1945 г. в США атомного оружия позволило по-другому оценивать возможности воздействия по целям на территории противника. Для уничтожения японских городов Нагасаки и Хиросимы оказалось достаточным сбросить на каждый из них всего по одной (по нынешним меркам совсем не мощной) атомной бомбе. Стало ясным, что в будущем особую роль будет играть ядерное оружие, предназначенное для уничтожения наиболее важных объектов военного и экономического потенциала противника, прежде всего в его тылу, т.е. на значительных удалениях от места размещения самого оружия. Так появилась идея и стремление создать тот вид вооружения, который в последующем будет назван стратегическим наступательным вооружением (СНВ). Первым образцом такого вооружения можно считать американские тяжелые бомбардировщики Б-29 с атомными бомбами. Руководители военного ведомства США не без оснований считали, что в будущем страна, обладающая ядерным оружием, будет иметь неоспоримое превосходство перед странами, таким оружием не владеющими. США быстро наращивали количество тяжелых бомбардировщиков (ТБ) и атомных бомб для них. Если в 1946 г. ВВС имели 146 ТБ, то к 1950 г. их число составило около четырехсот. Совершенствовалось ядерное оружие. В 1952 г. США провели испытание термоядерного взрывного устройства. Для того чтобы представить себе отношение к этой проблеме СССР, следует учитывать, что уже к концу войны были развеяны иллюзии, что эта война - последняя. Более того, можно было предвидеть, что в будущем не исключены ситуации, в которых союзники СССР по второй мировой войне могут стать его противниками. Первые же послевоенные годы подтверждали эти опасения. Известные выступления руководителей ведущих стран Запада с отнюдь не дружественными заявлениями в адрес СССР, создание военных блоков, направленных в основном против него, разработка в США планов ведения войны (в том числе и ядерной) против СССР ставили однозначно вопрос о необходимости принятия чрезвычайных мер по обеспечению обороноспособности страны в новых условиях. На первое место среди этих мер было поставлено создание в кратчайшие сроки ядерного оружия.

Разработка, производство и освоение в Вооруженных Силах стратегических наступательных вооружений представляли собой единую сложную проблему. Для создания двух основных элементов СНВ - ядерных

боезарядов и носителей для них требовалось проведение широкого круга научных исследований, конструкторская разработка и испытания образцов техники, не имевших прототипов, освоение новых технологий, подготовка специалистов по профилям, которых не существовало и т.п. Для выполнения этих задач необходимы были специализированные НИИ, КБ, полигоны, предприятия промышленности, новые специальности в вузах. В тяжелейших экономических условиях послевоенных лет все необходимое для разработки СНВ было создано.

Почему-то (может быть из соображений долгое время существовавшей абсолютной секретности во всем, что касалось ядерного оружия) не дается должной оценки тому, что было сделано в СССР для создания стратегического ядерного вооружения. А между тем по важности для государства решавшейся проблемы, объему вложенных в ее решение сил и средств, сложности и новизне многочисленных научно-технических вопросов, ответы на которые требовались и были найдены, самоотверженности, с, которой проблема решалась, создание СНВ может и должно быть поставлено в ряд выдающихся достижений нашей Родины и ее народа.

В СССР работы по созданию ядерных боезарядов возглавлялись видными физиками И.В.Курчатовым, Я.Б.Зельдовичем, Ю.Б.Харитоновым. В августе 1949 г. был произведен первый взрыв советского атомного заряда, в 1953 г. (т.е. всего на один год позднее, чем в США) был успешно испытан и термоядерный заряд. Таким образом, к середине 50-х годов и в США и в СССР был создан первый основной элемент стратегического ядерного оружия - ядерные боеприпасы. Дело было за носителями. Любой вид ракетного оружия обладает совокупностью боевых, летно-технических и эксплуатационных характеристик.

Требования к боевым характеристикам носителей СНВ сводились к следующему:

дальность действия - вплоть до межконтинентальной ( 10 000 км);  
масса боеприпаса доставляемого к цели, - порядка тонны;  
предельные отклонения точки взрыва от точки прицеливания (точность) не более нескольких километров.

Эти требования выполнялись, за исключением дальности действия, в случае использования тяжелых бомбардировщиков. Однако для ВВС США невыполнение требования по дальности не имело большого значения, т.к. американские бомбардировщики могли базироваться на аэродромах, расположенных вблизи границ СССР. Да и было ясно, что со временем дальность действия ТБ будет возрастать. И тем не менее в США было решено начать разработку ракет большой дальности. Это было связано с тем, что бомбардировщики как вид СНВ имели ряд неустраняемых недостатков: длительное время полета до цели, уязвимость от средств ПВО и т.п. Что касается СССР, то для него необходимость создания ракет большой дальности была еще более очевидной - до начала 50-х годов он вообще не имел тяжелых

бомбардировщиков, да и возможности применения их в будущем вследствие отсутствия баз вблизи границ вероятных противников представлялись более ограниченными, чем для ТБ США. Таким образом, и в США, и в СССР в первые послевоенные годы было признано необходимым создание ракет больших дальностей. Они могли иметь наземное или морское базирование. Естественно, что в начале основное внимание стало уделяться ракетам наземного базирования, т.е. тем ракетам, развитие которых в последующем и привело к появлению МБР.

Из всех многочисленных образцов ракет, бывших на вооружении армий воюющих стран к концу войны, только одна ракета могла рассматриваться как прототип ракет больших дальностей. Такой ракетой была ракета V-2 Германии, имевшая следующие характеристики: дальность полета - около 300 км, масса головной части - примерно 1 т, отклонения точек падения ракеты от точки прицеливания - несколько километров. Такие характеристики были уже значительно ближе к тем, что требовались. И неудивительно поэтому, что в СССР и в США было обращено особое внимание на V-2 и предприняты самые решительные меры по получению материалов, позволявших в максимальной степени использовать немецкий опыт в создании ракеты.

Почему же такая ракета, как V-2 была создана к 1944 г. именно в Германии? В какой степени ученые и конструкторы СССР были близки к созданию подобных ракет? Для ответа на эти вопросы следует обратиться к некоторым моментам из истории развития ракетной техники. Пороховые реактивные снаряды (РС) находили применение и в XVIII и в XIX вв. К середине прошлого столетия их дальность достигала 5 км, масса измерялась десятками кг. В качестве топлива двигателей использовался дымный порох. Однако ракеты, применявшиеся в средние века, в XVIII - XIX веках к началу двадцатого столетия были практически полностью вытеснены артиллерийскими системами как более точными, скорострельными, дальнобойными; однако ствольная артиллерия имеет некоторый естественный предел дальности стрельбы, обусловленный конечностью скорости снаряда, вызванной в свою очередь следующими причинами:

1. Ограничением технологических возможностей изготовления артиллерийских стволов как самой сложной части орудия, требующей особой методики контроля за качеством и чистотой обработки внутренних поверхностей канала ствола.

2. Начальная скорость снаряда пропорциональна скорости молекул газа, а та, в свою очередь пропорциональна температуре пороховых газов. Но температура ограничена допустимым нагревом канала ствола с целью предотвращения его разрушения.

3. Необходимостью создания быстрогорящих порохов, поскольку простое увеличение количества пороха не будет приводить к увеличению начальной скорости снаряда в силу того, что он будет покидать канал ствола при не полном выгорании пороха.

И такой "естественный предел" для увеличения начальной скорости был достигнут к началу 1-ой мировой войны, во время которой войсками кайзеровской Германии использовались крупнейшая 420-мм-ая мортира "Большая Берта" и уникальная пушка "Колоссаль" позволявшие обстреливать Париж с расстояния 110 - 120 км.

Лидерство Германии в разработке ракетного вооружения объясняется не только накопленным техническим опытом, но и попытками обойти условия Версальского мирного договора: после первой мировой войны германская артиллерия была ограничена 204 -мя полевыми орудиями и 84 -мя гаубицами с ограничением по 1000 снарядов на орудие и по 800 на гаубицу.

3 октября 1942 года фашистская Германия провела успешные испытания баллистической ракеты V-2 (vergeltung - возмездие), а 24 декабря 1942 г. - самолета-снаряда V-1. Их использование в боевых действиях позволило не только накопить опыт эксплуатации, но и дало информацию для оценки эффективности. Так, например, всего было запущено 8070 самолетов-снарядов ФАУ-1 (V-1), причем из них 1600 взорвалось при запуске, 4000 было уничтожено истребительной авиацией ПВО и зенитной артиллерией; эффективность же 1115-ти V-2 оказалась, в силу малой общей длительности полета, по тем временам настолько высокой, что британское командование приняло решение не оповещать население о нанесении удара V-2. Любопытный факт: союзническая авиация к началу сентября 1944 г. сбросила на пусковые установки, склады, заводы по производству ракет 82 тыс. тонн бомб, что в 35 раз больше, чем общий вес боеголовок упавших на Лондон. Высокая стоимость ракетного оружия (например, стоимость производства V-2 в 5 раз больше стоимости производства самолета-снаряда) заставляет искать более дешевые системы, в следствие чего наблюдается определенное возрождение интереса к артиллерийским системам.

Несмотря на то, что, все прошлое столетие и почти половина текущего была "эпохой твердотопливных ракет малых дальностей", в XX в. начались исследования и разработки и других направлений ракетной техники, появились работы К.Э.Циолковского (Россия), Р.Годдарта (США), Г.Оберта (Германия). Р.Эсно-Пельтри. (Франция), в которых рассматривались вопросы теории ракетного полета, определялись условия обеспечения больших дальностей ракет вплоть до реализации космических полетов. Это имело большое значение для определения путей создания в будущем межконтинентальных и космических ракет, заключающихся в улучшении энергетических характеристик двигателей, повышении массового совершенства конструкции ракет и переходе к их многоступенчатым схемам. В поисках возможностей увеличения дальностей ракет специалисты в ряде стран обратили внимание на то, что использование двигателей на жидком топливе может обеспечить существенное увеличение скорости (следовательно, и дальности) ракет. Это связывалось, прежде всего с тем, что ряд жидких двухкомпонентных топлив, использование которых представлялось возможным, имел заметно больший запас энергии, чем пороха,

применявшиеся в предвоенный период. Кроме того, можно было надеяться и на то, что ракетные двигатели на жидком топливе будут иметь лучшие массовые характеристики, чем ракеты с твердотопливными двигателями. На эти особенности жидкостных ракет обратил внимание, в частности, К.Э.Циолковский. Он указал на то, что достижение скоростей, обеспечивающих выход человека в космос, возможно при использовании высококалорийных жидких топлив (основное условие повышения удельного импульса), насосной подаче их в камеру двигателя (основное условие улучшения массовых характеристик ракеты) и применении многоступенчатой конструкции. Все это определило повышение в 20 -30-х годах интереса к жидкостным ракетам и прежде всего и жидкостным ракетным двигателям как основному элементу этих ракет.

Работы в области ЖРД и жидкостных ракет начались в различных странах. Наиболее интенсивными были они в СССР и Германии. В 1929 г. в одном из подразделений Ленинградской газодинамической лаборатории (ГДЛ) началась под руководством В.П.Глушко разработка двигателей на жидком топливе; до 1933 г. здесь был разработан ряд образцов двигателей, тяга которых достигала 3000 Н. Работы по ракетам с ЖРД проводились и в московской группе изучения реактивного движения (ГИРД), руководителем которой был С.П.Королев. В августе 1933 г. состоялся первый запуск ракеты (масса около 20 кг) с ЖРД, разработанной в ГИРД. В 1933 г. ГДЛ и ГИРД объединяются в Реактивный научно-исследовательский институт, в котором под руководством С.П.Королева и В.П.Глушко продолжалась работа над летательными аппаратами и самими ЖРД. В 1936 г. закончилась отработка двигателя В.П.Глушко, характеристики которого позволили установить его на ракетоплане конструкции С.П.Королева. Полеты этого ракетоплана проводились в 1940 г. Но его создатели в этих испытаниях не принимали участия: в 1937-1938 гг. они были необоснованно репрессированы. Одной из причин репрессий явилось курирование этих работ репрессированным маршалом Тухачевским М.Н. В 1944 г. С.П.Королев и В.П.Глушко были освобождены.

За рубежом наиболее интенсивные исследования и разработки ЖРД и ракет на их основе велись в Германии. В 1933-34 гг. здесь проводились пуски экспериментальной ракеты (масса около 150 кг) с двигателем, работавшим на жидком кислороде и этиловом спирте. В 1938 г. масса ракет достигла 750 кг. Таким образом, начало отсчета работ над жидкостными ракетами в СССР и Германии совпадает - это первая половина и середина 30-х годов. Однако в дальнейшем работы по этому направлению в нашей стране были сокращены, в Германии же они, наоборот, активизировались. В 1937 г. здесь создается военный исследовательский центр в Пенемюнде, в котором начинается разработка жидкостной ракеты с дальностью порядка 300 км и массой головной части около 1 т, руководителем работ становится Вернер фон Браун. С 1942 г. новая ракета, получившая индекс V-2, проходит летные испытания, разворачивается ее массовое производство. В 1944 - 1945 гг. ракета V-2

применялась в основном для обстрела объектов на территории Англии. По данным К.Гетленда в период между 6 сентября 1944 г. и 27 марта 1945 г. немцы выпустили 4320 снарядов V-2, из них 1120 по Лондону.

Конечно, с точки зрения современных представлений о ракетах больших дальностей ракета V-2 имела несовершенную конструкцию и невысокие характеристики (к этому мы в дальнейшем еще вернемся). И все же создание этой ракеты в первой половине 40-х годов было, безусловно, выдающимся достижением на пути развития нового вида вооружения.

В 1944 г. данные о разработке в Германии нового вида оружия стали известны и в СССР, и в США. В обеих странах принимаются меры по получению всех имеющихся сведений о ракете V-2. Сразу после окончания войны из СССР в Германию направляется группа представителей органов госбезопасности и технических специалистов с задачами разыскать немецких специалистов, причастных к разработке ракетной техники, восстановить чертежи ракеты, изучить ее технологию, собрать элементы конструкции, а в дальнейшем и всю ракету. Задачи эти были успешно выполнены, и осенью 1947 г. в СССР были проведены пуски нескольких ракет V-2, доставленных из Германии. Центром работ по новому виду ракет стал научно-исследовательский институт (НИИ-88), расположенный под Москвой. Начальником одного из отделов НИИ был назначен С.П.Королев. С этого времени он становится руководителем работ в нашей стране по созданию ракет большой дальности. Через несколько лет из этого отдела НИИ формируется особое конструкторское бюро (ОКБ-1), которое С.П.Королев возглавлял до конца своей жизни. Было создано и специальное КБ по разработке двигателей. Его руководителем стал В.П.Глушко, руководителями организаций, занимавшихся другими направлениями ракетной техники, стали Н.А.Пилюгин (системы управления), В.П.Бармин (наземное оборудование), В.И.Кузнецов (командные приборы). Создается ракетный полигон (начальник - генерал В.И.Вознюк), на обеспечение производства ракет ориентируется ряд промышленных организаций, многие НИИ (в том числе головной НИИ-4) включаются в разработку проблем, решение которых было необходимым для создания и совершенствования ракет больших дальностей, начинается подготовка специалистов-ракетчиков, в том числе и военных (с 1946 г в Артиллерийской академии им. Ф.Э. Дзержинского, ныне Академия им. Петра Великого). В СССР уже в первые послевоенные годы создаются условия для развития нового направления ракетной техники.

Руководство военного ведомства США также предпринимало энергичные меры по поиску в Германии всего, что было связано с развитием ракетной техники, и прежде всего с созданием V-2. За океан удалось переправить и сами ракеты, и техническую документацию по ним, и всех разработчиков ракеты V-2, включая ее главного конструктора Вернера фон Брауна. Работы над ракетами большой дальности начались в США и в СССР практически в одно и то же время и с одинакового уровня.

Несомненно, что при систематизации ракетных комплексов выбор критериев и соответствующая разбивка может быть произведена различными авторами достаточно произвольно. В основу настоящего пособия положена классификация по четырем поколениям.

#### Первое поколение

Простейшие ракетные комплексы с низкокипящими компонентами топлива и системой боковой радиокоррекции на АУТ.

#### Второе поколение

Ракетные комплексы с полностью автономной системой управления полетом, размещенные в защитных устройствах, использующие высококипящие компоненты топлива

#### Третье поколение

Ракетные комплексы с высокой степенью автоматизации, оснащенные наземными и бортовыми цифровыми вычислительными системами и реализующие методы жесткого или функционального наведения и управления на АУТ. Для ракетных комплексов третьего поколения характерно также наличие многоэлементных головных частей с индивидуальным наведением на точки прицеливания.

#### Четвертое поколение.

Ракетные комплексы, реализующие различные методы повышения живучести и надежности, как аппаратные, так и программные - терминальное наведение на АУТ, специальные противорадиационные покрытия и т.д.



# Глава 1. Создание ракет первого поколения - Р-1, Р-2, Р-5М, Р-11М и Р-11ФМ

## 1.1. Управляемая баллистическая ракета Р-1

Разработка ракет больших дальностей в СССР и в США началась с освоения немецкой ракеты V-2, что было, безусловно оправданным в связи с отсутствием собственного опыта созданий подобных ракет. В СССР ракета, повторявшая в значительной степени особенности конструкции и характеристики ракеты V-2 (ФАУ-2), получила индекс Р-1. Решение о создании такой ракеты было принято 1947 г., а через год начались ее летные испытания. Комплекс с этой ракетой был принят на вооружение в ноябре 1950 г. Разрабатывалась ракета Р-1 организациями, которые возглавляли С.П.Королев (ракета, комплекс), В.П. Глушко (двигатель), Н.А.Пилюгин (система управления и наземная проверочно-пусковая аппаратура), В.П.Бармин (наземное стартовое, заправочное и другое оборудование), В.И.Кузнецов (командные приборы).

Общий вид ракеты приведен на рис. 1.1. Основными частями ракеты являлись: головная часть, приборный отсек, бак горючего, бак окислителя, хвостовой отсек с двигателем.

табл.1.1.

Основные характеристики ракет:

Характеристика	Р-1	Р-2	Р-5	Р-11М
Максимальная дальность полета, км	270	600	1200	270
Стартовая масса, т	13.4	20.4	29.1	5.4
Масса головной части, т	1	1.5	1.35	0.6
Длина ракеты, м	14.6	17.7	20.75	10.5
Диаметр корпуса ракеты, м	1.65	1.65	1.65	0.88
<b>Точность стрельбы</b> <sup>1</sup> (предельное отклонение), км	1.5	1.25	6.0	6.0

Основными особенностями конструкции ракеты было применение неотделяющейся головной части с использованием подвесных (ненесущих) топливных баков, размещенных в силовом корпусе. Силовой корпус ракеты представлял собой жесткий каркас из стальных стрингеров и шпангоутов с оболочкой из листовой стали. Баки окислителя и горючего были выполнены из листового алюминиевого сплава. Применение неотделяющейся головной части требовало чтобы корпус ракеты не разрушался при входе в плотные слои атмосферы и чтобы полет ракеты на этом участке траектории был

<sup>1</sup> Здесь и в дальнейшем предельное отклонение дано для максимальной дальности полета.

стабилизирован. В связи с этим в хвостовой части ракета были установлены четыре мощных и тяжелых (масса около 300 кг) стабилизатора. Потребовались управляющие органы двух типов: воздушные (установленные на стабилизаторах) и газоструйные (размещенные в струе продуктов сгорания, истекающих из сопла) рули. Все это вело к увеличению пассивной массы ракеты. Этому же способствовало и использование ненесущих баков.

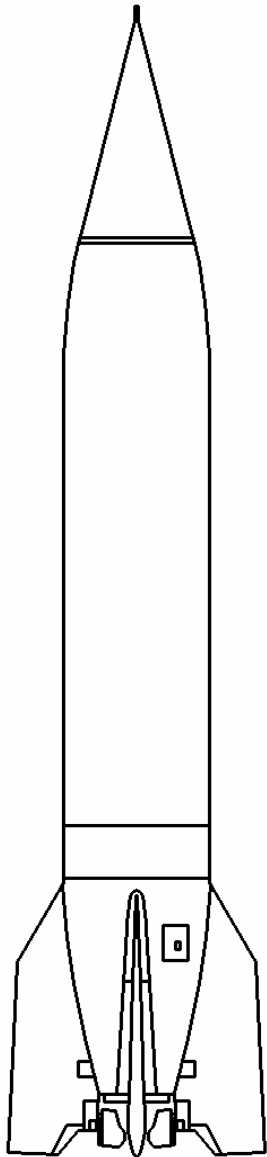


рис. 1.1.

Однокамерный жидкостный ракетный двигатель работал на топливе - жидкий кислород и 75%-й водный раствор этилового спирта. Тяга двигателя у Земли составляла 267 кН, в пустоте - 307 кН. Система подачи топлива - насосная, незамкнутая (отработавший в турбине газ выбрасывался в атмосферу). В качестве рабочего тела турбины использовался парогаз, образующийся при разложении перекиси водорода в присутствии катализатора - раствора перманганата натрия; подача перекиси и перманганата в реактор была вытеснительной. Таким образом, для работы двигателя требовалось четыре жидких компонента. Их секундные расходы составляли: 75 кг/с жидкого кислорода, 50 кг/с спирта и 1.7 кг/с перекиси и перманганата натрия. При этом удельный импульс был равен 2021 м/с у Земли и 2366 м/с в пустоте. Такие низкие значения удельного импульса объяснялись использованием низкокалорийного топлива (в горючее добавляли воду, т.к. иначе не могли обеспечить охлаждение камеры), невысокими параметрами рабочего процесса двигателя и применением незамкнутой схемы ДУ. Двигатель имел большую массу, что объяснялось несовершенством конструкции всех его основных агрегатов: камеры сгорания (низкое давление - около 1.6 МПа плохая организация процессов сгорания топлива), турбонасосного агрегата (низкое число оборотов), парогазогенератора (вытеснительная система подачи компонентов). Воспламенение топлива в камере сгорания при

запуске двигателя осуществлялось пиротехническим зажигательным устройством.

Масса ракеты (13.4 т) включала массу головной части (1т), массу топлива (около 8.5 т) и массу конструкции (около 4 т). При этом относительный запас топлива составлял немногим выше 0.6. Напомним, что в настоящее время для одноступенчатых ракет с ЖРД считается достижимой величина  $\mu_k$  более 0.9. Таким образом, оба показателя, определяющие скорость, а, следовательно, и дальность полета ракеты ( $J_{уд}$  и  $\mu_k$ ) были у ракеты Р-1 крайне низкими. Причины

этого уже отмечались выше - несовершенство схемы конструкции ракеты и низкие характеристики ее двигателя<sup>2</sup>.

На ракете была применена автономная инерциальная система управления, включавшая контур стабилизации углового положения ракеты на АУТ и автомат управления дальностью, в котором использовался гироскопический интегратор ускорений. Система управления имела значительную массу, (масса приборов управления около 200 кг при общей массе приборного отсека в 520 кг). Точность ракеты ( $2.76\sigma_n=1.5$  км) должна оцениваться как низкая, если иметь ввиду, что она соответствовала дальности всего примерно в 300 км. Эффективность действия головной части по целям определялась тем, что в ГЧ содержался заряд ВВ массой около 800 кг, а радиус разрушения городских зданий при этом не превышал 20 ... 25 м и ракета могла использоваться только для поражения крупных слабозащищенных целей стрельбой по площадям.

В состав наземного технологического оборудования комплекса входило более 20 специальных машин и агрегатов. Подготовка ракеты к пуску осуществлялась на двух позициях - технической и боевой (стартовой). Основным содержанием работ на технической позиции были проверки систем ракеты, стыковка ее с головной частью. Перевозка ракеты на боевую позицию осуществлялась на грунтовом лафете, с помощью которого ракета устанавливалась затем на стартовый стол, и который использовался для подготовки ракеты к пуску. На ракете после установки ее в вертикальное положение проверялась система управления, заправлялось топливо и средства парогазогенерации, осуществлялось прицеливание. При подготовке ракеты к пуску проводились и ручные операции с двигателем ракеты - настройка редукторов давления парогазогенератора в зависимости от концентрации и температуры перекиси водорода. Этим параметры двигателя выбирались номинальным. В камеру двигателя снизу через сопло устанавливалось зажигательное устройство. Пуск ракеты осуществлялся из специальной бронемшины с пультом управления. Время для подготовки ракеты на технической позиции составляло 2...4 ч., на боевой позиции - до 4 ч. Таким образом, боеготовность комплекса, т.е. время от получения команды на пуск до старта ракеты, составляло не менее 6...8 ч. Для подготовки ракеты к пуску использовалось очень большое количество специальных машин и агрегатов, а технологический процесс подготовки ракеты к пуску был весьма трудоемким и сложным.

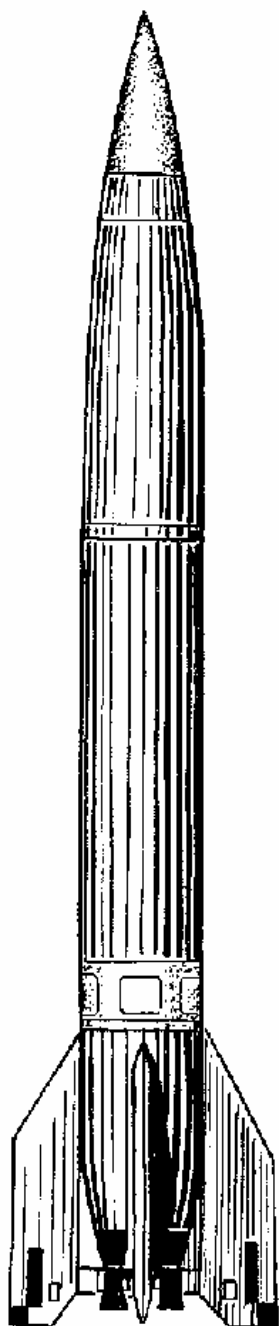
Несмотря на очевидные недостатки ракеты Р-1, ее разработка позволила в короткие сроки создать в СССР все условия, необходимые для

---

<sup>2</sup> Все эти оценки даются с позиций современных представлений о ракетах больших дальностей. Ракета Р-1 была первой в их ряду и было бы неоправданным ждать, что ее характеристики будут соответствовать требованиям, которые предъявляются к ним сейчас.

дальнейшего развития нового вида оружия - ракет больших дальностей и определить пути и направления этого развития. Еще в 1948 г., т.е. до начала разработки ракеты Р-1, было сформировано первое ракетное соединение Советской Армии - бригада особого назначения РВГК. Ознакомление с новой техникой личный состав бригады начал в Германии, затем участвовал в проведении пусков ракет V-2 и Р-1 в СССР. На основе опыта работ бригад особого назначения была начата отработка вопросов войсковой эксплуатации и боевого применения ракет больших дальностей.

## 1.2. Управляемая баллистическая ракета Р-2



БР Р-2 (СССР), 1961 г.

рис. 1.2.

Следующей за Р-1 ракетой большой дальности, созданной в СССР была ракета Р-2. Ее разработка началась в 1948 г., в ноябре 1951 г. комплекс с ракетой Р-2 был принят на вооружение. Создавался комплекс той же кооперацией разработчиков, что и комплекс Р-1, за исключением, того, что к этой кооперации добавился коллектив, разрабатывавший систему радиокоррекции траектории (руководитель М.П.Борисенко).

Основные характеристики ракеты приведены в табл. 1.1.

При выборе схемы ракеты Р-2 (рис.1.2) и разработке ее агрегатов недостатки, свойственные ракете Р-1 были устранены только частично, тем не менее были существенно повышены дальность полета, масса головной части и точность попадания.

В схему ракеты Р-2 по сравнению с ракетой Р-1 были внесены следующие изменения:

- головная часть сделана отделяющейся,
- один (спиртовый) бак - несущим,
- приборный отсек размещен между хвостовым отсеком и баками,
- были увеличены размеры топливных баков (запас топлива),
- расширено применение легких алюминиевых сплавов в конструкции ракеты.

Однако преимущества, предоставляемые применением отделяющейся головной части, были использованы не полностью - остались без изменений хвостовые стабилизаторы, бак окислителя был выполнен, как и у ракеты Р-1, подвесным (ненесущим). Ракета Р-2 рассматривалась как промежуточный образец и было сочтено необходимым не вводить изменений в ее

компоновочную схему, значительно меняющих аэродинамическую форму ракеты, которая была тесно связана с управлением ее полетом. Масса конструкции ракеты Р-2 мало увеличилась по сравнению с массой ракеты Р-1, в то же время запас топлива возрос примерно в 1.7 раза (14.5 т). Это обеспечило повышение относительного запаса топлива до значения  $\mu_k = 0.72$ .

Конструкция двигателя изменилась незначительно. Была повышена (до 92%) концентрация водного раствора этилового спирта, жидкий катализатор (перманганат натрия) заменили твердым, увеличением числа оборотов турбины и насосов был повышен расход топлива, что обеспечило увеличение давления в камере до 2,12 МПа. Был увеличен перепад давления при расширении газов в сопле за счет его удлинения. Тяга двигателя, составляла у Земли 363 кН, в пустоте - 405 кН, что достигалось при значениях удельного импульса 2100 м/с и 2370 м/с соответственно.

Таким образом, при создании ракеты Р-2 были улучшены ее характеристики, определяющие дальность стрельбы: относительный запас топлива и удельный импульс двигателя. Однако было очевидно, что возможности повышения характеристик ракеты далеко не исчерпаны.

В целях повышения точности на ракете применялась комбинированная система управления, включавшая автономную систему стабилизации ракеты и определения скорости и радиосистему боковой коррекции полета ракеты. Назначением последней было уменьшение бокового рассеивания за счет устранения (или хотя бы снижения) параллельного сноса ракеты, к которому применявшаяся автономная система была нечувствительна. Для реализаций радиоуправления требовалось размещать за стартовой позицией две РЛС, контролировавших нахождение ракеты в плоскости стрельбы. Это усложнило эксплуатацию и боевое применение комплекса и, кроме того, резко уменьшало сектор возможных пусков ракеты (от 45° для ракеты Р-1 до 1°40' для ракеты Р-2). В автономной СУ вместо гироскопических интеграторов ускорений применялись электролитические с измерительно-преобразовательной головкой маятникового типа.

Наземное оборудование комплекса с ракетой Р-2 в основном повторяло оборудование РК с ракетой Р-1 (за исключением наличия оборудования системы боковой радиокоррекции и отсутствия оборудования для заправки жидкого перманганата).

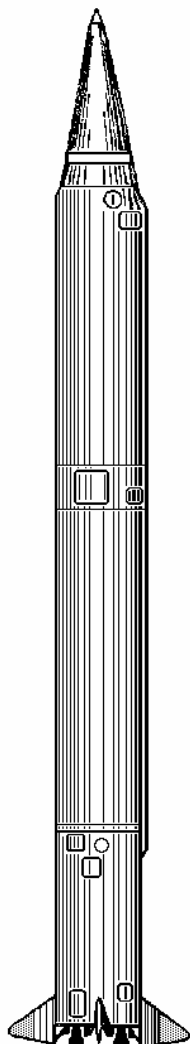
Эффективность действия ракеты Р-2 по целям превосходила эффективность действия ракеты Р-1 незначительно, т.к. количество ВВ было увеличено всего примерно на 40%. По экспериментальным данным площадь зоны сильных разрушений составляла для ГЧ ракеты Р-2 около 950 м<sup>2</sup>. Проводились исследования возможностей дополнительного повышения эффективности. Так, рассматривалась схема ракеты, при которой на ней устанавливались две головные части (разделяющаяся ГЧ) последовательно. Первая была отделяющейся, вторая достигала цели вместе с ракетой.

Было установлено, что взрывной эффект увеличивается, если в зону взрыва поступает кислород, оставшийся в баках ракеты (для ракеты с неотделяющейся ГЧ). Кислород взаимодействует с не полностью окисленными продуктами взрыва, чем обеспечивается добавочное выделение энергии. Для ракеты Р-2 повышение эффективности взрыва могло составить от 1.2 до 2 раз в

зависимости от дальности (количества оставшегося кислорода). Для увеличения эффекта кислородный бак рекомендовалось устанавливать сразу за ГЧ, что имело бы смысл делать, если бы ракета Р-2 имела неотделяющуюся головную часть.

### 1.3. Управляемая баллистическая ракета средней дальности Р-5М

Дальнейшим развитием и завершением ряда одноступенчатых ракет с двигателями, работавшими на топливе, включавшем жидкий кислород, были ракеты Р-5 и ее модернизация - ракета Р-5М (рис. 1.3). Эти ракеты создавались той же кооперацией разработчиков, что и ракеты Р-1 и Р-2, за исключением того, что система радиуправления разрабатывалась под руководством Б.М.Коноплева. Комплекс с ракетой Р-5М был принят на вооружение в июне 1956 г. (Основные характеристики ракеты см.табл. 1.1)



Р-5М (8К51)

рис. 1.3.

В конструкцию ракеты были внесены следующие (по сравнению с конструкцией ракет Р-1 и Р-2) изменения. Головная часть - отделяющаяся. Оба бака были выполнены несущими и представляли собой сварную тонкостенную конструкцию из листового алюминиевого сплава, подкрепленную изнутри шпангоутами. Для упрочнения баков и обеспечения бескавитационной работы насосов ТНА в баках создавалось небольшое избыточное давление. Бак горючего наддувался воздухом из бортовых баллонов, а бак окислителя - газифицированным в специальном теплообменнике кислородом.

Несколько повышенное испарение кислорода из бака (вследствие отсутствия его теплоизоляции) компенсировалось подпиткой, т.е. автоматизированной дозправкой кислородом непосредственно перед стартом. Длина и объем баков были увеличены, что позволило существенно повысить количество заправляемого топлива. При этом удлинение ракеты (отношение длины к диаметру) возросло до 14, что считается предельным для жидкостных ракет дальнего действия. Тяжелые и громоздкие стабилизаторы были заменены небольшими пилонами с установленными на них воздушными рулями.

Двигатель ракеты Р-5М в основном был подобен двигателю ракеты Р-2, однако он был форсирован по тяге за счет увеличения секундного расхода топлива. Тяга двигателя у Земли составляла 432 кН, в пустоте - 500 кН, давление в камере сгорания 2.4 МПа, удельный импульс у Земли 2158 м/с, в пустоте 2433 м/с. Вытеснительная система подачи перекиси водорода в реактор была заменена насосной, что улучшило массовые характеристики двигателя. В результате изменений в схеме ракеты и совершенствования ее агрегатов относительный запас топлива составил  $\mu_k = 0.84$  (у ракеты Р-1  $\mu_k = 0.6$ , у ракеты Р-2  $\mu_k = 0.72$ ). На



ракете была установлена комбинированная (автономная и радиокоррекционная) система управления. В целях повышения надежности системы управления впервые было применено резервирование ее отдельных приборов и наиболее важных элементов бортовой кабельной сети.

При отработке ракеты Р-5 впервые практически исследовалась и решалась проблема колебаний упругого корпуса с жидким наполнением и помехоустойчивости системы управления в условиях вибраций. Специальных решений потребовала и статическая неустойчивость ракеты на траектории полета.

Ракета Р-5 создавалась с головной частью, снаряженной обычным взрывчатым веществом. Разрабатывалась и разделяющаяся ГЧ, при использовании которой к основной ГЧ добавлялись еще четыре (дальность при этом уменьшалась). Эффективность обоих вариантов головной части была, особенно если учесть большое рассеивание точек падения ГЧ, низкой. Однако к этому времени (середина 50-х годов) в СССР было освоено производство ядерных зарядов, что позволило создать модернизированную ракету Р-5М с ядерной головной частью. В таком варианте ракета и была принята на вооружение. В феврале 1956 г. с полигона Капустин Яр по району Семипалатинск был произведен пуск ракеты Р-5М со штатной ядерной головной частью.

Топливо на основе жидкого кислорода, применявшееся в ракетах Р-1, Р-2, Р-5, было наиболее удобным для создания первых ракет больших дальностей. Кислород является мощным окислителем и в случае использования его вместе с достаточно эффективным горючим позволяет получить высокие значения удельного импульса. И кислород, и спирт не агрессивны, что облегчает отработку и эксплуатацию ракет и двигателей. Оба компонента относительно дешевы, их массовое производство было ко времени создания ракет освоено в нашей стране. Всеми этими достоинствами и определялся выбор топлива для первых ракет больших дальностей. Однако это топливо обладает и недостатком, причем настолько существенным, что применение его в боевых ракетах крайне нежелательно. Этот недостаток очевиден - подготовка ракеты с двигателем на жидком кислороде к старту сложна и требует большого времени, хранить ракету с заправленными баками невозможно и, как следствие, боеготовность комплекса с такой ракетой крайне низка. В связи с этим уже в те же годы начались исследования возможности создания ракет больших дальностей с двигателями, работающими на высококипящих компонентах топлива. Определенные наработки в этом направлении существовали. В нашей стране к тому времени уже проводились работы с ЖРД на основе азотнокислотных окислителей, в Германии в период второй мировой войны отработывался ряд образцов ракет (в основном зенитных), с топливом, где в качестве окислителя использовалась азотная кислота. Было ясным, что освоение таких топлив будет несравненно более сложным, чем освоение топлив на основе жидкого кислорода, но было ясным и другое: высококипящие компоненты топлива позволяют обеспечить

длительное нахождение ракеты в заправленном состоянии и тем самым повысить боеготовность комплекса.

Сторонники использования высококипящих компонентов топлива были и в ОКБ-1. Во главе их стоял заместитель Главного конструктора М.К. Янгель. Под его руководством в середине 50-х годов отрабатывались ракеты Р-11 и Р-11М с двигателями на высококипящих компонентах топлива, эти ракеты имели дальность около 200 км, т.е. близкую к дальности ракеты Р-1, принятой на вооружение раньше на пять лет. Пройдет менее десяти лет, и ракеты дальнего действия на жидком кислороде будут полностью вытеснены из армий СССР и США ракетами на высококипящих компонентах топлива. Возникает вопрос, нужно ли было создавать ракеты, которые с большой вероятностью (в начале 50-х годов это можно было предвидеть) в силу наличия очевидных отрицательных качеств должны будут уступить место ракетам более перспективным. Вряд ли можно ответить на этот вопрос однозначно, т.к. измерить точно и сопоставить пользу и ущерб, которые принесли создание ракет Р-1, Р-2 и Р-5, нельзя. Очевидно, что их разработка позволила резко поднять уровень многих отраслей науки, проектных работ, промышленности, без которых дальнейшее развитие ракетного вооружения было невозможно: были получены опыт и знания, которые могли быть использованы и для других направлений ракетной техники: была создана сложнейшая структура КБ, НИИ, полигонов, заводов, без которой нельзя было рассчитывать на создание все более сложных и эффективных образцов оружия. Не следует забывать о том, что "увлечение" ракетами с двигателями на жидком кислороде во второй половине 40-х и в первой половине 50-х годов сыграло, безусловно, положительную роль в подготовке будущих достижений СССР в освоении космоса. С другой стороны, конечно, концентрация внимания на ракетах с кислородными двигателями задержала в какой-то степени развитие других направлений ракетной техники, и в том числе тех, которые стали в последующем решающими для развития МБР, - ракет с двигателями на жидком высококипящем и твердом топливах. Сейчас, когда прошло около пятидесяти лет со времени решения этих вопросов, многое представляется по-другому, однако можно, по-видимому, оценить последовательность работ по созданию первых ракет большой дальности (сначала кислородных) в основном положительно. Выскажем только сомнение в необходимости создания последовательно трех ракет Р-1, Р-2, Р-5. Ракета Р-2 была промежуточным вариантом, без которого можно было обойтись.

#### **1.4. Управляемая баллистическая ракета Р-11М**

Разработка ракеты Р-11 началась в 1951 г.

Заданием предусматривалось создание ракеты, которая могла бы транспортироваться и находиться в заправленном состоянии в течение месяца. Комплекс с ракетой разрабатывался коллективами под руководством М.К. Янгеля (главный конструктор), А.М. Исаева (двигатель), Н.А. Пилюгина

(система управления), В.П. Бармина (наземное оборудование). Ракетный комплекс с ракетой Р-11 был принят на вооружение в июне 1955 г. Ракета имела значительно меньшую стартовую массу, чем ракета Р-1, а боеготовность комплекса повысилась более чем в два раза. На ракете устанавливалась головная часть с обычным ВВ. Модернизация ракеты позволила перейти к применению ядерной головной части, а также создать на ее основе подвижный ракетный комплекс с самоходной пусковой установкой. Модернизированная ракета получила обозначение Р-11М. Комплекс с этой ракетой был принят на вооружение в апреле 1958 г. В течение ряда лет он был основным комплексом с ракетой оперативно-тактического назначения Советской Армии. (Основные характеристики ракеты см. табл. 1.1)

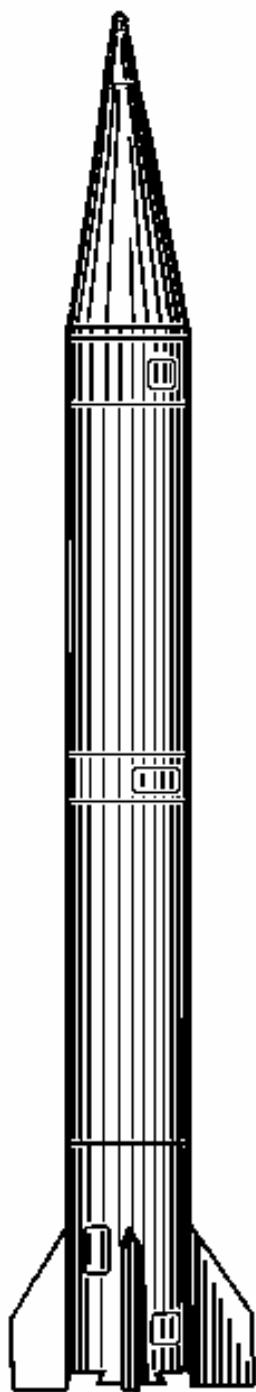


рис. 1.4.

Ракета Р-11М, несмотря на внешнее сходство, имела конструкцию (рис. 1.4), резко отличающуюся от конструкции ракет Р-1, Р-2, Р-5. На ней был установлен однокамерный жидкостный ракетный двигатель с вытеснительной системой подачи топлива. Требуемое давление в топливных баках обеспечивалось с помощью жидкостных аккумуляторов давления. Применение вытеснительной подачи топлива для ракеты большой (хотя и относительно) дальности требует специального объяснения. Известно, что насосная система подачи топлива создает более благоприятные условия для снижения массы конструкции и увеличения тем самым относительного запаса топлива (повышения дальности). При разработке ракеты Р-2, например, рассматривался ее вариант с вытеснительной подачей топлива; оценки показали, что ракета при этом будет иметь дальность примерно в 500 км, т.е. на 100 км меньшую, чем при использовании насосной системы подачи топлива. Но для ракеты Р-11 применение вытеснительной подачи было оправданным. Ракета имела небольшие размеры (чем размеры больше, тем значительно больше выигрыш от перехода к насосной системе подачи топлива) и, что самое главное, предназначалась для транспортировки в

заправленном (и, естественно, в горизонтальном) положении в войсковых условиях и, следовательно, должна была иметь высокую прочность элементов корпуса и баков в том числе. Высокая прочность корпуса позволила применить для ракеты неотделяющуюся головную часть. В качестве органов управления использовались только газовые рули.

Совершенно иным, чем в рассмотренных выше ракетах, был и двигатель. В качестве топлива применялись: окислитель АК-20 (20% четырехоксида азота и 80% азотной кислоты) и горючее Т-1 (керосин). Для запуска двигателя использовалось дополнительное самовоспламеняющееся с АК-20 горючее - ТГ-02 (50% ксилидина и 50% триэтиламина), размещаемое в специальном изолированном отделении магистрали горючего перед камерой сгорания. Жидкостные аккумуляторы давления работали на самовоспламеняющихся компонентах АК-20 и ТГ-02, размещенных в торвых баках. Топливо из торвых баков в ЖАД вытеснялось сжатым воздухом.

Переход на высококипящие компоненты топлива требовал при создании ракеты и двигателя решения целого круга вопросов, связанных с необходимостью повышения качества конструкционных материалов, изучением и обеспечением их стойкости при действии агрессивной среды, обеспечением стабильности компонентов топлива при длительном их нахождении в баках ракеты и т.п. Не все эти вопросы были решены в полной мере при создании ракеты Р-11, но достигнутые результаты позволили создать ракету, выдержавшую проверку эксплуатацией в войсках. В двигателе, в отличие от двигателей ранее созданных ракет, применялась автоматика одноразового (пиросредства), а не многократного действия.

На ракете использовалась автономная система управления. Значительное внимание уделялось обеспечению возможности осуществления скорейшего пуска после занятия боевой позиции. Вначале, когда (для ракеты Р-11) осуществлялась перевозка ракеты на грунтовой тележке, пуск проводился не позднее чем за 3.5 часа. С переходом к самоходной ПУ (ракета Р-11М) время пуска было сокращено. Уменьшилось и число агрегатов наземного оборудования - часть из них размещалась на пусковой установке (автономном стартовом агрегате).

26 января 1954 г. Совмин СССР принял постановление *“О проведении проектно-экспериментальных работ по вооружению подводных лодок баллистическими ракетами дальнего действия и разработке на базе этих работ технического проекта большой подводной лодки с реактивным вооружением”* (тема “Волна”). Главным конструктором подводной лодки был назначен Н.Н.Исанин (ЦКБ №16), а ответственным за ракетное оружие - главный конструктор ОКБ-1 С.П.Королев.

Для стрельбы с ПЛ использовалась уже отработанная на суше Р-11, модернизированная в соответствии с флотскими условиями и получившая индекс Р-11ФМ. В Молотовске (Северодвинске) были проведены работы по перепрофилированию большой торпедной ПЛ (Б-67) для проведения испытательных пусков в море. На полигоне Капустин Яр (площадка №4) создан специальный стенд, имитирующий качку корабля при волнении моря в 5-6 баллов. Стенд представлял собой вертикальную шахту с комплексом систем и

приборов. Были проведены испытательные пуски с максимально допустимым углом отклонения - 12°.

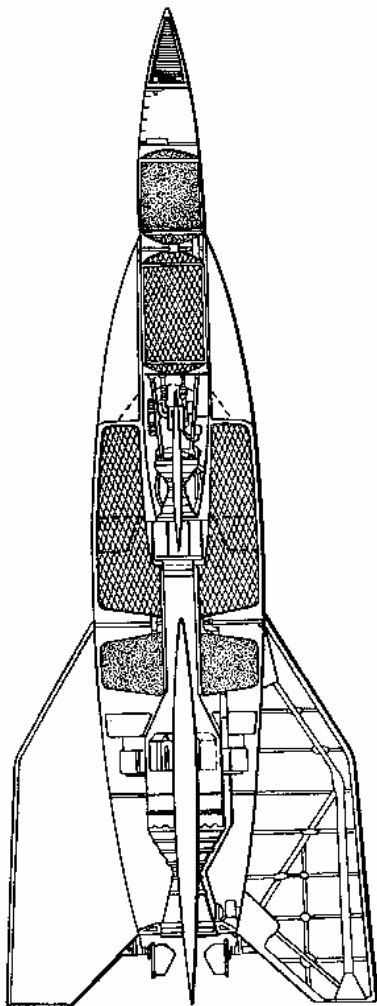
Недалеко от поселка Ненокса на высоком берегу были установлены створные знаки, определяющие боевой курс ПЛ при стрельбе (только таким образом могло быть осуществлено прицеливание ракеты, в основу командных приборов которой составляли гиригоризонт и гиривертикант, жестко связанные с корпусом ракеты). В половине кабельтова по траверзу от курса был установлен стартовый буй. По техническим условиям пуск проводился из надводного положения, и бортпитание подавалось за 19 секунд (40 метров) до момента пересечения Б-67 следующих точек: шахта лодки - буй - боевое поле, где находится точка прицеливания для Р-11ФМ. Предстартовая подготовка начиналась за час до подхода к точке пуска. 16 сентября 1955 г. состоялся успешный пуск на дальность 250 км.

Командование ВМФ обращалось к С.П.Королеву с предложением проработать вопрос о возможности проведения пусков из подводного положения. С.П.Королев отверг этот путь пообещав сделать ракету, *“которая сможет летать с середины океана”*.

В августе 1955 г. все работы по Р-11ФМ были переданы в СКБ-385, возглавлявшееся главным конструктором В.П. Макеевым (г. Златоуст). Впоследствии большинство БР морского базирования были созданы этим коллективом.

## 1.5. Первая МБР СССР Р-7. Схема, основные характеристики и конструктивные особенности

рис. 1.5



БР А-9/А-10 (Германия) 1944г.(проект)

В 1954 г. принимается решение о начале разработки в СССР первой межконтинентальной баллистической ракеты. Образцов такого оружия в мире не существовало. Единственной известной попыткой в прошлом создания ракеты, способной достичь другого континента, была разработка в Германии к концу войны проекта ракеты А-9/А-10, предназначавшейся для обстрела с территории Европы объектов на Атлантическом побережье США, т. е. имеющей дальность полета не менее 5000 км. Предполагалось, что ракета будет двухступенчатой, со стартовой массой примерно в 85 т. Первая ступень (масса 69 т, из них топливо - 52 т) должна была под действием ЖРД с тягой в 2000 кН разгонять вторую ступень до скорости в 1180 м/с и затем, отделившись, опускаться на парашюте. В качестве второй ступени (стартовая масса 16.2 т. из них топливо - 11.9 т) предполагалось использовать модернизированную ракету V-2, отличающуюся от прототипа увеличенным объемом топливных баков и наличием вместо стабилизаторов четырех аэродинамических плоскостей, рассчитанных на обеспечение планирования ракеты после входа в плотные слои атмосферы. Вторая ступень достигала скорости порядка 3000 м/с, что было недостаточно для обеспечения дальности в 5000 км при движении

ракеты по баллистической траектории. Недостающая дальность и должна была выбираться за счет планирования ракеты. Работы над ракетой А-9/А-10 прервались с окончанием войны<sup>3</sup>.

Можно ли было хотя бы в какой-то степени использовать при создании отечественной МБР результаты проектирования ракеты А-9/А-10? Вряд ли. Низкая энергетика двигателей (удельный импульс порядка 2000 м/с), малые

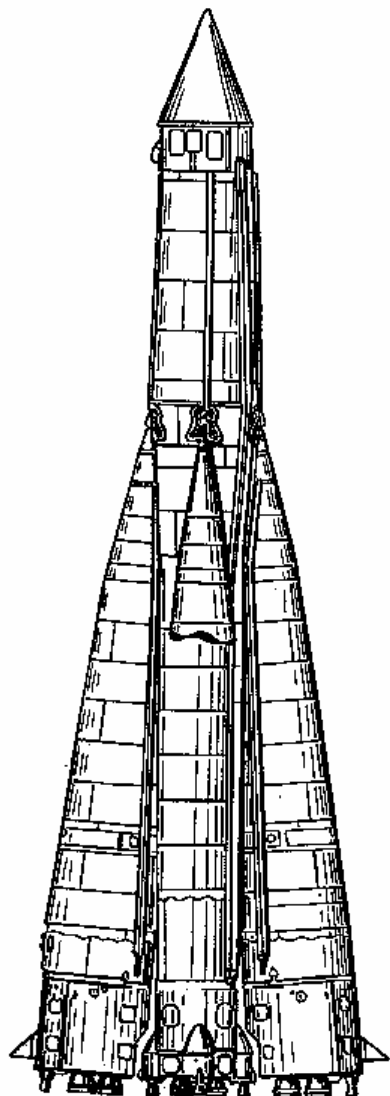
<sup>3</sup> Не следует верить "хромой утке" о том, что в январе 1945 некий полковник вермахта Шредер стартовал на ракете А-9/А-10, но на десятой секунде, испугавшись возможной неисправности, застрелился, а ракета тем не менее вышла на космическую орбиту.

значения величины относительного запаса топлива (примерно 0,6) определяли невозможность достижения требуемой дальности при движении ракеты до цели по баллистической траектории. Решение вопроса переходом к траектории с планированием влекло ряд очевидных недостатков ракеты - увеличивалось

время ее полета, становилось возможным уничтожение ракеты средствами ПВО, еще более осложнялось обеспечение достаточной точности. Ничего сколько-нибудь существенного из проекта ракеты А-9/А-10 разработчиками отечественной МБР взято не было.

Первая отечественная МБР получила индекс Р-7. Головной организацией при ее создании было ОКБ-1 С.П.Королева. Основные системы разрабатывались конструкторскими бюро и институтами под руководством В.П.Глушко (двигатели), Н.А.Пилюгина, В.И.Кузнецова, М.С.Рязанского (система управления). В.П.Бармина (наземное оборудование).

Таким образом, разработчики ракеты Р-7 могли опираться только на опыт и технологию отечественного ракетостроения по созданию управляемых баллистических ракет. Но все предыдущие ракеты были относительно просты по конструкции и действию, выполнены одноступенчатыми и имели небольшие дальности полета. Для достижения межконтинентальных дальностей нужна была составная ракета. Было принято решение создать ракету пакетной схемы. Такая схема давала возможность разработать ракету



сравнительно небольшой длины с заданной массой полезной нагрузки и требуемой дальностью полета. Кроме того, пакетная схема позволяла осуществить запуск всех двигателей и контроль, их работы на Земле. Это преимущество пакетной схемы было особенно важным, т.к. еще не было опыта запуска двигателей в полете на больших высотах в условиях, близких к вакууму.

Первый испытательный пуск ракеты Р-7 был осуществлен в мае 1957 г.

рис. 1.6.

Р-7 была управляемой жидкостной двухступенчатой межконтинентальной баллистической ракетой, выполненной по схеме "пакета" и состоявшей из пяти блоков: одного центрального и четырех боковых (рис. 1.6).

Центральный блок считался второй ступенью ракеты. Он нес на себе отделяющуюся в полете головную часть с ядерным боезарядом. К нему симметрично в плоскостях стабилизации крепились четыре боковых блока, которые вместе с центральным блоком оставляли "пакет" - первую ступень ракеты.

Применительно к ракете Р-7 такое деление блоков по ступеням условно, так как в отличие от ракет, выполненных по схеме с последовательным расположением ступеней, где двигательная установка второй ступени начинает работать после отделения первой, у ракеты Р-7 двигатели всех пяти блоков запускались на земле при старте ракеты. Время работы двигателей боковых блоков было примерно 120 с, центрального блока - до 290 с.

Отделяемая головная часть крепилась к приборному отсеку центрального блока с помощью трех пирозамков и имела в своем составе наконечник, герметизированный корпус с ядерным зарядом, взрывательное устройство, стабилизатор. Основные узлы и детали головной части изготовлялись из алюминиевых сплавов. Корпус, включая его донная часть, имел теплозащитное покрытие по внешней поверхности из асбестотекстолита, наконечник ГЧ был выполнен из материала на основе карбида кремния. Устройства подрыва спецзаряда позволяли реализовать как наземный, так и воздушный подрыв режимы задействия спецавтоматики ядерного устройства.

Боковые блоки крепились к центральному посредством опорного конуса (в верхней части), наконечник которого входил в шаровую пятю центрального блока, и двух тяг на нижнем силовом кольце хвостового отсека. Тяги удерживались шариковыми пирозамками, закрепленными на силовом кольце центрального блока.

Каждый блок "пакета" имел жидкостную двигательную установку, гидравлически и пневматически независимую от других блоков. Двигательная установка центрального блока состояла из основного четырехкамерного ЖРД и четырех однокамерных поворотных рулевых агрегатов (двигателей), расположенных в плоскостях стабилизации. Двигательная установка бокового блока состояла из основного четырехкамерного ЖРД и двух однокамерных рулевых агрегатов (двигателей).

Компоненты топлива (керосин Т-1 и жидкий кислород) в камеры сгорания основного и рулевых двигателей каждого блока подавались насосами турбонасосного агрегата (ТНА). Рабочим телом для турбины ТНА являлся парогаз, образующийся при разложении перекиси водорода под воздействием катализатора. Во время работы двигателей баки с компонентами топлива находились под наддувом. Для наддува баков использовался жидкий азот, предварительно подогретый и превращенный в газообразное состояние.

Ракета Р-7 имела комбинированную систему управления, состоящую из автономной системы управления и системы радиоуправления дальностью и направлением.



В состав автономной системы управления входили:

автомат угловой стабилизации;

1. система нормальной стабилизации;
2. система боковой стабилизации;
3. система регулирования кажущейся скорости;
4. система одновременного опорожнения баков и синхронизации уровней (СОБISУ);
5. автомат управления дальностью.

Чувствительными элементами *автомата угловой стабилизации* являлись гироскопические приборы - гиригоризонт и гировертиконт; *системы нормальной и боковой стабилизации и автомата управления дальностью* - одностепенные физические маятники; *системы регулирования кажущейся скорости* - гироскопические интеграторы продольных ускорений. Первичными источниками электрической энергии постоянного тока на ракете служили серебряно-цинковые аккумуляторные батареи, вторичными - мотор-генераторные преобразователи.

Система радиоуправления работала в конце активного участка траектории и управляла дальностью полета ракеты Р-7, а также определяла координаты точки падения головной части. Измерение параметров движения, передача команд и контроль за их исполнением в системе радиоуправления осуществлялись по одной многоканальной импульсной линии связи в сантиметровом диапазоне волн. Наземные устройства системы радиоуправления размещались на двух пунктах управления (главный и зеркальный), удаленных на 276 км от стартовой позиции и на 552 км друг от друга. Система РУ позволяла осуществлять пуск ракеты в секторе  $+30^\circ$  в сторону зеркального пункта и  $-10^\circ$  в сторону основного пункта без передислокации наземных пунктов системы радиоуправления. Радиоаппаратура пунктов РУ состояла из:

системы измерения радиальной скорости;

системы измерения наклонной дальности;

системы измерения угла места и угловой скорости;

разностно-дальномерной системы бокового управления;

системы локационного наведения антенн;

счетно-решающего устройства управления дальностью и направлением;

системы передачи команд.

Исполнительными органами системы управления на борту ракеты являлись электроприводы, элементы пироматерики двигательных установок, рулевые машины поворотных камер рулевых двигателей (агрегатов) и воздушных рулей.

табл. 1.2.

Основные характеристики ракеты Р-7 и ее модификации Р-7А:

Характеристика	Р-7	Р-7А
----------------	-----	------

Характеристика	P-7	P-7A
Максимальная дальность полета, км	8000	9500
Стартовая масса, т	283	283
Масса головной части, т	5.4	3.7
Длина ракеты, м	31.4	31.4
Максимальный поперечный размер ракеты в сборе, м	11.2	11.2
Диаметр цилиндрической части бокового блока, м	2.8	2.8
Диаметр цилиндрической части центрального блока, м	3.0	3.0
Мощность ядерного боезаряда, Мт	3.0	3.0
Точность стрельбы (предельное отклонение), км	10	10

Общая масса заправляемых компонент топлива ракеты P-7 составляла более 250 т, т.е. величина отношения массы топлива к стартовой массе ракеты, составляла, примерно 0,9. Основные параметры, определяющие дальность полета ракеты ( $J_{уд}$  и  $\mu_k$ ), у ракеты P-7 выросли по сравнению с первой ракетой P-1 примерно в 1,5 раза, что и позволило (вместе с реализацией многоступенчатой схемы) создать МБР со значением относительной массы полезной нагрузки около - 0,02 (2%).

Центральный блок ракеты P-7 (см. рис. 1.6) состоял из приборного отсека, бака для окислителя (жидкий кислород), бака для горючего (керосин Т-1), силового кольца, хвостового отсека, маршевого двигателя и четырех рулевых агрегатов.

В приборном отсеке располагались основные бортовые приборы автономной системы управления и системы радиоуправления. На наружной поверхности отсека под обтекателями крепились рупорные антенны системы радиоуправления.

Баки для окислителя и горючего были выполнены по несущей схеме то есть одновременно являлись элементами ракеты, воспринимающими внешние нагрузки. Они представляли собой сварную укрепленную шпангоутами тонкостенную конструкцию из алюминиевого сплава.

Одна из обечаяек бака окислителя центрального блока имела усиленные шпангоуты и являлась силовым поясом бака. К наружной поверхности этой обечайки в плоскостях стабилизации приваривались кронштейны, в шаровую пятю которых входили наконечники опорных конусов боковых блоков. Силовой пояс служил для восприятия усилий, действующих от боковых блоков ракеты на центральный блок.

Цилиндрическая обечайка заднего днища бака окислителя образовывала боковую стенку межбакового отсека, в котором размещались часть приборов автономной системы управления, арматура и элементы автоматики двигательной установки.

В обечайке заднего днища бака горючего размещались торовые баки для перекиси водорода и жидкого азота. К заднему стыковочному шпангоуту бака горючего крепилось силовое кольцо нижних узлов связи, которое являлось силовым элементом ракеты и воспринимало нагрузки от рамы двигательной установки центрального блока, а также нагрузки от боковых блоков ракеты. На уровне нижних узлов связи боковые блоки ракеты стыковались с центральным блоком с помощью тяг и пирозамков.

Корпус хвостового отсека центрального блока являлся обтекателем основного двигателя и основанием для крепления рулевых агрегатов (камер сгорания рулевых двигателей и рулевых машин).

Боковой блок ракеты состоял из опорного конуса, топливных баков (окислителя и горючего), силового кольца хвостового отсека, маршевого двигателя и двух рулевых агрегатов.

Опорный конус предназначался для стыковки бокового блока с центральным блоком ракеты и передачи усилия тяги двигательной установки бокового блока центральному блоку. Наконечник конуса оканчивался сферической опорой с пальцем, предотвращавшим разворот бокового блока вокруг продольной оси.

Топливные баки конструктивно аналогичны топливным бакам центрального блока ракеты. Переднее днище бака окислителя было изготовлено в виде шпангоута с крышкой, которая могла вращаться не оси. Крышка открывалась давлением в баке после срабатывания пирозамка в процессе разделения "пакета". После открытия крышки происходило истечение газов из бака через специальное сопло, установленное в опорном конусе, в результате чего возникала реактивная сила, отталкивавшая носовую часть бокового блока от центрального блока ракеты.

В обечайке нижнего днища бака для горючего размещался блок торовых баков для жидкого азота и перекиси водорода. На корпусе хвостового отсека имелись две специальные ниши для камер сгорания рулевых двигателей и устанавливался пилон, на котором помещался воздушный руль.

Наличие на ракете разнородных рулевых органов - четырех аэродинамических рулей, четырех рулевых камер на центральном блоке, по 2 рулевых камеры на каждом боковом блоке - хотя и усложняло конструкцию, но позволяло сделать систему управления более простой. Управление полетом предполагает изменение коэффициента усиления в канале угловой стабилизации в силу того, что во время полета происходят существенные изменения момента инерции ракеты, аэродинамических моментов и т.д. И такое изменение коэффициента усиления достигалось за счет отбрасывания рулевых органов, а именно: эффективность аэродинамических рулей по мере набора высоты уменьшалась, а по окончании работы второй ступени рулевые камеры боковых блоков отделялись вместе с ними, тем самым уменьшая управляющие моменты для ракеты ставшей легче на величину израсходованного топлива.

В составе ракеты Р-7 было пять автономных двигательных установок: одна для центрального и четыре для боковых блоков. Каждая ДУ включала в себя:

четырёхкамерный маршевый ЖРД и рулевые агрегаты с насосной подачей компонентов;

системы питания основными компонентами топлива (жидким кислородом и керосином), перекисью водорода и жидким азотом;

систему наддува баков;

систему продувки камер сгорания;

пневмосистему (систему электропневмоавтоматики);

исполнительные органы системы регулирования опорожнения и синхронизации уровней компонентов топлива в баках;

исполнительные органы системы регулирования кажущейся скорости ракеты.

Основными агрегатами маршевых двигателей, выполненных по открытой схеме, являлись камеры сгорания, турбонасосные агрегаты (ТНА), агрегаты системы парогазогенерации, агрегаты управления и автоматики.

Компоненты топлива впрыскивались в камеры сгорания двухкомпонентными центробежными форсунками. Керосин к форсункам поступал через зарубашечные пространства камер сгорания, обеспечивая при этом охлаждение внутренних стенок камер.

В составе каждой ДУ был один ТНА, который состоял из турбины и четырех одноступенчатых центробежных насосов: кислородного (с двусторонним входом) и керосинового, установленных на одном валу с турбиной; перекиси водорода и жидкого азота, валы которых соединялись с валом турбины через мультипликатор.

Несмотря на то, что принятая схема двигательных установок не лишена недостатков (применение разомкнутой схемы, использование перекиси водорода и жидкого азота и т.д.), создание жидкостных ракетных двигателей для ракеты Р-7 было выдающимся для того времени достижением в области ракетного двигателестроения и в значительной степени предопределило успех в разработке комплекса с первой отечественной МБР.

Маршевые двигатели ракеты Р-7 имели высокие энергетические и массовые характеристики и, что особенно важно, - высокую надежность.

У поверхности Земли двигательные установки ракеты Р-7 развивали тягу 3800 кН, в пустоте - около 5000 кН. Удельный импульс маршевых двигателей достигал величины 3150 м/с при давлении в камере сгорания 6 МПа и на срезе сопла 0.04 МПа.

Для обеспечения надежного пуска ракеты была принята схема запуска с первой и второй промежуточными ступенями тяги для ДУ боковых блоков и с включением главной ступени тяги ДУ центрального блока после выхода всех боковых ДУ на режим первой промежуточной ступени тяги. ДУ боковых блоков переключались на режим второй промежуточной ступени тяги при выхода

центральной ДУ на главную ступень тяги, а на режим главной ступени - в полете ракеты.

Конструктивно-компоновочная схема ракеты Р-7 обеспечивала запуск всех двигателей (основных и рулевых) при старте (на земле) с помощью специальных пирозажигательных устройств, устанавливаемых в каждую из 32 камер сгорания.

На активном участке траектории вначале работали двигатели всех блоков ракеты. При достижении ракетой определенной скорости выключались двигатели боковых блоков и происходило отделение боковых блоков от центрального, который продолжал активный полет.

При достижении центральным блоком заданной скорости, близкой к требуемой, выключался его основной двигатель. Блок продолжал лететь с ускорением под действием силы тяги рулевых двигателей (суммарная тяга 100 кН). При достижении им скорости, необходимой для попадания в цель, выключались и рулевые двигатели, а через несколько секунд после этого с помощью пневмотолкателей отделялась головная часть, которая совершала полет по баллистической траектории<sup>4</sup> на заданную дальность.

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 радиоуправления, места хранения топлива, а также вспомогательные сооружения.

Подготовка ракеты Р-7 к пуску и пуск ее осуществлялись при помощи комплекта агрегатов наземного оборудования: подъемно-транспортного, комплекта приборов прицеливания, проверочно-пускового, стартового, заправочного, вспомогательного.

Боевая позиция для ракеты Р-7 включала в себя наземную незащищенную пусковую установку, площадку с подъездными путями для железнодорожного транспортно-установочного лафета и подвижных средств заправки, а также специальные сооружения бункерного типа, в которых размещались пультовая, агрегатная и командный пункт.

Пусковая установка ракеты Р-7 имела четыре качающиеся фермы, установленные на поворотном круге. После подъема в вертикальное положение ракета свободно повисала, опираясь на фермы через опорные конусы боковых блоков. О размерах стартового сооружения можно судить по его общей высоте - 40 м и диаметру проема - 15 м.

Пуск ракеты мог производиться в любое время суток при температуре окружающего воздуха от  $-40^{\circ}\text{C}$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  при скорости ветра у земли до 15 м/с, при градиентах скоростей ветра на высотах не более 15 м/с на километр.

---

<sup>4</sup> Баллистическая траектория - траектория движения тела только под действием силы притяжения.

Создание первой в мире МБР Р-7 обеспечивало решение для СССР принципиально новых военно-политических задач, однако по своим боевым свойствам и тактико-техническим характеристикам ракета Р-7 не могла стать основой новой системы вооружения (всего было построено **четыре** сложных и громоздких стартовых сооружения для пусков ракеты- на Байконуре и в Плесецке). Невысокая точность попадания головной части хотя и позволяла в принципе поражать крупные площадные объекты с учетом большой мощности ядерного заряда, но не обеспечивала требуемую боевую эффективность комплекса. Комплекс имел низкую боевую готовность, обусловленную в первую очередь, используемыми компонентами топлива, принятыми конструктивно-схемными решениями, сложностью и длительностью процессов подготовки ракеты к пуску.

Достигнутый уровень технических характеристик ракеты Р-7 (схема и параметры двигательных установок, конструктивные решения, масса системы управления и т.д.) был безусловным шагом вперед в развитии мирового и советского ракетостроения, но с позиций сегодняшнего времени не обеспечивал приемлемых для боевого образца вооружения массово-габаритных характеристик ракеты и обобщенных показателей ее технического совершенства, в частности, относительной массы полезной нагрузки, которая составляла  $m_{пн}=2\%$ . Отметим, что для современных жидкостных МБР, использующих менее эффективное по теплотворной способности топливо, чем керосин и жидкий кислород, этот показатель составляет 4%. В целом принятая концепция ракеты и комплекса не могла иметь перспективы в рамках разработки системы стратегического ракетного вооружения, но отдельные научно-технические решения, реализованные в ракете Р-7, были важным и необходимым шагом в создании такой системы. Сюда можно отнести применение вместо традиционных газоструйных рулей рулевых двигателей, что позволяло уменьшить потери удельного импульса и увеличить эффективный удельный импульс тяги двигательных установок в целом. Полезным было также практическое сопоставление характеристик автономной инерциальной системы и системы радиуправления и другое.

Для улучшения боевых и эксплуатационных свойств был разработан модифицированный вариант комплекса с ракетой Р-7А, которая имела более совершенную систему радиуправления с упрощенной наземной аппаратурой, решающей задачи управления только дальностью полета ракеты. Это позволило разместить наземный комплекс системы радиуправления вблизи боевой стартовой позиции, для ракеты Р-7А разрабатывалась также новая головная часть, меньшая по массе, что позволило увеличить максимальную дальность пуска (поражение целей) до 9500 км. А само же уменьшение массы головной части было достигнуто за счет уменьшения массы теплозащиты, поскольку головная часть была выполнена не в форме сферы (Р-7), а в форме заостренного конуса (Р-7А).

Ракета Р-7 вполне сознательно разрабатывалась для решения двух задач: как боевая МБР и как основа для создания целого семейства космических ракет носителей. Как уже отмечалось, первый успешный испытательный пуск ракеты Р-7 был осуществлен в мае 1957 г., а 4 октября 1957 г. с той же стартовой площадки №2 (впоследствии названной "гагаринской") космодрома Байконур состоялся успешный вывод на орбиту первого в мире искусственного спутника Земли ПС-1 (ПС - простейший спутник). Для того, чтобы боевой ракетоноситель превратить в космический, в первую очередь, необходимо было изменить программу разворота продольной оси ракеты на активном участке траектории - программу тангажа, - так чтобы к концу АУТ обеспечить максимум горизонтальной скорости при нулевой вертикальной скорости на заданной высоте.

Запуск ПС-1 был приурочен к международному геофизическому году (1957 г.) и проектированием и изготовлением этого спутника занималась Академия наук. Президент США Д.Эйзенхауэр, в свою очередь, публично заявил о намерении "запустить на орбиту спутник, размером с апельсин".

Но в 1957 г. стало очевидно, что Академия не успевает со своими приборами из-за маломощной собственной производственной базы и затяжек в графике работ по различным причинам. Возникло опасение, что американцы опередят нас и первыми запустят спутник. И тогда в авральном порядке, был сделан простейший, отполированный до зеркального блеска, спутник ПС-1, все научное оборудование которого состояло из термометра и "радиопищалки", частота сигнала которой зависела от измеренной температуры. Ценные данные давал не столько сам спутник, сколько наблюдения за его траекторией. Запуск состоялся 4-го октября 1957 г. Советские центральные газеты сообщили об этом мелким шрифтом, а мировая пресса вынесла сообщение о запуске аршинными буквами как сенсацию на первые страницы. Тут-то высшие политические руководители СССР осознали значение случившегося и советские газеты 6-го октября повторно опубликовали это сообщение, но уже соответствующим шрифтом и с подобающим идеологическим оформлением. На волне успеха политическое руководство СССР попросило (! хотя и директивным образом) срочно сделать еще что-нибудь. Так родился проект спутника ПС-2 с собакой на борту. Результат оказался посредственным, в спешке медикам было трудно организовать уникальный эксперимент. И, кроме того, подняли шум общества защитников животных, поскольку возвращения собаки на Землю не предусматривалось...

Что касается запуска первого спутника в США, то там сложилась своеобразная ситуация. В США действовали два центра, принадлежавших разным ведомствам - армейский и морской. Они не только конкурировали в борьбе за финансирование, но и отличались по составу: армейский возглавлял фон Браун, причем первоначально с ним работало около 100 немецких специалистов, а затем их число возросло до 700, а центр на флоте был чисто американским. И когда возник вопрос о необходимости разработки первого

американского спутника Земли, получившего название "Авангард", предпочтение, естественно, было отдано флоту. Но после 4 октября 1957 г. началась паника, нервотрепка и т.д. и т.п. "Авангард" преследуют неудачи - и 2-ой и 3-ий старт закончились взрывом. А после запуска ПС-2 с собакой в американской прессе началась настоящая истерика. И тогда решили "дать ход" немецкой группе фон Брауна. За полтора месяца, говоря на техническом языке, он "слепил" "Эксплорер" и 1-го февраля 1958 г. состоялся удачный пуск. Не будет большим прегрешением против истины, если сказать, что Вернера фон Брауна по сути сделал своими успехами Королев, иначе бы моряки в конце концов "съели" фон Брауна, но объективности ради следует признать, что С.П. Королев стал Королевым тоже благодаря фон Брауну и его V-2 (А-4).

Создание ракеты Р-7 и комплекса на ее основе было выдающимся достижением советской науки, техники и экономики. Оно имело крайне важное, не только военное, но и политическое значение. Однако как образец вооружения комплекс с ракетой Р-7 (и Р-7А) не заслуживал особо высоких оценок. Высокая стоимость комплекса, большие габариты и масса ракеты, использование двух сжиженных газов, сложность наземного оборудования и процессов подготовки ракеты к пуску, наличие системы радиоуправления и другие особенности комплекса исключали возможность его массового внедрения в войска. К этому следует добавить, что комплекс имел крайне низкие значения таких важных для образцов вооружения характеристик, как боеготовность и живучесть.

В то же время нельзя не отметить, что в истории изучения и освоения космического пространства на основе использования беспилотных и пилотируемых аппаратов ракета Р-7, а также разработанные в интересах ее создания и на ее основе элементы и образцы ракетной техники сыграли выдающуюся роль, продолжая и сегодня решать важные и ответственные задачи. С помощью космических ракет-носителей, разработанных на базе ракеты Р-7 ("Восток", "Союз" и др.), в СССР были осуществлены запуски первого в мире искусственного спутника Земли, первого пилотируемого космического аппарата, аппаратов для изучения Луны, Венеры и т.д. О возможностях ракеты Р-7 как основы для носителей космических аппаратов говорит, например, то, что пилотируемый космический аппарат "Союз" имеет массу в 6.5 т.

Ракеты Р-7 и Р-7А стали отличной основой для создания лучших для своего времени ракет-носителей космических аппаратов, Но они были весьма неудачными МБР. Для С.П.Королева главной целью жизни было исследование и завоевание космоса, и в ракете Р-7 он видел, прежде всего, средство для достижения этой цели. К ракетам-носителям космических аппаратов и к МБР, как образцам оружия, предъявляются слишком различные требования, чтобы разработкой одной ракеты и комплекса можно было их в одинаковой степени выполнить. В последующем создание МБР шло отдельно от создания космических ракет.

Разработка и принятие на вооружение в 50-е годы целого ряда комплексов с ракетами больших - вплоть до межконтинентальной - дальностей



создали предпосылки для образования нового вида Вооруженных Сил СССР - ракетных войск стратегического назначения. Решение об этом было принято 17 декабря 1959 г.

## Глава 2. Баллистические ракеты второго поколения

### 2.1. Управляемые баллистические ракеты средней дальности Р-12 и Р-14

Создание ракеты Р-11М и комплекса на ее основе доказало возможность и целесообразность разработки ракет больших дальностей с двигателями на высококипящих компонентах топлива. Для создания таких ракет было образовано новое особое конструкторское бюро - КБ "Южное". Главным конструктором которого стал М.К.Янгель. В этом КБ во второй половине 50-х годов началась разработка комплексов с ракетами средней дальности Р-12 и Р-14. Общий вид этих ракет приведен на рис. 2.1 и 2.2.

табл. 2.1

Основные характеристик ракет:

Характеристика	Р-12	Р-14
Максимальная дальность полета, км	2000	4500
Стартовая масса, т	41.7	86.3
Масса головной части, т	1.6	1.5
Длина ракеты, м	22.1	24.4
Диаметр корпуса ракеты, м	1.65	2.4
Мощность ядерного боезаряда, Мт	2.3	2.3
Точность стрельбы (предельное отклонение), км	5.0	5.0

Обе ракеты одноступенчатые, с отделяющимися головными частями. Комплекс с ракетой Р-12 был принят на вооружение в 1959 г., комплекс с ракетой Р-14 - в 1961 г. Ракетные комплексы обеспечивали высокую эффективность поражения площадных целей со слабозащищенными структурными элементами. Площадь таких целей, поражаемая одной ядерной головной частью, составляла около 100 км<sup>2</sup>. Однако эффективность действия ракет Р-12 и Р-14 по высокозащищенным целям была крайне низкой. Для поражения объекта с уровнем защищенности в 10 МПа с вероятностью 0,9 требовались десятки ракет. Причиной этого была низкая их точность. Эти данные получены для случая, когда надежность  $P_k=1$ .

Отделение головной части ракеты Р-12 осуществлялось с помощью пневматического толкателя, срабатывавшего после разрыва пироболтов, крепящих ГЧ к переходнику.

Баки сварной конструкции изготавливались из алюминий-магниевого сплава. Верхний бак (окислителя) разделялся промежуточным днищем. Окислитель расходовался сначала из нижней части бака, чем создавались более благоприятные условия для стабилизации полета и уменьшения нагрузок на органы управления. Ракета имела четыре небольших стабилизатора, в качестве органов управления использовались графитовые газовые рули, установленные в

потоке продуктов сгорания по одному у среза сопла каждой из четырех камер сгорания двигателя.

На ракете использовался четырехкамерный (с общим ТНА) ЖРД, работавший на топливе: окислитель АК-27И (73%  $\text{HNO}_3$ , 27%  $\text{N}_2\text{O}_4$  с добавкой ингибитора - йода), горючее - керосин ТМ-185. Для запуска применялось пусковое горючее ТГ-02, самовоспламеняющееся с АК-27И. Двигатель развивал на Земле тягу в 628 кН, в пустоте 721 кН. Удельный импульс составлял соответственно 2237 м/с и 2570 м/с. Рабочим телом турбины служили продукты разложения перекиси водорода (парогаз). Наддув бака окислителя осуществлялся парогазом, баков горючего и перекиси водорода - сжатом воздухом из специальных баллонов.

На ракете применялась система регулирования кажущейся скорости (РКС), позволявшая в определенных пределах изменять тягу двигателя в целях обеспечения более точного соответствия продольного движения ракеты на АУТ требуемому. В конце активного участка полета двигатель переходил на режим дросселирования.

Система управления полетом - автономная инерциальная. Масса приборов системы управления 430 кг. Приборы размещались в межбаковом отсеке. Задачами системы управления являлись:

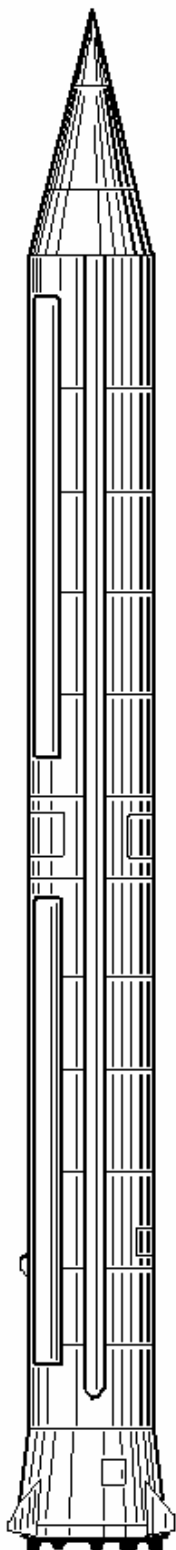
- стабилизация ракеты относительно центра масс,
- стабилизация центра масс относительно расчетной траектории в боковом направлении и по нормали к траектории в плоскости полета,

- регулирование скорости движения ракеты на АУТ путем изменения тяги двигателя.

Система управления включала также систему аварийного подрыва ракеты. Особенностью системы управления было использование для уменьшения ошибок определения скорости ракеты нескольких электролитических интеграторов ускорений.

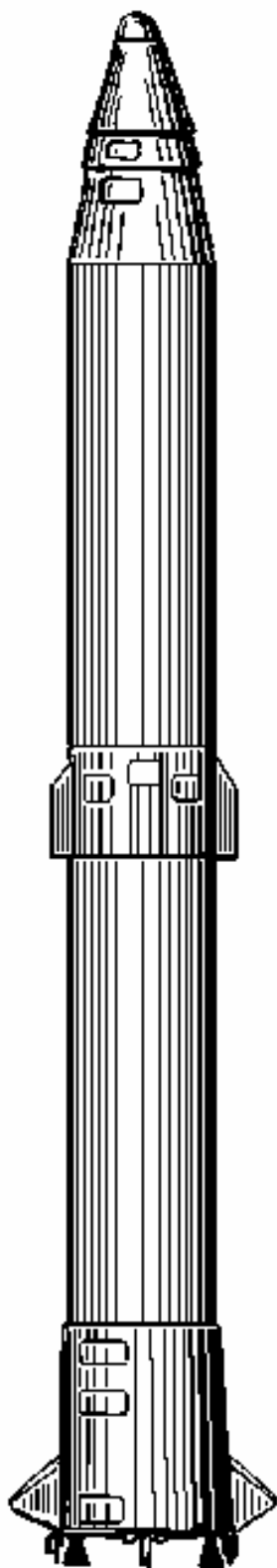
Для ракеты Р-12 предполагалось использовать открытый (с наземного пускового стола) старт. Комплекс при этом должен был быть подобным по составу комплексам с ранее созданными ракетами, имеющими аналогичный тип старта, хотя и отличающимся от них конструкцией агрегатов наземного оборудования.

При создании комплекса с ракетой Р-12 особое внимание обращалось на обеспечение возможно более высокой его боеготовности. Хранение ракеты в заправленном



8К63 [SS-4]

и полностью подготовленном для пуска состоянии в течение всего времени гарантийного срока было еще невозможным, отработанная для комплекса система боевых готовностей позволяла в наибольшей степени повысить боеготовность на всем периоде нахождения его на вооружении. Эта система включала четыре степени готовности.



8K65 (SS-5)

#### Готовность №4 (постоянная).

Ракета находится в проверенном состоянии на технической позиции. Гироприборы не установлены, головная часть хранится отдельно. В такой готовности ракета могла храниться (при условии проведения периодических проверок) в течение всего гарантийного срока (7 лет). Минимальное время до пуска 205 мин.

#### Готовность №3 (повышенная).

Ракета на технической позиции. Приборы установлены, головная часть пристыкована. Время возможного нахождения в этой готовности 3 года, время пуска - 140 мин.

#### Готовность №2 (повышенная первой степени).

Ракета на боевой позиции, установлена на стартовом столе. В систему управления введены необходимые для пуска данные, система проверена, рядом с ракетой находятся машины-заправщики топлива. Время нахождения в готовности - до трех месяцев, пуск возможен через 60 минут.

#### Готовность №1 (полная).

Заправлены основные (кроме ТГ-02) компоненты топлива. Произведено прицеливание. В готовности №1 комплекс мог находиться в течение месяца. Пуск производился через 30 минут.

рис. 2.2.

Ракета Р-14 была дальнейшим развитием и усовершенствованием ракеты Р-12. Значительное повышение дальности (до 4500 км) достигалось увеличением (примерно в 2 раза) запаса топлива и улучшением конструкции (особенно ее двигателей) при сохранении массы головной части. Замена горючего ТМ-185 на несимметричный диметилгидразин (НДМГ) позволила существенно (почти на 10%) повысить удельный импульс и исключить использование пускового горючего (т.к. НДМГ самовоспламеняется с окислителем АК-27И). Тяга двигательной установки составляла на Земле

1480 кН, в пустоте - 1740 кН; удельный импульс был равен соответственно 2406 м/с и 2830 м/с. Двигательная установка ракеты Р-14 включала два автономных ЖРД, каждый из которых имел две камеры сгорания, один ТНА, систему газогенерации, элементы автоматики и т.д. В двигателях впервые использовались газогенераторы на основных компонентах топлива, что позволило исключить перекись водорода. На ракете использовались только два (вместо четырех как на Р-12) жидких компонента, что упростило эксплуатацию комплекса. Впервые применялась система опорожнения баков (СОБ), в результате чего оказалось возможным уменьшить гарантийные запасы топлива. Применение мембран в магистралях подачи компонентов привело к упрощению схемы ДУ и повышению ее надежности. Перед выключением двигателя он переводился на режим дросселирования. Впервые для автономной инерциальной системы управления ракеты Р-14 была разработана гиросtabilизированная платформа, позволившая снизить инструментальные ошибки СУ и тем самым обеспечить более высокую точность попадания головной части в цель. Принципиально новым конструктивно-технологическим решением было изготовление топливных баков несущей конструкции из алюминиевых панелей с использованием химического фрезерования.

Головная часть ракеты имела коническую форму с тупым полусферическим наконечником из термостойкого сублимирующего материала. На корпус головной части наносилось теплозащитное покрытие из асботекстолита. Головная часть крепилась к переходнику ракеты тремя разрывными болтами. Отделение головной части в конце активного участка траектории производилось разрушением болтов путем их подрыва и торможением корпуса ракеты тремя пороховыми ракетными двигателями, установленными снаружи приборного отсека.

Серьезным недостатком комплексов с ракетами Р-12 и Р-14 была низкая живучесть в условиях возможного (главным образом, ядерного) воздействия противника. Защищенность ракет по отношению к ВУВ при открытом старте составляла всего около 0.02 МПа. Это означало, что ракета будет уничтожена, если взрыв заряда мегатонной мощности произойдет на расстоянии порядка 5 км от ракеты, для повышения защищенности комплексов от действия ПФЯВ в 1960 г. началась разработка шахтных пусковых установок. Эти работы возглавляло конструкторское бюро, руководимое В.П. Барминым. Создание шахтных ПУ было новым делом. Предстояло решить много сложных технических проблем - по разработке конструкции шахты, имеющей подвижную крышу, по обеспечению заправки ракеты топливом и сжатыми газами с использованием дистанционного управления, по обеспечению газодинамического старта ракеты из ШПУ и др. Все эти проблемы были решены. В 1964 г. комплексы с шахтными ПУ были приняты на вооружение, ракеты шахтных комплексов получили индексы Р-12У и Р-14У.

Появление на вооружении ракетных комплексов с шахтными ПУ было первым и крайне важным шагом в решении проблемы живучести. Однако, при

их создании меры, позволяющие повысить живучесть, использовались в недостаточной степени. ПУ имели защищенность всего в несколько десятых долей мегапаскаля. Это означало, что радиус их поражения при взрыве мегатонного заряда оставался еще большим (при  $q=1$  Мт он составлял 1.5...2 км). Кроме того, боевые позиции новых комплексов выполнялись групповыми - по четыре (для Р-12У) или три (для Р-14У) шахты, расположенные на расстоянии менее 100 метров друг от друга. Групповое расположение пусковых установок было необходимым ввиду того, что все ПУ обслуживались из одного заправочного хранилища, обеспечивающего как заправку ракет, так и слив компонентов по истечению срока готовности, определенного разработчиком. Это еще более снижало живучесть, т.к. один взрыв мог уничтожить сразу три или четыре ракеты. Создание комплексов типа "ГС" было не самым неудачным решением. Поэтому неудивительно, что в дальнейшем комплексы типа "ГС" были вытеснены стартовыми комплексами типа "ОС".

Несмотря на серьезные недостатки, комплексы с ракетами средней дальности Р-12 и Р-14 получили широкое распространение в войсках и явились основой для построения системы вооружения, позволившей Вооруженным Силам СССР решать принципиально новые оперативно-стратегические задачи. Почти 30 лет эти ракетные комплексы находились на вооружении РВСН и закончили свое существование в соответствии с Договором между СССР и США о ликвидации ракет средней и меньшей дальности 1987 года. На момент подписания «Договора о ликвидации РСМД» на боевой дежурстве находилось 65 ракет Р-12.

Два ракетных полка Р-12 и один полк Р-14 входили в состав 51-ой ракетной дивизии, находившейся в составе группы советских войск на Кубе (ГСВК) и в октябре 1962 впервые в истории представляли непосредственную массированную ядерную угрозу территории США, что собственно и привело к эскалации Карибского кризиса. Именно это событие поставило в прямую вопрос о создании надежной системы боевого управления ракетными войсками, обеспечивающими надежное доведение боевых приказов и проведение только санкционированных пусков ракет. В период Карибского кризиса, в условиях морской военной блокады острова такое решение фактически мог принять командующий ГСВК, т.е. человек, не являющийся первым лицом в государстве. Но проблема построения эффективной системы боевого управления нуждается в отдельном специальном рассмотрении.

## 2.2. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-16 (Р-16У)

Опыт создания в КБ М.К.Янгеля РСД Р-12 и Р-14 на высококипящих компонентах топлива показал возможность разработки на тех же принципах и межконтинентальной ракеты. Необходимость этой разработки была очевидной, поскольку МБР Р-7, что уже отмечалось, обладала как образец вооружения, крупными недостатками. Вновь создаваемой МБР был присвоен индекс Р-16. Решение о ее разработке было принято в мае 1959 года, т.е. тогда, когда работы над ракетами Р-12 и Р-14 еще не были закончены. Головной организацией (ракета и комплекс) было определено КБ "Южное" под руководством М.К. Янгеля, системы комплекса разрабатывались в организациях, где руководителями были В.П. Глушко (двигатели), Б.М. Коноплев, В.Г. Сергеев, В.И.Кузнецов (система управления), В.И.Капустинский, Е.Г.Рудяк (наземное оборудование). При проектировании ракеты Р-16 использовался ряд решений, отработанных и проверенных на ракетах Р-12 и Р-14. Унификация агрегатов узлов и приборов, и в особенности маршевых двигательных установок, позволила провести разработку и создать ракету в значительно меньшие сроки, чем ракету Р-7.

Ракета Р-16 являлась первой в мире межконтинентальной двухступенчатой ракетой с двигателями на высококипящем окислителе. В качестве топлива на обеих ступенях ракеты использовались самовоспламеняющиеся высококипящие компоненты: окислитель АК-27И - смесь 27% азотного тетраксида и 73% азотной кислоты, горючее - несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

МБР Р-16 - двухступенчатая ракета тандемной схемы с жидкостными ракетными двигателями, оснащенная моноблочной головной частью (рис. 2.3).

Летные испытания этой ракеты проводились с октября 1960 г. до конца 1961 г. В этом же году был поставлен на боевое дежурство первый ракетный полк с МБР Р-16, а ракетный комплекс Р-16 был принят на вооружение.

Основные характеристики ракеты:

Максимальная дальность полета, км	11 000...13 000
Стартовая масса, т	140.6
Масса головной части, т	1.5 ... 2.2
Длина ракеты, м	34 , 3
Диаметр корпуса ракеты	
первой ступени, м	3.0
второй ступени, м	2.4
мощность ядерного боезаряда, Мт	5.0
Точность стрельбы (предельное отклонение), км	10.0

Для МБР Р-16 отрабатывались три типа головных частей, имеющих ядерные заряды с различным тротиловым эквивалентом. Максимальная

дальность полета ракеты зависела от применяемого типа головной части. Головная часть ракеты состояла из корпуса, ядерного снаряжения, наконечника и взрывательного устройства с автоматикой подрыва. Головные части всех типов, как "легкие", так и "тяжелые", имели коническую форму с полусферической вершиной. Корпус головной части покрывался теплозащитным покрытием. К корпусу второй ступени головная часть крепилась с помощью трех разрывных болтов, отделение головной части от корпуса ракеты осуществлялось за счет торможения второй ступени с помощью пороховых ракетных двигателей.

Первая ступень ракеты состояла из переходника (к которому четырьмя разрывными болтами крепилась вторая ступень ракеты), бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека с силовым кольцом.

рис.2.3

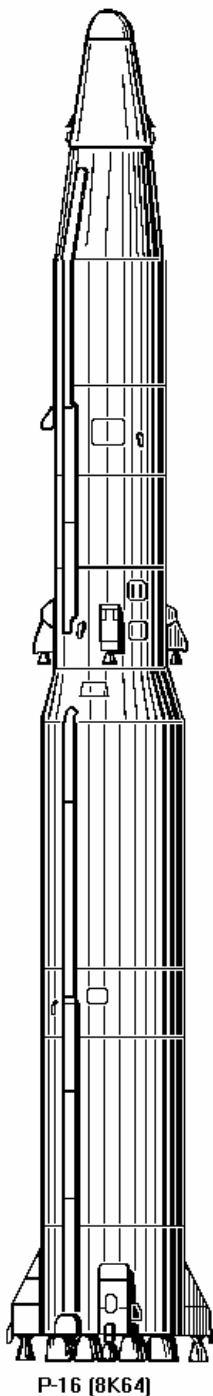
Двигательная установка первой ступени состояла из основного (маршевого) двигателя, представлявшего собой блок из трех двухкамерных ЖРД, и рулевого двигателя с четырьмя поворотными камерами сгорания.

Система подачи топлива во всех двигателях - турбонасосная с питанием турбин продуктами сгорания основного топлива.

Камеры сгорания - стальные, цилиндрической формы, паяно-сварной конструкции с плоской форсуночной головкой и профилированным соплом. Турбонасосный агрегат состоял из турбины и двух центробежных насосов - окислителя и горючего, с двухсторонним входом и установленными на входах шнеками для создания подпора. Газ для турбонасосного агрегата вырабатывался при горении в газогенераторе основных компонентов топлива с избытком горючего. Все агрегаты двигателя собирались в единое целое с помощью рамы.

Основными недостатком подобных двигателей являлись: использование незамкнутой схемы привода турбонасосного агрегата, что не позволяло достигнуть высоких значений удельного импульса тяги двигателя, сложность схемы запуска и выключения двигателя вследствие использования пневмоклапанов, а также относительно большая масса конструкции двигателя.

Отметим также, что применение рулевых двигателей, обеспечивающих управление полетом ракеты и работу двигательной установки на режимах конечной





ступени тяги, также повышает потери удельного импульса тяги и увеличивает массу конструкции всей двигательной установки.

Топливные баки первой ступени ракеты были выполнены по несущей схеме из панелей алюминий-магниевого сплава и имели поперечный и продольный силовой набор, состоящий из шпангоутов и стрингеров.

Приборный отсек первой ступени располагался между баками окислителя и горючего. В нем размещались приборы системы управления и пять шаровых баллонов со сжатым газом, необходимым для наддува бака горючего и обеспечения работы двигательной установки. Бак окислителя первой ступени наддувался встречным (при полете ракеты) потоком воздуха.

Хвостовой отсек первой ступени являлся силовым элементом корпуса и представлял собой цилиндрическую оболочку, подкрепленную шпангоутами и стрингерами. Снаружи, в нижней части, хвостовой отсек имел четыре обтекателя. Внутри отсека располагалась маршевая двигательная установка, а под обтекателями - тормозные пороховые двигатели и четыре камеры сгорания рулевого двигателя. Кроме того, обтекатели, закрывающие камеры сгорания рулевого двигателя и расположенные на внешней поверхности хвостового отсека, выполняли роль стабилизаторов полета ракеты. Пороховые двигатели предназначались для торможения первой ступени ракеты при разделении ступеней на траектории полета.

Силовое кольцо служило для крепления маршевого двигателя к корпусу ракеты. На нем также закреплялись четыре кронштейна для установки ракеты на пусковое устройство.

Вторая ступень ракеты состояла из переходника, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека. Все конструктивные элементы второй ступени во многом аналогичны по устройству соответствующим элементам первой ступени, однако диаметр ее меньше. Исключением являлся бак окислителя второй ступени, который изготавливался из листового материала с применением химического фрезерования (технология изготовления подобных конструкций была отработана и впервые применена при производстве ракеты средней дальности Р-14).

Маршевая двигательная установка второй ступени состояла из одного двухкамерного блока, аналогичного двухкамерному блоку первой ступени, но имевшего удлиненные с большим расширением (высотные) сопла и рулевого четырехкамерного двигателя.

Рулевой двигатель второй ступени также аналогичен по устройству рулевому двигателю первой ступени, но его агрегаты имели меньшие размеры и тяговые характеристики (таблица 2.2).

Основные характеристики двигателей ракеты Р-16 Таблица 2.2

Характеристики	ДУ 1-ой ст		ДУ 2-ой ст	
	марш. рул.		марш. рул.	
Тяга на Земле. кН	2265	288.5	710	41.5

Характеристики	ДУ 1-ой ст марш. рул.		ДУ 2-ой ст марш. рул.	
	Тяга в Пустоте. кН	2660	380	900
Удельный импульс (на Земле). м/с	2420	2310	2370	2060
Удельный импульс (в пустоте), м/с	2840	2680	2870	2460

Давление в камерах сгорания маршевых двигательных установок достигало величины 7.5 МПа. Общий запас топлива на первой и второй ступенях ракеты составлял около 130 т, что соответствовало значениям относительного запаса топлива 0.92. Показатель энергомассового совершенства ракеты  $m_{пн}$  около 0.016.

Система управления полетом ракеты автономная, инерциальная. Общая масса приборов системы управления 440 кг, из них 152 кг - масса приборов, размещенных на первой ступени, и 288 кг - на второй. Система управления состояла из автоматов угловой стабилизации, стабилизации центра масс (НС и БС), системы регулирования кажущейся скорости, автомата управления дальностью, систем одновременного опорожнения баков (только на второй ступени), программированных импульсов, а также источников питания и токораспределительных устройств.

Так же как на ракете Р-14, в приборном отсеке была установлена гиросtabilизированная платформа. Пуск ракеты Р-16 осуществлялся автоматически. Запуск двигательной установки и функционирование систем ракеты в полете происходили в определенной последовательности. Вначале сжатыми газами наддувались топливные баки ступеней и пусковые бачки газогенераторов ЖРД первой ступени. Далее начинали раскручиваться турбонасосные агрегаты основного и рулевого двигателей первой ступени. Топливо подавалось в камеры сгорания, где происходило его самовоспламенение и двигатели выходили на режим номинальной тяги и ракета начинала вертикальный подъем.

В полете регулирование тяги маршевых двигательных установок ступеней осуществлялось системой регулирования кажущейся скорости. Система управления выводила ракету по заданной программе на наклонный участок траектории. В момент, близкий к выгоранию топлива первой ступени, система управления выдавала команду на разделение ступеней. По этой команде вначале выключался основной двигатель и снижалась тяга рулевого двигателя первой ступени. После этого включался рулевой двигатель второй ступени, подрывались пироболты скрепляющие первую и вторую ступени, и срабатывали пороховые тормозные двигатели первой ступени. За счет действия тормозных двигателей первой ступени ее корпус притормаживался, и она отделялась от второй ступени. При достижении относительного расстояния между ступеями в 10-15 м осуществлялся запуск основного двигателя маршевой двигательной установки второй ступени.

При достижении заданных параметров движения ракеты, обеспечивающих попадание головной части в цель, по предварительной команде выключался основной ЖРД второй ступени, а после выключения рулевого двигателя (главная команда) происходил подрыв пироболтов, соединяющих головную часть с корпусом, и одновременно включение пороховых тормозных двигателей второй ступени, обеспечивающих увод второй ступени с траектории полета головной части.

Первоначально, ракетный комплекс на базе МБР Р-16 проектировался как наземный подвижный, однако проработки показали, что этот вариант крайне сложен и громоздок. Было принято решение о создании комплекса наземного стационарного базирования. Именно в таком варианте комплекс и был принят на вооружение в 1961 г.

Наземный стартовый комплекс для МБР Р-16 (условное обозначение "Шексна-Н") включал в себя боевые стартовые позиции, на которых располагались по два стартовых устройства с общими командным пунктом и хранилищем ракетного топлива. Для комплекса были установлены готовности, в основном подобные тем, что применялись для комплексов с ракетами Р-12 и Р-14. Высшей степенью боевой готовности являлась полная готовность. Только при этой степени готовности ракета заправлялась компонентами ракетного топлива.

При пуске из полной готовности ракета дозаправлялась компонентами ракетного топлива, заправлялась сжатым газом и включалась система управления.

В 1960 г. были начаты работы по созданию комплекса с шахтными пусковыми установками. В январе 1962 г. был проведен первый пуск ракеты из шахтной пусковой установки, а в июле 1963 г. ракетный комплекс с такими пусковыми установками был принят на вооружение. Ракета для шахтных пусковых установок получила обозначение Р-16У. Эта ракета конструктивно почти не отличалась от ракеты Р-16. Отдельные внесенные в конструкцию ракеты изменения были обусловлены необходимостью проведения пусков как с наземных, так и шахтных пусковых установок, а также повышенными требованиями надежности и безопасности при эксплуатации. Так, в частности, была изменена автоматика, управляющая запуском двигательной установки первой ступени, наддув баков горючего первой ступени и баков окислителя и горючего второй ступени из баллонов высокого давления осуществлялся азотом, регулировка положения рулевых камер осуществлялась дистанционно, на корпусе ракеты были сделаны площадки для установки бугелей, фиксирующих положение ракеты в направляющих шахтной пусковой установки и т.д.<sup>5</sup>

Шахтный стартовый комплекс для МБР Р-16У (условное обозначение "Шексна - В") включал в себя боевые стартовые позиции, на которых

---

<sup>5</sup> По-видимому, проблемой безопасности пришлось заняться вплотную после событий 24 октября 1960 г.

располагались три шахтные пусковые установки, размещенные в линию на незначительном (десятки метров) расстоянии друг от друга, подземный командный пункт, хранилище горючего и окислителя, а также другие сооружения.

Основные геометрические размеры шахтной пусковой установки:

Глубина шахтной пусковой установки	45.6 м
Внутренний диаметр шахтного сооружения	8.3 м
Внутренний диаметр стакана	4.64 м
Тип защитного устройства	плоское, сдвижное

МБР Р-16У размещались внутри шахтного стартового сооружения на специальном поворотном пусковом устройстве с пристыкованными коммуникациями системы заправки.

В отличие от шахтных пусковых установок других ракетных комплексов шахтная пусковая установка МБР Р-16У обеспечивала движение ракеты в шахте по направляющим, вследствие чего стакан газопроводов был выполнен поворотным и соединялся с пусковым устройством, а на ракете устанавливались две пары бугелей, входящих в направляющие пазы.

Ракетные комплексы с шахтными установками имели три степени боевой готовности: постоянную, повышенную и полную. Ракета заправлялась компонентами ракетного топлива только в полной боевой готовности. При проведении пуска из полной готовности ракета дозаправлялась компонентами топлива и сжатыми газами, включалась бортовая система управления и открывалось защитное устройство.

Как уже отмечалось ранее, при оценках шахтных комплексов с ракетами Р-12У и Р-14У, групповое расположение пусковых установок является неудачным, т.к. резко снижает (по сравнению с одиночными стартами) живучесть ракетного комплекса при ядерном воздействии противника. К этому следует добавить, что и защищенность ракет Р-16У в шахтных пусковых установках была относительно невысокой. И тем не менее создание первого ракетного комплекса с МБР, размещенными в шахтных пусковых установках, явилось значительным шагом в повышении важнейшей характеристики РК - их живучести. Она стала заметно выше, чем живучесть комплексов с открытыми стартами.

Боеготовность комплексов с МБР Р-16 (Р-16У) была существенно повышена по сравнению с боеготовностью комплекса с ракетой Р-7, в чем основную роль сыграл переход к высококипящему топливу. Кроме того, ракеты Р-16 и комплексы на их основе имели и ряд других достоинств по сравнению с первой МБР, а именно: они имели значительно меньшую массу ракет (почти в два раза), на них не использовались системы радиокоррекции траектории полета. Упрощение технологии производства и эксплуатации ракет позволило впервые в практике отечественного ракетостроения наладить серийное производство ракет,

агрегатов технологического оборудования и строительство боевых стартовых позиций.

Однако, несмотря на очевидные достоинства, МБР Р-16 (Р-16У) и ракетный комплекс имели и существенные недостатки. Хранить ракету длительное время в заправленном состоянии было нельзя, и поэтому боеготовность комплексов была низкой - десятки минут и даже часы для разных степеней готовности и различных типов комплексов. Низкими были также точность попадания боеголовок и показатели энергомассового совершенства ракеты. Не в полной мере были использованы возможности повышения живучести комплекса, предоставляемые переходом к шахтному варианту базирования. Структура боевых порядков ракетных комплексов как наземного стационарного, так и шахтного базирования была сложной, а слабая автоматизация работ по подготовке ракеты к пуску требовала и разнообразного технологического оборудования и неэффективно задействовала личный состав в многочисленные расчеты.

При отработке ракеты Р-16 произошло трагическое событие. 24 октября 1960 г. при подготовке первого пуска ракеты, в момент нахождения полностью заправленного изделия на стартовом столе, прошла несанкционированная команда на запуск двигательной установки второй ступени, следствием чего было разрушение всей ракеты. Более 100 т самовоспламеняющегося топлива хлынули на землю. Погибло много ведущих специалистов, присутствовавших на стартовой площадке. И в их числе председатель Государственной комиссии по испытаниям ракеты Р-16 Главнокомандующий РВСН Главный маршал артиллерии Митрофан Иванович Неделин и Главный конструктор системы управления Б.М.Коноплев<sup>6</sup>. По имеющимся данным в результате этой одной из крупнейших в истории катастроф с ракетной техникой погибло самое большое число людей - 129 человек.

### **2.3. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-9А**

В те годы, когда в КБ М.К.Янгеля создавалась МБР на высококипящем топливе Р-16, в ОКБ-1 под руководством С.П.Королева велась работа над ракетой Р-9А. Разработка ракеты началась в мае 1959 г. Концентрируясь на главной своей задаче - разработке носителя Н-1 для высадки человека на Луну - С.П.Королев в максимальной степени использовал в процессе создания новой межконтинентальной ракеты устаревшие научно-технические и конструкторские наработки, реализованные ранее в ракетах Р-1, Р-2, Р-5М и Р-7. Подобный подход однозначно определил технический облик будущей межконтинентальной ракеты на основе использования низкокипящего кислородного окислителя. К

---

<sup>6</sup> Очевидцы утверждают также, что сам Генеральный конструктор М.К.Янгель остался жив лишь потому, что отошел в безопасную зону чтобы покурить.

созданию межконтинентальной ракеты Р-9А были привлечены имевшие к тому времени опыт разработки ракет больших дальностей и комплексов на их основе коллективы и организации, которыми руководили С.П.Королев, В.П.Глушко, Н.А.Пилюгин, В.И.Кузнецов, М.С.Рязанский, С.А.Косберг, С.Г.Кочерянец, А.Ф.Богомолов, В.П.Бармин.

МБР Р-9А - межконтинентальная, двухступенчатая с последовательным расположением ступеней ракета, с жидкостными ракетными двигателями, оснащенная моноблочной головной частью (рис.2.4). В качестве топлива на обеих ступенях ракеты использовались компоненты: окислитель - переохлажденный до температуры  $-186^{\circ}\text{C}$  жидкий кислород, горючее - керосин Т-1.

Летные испытания ракеты проводились с апреля 1961 г. по февраль 1964 г. Первая попытка запуска Р-9 состоялась на полигоне Байконур 9 апреля 1961 г. - за три дня до взлета Юрия Гагарина, - закончилась взрывом (можно вообразить настроение С.П.Королева перед 12 апреля). Только в 1961 г. в результате возникших при пусках высокочастотных разрушениях двигателей (сильные пульсации давления в камере сгорания первой ступени), разработанных под руководством В.П.Глушко были выведены из строя три стартовых комплекса. 22 октября 1963 года на государственном испытательном полигоне №5 (космодром Байконур) в ракетной шахте Р-9А после серии заправочно-сливных операций вся атмосфера оказалась сильно загазована кислородом. Случайная искра привела к пожару, в результате которого погибло 8 испытателей во главе с командиром части подполковником Николаем Жаровым. Всего к февралю 1964 г. на Байконуре было проведено 54 испытательных пуска Р-9, в том числе со скоростным перезаряданием пусковых установок.

Первые ракетные полки, вооруженные МБР Р-9А, были поставлены на боевое дежурство в 1964 г. Ракетный комплекс на базе ракеты Р-9А был принят на вооружение в 1965 г.

Основные характеристики ракеты:

Максимальная дальность полета, км	10 000...12 000
Стартовая масса, т	80.4
Масса головной части, т	1.6 ... 2.1
Длина ракеты, м	24, 3
Диаметр корпуса ракеты, м	2.68
мощность ядерного боезаряда, Мт	5.0
Точность стрельбы (предельное отклонение), км	5.0

Ракета состояла из первой и второй ступеней и головной части с ядерным снаряжением.

Для МБР Р-9А отработывалось два типа головных частей, имеющих ядерные заряды с различным тротиловым эквивалентом, максимальная

дальность полета зависела от применяемого типа головной части. Головная часть соединялась со второй ступенью ракеты через специальный переходник с помощью пирозамков.

Отделение головной части осуществлялось после выключения маршевой двигательной установки второй ступени при помощи пневмотолкателя.

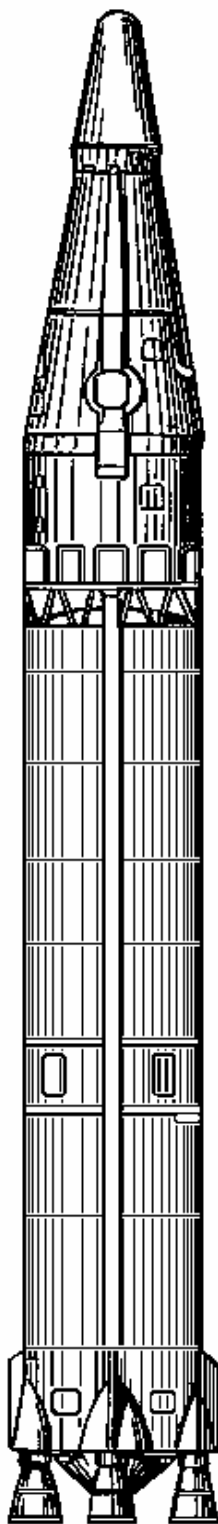


рис.2.4

Первая и вторая ступени ракеты соединялись между собой с помощью открытой решетчатой фермы пирозамками.

Первая ступень ракеты состояла из открытой решетчатой фермы, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека, во внутреннем объеме которого размещалась жидкостная маршевая двигательная установка.

Решетчатая ферма предназначалась для связи первой и второй ступеней ракеты и обеспечения выхода газов при запуске маршевой двигательной установки второй ступени. Для защиты от газовой высокотемпературной струи двигательной установки второй ступени на верхнем днище бака окислителя первой ступени крепился газоотражательный конус, обеспечивающий отвод газовой струи и тепловую защиту бака окислителя первой ступени.

Топливные баки первой ступени выполнялись по несущей схеме и изготавливались из алюминий-магниевого сплава. В баках отсутствовал внутренний силовой набор (стрингеры и шпангоуты), а их панели в целях предельного уменьшения массы баков обрабатывались химическим фрезерованием. Баки окислителя и горючего конструктивно аналогичны.

Приборный отсек располагался в межбаковом объеме первой ступени и служил для размещения приборов системы управления, обеспечивавших функционирование первой ступени при полете ракеты на активном участке. В нем также размещался воздушный баллон высокого давления, предназначавшийся для продувки магистралей горючего камер сгорания и газогенератора маршевого двигателя второй ступени перед его запуском.

Хвостовой отсек служил для размещения маршевого двигателя первой ступени и для защиты его от

аэродинамических сил во время полета ракеты в плотных слоях атмосферы. Кроме того, он являлся также опорой при установке ракеты на пусковое устройство. На внешней поверхности хвостового отсека по плоскостям стабилизации размещались четыре пилона, которые прикрывали выходящие за внутренний объем отсека камеры сгорания маршевого двигателя и одновременно служили воздушными стабилизаторами.

Корпус второй ступени состоял из конической и цилиндрической частей. Коническую часть корпуса составляли переходник, бак горючего и бак окислителя с межбаковой обечайкой. Цилиндрическая часть образовывала хвостовой отсек, внутри которого размещался маршевый двигатель второй ступени.

Переходник обеспечивал соединение головной части с корпусом второй ступени. Для МБР Р-9А использовались два вида переходников, каждый из которых представлял собой обечайку в виде усеченного конуса, подкрепленную стыковочными шпангоутами и стрингерами. Переходник, предназначенный для крепления "тяжелой" головной части, имел обратную конусность и несколько большую длину. Соединение головной части с переходником осуществлялось с помощью двух пирозамков.

Бак горючего второй ступени был выполнен по несущей схеме и состоял из конической обечайки и двух сферических днищ. Обечайка бака не имела силового набора, а ее панели в целях уменьшения массы обрабатывались химическим фрезерованием по всей поверхности. На верхнем сферическом днище бака горючего устанавливался пневмотолкатель системы отделения головной части, работавший на газе наддува бака горючего.

Бак окислителя второй ступени имел форму сферы. На верхней полусфере бака приваривалась межбаковая обечайка, а к нижней - цилиндрическая силовая обечайка, к которой при помощи трех пирозамков крепился хвостовой отсек. Кроме того, к нижней полусфере приваривалась коническая силовая обечайка, предназначенная для крепления рамы маршевого двигателя. В межбаковой обечайке бака окислителя размещалась основная аппаратура системы управления.

Хвостовой отсек предназначался для защиты маршевой двигательной установки второй ступени от действия аэродинамических сил в полете во время работы двигательной установки первой ступени и в течение нескольких секунд самостоятельного полета второй ступени, после чего хвостовой отсек сбрасывался. Корпус хвостового отсека состоял из трех панелей, связанных между собой по продольным стыкам рычажными замками. Надежный и безударный сброс панелей хвостового отсека обеспечивался поперечными пружинными толкателями. Сброс хвостового отсека уменьшал массу ступени, а следовательно, позволял получить большую дальность полета ракеты.

На панелях имелось четыре щитка, открывавшихся пружинными механизмами на угол  $30^\circ$  в момент разделения первой и второй ступеней ракеты. Щитки выполняли функции стабилизаторов второй ступени с момента



разделения до сброса хвостового отсека и дополнительно способствовали сходу хвостового отсека с направляющих шпилек при его движении назад относительно второй ступени в момент сброса.

На обеих ступенях ракеты были установлены жидкостные ракетные четырехкамерные двигатели с общим турбонасосным агрегатом. Рабочим телом турбины служили продукты сгорания основных компонентов ракетного топлива. Такая система газогенерации исключала необходимость в третьем компоненте (например, перекиси водорода) и соответственно уменьшала стартовую массу ракеты. Для быстрого выхода двигателей на номинальный режим работы и воспламенения компонентов топлива служила система запуска, включавшая пиростартер турбонасосного агрегата (пороховые газы обеспечивали первоначальную раскрутку турбины) и пирозажигательное устройство, которые устанавливались в газогенераторах и камерах сгорания.

Маршевые двигательные установки обеспечивали ракете заданную скорость и управляли ее полетом. Камеры сгорания двигательной установки первой ступени выполнялись поворотными, каждая камера имела отдельный рулевой привод и отклонялась в плоскости, перпендикулярной к плоскости стабилизации, в которой расположена камера сгорания.

Камеры сгорания основного двигателя второй ступени устанавливались неподвижно, а роль рулевых двигателей выполняли поворотные сопла, работавшие на отработанном турбогазе.

Камеры сгорания двигательной установки первой ступени цилиндрические, паяно-сварной конструкции, с плоской форсуночной головкой и профилированным соплом. Давление в камерах сгорания достигало величины 8 МПа, удельный импульс тяги в пустоте для двигателя первой ступени 3107 м/с.

Турбонасосный агрегат состоял из одной турбины и двух центробежных насосов основных компонентов топлива со шнеками на входе в рабочие колеса.

Наддув бака горючего обеспечивался турбогазом, полученным в газогенераторе и отработавшим в турбине. Однако, поскольку для этой цели температура турбогаза была слишком высока, небольшое количество последнего подавалось в специальный теплообменник. В нем турбогаз охлаждался до требуемой температуры кислородом, поступавшим для наддува бака окислителя. Кислород за счет тепла турбогаза нагревался (газифицировался) и поступал в бак окислителя. Осуществление привода турбонасосного агрегата и наддува топливных баков с помощью продуктов сгорания основных компонентов топлива позволило упростить конструкцию двигателя и уменьшить его массу.

Камеры сгорания двигателя второй ступени цилиндрические, с плоской форсуночной головкой, полностью выполнялись из стали, за исключением бронзовой вставки в области критического сечения сопла. Двигатель второй ступени работал на большой высоте при очень малых давлениях окружающей среды, поэтому камера сгорания двигателя имела профилированное высотное сопло с большой степенью расширения и малым давлением на срезе. Давление в

камере сгорания двигателя - до 7 МПа, давление на срезе сопла - 0.007 МПа. Это позволило достичь значения удельного импульса тяги - 3300 м/с. Обеспечение работы турбонасосного агрегата двигателя, а также наддув баков горючего и окислителя, аналогичны первой ступени ракеты.

На двигательной установке второй ступени впервые в практике ракетостроения была конструктивно реализована схема использования турбогаза для управления полетом второй ступени ракеты и работы двигателя на режиме конечной ступени с малой тягой. Заметим, что подобные схемы существовали на более ранних образцах США МБР "Титан-1" (1960 г.) и "Титан-2" (1962 г.), но они предусматривали использование отработанного турбогаза, отводимого через реактивные отбросные сопла для управления полетом ракеты только по каналу крена.

Основной недостаток двигательных установок ступеней ракеты заключался в использовании незамкнутой схемы привода турбонасосных агрегатов.

Конструкция МБР Р-9А имела наружный желоб (мачту) бортовых коммуникаций, который служил для связи борта второй ступени с наземным технологическим оборудованием. Корпус мачты был выполнен в виде тонкостенной балки коробчатого сечения, внутри которой проходили заправочно-сливные трубопроводы горючего и окислителя, воздушные и дренажные трубопроводы пневмосистемы, а также кабели системы управления. Нижняя часть мачты шарнирно крепилась к пусковому устройству, а верхняя часть - пневмозамком к открытой ферме первой ступени. Отделение мачты от ракеты производилось до старта ракеты, при этом мачта откидывалась на угол 30° и удерживалась в таком положении гидравлическим демпфером.

Для создания момента, вызывающего отброс мачты, использовалось реактивное сопло, в которое при отбросе мачты подавался воздух высокого давления от наземного источника. При истечении воздуха через сопло возникала необходимая реактивная сила.

Применение отбрасываемой мачты позволяло уменьшить стартовую массу ракеты за счет массы отбрасываемых трубопроводов и кабелей и увеличить таким образом дальность полета ракеты.

На ракете Р-9А применялась комбинированная (инерциальная и радиокоррекция) система управления, аналогичная системе управления ракеты Р-7. Инерциальная система управления обеспечивала полет ракеты с момента пуска до отделения головной части. В инерциальной системе управления применялись приборы с форсированным разгоном гироскопов, система управления позволяла обеспечивать дистанционный контроль параметров ракеты. Система радиокоррекции предназначалась для управления полетом ракеты по направлению в течение последних секунд полета на активном участке траектории и для выработки предварительной и главной команд на выключение двигательной установки второй ступени при достижении ракетой параметров, обеспечивающих полет головной части на заданную дальность.

Подготовка и проведение пуска ракеты Р-9А протекали автоматически, с дистанционным контролем каждой команды, что позволило обеспечить достаточно высокую боевую готовность Р-9А (порядка 10 минут).

Запуск двигательной установки и функционирование систем ракеты в полете производились в следующей последовательности:

Перед пуском ракеты осуществлялись необходимые проверки, ракета заправлялась сжатым воздухом и компонентами топлива, после чего автоматически производился предстартовый наддув баков (баки окислителя наддувались воздухом, а баки горючего - азотом). По окончании наддува баков система управления переводилась на бортовое питание, и подавалась команда на отвод мачты (желоба бортовых коммуникаций).

После отвода мачты поджигались пиротехнические зажигательные устройства, установленные в камерах сгорания и газогенераторе маршевого двигателя первой ступени, и открывались главные клапаны окислителя и горючего. Компоненты топлива сначала самотеком, а затем под давлением поступали в камеры сгорания, где воспламенялись, и двигатель выходил на режим. Первоначальная раскрутка турбины производилась при помощи пиростартера.

После отрыва от пускового устройства ракета двигалась вертикально, после чего начинался программный разворот в плоскости наведения. Управление полетом осуществлялось поворотными камерами сгорания двигателя.

Во время полета производился наддув бака горючего охлажденным газогенераторным газом, отбиравшимся перед турбиной, и наддув баков окислителя газифицированным и подогретым кислородом, отбиравшимся из магистрали за насосом.

По достижении расчетной скорости от гироскопического датчика системы регулирования кажущейся скорости подавалась команда на разделение ступеней, по которой сначала запускался двигатель второй ступени, а затем выключался двигатель первой ступени. При достижении двигателем второй ступени тяги, большей, чем тяга двигателя первой ступени, подавалась команда на разрыв механической связи между первой и второй ступенью (раскрытие пирозамков). Вследствие, разности тяг и ускорений вторая ступень ракеты отделялась от первой. Таким образом, на МБР Р-9А была реализована схема "огневого" разделения ступеней, что существенно уменьшало гравитационные потери скорости характерные для схемы разделения ступеней, реализованной на МБР Р-16.

Управление полетом второй ступени осуществлялось поворотными соплами за счет выброса через них отработанного турбогаза. Через несколько секунд после разделения ступеней происходил сброс хвостового отсека второй ступени. Наддув баков окислителя и горючего обеспечивался аналогично наддуву баков первой ступени.

За несколько десятков секунд до конца активного участка полета бортовая аппаратура системы радиуправления устанавливала связь с наземным

пунктом и начиналась коррекция полета ракеты по направлению с помощью радиосистемы. Вместе с тем наличие в системе управления радиоканала не позволяло проводить групповой запуск ракет одного полка, поскольку радиотехнический комплекс мог обеспечить проведение следующего пуска только по завершению сеанса радиокоррекции для уже стартовавшей ракеты после завершения ее активного участка.

По достижении ракетой скорости полета несколько меньшей, чем это требуется для полета на заданную дальность, радиосистема управления подавала предварительную команду на выключение двигателя, по которой двигатель переходил на конечную ступень тяги.

Тяга двигателя уменьшалась - основные камеры сгорания выключались, продолжали работать только поворотные сопла.

По достижении ракетой такого соотношения между величиной и направлением скорости и координатами конца активного участка траектории, при котором обеспечивалось минимальное отклонение точки падения головной части от цели, радиосистема управления выдавала главную команду на выключение двигателя. По этой команде двигатель выключался полностью.

В случае отказа в работе системы радиоуправления выключение двигателя осуществлялось в одну ступень по команде от датчика системы регулирования кажущейся скорости при достижении ракетой заданной скорости.

После выключения двигателя подавалась команда на отделение головной части, на которой раскрывались пирозамки, крепившие головную часть к переходнику второй ступени, и под действием пневмотолкателя головная часть отделялась от второй ступени.

В целях предотвращения столкновения корпуса второй ступени с головной частью отработавшая ступень разворачивалась вокруг своего центра масс под действием истекающих через специальное сопло газов наддува бака горючего.

После отделения полет головной части происходил независимо от второй ступени. Стабилизация головной части при входе в плотные слои атмосферы обеспечивалась конической формой головной части и передним расположением центра масс.

С 1959 г. разрабатывалась МБР Р-9, для которой предусматривался только наземный открытый старт. После 1960 г. в проектные материалы были внесены изменения и начата разработка модернизированной МБР Р-9А, пригодной для пуска как с наземных стационарных, так и из шахтных пусковых установок. Для ракеты Р-9А были разработаны три варианта боевых стартовых комплексов: наземный стационарный - "Десна-Н", полуавтоматизированный - "Долина" и шахтный - "Десна-В". Основной задачей при создании ракетных комплексов на базе МБР Р-9А было возможно большее повышение их боеготовности и для этого сделано было все, что можно было сделать при использовании топлива на основе жидкого кислорода.

Наземный полуавтоматизированный стартовый комплекс "Долина" имел в своем составе две пусковые установки (каждая со стационарным установщиком), заглубленный командный пункт управления, обвалованные хранилища горючего и окислителя, хранилища ракет и пристартовый пункт радиоуправления.

Ракеты находились в хранилищах на специальных самоходных тележках. При переводе комплекса в повышенную боевую готовность к ракете пристыковывалась головная часть, а в камеры первой ступени устанавливались зажигательные устройства (на второй ступени они устанавливались на заводе-изготовителе ракет). В полной боевой готовности ракета находилась в вертикальном положении на старте с пристыкованными коммуникациями. Заправка ракеты компонентами топлива производилась перед стартом при дистанционном контроле процесса заправки с командного пункта с максимальной скоростью заполнения топливом баков. И хотя ракеты должны были нести боевое дежурство в незаправленном состоянии, предполагалось, что время заправки будет незначительным ввиду высокой текучести сжиженного кислорода, что позволяло сократить время заправки в 10 раз - с тридцати до трех минут. И при этом использовать вместо специальных насосов заправки сжатый газ. Интервал между пусками ракет с одной пусковой установки составлял 2,5 часа между пусками с соседних пусковых установок - 9 мин.

Боевой стартовый комплекс "Десна-Н" отличался от комплекса "Долина" тем, что процесс установки ракеты на пусковое устройство не был автоматизирован.

Шахтный стартовый комплекс "Десна-В" включал в себя боевые стартовые позиции, на которых располагались три шахтные пусковые установки, размещенные в линию на незначительном расстоянии друг от друга, подземный командный пункт, подземные хранилища окислителя и горючего и пункт радиоуправления с выдвижными антеннами. Шахтная пусковая установка состояла из шахтного стартового сооружения, защитного устройства (крыши), поворотного пускового устройства и стального стакана газоходов.

Основные характеристики шахтной пусковой установки:

Глубина шахтной пусковой установки <sup>7</sup>	36.0 м
Внутренний диаметр шахтного сооружения	7.8 м
Внутренний диаметр стакана	5.5 м
Тип защитного устройства	купольное, сдвижное

---

<sup>7</sup> На ракетных комплексах Р-16 и Р-9А не был реализован минометный старт и поэтому глубина шахты почти в полтора раза превышает длину ракеты.

Ракета находилась в шахтной пусковой установке с пристыкованными головной частью, а также электрическими и заправочными коммуникациями. В камерах сгорания первой ступени устанавливались зажигательные устройства.

Заправка ракеты компонентами топлива производилась автоматически после получения команды на пуск.

Одновременно с заправкой ракеты проводилась подготовка к работе аппаратуры пункта радиоуправления и выдвижение из шахтных колодцев антенных устройств.

Самые горячие приверженцы С.П.Королева утверждают, что МБР Р-9А представляла собой выдающуюся по своему совершенству ракету на низкокипящем окислителе, а также что при создании этой ракеты был использован ряд прогрессивных технических решений, в результате чего она имела довольно высокий для первых МБР показатель энергомассового совершенства - более 0,02.

В результате разработки МБР Р-9А удалось:

1. Существенно снизить стартовую массу ракеты. По сравнению с МБР Р-16 при одинаковой массе полезной нагрузки и сравнимой дальности пуска ракета Р-9А имела стартовую массу на 60 т меньше.

2. На ракете отработан принцип уменьшения массы конструкции за счет сброса элементов, выполнивших свое функциональное назначение (отстыковка и сброс пневмогидравлических коммуникаций и кабельных линий связи второй ступени с наземным технологическим оборудованием, отделение в полете хвостового отсека второй ступени).

3. Впервые в практике ракетостроения использовались поворотные камеры сгорания маршевых двигателей и отработанный турбогаз для управления полетом ракеты.

4. Существенно была повышена точность стрельбы ракеты (по сравнению с МБР Р-16) за счет применения комбинированной системы управления.

5. Предельно повышена боеготовность комплекса путем использования автоматизированных систем заправки ракеты топливом и форсированной раскрутки гироскопов.

6. Конструкция ракеты обеспечивала ее боевое применение в составе как наземных стационарных, так и в шахтных ракетных комплексах.

Однако, несмотря на определенные конструктивные достоинства МБР Р-9А, решающим в ее неудачной судьбе явилось то, что в качестве КРТ использовался жидкий кислород. Комплекс на базе этой ракеты практически не сыграл никакой роли в оснащении РВСН. Трудно давать оценки решениям, которые принимались несколько десятилетий назад, однако ясно, что создание комплекса с ракетой Р-9А было ошибкой. Известно, что параллельно с Р-9А КБ возглавляемое С.П.Королевым разрабатывало космический носитель Н-1 со стартовой массой превышающей 2000 т, судьба которого тоже оказалась драматичной.

И хотя Р-9 установлена у входа в музей Вооруженных Сил, в ее “биографии” сохраняются “темные пятна”. Например, хорошо известны фотографии трехступенчатой ракеты похожей на Р-9 на параде на Красной Площади.

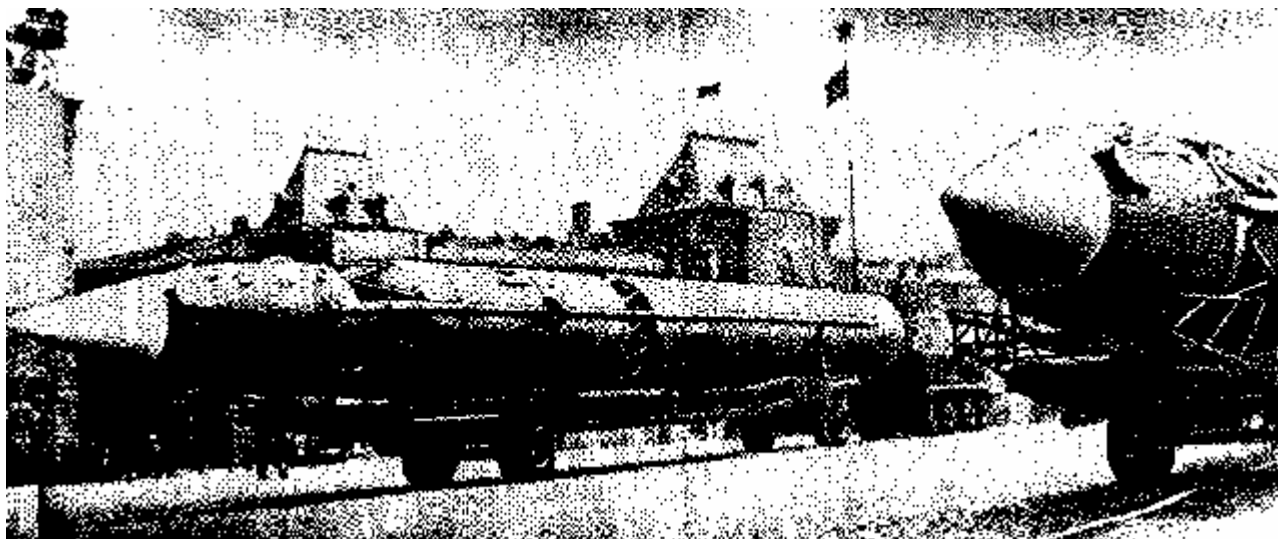
По одной версии, в целях дезинформации противника были изготовлены огромные фанерные первые ступени (таким образом настоящая первая ступень оказывалась “второй”) и такой “колосс на глиняных ногах” демонстрировался зарубежным корреспондентам (см. *“Аргументы и факты” №15 -1998 г. Операция “Континент”*).

По второй версии, проводились проектно-исследовательские работы, целью которых было изучение возможности создания глобальной ракеты начатые ОКБ-1 в 1961 г. Разработка глобальной ракеты ГР-1 была санкционирована постановлением Совета Министров СССР от 24 сентября 1962 г. Ракета предназначалась для поражения целей на любой дальности и с любого направления, что должно было решить задачу прорыва создаваемой в США системы ПРО, прикрывающей основное направление (северное) ракетного удара с территории СССР.

Глобальная ракета должна была обеспечивать выведение ГЧ на цель посредством ее торможения в соответствующей точке траектории.

ГР-1 представляла собой трехступенчатую ракету на жидком криогенном топливе. При ее создании в значительной степени использовались наработки по ракете Р-9А. Предполагалось также, что для ГР-1 могли бы использоваться те же стартовые позиции и наземное оборудование, что и для ракеты Р-9А. ГР-1, получившая индекс, 8К713, должна была при стартовой массе 117 т нести заряд мощностью 2,2 Мт и обеспечивать точность попадания 5 км по дальности и 3 км по боковому отклонению при неограниченной дальности.

Разработка ГР-1 была прекращена в 1964 г., поскольку предпочтение было отдано орбитальному варианту ракеты Р-36 (8К69). Поскольку ракета ГР-1 не достигла стадии летных испытаний, она не получила названия в системе обозначений Министерства обороны США. Однако в результате ошибочного отождествления ракет ГР-1, демонстрировавшихся на парадах на Красной площади, с испытывавшимися, но не демонстрировавшимися МБР УР-200, во многих источниках ГР-1 именуют как SS-X-10.



## 2.4. Межконтинентальная баллистическая ракета Р-36

Основными недостатками комплексов с ракетами Р-16 и Р-9А были низкая боевая готовность, сложность эксплуатации и недостаточная живучесть в условиях возможного ядерного нападения. На их устранение были направлены усилия разработчиков нового поколения МБР Советского Союза - МБР Р-36, УР-100 (РС-10) и РС-12. Все новые комплексы предполагалось размещать в позиционных районах с одиночными шахтными пусковыми установками (типа "ОС"), разнесенными на такие расстояния, чтобы две пусковые установки не могли быть поражены одним ядерным взрывом. С учетом той степени инженерной защищенности пусковой установки, которую предполагалось реализовать, расстояние между пусковыми установками составляло несколько километров. Новое поколение ракетных комплексов должно было обеспечить по сравнению с комплексами, существовавшими до того, значительное сокращение времени на подготовку и пуск ракет, повышение их надежности, точности, уменьшение численности личного состава, обслуживающего ракетный комплекс, увеличение межрегламентного периода и улучшение эксплуатации ракетного вооружения. Для достижения этих целей требовалось решить многие технические проблемы, значительно изменить конструкцию и характеристики всех основных систем комплексов. Основной же из этих проблем на пути к достижению высоких боевых и эксплуатационных характеристик комплексов и ракет, являлось обеспечение длительного хранения ракет в заправленном состоянии.

В 1962 г. началась разработка ракетного комплекса с ракетой Р-36. Эта ракета относилась к МБР "тяжелого" класса. Головным КБ по созданию комплекса с ракетой Р-36 и самой ракеты было КБ "Южное", возглавляемое М.К.Янгелем. Стартовая позиция с шахтными пусковыми установками разрабатывалась в КБ Е.Г.Рудяка.

Отметим, что в период создания МБР Р-36 термин "ракета тяжелого класса" определялся абсолютным значением стартовой массы. В настоящее



время термин "тяжелая БР" означает ракету (договор СНВ-1), стартовая масса которой более 106 т или забрасываемый вес которой более 4,35 т.

Летные испытания ракеты Р-36 проводились с сентября 1963 г. по май 1966 г. Первые ракетные полки, вооруженные МБР Р-36, начали ставится на боевое дежурство в конце 1966 г., а ракетный комплекс с ракетой был принят на вооружение в июле 1967 г.

Основные характеристики ракеты:

Максимальная дальность полета, км	11 000...12 000
Стартовая масса, т	183.9
Масса головной части, т	3.95 ... 5.8
длина ракеты, м	31.7
Диаметр корпуса ракеты, м	3.0
мощность ядерного боезаряда, Мт	10.0
Точность стрельбы (предельное отклонение), км	5.0

При проектировании ракеты использовался ряд конструкторских решений, отработанных и проверенных на ракете Р-16 (Р-16У). В производстве ракеты использовалось значительное число технологий, реализованных на ранних образцах ракет КБ "Южное". Схема ракеты приведена на рис 2. 6.

Межконтинентальная двухступенчатая управляемая баллистическая ракета Р-36 была предназначена для поражения важнейших стратегических объектов, а также наиболее крупных административно - политических и военно - промышленных центров противника, защищенных средствами противоракетной обороны. Отметим, что эта ракета являлась первой межконтинентальной ракетой, на которой размещались средства преодоления ПРО.

В качестве топлива на обеих ступенях использовались самовоспламеняющиеся высококипящие компоненты: окислитель - азотный тетраксид (АТ), горючее - несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

МБР Р-36 оснащалась тремя типами головных частей, две из которых были моноблочными, различающимися массой и тротиловым эквивалентом ("легкая" и "тяжелая" моноблочные головные части). Третьим типом боевого оснащения ракеты была разделяющаяся головная часть типа "MRV" с простым разбросом боевых блоков. В составе головной части использовалось три неуправляемых боевых блока (некоторые источники указывают, что тротильный эквивалент каждого боевого блока достигал 2 Мт).

МБР Р-36 выполнялась по тандемной схеме и состояла из головной части, приборного отсека первой и второй ступени и жидкостных маршевых двигательных установок. Первоначально ракета проектировалась с комбинированной системой управления полетом, однако в ходе летных испытаний было установлено, что автономная система управления вполне обеспечивала заданную точность стрельбы. Поэтому на вооружение ракета Р-36 была принята без системы радиоуправления, что существенно упростило

конструкцию стартового комплекса, эксплуатацию ракеты и снизила, соответственно, их стоимость.

Первая ступень ракеты состояла из переходника, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека.

Двигательная установка первой ступени представляла собой маршевый двигатель, состоявший из основного двигателя и рулевого с четырьмя поворотными камерами сгорания. Основной двигатель представлял собой блок из трех двухкамерных ЖРД. Таким образом конструктивно - компоновочная схема двигательной установки первой ступени ракеты в точности повторяла компоновку двигательной установки первой ступени ракеты Р-16 (Р-16У). Кроме этого, на ракете Р-36 использовались также, как и на ракете Р-16, двигатели открытой схемы, т.е. без дожигания газогенераторного газа. С одной стороны подобное обстоятельство положительным образом сказалось в процессе проектирования ракеты. т. к. снижало его стоимость и уменьшало сроки разработки. Однако, вместе с тем использование двигательной установки открытой схемы снижало удельный импульс тяги, что неблагоприятно сказывалось на энергомассовом совершенстве МБР.

Система подачи компонентов топлива в камеры сгорания маршевого двигателя и газогенератор - турбонасосная. Рабочим телом турбины турбонасосного агрегата являлись продукты сгорания основных компонентов топлива в жидкостном газогенераторе. Отбор компонентов топлива на питание жидкостного газогенератора турбины производился от магистралей высокого давления после насосов.

Отработанные газы после турбины турбонасосного агрегата через выхлопные патрубки (отбросные сопла) выбрасывались в окружающее пространство. Первоначальная раскрутка турбины турбонасосного агрегата обеспечивалась пороховыми газами специального пиростартера (схема, которая была реализована на МБР Р-9А).

Переходник первой ступени предназначался для соединения первой и второй ступеней ракеты с помощью четырех разрывных болтов и являлся силовым элементом корпуса первой ступени.

Топливные баки окислителя и горючего служили не только емкостями для компонентов топлива, но и являлись силовыми, несущими элементами корпуса, воспринимавшими все нагрузки, которые возникают при наземной эксплуатации и в полете, для обеспечения статической устойчивости ракеты в полете бак окислителя (окислитель имеет большую плотность, чем горючее) располагался перед баком горючего.

Топливные баки первой ступени выполнялись из алюминий-магниевого сплава АМГ6 и изготавливались из прессованных оребренных панелей, подкрепленных поперечным силовым набором. Баки окислителя и горючего имели сферические днища. Между баками окислителя и горючего размещался приборный отсек, который также являлся силовым элементом корпуса ракеты. Он выполнялся в виде тонкостенной оболочки, подкрепленной

поперечным и продольным силовым набором. Приборный отсек предназначался для размещения части приборов системы управления ракеты, обеспечивавших функционирование первой ступени в полете.

Хвостовой отсек представлял собой цилиндрическую оболочку, подкрепленную продольными поперечным силовым набором, предназначался для размещения маршевой двигательной установки первой ступени. Основной двигатель размещался во внутреннем объеме хвостового отсека, а рулевой четырехкамерный двигатель - под обтекателями по плоскостям стабилизации ракеты. В хвостовом отсеке устанавливались также четыре пороховых ракетных двигателя, предназначавшихся для торможения первой ступени в процессе разделения ступеней ракеты.

Таким образом, конструктивно-компоновочная схема первой ступени ракеты в целом повторяла компоновку первой ступени МБР Р-16 (Р-16У). что характеризовало невысокое совершенство конструкции первой ступени ракеты.

На ракете применялась достаточно совершенная, позволяющая снизить массу конструкции ракеты, система наддува топливных баков, использующая в качестве рабочего тела наддува продукты сгорания основных компонентов топлива (напомним, что подобные системы впервые использовались на МБР Р-9А). Бак окислителя первой ступени наддувался газами от жидкостного газогенератора системы наддува. Отбор компонентов топлива для питания жидкостного газогенератора производился от системы окислителя и горючего после насосов рулевого двигателя. Бак горючего первой ступени наддувался продуктами газогенерации турбонасосного агрегата рулевого двигателя, обогащенными продуктами разложения горючего (вследствие этого снижалась температура смеси) в смесителе двигателя. Предстартовый наддув топливных баков первой ступени обеспечивался газом высокого давления, содержавшимся в шаровых баллонах, размещенных на борту ракеты.

Вторая ступень ракеты обеспечивала разгон головной части до определенной скорости, соответствующей заданной дальности стрельбы. Она состояла из приборного, топливного и хвостового отсеков, а также маршевой двигательной установки ступени. Приборный отсек служил для размещения основной части приборов системы управления (общий вес приборов автономной инерциальной системы управления составлял 752 кг). Отсек выполнялся в форме усеченного конуса, на внешнюю поверхность которого наносилось теплозащитное покрытие, предохранявшее корпус отсека от аэродинамического нагрева в полете.

Приборный отсек имел два торцевых шпангоута, выполненных из магниевых сплава. На переднем торцевом шпангоуте размещались фитинги, в которые устанавливались разрывные болты, связывающие приборный отсек с головной частью. Задним торцевым шпангоутом приборный отсек с помощью стыковочных болтов крепился к топливному отсеку.

Топливный отсек служил не только емкостью для компонентов топлива - окислителя и горючего, но и был выполнен по несущей схеме, являлся силовым

отсеком корпуса ракеты и представлял собой емкость, разделенную внутри промежуточным сферическим средним днищем. Верхняя часть топливного отсека служила баком окислителя, а нижняя - баком горючего. Топливный отсек изготовлялся из алюминиево - магниевых сплавов.

Нижняя часть топливного отсека второй ступени (бак горючего) выполнялась из прессованных и химически фрезерованных панелей с продольными ребрами жесткости. Химическому фрезерованию подвергались обечайка, среднее и заднее днища топливного отсека (за исключением мест сварки и отбортовки), что уменьшало толщину исходного материала и обеспечивало минимальный вес конструкции топливного отсека. Верхняя полость топливного отсека (бак окислителя) была выполнена из гладких нагартованных листов алюминиво - магниевого сплава.

Конструкция топливного отсека второй ступени, совмещавшего нижнее днище бака окислителя с верхним днищем бака горючего, являлась первым примером реализации в отечественном ракетостроении принципа плотной компоновки отсеков ракеты, обеспечивавшего минимальную массу конструкции ракеты.

Хвостовой отсек второй ступени предназначался для размещения маршевого двигателя ступени и представлял собой цилиндрическую несущую оболочку, подкрепленную продольным и поперечным силовым набором. Размещение двигателя аналогично размещению двигателя первой ступени: внутри отсека расположен основной двухкамерный ЖРД, а на внешней поверхности под обтекателями по плоскостям стабилизации - четырехкамерный рулевой. Внутри хвостового отсека располагаются также пороховые ракетные двигатели, обеспечивавшие отделение головной части от корпуса второй ступени путем торможения последней после достижения заданного значения скорости и выключения маршевой двигательной установки.

Маршевая двигательная установка второй ступени включала в себя неподвижно установленный основной двухкамерный ЖРД, аналогичный по конструкции двухкамерному блоку первой ступени, но имевшему большую высотность сопла и большее давление газов в камере сгорания. Удельный импульс тяги основного двигателя достигал 3112,5 м/с. Рулевой двигатель второй ступени также близок по конструкции к рулевому двигателю первой ступени.

Запуск основного и рулевого двигателей второй ступени обеспечивался пиростартерами: система подачи компонентов топлива в камеры сгорания и газогенератор - турбонасосная. В качестве рабочего тела турбины как и на первой ступени использовались основные компоненты топлива. Наддув баков горючего и окислителя производился так же, как и на первой ступени, продуктами газогенерации.

Отметим, что уже на каждой ступени ракеты для уменьшения гарантийных запасов топлива устанавливалась система одновременного опорожнения баков.

Функционирование двигательных установок ракеты Р-36 на активном участке траектории полета не отличается от схемы функционирования двигателей ракеты Р-16 (Р-16У). Система разделения ступеней и отделения головной части идентична конструктивно-компоновочной схеме системы разделения ступеней и отделения головной части ракеты Р-16.

Характерной особенностью МБР Р-36 являлась возможность нахождения ее в заправленном состоянии в течение нескольких лет. Длительное хранение компонентов топлива в баках ракеты обеспечивалось специальной гидравлической системой, которая была предназначена для изоляции внутренних полостей топливных баков от окружающей атмосферы.

Гидравлическая система обеспечивала сохранение стабильных физико-химических свойств окислителя и горючего за счет максимально возможной герметизации топливных систем. При этом важнейшие элементы автоматики двигательной установки ракеты защищались от воздействия компонентов топлива и их паров специальными мембранами и устройствами, работавшими по принципу гидрозатвора.

Таким образом, в результате проектирования и создания МБР Р-36 были достигнуты следующие результаты:

При увеличении стартовой массы ракеты Р-36 по сравнению с ракетой Р-16 (Р-16У) на 43 т (около 33 %) было достигнуто увеличение массы полезной нагрузки более чем в 2.5 раза. Показатель энергомассового совершенства ракеты для одного из видов боевого оснащения ("тяжелый" моноблок) достиг величины 0,031. Это обеспечивалось применением более эффективного окислителя - азотного тетраоксида - и улучшением конструктивного совершенства за счет создания единого топливного отсека второй ступени.

Обеспечено длительное хранение компонентов ракетного топлива в баках ракеты за счет применения специальной гидравлической системы предохранения баков.

Созданы различные типы боевого оснащения, в том числе разделяющаяся головная часть с простым разбросом боевых блоков.

Обеспечена возможность поражения целей различного типа, прикрытых средствами противоракетной обороны.

Одной из интереснейших и уникальных разработок КБ "Южное" под руководством М.К. Янгеля была ракета Р-36орб, представлявшая собой двухступенчатую жидкостную ракету (на базе ракеты Р-36) с орбитальной головной частью. Энергетические возможности созданной ракеты Р-36 позволяли при некотором несущественном снижении массы головной части обеспечить вывод ее на круговую или слабо эллиптическую орбиту вокруг Земли. В этом случае орбитальная головная часть, кроме боевого заряда, содержала тормозную двигательную установку, систему управления, а также запасы топлива, которые обеспечивали коррекцию и стабилизацию орбитальной

головной части на траектории полета и тормозной импульс для спуска ОГЧ с орбиты.

Летные испытания орбитальной ракеты Р-36орб проводились с 1965 по 1968 гг. Первый боевой ракетный комплекс с орбитальной ракетой был поставлен на боевое дежурство в 1969 г. и в этом же году принят на вооружение.

Разработка ракеты Р-36орб и ввод ее в состав группировки Ракетных войск значительно расширяли их боевые возможности.

Орбитальные ракеты по сравнению с баллистическими обеспечивали следующие преимущества:

неограниченную дальность полета, позволяющую поражать цели, недостижимые для баллистических межконтинентальных ракет;

возможность поражения одной и той же цели с двух взаимно противоположных направлений;

меньшее время полета орбитальной головной части по сравнению со временем полета головной части баллистических ракет (при пуске орбитальной ракеты по кратчайшему направлению);

невозможность прогнозирования района падения боевого заряда ОГЧ при движении на орбитальном участке;

возможность обеспечения удовлетворительных точностей попадания в цель при очень больших дальностях пуска.

Орбитальным ракетам присущи и недостатки:

Во-первых, их достоинства сомнительны с точки зрения стратегической стабильности, поскольку практически неразличимы такие операции, как перевод ракетных частей в высшие степени готовности (вывод на орбиту специальных ГЧ) и начало боевых действий. Т.е. ответная сторона имела право произвольно трактовать факт запуска ракет.

Во-вторых, сокращение времени доставки заряда к целям противника является мнимым, поскольку нанесение удара возможно только в том случае, если плоскость орбиты фазирована, т.е. занимает определенную ориентацию по отношению к цели. Время такого фазирования может составлять несколько часов.

В-третьих, противоречит Договору о неразмещении ядерного оружия в космосе. И если любые спутники не подлежат уничтожению средствами ПКО противника в силу того, что они пользуются **правом свободного прохода**, аналогичному морскому праву, то боевая орбитальная часть представляет по существу боевой летательный аппарат и в случае пролета над территорией противника может быть атакована.

В силу сказанного орбитальные ракетные комплексы были запрещены Договором ОСВ-1.

Основное преимущество орбитальной ракеты Р-36орб заключалось в ее способности эффективно преодолевать противоракетную оборону противника.

Вместе с тем орбитальные ракеты не получили широкого применения и их доля в группировке Ракетных войск была незначительна.

Это объяснялось отсутствием у потенциального противника континентальной системы противоракетной обороны, а только при ее наличии имеет смысл создавать орбитальные головные части. Кроме того, при определенной массе полезной нагрузки орбитальной ракеты масса боезаряда составляла 30-35% от общей массы ОГЧ (у боевых блоков баллистических ракет 70-80%), а точность попадания головной части в цель была несколько меньшей, чем у баллистических ракет. Указанные причины снижали эффективность поражения как точечных, так и площадных целей.

При проектировании и разработке ракетных комплексов с МБР Р-36 особое внимание обращалось на максимальное упрощение стартовых позиций, исключение из цикла подготовки ракеты к пуску операций по заправке компонентами топлива, обеспечение дистанционного контроля основных параметров ракеты и систем в процессе боевого дежурства, подготовки к пуску и дистанционный пуск ракеты.

В начале разработки ракеты Р-36 предполагалось иметь три типа стартовых комплексов: наземный автоматизированный, шахтный групповой унифицированный (аналогичный комплексу для МБР Р-16У "Шексна") и шахтный типа "ОС".

В 1964 г. задание на разработку комплекса было скорректировано и начато проектирование стартового комплекса "ОС". Шахтный стартовый комплекс этого типа для МБР Р-36 имел в своем составе 6 рассредоточенных боевых стартовых позиций, на каждой из которых размещалась одиночная шахтная пусковая установка. Вблизи одной из боевых стартовых позиций размещался командный пункт боевого ракетного комплекса с ракетами Р-36, связанный линиями системы боевого управления и связи со всеми стартовыми позициями.

Шахтная пусковая установка МБР Р-36 состояла из оголовка и вертикального ствола с нижней частью шахты. Пусковая установка перекрывалась специальным защитным устройством (крышей) сдвижного типа, обеспечивавшим герметизацию ствола шахты и защиту ракеты от поражающих факторов ядерного взрыва.

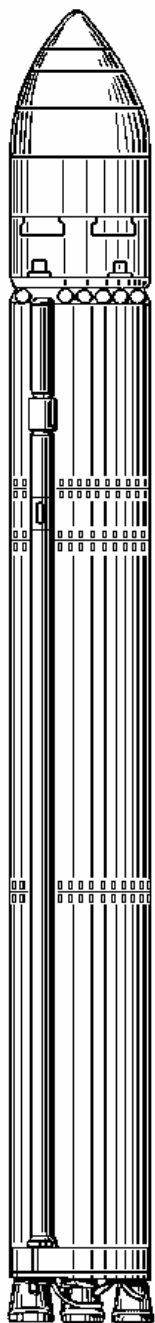
В оголовке стартового сооружения размещались источники электроснабжения, аппаратура и оборудование технологических и технических систем. Состав оборудования обеспечивал длительное хранение ракет в заправленном состоянии, а также дистанционное проведение операций по подготовке к пуску и пуск ракеты.

В нижней части вертикального ствола шахты располагалось пусковое устройство с газоотражателем. Оно предназначалось для установки и крепления к нему пускового стакана и отвода газового потока при пуске ракеты в газоходы.

Основные характеристики шахтной пусковой установки:

Глубина шахтной пусковой установки	41,5 м
Диаметр ствола шахтной пусковой установки	8,3 м
Диаметр пускового стакана	4,64 м
Тип защитного устройства -	плоское, сдвижное

Оборудование пусковой установки предназначалось для размещения ракеты в вертикальном положении, обеспечения прямолинейного вертикального движения ее, по направляющим при загрузке и пуске, а также защиты ракеты от воздействия газового потока работающих ЖРД.



15А18 (РС-20Б)

рис. 2.6

В верхней части шахтного ствола располагались газоотводящие устройства, а в нижней - рассекатели газовых потоков.

Пусковой стакан являлся ведущей конструкцией и обеспечивал безударный выход ракеты при пуске по направляющим, расположенных в одной диаметральной плоскости стакана. Скольжение ракеты по направляющим обеспечивалось бугелями, закрепленными на первой ступени ракеты.

В отличие от шахтной пусковой установки МБР Р-16У "Шексна" пусковой стакан для ракеты Р-36 являлся неповоротным и не имел устройств и механизмов азимутального наведения, что значительно упрощало конструкцию пусковой установки. Разворот ракеты в заданную плоскость стрельбы после выхода ее из пусковой установки осуществлялся системой управления полетом ракеты.

Первый пуск ракеты из шахтной пусковой установки на полигоне Байконур состоялся в 1963 г.

Подготовка к пуску и пуски ракет со стартовых позиций могли проводиться дистанционно - с командного пункта боевого ракетного комплекса или автономно с каждой стартовой позиции из оголовка пусковой установки. Время подготовки и проведения дистанционного пуска МБР Р-36 составляло 5 мин.



## Глава 3. Ракеты третьего поколения

### 3.1. Межконтинентальные баллистические ракеты УР-100 И РС-10

Ситуация, сложившаяся в области стратегического ракетного вооружения в первой половине 60-х годов, характеризовалась следующим количественным соотношением числа МБР: США располагали более чем 900 пусковыми установками МБР типов "Титан-1", "Титан-2" и "Минитмен-1". Советский Союз имел не более 190 пусковых установок с МБР типов Р-7 (Р-7А), Р-16 (Р-16У) и Р-9А.

Несмотря на начало разработки "тяжелой" ампулизированной ракеты Р-36, было ясно, что сложная технология производства как ракет, так и пусковых установок не позволяет резко нарастить численный состав группировки Ракетных войск стратегического назначения.

В 1963 году было принято решение о разработке ракетного комплекса с "легкой" ампулизированной ракетой УР-100. Ракета с самого начала проектировалась исходя из условий старта из шахтных пусковых установок типа "ОС". Проектные материалы предполагали возможность создания малогабаритной и упрощенной (по сравнению с ранее созданными) конструкции шахтной пусковой установки, разработка ракеты и комплекса в целом велась ОКБ-52 (НПО "Машиностроение") под руководством В.Н.Челомея. В работах по созданию комплекса с ракетой УР-100 участвовали коллективы главных конструкторов С.А.Косберга, Н.И.Зверева, С.П.Изотова, Н.А.Пилюгина, М.С.Рязанского, В.П.Бармина, И.И.Картукова.

Ракетный комплекс УР-100 воплотил в себе ряд новых научно-технических идей и конструкторских решений, которые обеспечивали длительное содержание ракет в высокой готовности к боевому применению, дистанционное управление пусками и контроль технического состояния ракет и пусковых установок с пункта управления боевого ракетного комплекса.

Отметим, что ОКБ-52 под руководством В.Н.Челомея к началу разработки ракеты УР-100 имело опыт создания и отработки межконтинентальных баллистических ракет. Первой МБР, разработанной КБ, была универсальная ракета-носитель УР-200, которую предполагалось использовать для решения ряда задач. К ним относились: выведение на орбиту вокруг Земли средств противокосмической обороны и глобальной морской разведки, доставка баллистических ядерных средств поражения к цели на дальность в 12 000 и 14 000 км и выведение маневрирующих авиационно-баллистических средств поражения на опорную орбиту.

Начало разработки комплекса с ракетой УР-200 относится к 1960 г.

МБР УР-200 представляла собой двухступенчатую ракету с последовательным расположением ступеней со стартовой массой около 138 т и массой полезной нагрузки до 3,9 т. На обеих ступенях ракеты устанавливались

жидкостные ракетные двигатели, работавшие на высококипящих компонентах ракетного топлива. К особенностям ракеты УР-200 можно отнести:

возможность применения различных по мощности головных частей с использованием специальных переходных стыковочных ферм;

применение головных частей повышенной неуязвимости (за счет применения неметаллических конструкционных материалов), а также систем активных и пассивных помех;

применение вафельной конструкции обечаек баков, что позволило снизить массу конструкции и увеличить срок хранения заправленной ракеты;

приспособленность конструкции УР-200 к старту из шахтных пусковых установок "Шексна" и наземных позиций:

применение отделяемой при пуске кабель-мачты для размещения контрольно-пускового оборудования;

использование комбинированной системы управления, состоящей из автономной системы управления и системы радиоуправления.

Летные испытания ракеты УР-200, начавшиеся в 1963 году на полигоне Байконур. После проведения 9 испытательных пусков в 1965 году были прекращены в связи с успешным окончанием летной отработки и постановкой на боевое дежурство МБР Р-16, Р-16У и Р-9А.

Вместе с тем проектирование и летная отработка баллистической ракеты УР-200 позволили создать научно-технический и конструкторский задел, который в значительной степени был использован для дальнейшего развития и реализации идеи создания универсальной баллистической ракеты.

Ракета УР-100 представляла собой двухступенчатую межконтинентальную баллистическую ракету с последовательным расположением ступеней, жидкостными двигательными установками и моноблочной головной частью (рис. 3.1).

МБР УР-100 первоначально предполагалось использовать в качестве универсального (унифицированного) носителя специальных боевых зарядов как стратегического назначения, так как в системе противоракетной обороны. Последнее предназначение представляется весьма спорным в связи со спецификой технического облика ракет применяемых в системах ПРО. Для баллистического варианта ракеты УР-100 предусматривалась возможность применения двух типов головных частей: "легких" - для межконтинентальных дальностей стрельбы и "тяжелых" - для средних дальностей полета.

На ракете использовались высококипящие компоненты ракетного топлива: окислитель - азотный тетраксид (АТ), горючее - несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

Первый пуск ракеты УР-100 с экспериментальной наземной пусковой установкой состоялся в апреле 1965 г., а из шахтной пусковой установки - в июне 1965 г. С 1964 г. началось строительство боевых стартовых комплексов в позиционных районах ракетных войск стратегического назначения. В 1966 г. были закончены летные испытания ракеты УР-100 и в этом же году первые

боевые полки были поставлены на боевое дежурство. В июле 1967 г. ракетный комплекс, вооруженный ракетами УР-100, принят на вооружение.

Основные характеристики ракеты приведены в табл 3.1

Таблица 3.1

Наименование характеристики	УР-100	РС-10
Максимальная дальность полета, км	12 000	10 600 ...12
Стартовая масса ракеты, т	42,3	000
Забрасываемый вес, т	0.76 ...1.5	50,1
Длина ракеты, м	16.7	1.2
Диаметр первой и второй ступеней ракеты, м	2.0	19.0 2.0
Мощность ядерного боезаряда, Мт	1.1	1.3
моноблочная ГЧ	-	-
боевой блок РГЧ	5.0	(ЗББ*) 0.35
Точность стрельбы (предельное отклонение), км		5.0

Ракета эксплуатировалась совместно с герметичным транспортно-пусковым контейнером, обеспечивающим длительное хранение ракеты в состоянии боевой готовности, а также устойчивое движение ее в шахте при пуске и защиту от высокотемпературной газовой струи работающих двигателей<sup>8</sup>.

Модифицированный вариант МБР УР-100 получил обозначение УР-100М и по основным массовым и геометрическим характеристикам, а также схемно-конструктивным решениям в основном не отличался от базового образца. Модификация обеспечивала изменения только отдельных тактико-технических характеристик, существенно влияющих на боевую эффективность ракетного комплекса и самой ракеты, но принципиально не затрагивала структуру БРК, конструкцию шахтной пусковой установки, транспортно-пускового контейнера и ракеты. Это позволило, прежде всего, максимально уменьшить стоимость мероприятий, повышающих боевые возможности системы стратегического вооружения на базе ракеты УР-100М. Разработка МБР УР-100М была закончена в начале 70-х годов, ракета была принята на вооружение и отличалась от базового варианта:

наличием уменьшенной по массе моноблочной головной части с улучшенными летно-техническими характеристиками и способной более эффективно преодолевать противоракетную оборону противника;

использованием автономной инерциальной системы управления с расширенными возможностями по переприцеливанию ракеты, что улучшало оперативную управляемость ракетным комплексом, а также уменьшенным

<sup>8</sup> <Анализ технических характеристик приведен в кратком изложении.(более подробно см. [1] с.141-154)>

временем проведения предстартовых операций при подготовке и проведении пуска ракеты;

улучшенными характеристиками проверочно-пускового оборудования, автономной системы энергоснабжения и технических систем, расположенных в оголовке пусковой установки и обеспечивающих длительное хранение ракеты в заправленном состоянии, увеличенным сроком автономности и повышенной надежностью работы систем во всех режимах эксплуатации и боевого применения.

Отметим, что модификационный вариант УР-100М не полностью использовал значительные потенциальные возможности, заложенные конструкторским коллективом В.Н.Челомея, для улучшения свойств ракеты, определяющих ее боевую эффективность. Со второй половины 60-х годов были начаты проектные разработки, связанные с модернизацией принятых на вооружение ракет и стартовых - комплексов, которые завершились проведением в 1969-1971 гг. летных испытаний и принятием в 1972 г. на вооружение межконтинентальной баллистической ракеты РС-10.

МБР РС-10 представляла собой двухступенчатую ракету с двигателями на жидком высококипящем топливе. В качестве горючего использовался несимметричный диметилгидразин (НДМГ), окислителем служил азотный тетраксид (АТ). На ракете использовались два типа головных частей - моноблочная головная часть и разделяющаяся головная часть (РГЧ) типа "MRV", имевшая в составе боевого оснащения три боевых блока. Ракета снабжалась средствами преодоления противоракетной обороны противника.

Ступени ракеты имели одинаковый диаметр. Схема МБР РС-10 представлена на рис. 3.1. а основные характеристики ракеты приведены в табл. 3.1.

Характерными особенностями процесса разработки модернизированной ракеты РС-10 являлись:

1. Проектирование ракеты под габариты существовавших шахтной пусковой установки и транспортно-пускового контейнера МБР УР-100, причем в конструкцию ШПУ и ТПК не вносилось принципиальных конструктивных и технологических изменений, которые могли бы существенно усложнить конструкцию или технологию их производства.

2. МБР РС-10 по своей конструктивно-компоновочной схеме, схемно-конструктивным решениям применяемых систем, агрегатов и узлов, в том числе и маршевых двигательных установок ступеней, а также их основным характеристикам полностью аналогична ракете УР-100.

Повышение стартовой массы МБР РС-10 (относительно УР-100 более чем на 9т) и массы полезной нагрузки (почти на 60%) было обусловлено изменением длины первой ступени ракеты, и соответственно увеличением запасов компонентов ракетного топлива.

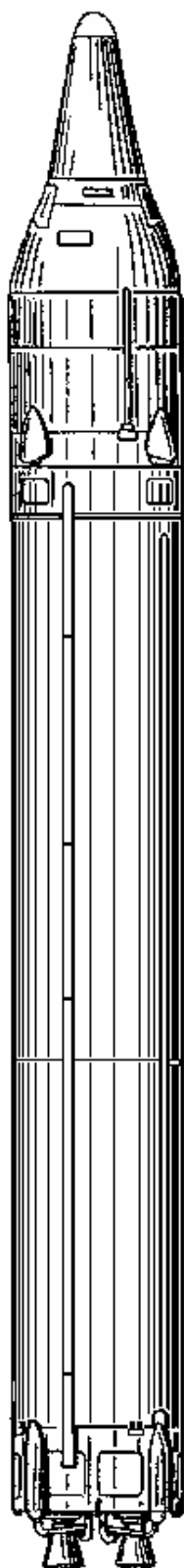
рис.3.1

Кроме этого, на ракете РС-10 в топливных отсеках первой и второй ступеней были установлены силовые промежуточные днища вафельной конструкции, что обеспечивало возможность безопасного (не вызывающего разрушения конструкции) увеличения перепада давления между баками окислителя и горючего. В связи с увеличением длины топливного отсека первой ступени в баке окислителя были установлены продольные демпфирующие перегородки, обеспечивавшие улучшение устойчивости полета ракеты.

Для стыковки второй ступени ракеты с моноблочной и разделяющейся головными частями использовались специально разработанные для каждого типа ГЧ передние отсеки. Передние отсеки являлись силовыми элементами корпуса ракеты и имели клепаную конструкцию. Во внутренних объемах отсеков располагались средства преодоления противоракетной обороны противника - ложные цели. Выброс ложных целей производился по команде от системы управления ракетой в конце активного участка траектории полета перед отделением головной части.

Боевые возможности МБР РС-10 были значительно расширены использованием различной комплектации боевого оснащения ракеты, включавшей моноблочные головные части ("легкий" и "тяжелый" моноблоки) и разделяющуюся ГЧ типа "MRV". Конструкция головных частей предусматривала размещение в герметичном объеме боевого заряда, специальной автоматики и источников питания, а также датчиков, обеспечивавших высотный и наземный подрыв зарядов.

Корпус головной части защищал боевой заряд и элементы автоматики от тепловых и аэродинамических нагрузок в полете, кроме того, поверхность корпус ГЧ (боевого блока) обладала радиопоглощающими свойствами, что уменьшало радио-локационную видимость головной части и облегчало прорыв противоракетной обороны противника. Головная часть представляла собой тело вращения, образованное двумя коническими поверхностями с передним сферическим притуплением. Такая форма ГЧ обеспечивала статическую устойчивость во всем диапазоне возможных скоростей к углов входа при полете в атмосфере, минимизацию уноса и обгара теплозащитного покрытия.



РС-10

Разделяющаяся головная часть (РГЧ) комплектовалась тремя боевыми блоками и средствами преодоления ПРО противника. Боевые блоки размещались на специальной проставке (платформе) и закрывались аэродинамическим обтекателем, а средства преодоления - ложные цели - во внутреннем объеме переднего отсека ракеты. Аэродинамический обтекатель, защищал боевые блоки от нагрева и аэродинамических нагрузок на активном участке полета ракеты и состоял из двух полуоболочек (створок), состыкованных с помощью пироболтов и шарнирно соединенных с проставкой. Сброс створок обтекателя обеспечивался специальными пружинными толкателями после прохождения ракетой плотных слоев атмосферы. Разброс боевых блоков осуществлялся механизмом разброса - пиротолкателем. После отделения боевых блоков корпус второй ступени ракеты с помощью пороховых ракетных двигателей разворачивался и уводился в сторону от программной траектории полета.

На МБР РС-10 использовалась автономная инерциальная система управления, по структуре и приборному составу почти не отличавшаяся от системы управления МБР УР-100. Она обеспечивала устойчивое движение ракеты на активном участке полета по заданной траектории, разделение ступеней, включение и выключение двигателей, отделение головной части в момент выброса ложных целей, разворот и увод с траектории полета корпуса второй ступени.

Вместе с тем, система управления ракеты РС-10 обладала качественно новыми свойствами, влияющими на боевую эффективность как ракеты, так и ракетного комплекса в целом. В отличие от системы управления УР-100 она позволяла:

существенно сократить время технической готовности ракеты к пуску за счет форсированного разгона гироблоков гиростабилизированной платформы; дистанционно выбрать с командного пункта полетное задание для стрельбы по заранее намеченной цели и ввести данные в бортовую аппаратуру СУ.

Кроме того, применение новой конструкции гиростабилизированной платформы (гироблоков) позволило отказаться от системы термостатирования, что упрощало эксплуатацию ракеты, а использование усовершенствованных чувствительных элементов системы НС и БС улучшало точность стрельбы.

Шахтные ПУ с ракетами РС-10 имели увеличенный срок автономности системы наземного электроснабжения, причем аккумуляторные батареи повышенной емкости позволяли в режиме автономии осуществить смену полетного задания и провести пуски ракет.

Таким образом, в результате мероприятий по модификации и модернизации ракетного комплекса с ракетой УР-100 по существу, была создана единая инфраструктура комплекса, обеспечивавшая эксплуатацию и боевое применение ракет УР-100М и РС-10. Использование аналогичных по конструкции шахтной ПУ и транспортно-пускового контейнера, общих конструкторских и технологических решений по ракете, без сомнения,

определили снижение стоимости массового производства и развертывания МБР УР-100М и РС-10 при одновременном повышении (в основном за счет расширения возможностей системы управления и разнообразной комплектации боевого оснащения) боевой эффективности группировки этих ракет.

Одна из последних модернизаций МБР РС-10 предусматривала проведение комплекса мероприятий, направленных на повышение живучести ракетной системы в условиях объективно существующей тенденции улучшения точностных характеристик стрельбы межконтинентальных ракет вероятного противника. Модернизация не изменяла структуры боевых ракетных комплексов, но обеспечивала увеличение степени защищенности шахтной ПУ "ОС" с размещенной в ней ракетой.

Летные испытания модернизированного РК с МБР РС-10 проводились в 1971-1973 гг., а в декабре 1974 г. он был принят на вооружение.

Главным содержанием работ по модернизации комплекса были создание новой конструкции шахтной ПУ и совершенствование системы амортизации (подвески) пускового контейнера с ракетой, обеспечивавшие сохранность ракеты в условиях повышенных динамических нагрузок.

Стартовый комплекс, шахтная пусковая установка и транспортно-пусковой контейнер были разработаны коллективом специального филиала ОКБ-52 под руководством заместителя Генерального конструктора В.М. Барышева.

Шахтная пусковая установка состояла, из монолитного железобетонного ствола с жестко присоединенным к нему стальным аппаратурным отсеком. Ствол шахты перекрывался мощным защитным устройством распашного типа с газогидравлическим приводом открытия.

Транспортно-пусковой контейнер с размещенной в ней ракетой РС-10 вывешивался (в отличие от ТПК с ракетой УР-100) на двух кронштейнах в районе верхнего торца и амортизировался при помощи горизонтальных амортизаторов, установленных на нижнем торце контейнера. Таким образом, получила конструктивную реализацию оригинальная маятниковая система амортизации с двухточечной схемой подвески контейнера (внешняя система амортизации "ШПУ-ТПК") в отличие от жестко фиксированной подвески контейнера с ракетой УР-100.

Внутренняя система амортизации "ТПК-ракета" состояла из нескольких поясов, которые обеспечивали уменьшение сейсмических и ударных нагрузок на ракету при ядерном взрыве, отслеживали горизонтальные и вертикальные смещения ракеты и возвращали ее в исходное положение. Кроме традиционно использовавшихся пружинных амортизаторов (ШПУ МБР УР-100, УР-100М, РС-10) впервые в отечественной практике для шахтной пусковой установки повышенной защищенности были разработаны и дополнительно установлены в системе внутренней амортизации "ТПК - ракета" пневмогидравлические амортизаторы.

Создание усовершенствованного РК с МБР РС-10 повышенной защищенности позволило поднять уровень защищенности ракеты (по давлению во фронте воздушной ударной волны) более чем на порядок и, соответственно, повысить живучесть ракет, размещенных в ШПУ.

Отметим также, что на транспортно-пусковом контейнере устанавливалась газозащитная проставка, которая перемещаясь вверх по роликам под действием пневмогидротолкателей обеспечивала стыковку ТПК с газоотводящей решеткой шахтной ПУ, чем улучшались газодинамические условия пуска ракеты. Перед пуском система внешней амортизации выключалась, и контейнер стопорился.

Отличительной особенностью последовательного процесса создания комплексов с МБР УР-100, УР-100М, РС-10 и РС-10 повышенной защищенности являлась взаимная преемственность не только отдельных схемно-конструктивных решений, но и широкое использование ранее разработанных конструкций в целом - ракет, ТПК и ШПУ. На этапах проектирования боевого ракетного комплекса закладывалась возможность дальнейшего наращивания его боевых свойств, показательно, что не стала исключением и разработка ШПУ повышенной защищенности МБР РС-10, через несколько лет в этих шахтных ПУ начали размещать межконтинентальную ракету нового поколения РС-18 со стартовой массой, вдвое превышающую стартовую массу РС-10.

Ракета УР-100 благодаря поддержке Н.С.Хрущева (с 1958 г. заместителем В.Н.Челомея работал Сергей Хрущев) была разработана всего за 3 года и выпущена самой большой серией среди отечественных стратегических ракет - 1030 единиц.

Межконтинентальные баллистические ракеты УР-100, РС-10 и их модифицированные варианты находились на боевом дежурстве более 25 лет. На момент заключения Договора СНВ-1 (1991 г.) в составе группировки Ракетных войск ракетная система МБР РС-10 была максимальной по количественному составу и состояла из 326 ШПУ с ракетами, что составляло более 23% всех межконтинентальных ракет наземного базирования СССР.



### 3.2. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-12 (8К98, 8К98П)

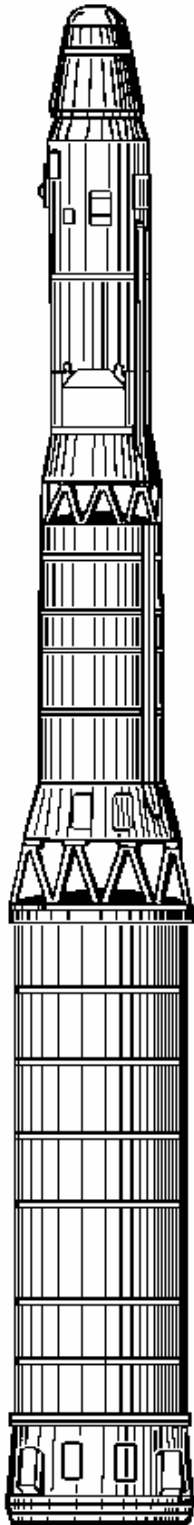
Одновременно с разработкой ракет больших дальностей с ЖРД в СССР были начаты работы по созданию ракет с двигателями на твердом топливе. Еще в 1959 г. в конструкторском бюро возглавляемом С.П.Королевым началась разработка ракеты средней дальности с РДТТ. Ракета, получившая обозначение РТ-1, не отличалась высоким уровнем технических характеристик. Ее создание носило прежде всего экспериментальный характер и было направлено на решение многих сложных и новых для отечественной науки и промышленности проблем.

Основные характеристики ракеты приведены в табл.3.2:

Таблица 3.2

Наименование характеристики	РТ-1 (8К95)	РС-12 (8К98,98 П)	РТ-20 (8К96)
Максимальная дальность полета, км	2 000	9500	ок.700
Стартовая масса ракеты, т	35,5	51,0	0
Масса головной части (забрасываемый вес), т	0.8	0.6	30,2
Длина ракеты, м	18.3	21.1	0.545
Максимальный диаметр корпуса ракеты, м	2.0	1.84	17,8
Мощность ядерного боезаряда, Мт	обыч.ВВ	3.75	1,6
Точность стрельбы (предельное отклонение), км	неизв.	4.0	1.0
			неизв.

РТ-1 представляла собой трехступенчатую управляемую баллистическую ракету с последовательным соединением ступеней и отделяемой головной частью. Каждая ступень ракеты состояла из четырех односопловых РДТТ, связанных в единый блок и работавших на баллиститном твердом топливе. Все четыре двигателя были объединены газовой связью через специальные газоходы, что позволяло уменьшить разброс давлений по двигателям, выровнять их тяговые характеристики и тем самым уменьшить значения возмущающих моментов, действующих на ракету в полете. Баллиститные топлива (фактически порох) менее технологичны чем смесевые на основе каучука, поскольку к ним нельзя применять технологию литья заряда под давлением. Сопловые блоки РДТТ устанавливались неподвижно. Заряды твердого топлива представляли собой цилиндрические одноканальные пороховые шашки с бронировкой по внешней поверхности. Это позволяло отказаться от нанесения на внешнюю часть корпуса теплозащитного покрытия (ТЗП). Управление полетом ракеты обеспечивалось поворотными автономными рулевыми РДТТ на первой и третьей ступенях и аэродинамическими рулями, расположенными на второй ступени. Корпуса РДТТ - несущей конструкции,



имели стеклотекстолитовые обечайки и стальные днища. Днища полусферической формы соединялись с цилиндрической стеклотекстолитовой обечайкой резьбовым сочленением. Для этого верхняя и нижняя часть обечайки армировались специальными металлическими вставками. При давлениях в камерах сгорания не более 4.5 МПа значения пустотных удельных импульсов двигателей не превышали 2400 м/с.

Проектные материалы и результаты летной отработки ракеты РТ-1 показали, что при использовании подобных конструктивных схем и баллистичных твердых топлив для маршевых двигательных установок создать твердотопливную межконтинентальную ракету не представляется возможным. Ракета на вооружение не принималась.

Основные трудности заключались в том, что необходимо было разработать рецептуры смесевых твердых топлив с достаточно высокими энергетическими возможностями, технологии изготовления зарядов таких размеров, которые до того в стране не производились, отработать эффективные и надежные органы управления полетом ракеты, создать систему управления, значительно отличавшуюся от той, что была освоена для ракет с ЖРД.

рис.3.3

В 1961 г. по результатам проведенных разработок принимается решение о создании нового ракетного комплекса с МБР РС-12 на твердом топливе. Помимо КБ С.П. Королева, являвшегося головным, в создании комплекса участвовали организации, возглавляемые Н.А.Пилугиным (система управления), В.В.Чернецким (стартовый комплекс), Б.П.Жуковыми, Я.Ф.Савченко (топливо), М.Ю. Цирульниковым и П.А. Тюриным (двигатели).

Многочисленные проблемы, связанные с приоритетной для нашей страны разработкой межконтинентальной твердотопливной ракеты, были успешно решены.

Ракета РС-12 была первой отечественной МБР на твердом топливе, принятой на вооружение. Первоначально для нее разрабатывались проекты двух типов шахтных стартовых комплексов - группового и одиночного, а также железнодорожного стартового комплекса. В процессе разработки был выбран вариант размещения МБР РС-12 в шахтных ПУ типа "ОС". РК состоял из 10 рассредоточенных пусковых установок и отдельно расположенного командного пункта. Летные испытания комплекса проводились в 1966 - 1968 гг. сначала на

полигоне Капустин Яр (Волгоградская обл.) с полями падения в районе озера Балхаш, а затем с полигона Плесецк с точками прицеливания на боевом поле "Кура" (Камчатская обл.). После успешного завершения ЛКИ боевой ракетный комплекс с МБР РС-12 в декабре 1968 года был принят на вооружение. К 1972 г. были проведены отработка и испытания усовершенствованной ракеты РС-12, которая имела более высокую боевую эффективность и улучшенные эксплуатационные характеристики. В частности на третьей ступени использовалась стеклопластиковая обмотка, что позволило уменьшить толщину стального листа обечайки. Ракетный комплекс с ракетой РС-12 отличался простотой эксплуатации, сравнительно небольшим количеством агрегатов наземного технологического оборудования, отсутствием средств заправки компонентов ракетного топлива.

Основные характеристики ракеты приведены в табл 3.2 (см.выше).

Общий вид ракеты приведен на рис. 3.3. МБР РС-12 - межконтинентальная твердотопливная трехступенчатая ракета с последовательным расположением ступеней, двигателями на смесевом твердом топливе, автономной инерциальной системой управления и моноблочной головной частью. Ракета оснащалась средствами преодоления противоракетной обороны противника.

Каждая ступень ракеты состояла из моноблочного РДТТ и хвостового отсека. Кроме того, первая и вторая ступени имели соединительную ферму, предназначавшуюся для стыковки ступеней ракеты и обеспечивавшую свободный выход продуктов сгорания двигателей верхней ступени в окружающее пространство при "огневом" разделении ступеней. Между третьей ступенью ракеты и головной частью располагались приборный отсек и переходник, предназначенный для крепления головной части.

Маршевые двигательные установки РДТТ с зарядами из смесевоего твердого топлива первой и второй ступеней имели одинаковую конструктивную схему и состояли из стальных цилиндрических корпусов (сваренных из отдельных секций) с эллиптическими задними и передними днищами. На задних днищах каждого РДТТ располагались по четыре разрезных управляющих сопла. На передних днищах размещались воспламенители зарядов твердого топлива, срабатывание которых происходило от пиропатронов по командам от системы управления.

Корпуса двигательных установок вместе с передними и задними днищами образовывали камеры сгорания, на внутреннюю поверхность которых наносилось теплозащитное покрытие, предохраняющее конструкцию РДТТ от теплового воздействия образующихся газов при горении заряда.

В качестве исполнительных органов управлений полетом ракеты использовались разрезные управляющие сопла РДТТ. Сопло состояло из неподвижной и подвижной (сверхзвуковой) частей и соединительных деталей. В конструкции сопла широко применялись термостойкие материалы на основе графита, металлокерамики, а также молибденовые и титановые сплавы.

Отклонение подвижной части сопла в процессе работы ДУ осуществлялось специальным рулевым приводом, что позволяло получать достаточные управляющие моменты при незначительных углах отклонения, причем управляющие усилия возникали не за счет изменения направления газового потока, а за счет возникновения скачка уплотнения в сверхзвуковом потоке.

Заряды РДТТ первой и второй ступеней изготовлялись из смесового твердого топлива на основе бутилкаучука и перхлората аммония с добавлением порошкообразного алюминия непосредственным формованием топливной массы под давлением в корпус двигателя с последующей полимеризацией. Заряд прочно скреплялся с корпусом РДТТ. Конструкция заряда представляла собой одноканальный щелевой моноблок с равномерно расположенными по окружности канала щелями, геометрия которого обеспечивала получение постоянного значения тяги и необходимую прочность.

Хвостовые отсеки являлись силовыми элементами первой и второй ступени, имели форму усеченного конуса и клепаную конструкцию, подкрепленную торцевыми стыковочными шпангоутами и стрингерами. Хвостовые отсеки предназначались для размещения разрезных управляющих сопел, рулевого привода и части приборов СУ, а также защищали эти агрегаты от теплового воздействия работающих двигателей и скоростного напора при полете ракеты. Коническая форма отсеков обеспечивала требуемый уровень статической устойчивости при полете ракеты, дополнительно этой же цели служили четыре раскрывающихся решетчатых стабилизатора, расположенных на хвостовом отсеке первой ступени.

Кроме того, на внешней поверхности первой ступени устанавливались два опорно-обтюрирующих устройства (поддон и бандаж) с упругими опорными элементами, которые воспринимали поперечные нагрузки при сейсмическом воздействии, при движении ракеты по пусковому стакану ШПУ и предотвращали прорыв газа в пространство между корпусом ракеты и стенками пускового стакана при ее старте.

В конструкции МБР РС-12 получил техническую реализацию динамо-реактивный принцип старта ракеты из "глухого" пускового стакана с использованием оригинальной методики, являвшейся по существу прототипом использовавшегося впоследствии "минометного старта" с использованием ПАДов. В специальный приямок (емкость на дне стартового сооружения - ЗУМПФ) наливалось примерно 1 т воды, а бандаж и поддон обеспечивали замкнутость подракетного пространства шахты. При запуске маршевого двигателя образующаяся в подракетном пространстве парогазовая смесь выталкивала ракету из шахты как поршень. После выхода ракеты из ШПУ поддон и бандаж сбрасывались. Кроме того такая конструкция выполняла еще одну функцию - охлаждение газовой струи ракетного двигателя при пуске ракеты. Этим соответственно снижалось высокотемпературное тепловое воздействие работавшего РДТТ на конструкцию пускового стакана и донную часть ракеты.

Третья ступень ракеты РС-12 по компоновочной схеме была аналогична первым двум, но имела следующие конструктивные отличия:

обечайка корпуса маршевого РДТТ выполнялась комбинированной и изготавливалась из стального листа, снаружи на металл корпуса методом намотки наносился стеклопластик. Для защиты корпуса от аэродинамического нагрева на его наружной поверхности имелось теплозащитное покрытие;

на переднем днище маршевого РДТТ располагались узлы отсечки тяги (ступенчатого регулирования тяги), которые заканчивались специальными раструбами для сброса продуктов сгорания двигателя в окружающее пространство. Следует заметить, что в конструкции были применены именно узлы отсечки, а не сопла противотяги. Ступенчатое регулирование тяги осуществлялось путем последовательного срабатывания узлов отсечек, располагавшихся в плоскостях II-IV и I-III. Вскрытие узлов отсечки производилось подрывом детонирующих удлиненных зарядов по предварительной и главной команде от СУ ракеты. При этом на новом режиме работы двигателя возникала отрицательная результирующая тяга, которая обеспечивала торможение корпуса третьей ступени;

заряд смесового твердого топлива представлял собой целевой моноблок с передним и задним расположением щелей. Переднерасположенные щели находились в плоскостях стабилизации и обеспечивали возможность срабатывания узла отсечки тяги после нескольких секунд работы маршевого двигателя;

хвостовой отсек ступени служил для защиты размещенных в нем соплового блока и рулевого привода. Он являлся силовым элементом конструкции ступени, и воспринимал нагрузки от осевых сжимающих сил, изгибающих моментов и аэродинамического давления. Крепление хвостового отсека к корпусу двигателя осуществлялось разрывными болтами. Для уменьшения массы конструкции третьей ступени хвостовой отсек сбрасывался после разделения второй и третьей ступени, что положительным образом сказывалось на увеличении дальности полета ракеты.

Приборный отсек цилиндрической формы предназначался для размещения основной части приборов системы управления ракетой. Отсек представлял собой клепанную конструкцию, силовая часть которой состояла из шпангоутов и стрингеров. Обшивка отсека изготавливалась из листового дюралюминия, на внешнюю поверхность которого наносилось теплозащитное покрытие.

Переходник служил для соединения головной части с приборным отсеком. Он имел форму усеченного конуса и представлял собой клепаную конструкцию, имевшую силовой набор (шпангоуты и стрингеры) и обшивку. На торцевой поверхности переднего шпангоута устанавливались пружинные толкатели, обеспечивавшие надежное отделение головной части, и разрывные болты связи головной части с переходником.

На боевую стартовую позицию ракета доставлялась в контейнерах транспортно-загрузочных машин - отдельно первая ступень, и состыкованные между собой вторая и третья ступени. Ступени поочередно опускались в пусковой стакан, установленный на амортизационной подвеске в шахтной ПУ, затем пристыковывалась головная часть. Для обеспечения заданного температурно-влажностного режима хранения ракеты и головной части пусковой стакан герметизировался.

Создание к концу 60-х годов ракеты РС-12 подтвердило возможность разработки МБР с РДТТ, имеющих удовлетворительные показатели эффективности. Однако сравнение характеристик этой ракеты с характеристиками жидкостной МБР РС-10, созданной примерно в те же годы, показывает (таблица 3.3), что жидкостные МБР по основному показателю энергомассового совершенства - отношению массы полезной нагрузки (забрасываемого веса) к стартовой массе ракеты - значительно превосходили отечественные твердотопливные МБР.

Таблица 3.3  
Сравнительные характеристики ракет СССР и США

Характеристики ракеты	РС-12	РС-10	"Минитмен-2"
Число ступеней	3	2	3
Стартовая масса, т	51	50.1	33
Забрасываемый вес, т	0.6	1.2	0.8
Относит. забрасываемый вес	0.012	0.024	0.023
Мощность заряда, Мт	0.75	1.3	1.5
Предельное отклонение, км	4.0	5.0	1.2

В таблице приведены также характеристики МБР США "Минитмен-2". Сравнение их с характеристиками ракеты РС-12 говорит о том, что уровень характеристик отечественной твердотопливной МБР существенно уступал уровню характеристик МБР США "Минитмен-2" и был близок к характеристикам ракет "Минитмен-1" ( $m_{\text{дн}} = 0.015 \dots 0.019$ ). К этому следует добавить, что из перечисленных в таблице ракет ракета РС-10 несла самую большую дальность полета боеголовки. Если бы ее дальность была равна дальности ракеты РС-12, то относительный забрасываемый вес составил бы величину более 0,03.

Комплексы с модернизированной ракетой РС-12 входили в группировку МБР РВСН до начала 90-х годов, т. е. в течение почти 20 лет со времени постановки их на боевое дежурство. Вместе с тем на момент заключения Договора СНВ-1 (1991 г.) в составе группировки Ракетных войск ракетная система МБР РС-12 была весьма незначительной по количественному составу и состояла из 40 ШПУ с ракетами, что составляло не более 3% всех межконтинентальных ракет наземного базирования СССР.

### 3.3. Межконтинентальная баллистическая ракета РТ-20

Ракета РТ-20 не числится и никогда не числилась среди образцов, принятых на вооружение. Ее разработка была прекращена в конце 60-х годов на стадии летных испытаний. Такая судьба постигла не только ракету РТ-20 - и в СССР и в США начиналась и затем прекращалась разработка и других МБР. Однако ракета РТ-20 заслуживает особого внимания потому, что в ее конструкции предполагалось реализовать целый ряд оригинальных технических решений, а ее проект показывает, каким широким было поле поисков оптимальных путей улучшения характеристик МБР. Ракета РТ-20 разрабатывалась в КБ "Южное" под руководством М.К.Янгеля в 1964-1968 гг. Основная особенность конструктивно-компоновочной схемы ракеты заключалась в том, что первая ступень имела двигатель на твердом топливе, вторая ступень - двигатель на жидких высококипящих компонентах. В задании на комплекс с ракетой РТ-20 указывалось, что он должен быть создан в трех вариантах - подвижном грунтовом (на базе, тяжелого танка Т-10М), железнодорожном и шахтном (ПУ типа "ОС"). В соответствии с этим в эскизном проекте отмечалось, что *"разработка конструкции проведена исходя из требований обеспечения ее транспортировки и нахождения в боевой готовности в заправленном состоянии, что обусловило выполнение конструкции топливного отсека и элементов системы питания ДУ второй ступени в ампульном варианте"*. Особое внимание уделялось обеспечению прочности ракеты при минимальном ее весе и повышению надежности. Основные характеристики ракеты приведены в табл 3.2.

На ракете предусматривалась возможность использования ГЧ двух типов: "тяжелой" - с массой 1410 кг и "легкой" - с массой 545 кг. Ракета с "легкой" ГЧ должна была иметь межконтинентальную дальность полета, общий запас топлива на ракете составлял 25.4 т, т.е. примерно 85% от стартовой массы ракеты. Относительная масса полезной нагрузки характеризовалась величиной 0.018.

Двигательная установка первой ступени работала на смесевом твердом топливе и имела четыре поворотных сопла, чем обеспечивалось управление полетом ракеты до отделения первой ступени. Маршевая ДУ состояла из основного моноблочного ракетного двигателя и твердотопливного двигателя конечной ступени. Режим конечной ступени с требуемым законом изменения тяги обеспечивался в конце работы основного двигателя переключением на твердотопливный двигатель конечной ступени и уменьшением величины тяги до 1 т. Корпус двигателя изготавливался либо из стали, либо из стеклопластика (окончательный выбор сделан не был). Вес конструкции первой ступени составлял около 2450 кг.

На второй ступени применялся однокамерный ЖРД с тягой 14 т, работавший на высококипящих компонентах ракетного топлива: окислитель - азотный тетраоксид, горючее - несимметричный диметилгидразин. Система

подачи топлива - турбонасосная. В качестве рабочего тела турбины использовались продукты сгорания основного топлива с большим избытком горючего. Запуск двигателя производился с помощью специального порохового газогенератора, приводившего в действие турбину. Наддув баков осуществлялся от двух газогенераторов, подававших в баки газ с избытком соответствующего компонента, управление ракетой по тангажу и рысканию производилось вдувом газа после турбины в закритическую часть сопла двигателя, по крену - с помощью специальных четырех сопел, работавших на отбросном турбогазе. Удельный импульс двигателя в пустоте был равен 3290 м/с.

Система управления ракетой - автономная инерциальная, общая масса приборов СУ 250 кг. Характеристики по времени приведения giroприборов в рабочий режим были резко повышены по сравнению с образцами, существовавшими ранее. Точность работы СУ была улучшена за счет применения новых высокоточных гироблоков и гиринонтеграторов на воздушном подвесе и разработки рациональной конструкции ГСП на базе использования новых конструкционных материалов (в частности, бериллий). Предусматривался дистанционный ввод полетного задания в систему управления.

Ракета размещалась в транспортно-пусковом контейнере, который обеспечивал транспортировку, длительное хранение ракеты в состоянии боевой готовности и ее "минометный" (с помощью специального порохового аккумулятора давления) старт.

Приведенные сведения об особенностях МБР РТ-20 показывают, что ее создатели пытались реализовать в системах ракеты самые перспективные для того времени решения. Если бы ракета была создана, она была бы самой "легкой" МБР из существующих при вполне удовлетворительном (1,8%) значении отношения массы полезной нагрузки к стартовой массе. Вместе с тем разработка ракеты "комбинированной" (ЖРД и РДТТ) схемы подтвердила, что ее характеристики будут промежуточными между характеристиками ракет жидкостных и твердотопливных. Так, например, для МБР РТ-20 удалось ограничиться двумя ступенями (для твердотопливной ракеты это невозможно), но если бы обе ступени ракеты были жидкостными, массу полезной нагрузки при той же стартовой массе можно было бы увеличить. Использование на первой ступени РДТТ в какой-то мере упрощало эксплуатацию комплекса, но если бы РДТТ применялись на всех ступенях, эксплуатация РК была бы еще проще.

По программе летных испытаний было проведено 9 экспериментальных пусков, но целом переход к "комбинированной" схеме ракеты каких-либо решающих преимуществ не давал, что и послужило основой для прекращения работ над МБР РТ-20.



### 3.4. Схемы, основные характеристики и конструктивные особенности МБР СССР РС-16, РС-18 и РС-20

Межконтинентальные баллистические жидкостные ракеты стационарного базирования РС-16, РС-18 и РС-20 разрабатывались с разделяющимися головными частями (РГЧ), обеспечивающими прицельное последовательное разведение неуправляемых ББ (РГЧ типа MIRV). Их создание в СССР в 70-х годах проводилось прежде всего как ответная мера на резкое увеличение числа ББ в группировках МБР и БРПЛ США.

Ракеты РС-16 и РС-20 и соответствующие комплексы были созданы кооперацией исполнителей, возглавляемой КБ под руководством В.Ф.Уткина, заменившего М.К.Янгеля. Головной организацией, разрабатывавшей ракету РС-18 и комплекс с этой МБР, было КБ под руководством В.Н.Челомея. Летные испытания первых модификаций всех трех типов ракет проводились в 1972-1975 гг. на полигоне Байконур. В 1975-1981 гг. ракетные комплексы принимались на вооружение и ставились на боевое дежурство. В 1977-1979 гг. была проведена модернизация ракет и комплексов, позволившая улучшить ряд их тактико-технических характеристик.

МБР РС-16, РС-18 и РС-20 относятся к двухступенчатым ракетам с ЖРД с последовательным расположением ступеней (схемы ракет приведены на рис. 3.4, 3.5, 2.6). При разработке ракет соответствующие КБ и организации использовали опыт создания предшествующего поколения ампулизированных жидкостных ракет на компонентах топлива НДМГ +АТ, размещенных в шахтных ПУ (в первую очередь, ракет РС-10 и Р-36). Наряду с принципиальным новшеством - применением РГЧ типа MIRV к новым техническим решениям комплексов этого поколения следует отнести:

- применение в ракетах автономной системы управления с БЦВМ,
- размещение ракет и пункта управления боевым ракетным комплексом в сооружениях высокой защищенности,
- возможность дистанционного переприцеливания перед пуском,
- наличие на ракетах более совершенных средств преодоления ПРО,
- более высокую боевую готовность, применение более совершенной системы боевого управления, повышенную живучесть комплексов.

Были резко повышены характеристики боевой эффективности за счет увеличения точности ракет и общей мощности их боевого оснащения.

Каждая из ракет РС-16 и РС-18 имеет две модификации (А и Б), которые отличаются главным образом конструктивно-технологическими решениями и соответствующими характеристиками автономной системы управления, для ракеты РС-20 различают три модификации: РС-20А, РС-20Б и РС-20В. Эти модификации отличаются типом и конструкцией головных частей, характеристиками системы управления, а для ракеты РС-20В - и рядом конструктивно-схемных решений по ракете в целом и ее ТПК.

Основные характеристики последних модификаций ракет РС-16, РС-18 и РС-20 представлены в таблице 3.4 (значения дальности полета ББ, мощности их зарядов и точности попадания в цели приведены по открытым зарубежным источниками и являются приближенными).

Таблица 3.4  
Основные характеристики ракет РС-16, РС-18 и РС-20

Характеристики	РС-16	РС-18Б	РС-20В
Максимальная дальность, км	10 000	10 000	11 000
Стартовая масса, т	71,1	105,6	211,1
Масса полезной нагрузки, т	2,55	4,35	8,8
Число боевых блоков	4	6	10
Длина ракеты, м	22,5	24,3	34,3
Максимальный диаметр ракеты, м	2,25	2,5	3,0
Относительная масса полезной нагрузки	0,036	0,041	0,042
Мощность заряда боевого блока, Мт	0.55 ... 0.75	0.55 ... 0.75	0.55 ... 0.75
Точность стрельбы (предельное отклонение), км	0,92	0,92	0,5

Для всех трех ракет характерны высокие значения коэффициента энергомассового совершенства (порядка 0.04), что свидетельствует, прежде всего, о рациональных конструктивно-схемных решениях и высоких удельных параметрах двигательных установок ракет. На всех ракетах в качестве компонентов топлива использовались несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и четырехокись азота (АТ), ставшие к этому моменту штатными компонентами для жидкостных МБР, размещаемых в ШПУ. Несколько меньшее значение коэффициента энергомассового совершенства для ракеты РС-16 по сравнению с двумя другими рассматриваемыми здесь МБР объясняется в основном особенностями принятых проектных решений, а также тем, что при меньшей стартовой массе ракеты труднее получить высокое значение  $m_{\text{пн}}$  при одинаковых условиях (масштабный фактор).

После принятия из вооружение МБР РС-16, РС-18 и РС-20 их число в группировке РВСН быстро росло. В 1991 г. оно составляло: 47 - для РС-16, 300 - для РС-18 и 308 - для РС-20. Эти ракеты на боевом дежурстве имели более 5000 боевых блоков, т.е. свыше 75% от общего числа боевых блоков в группировке МБР бывшего СССР.

### 3.5. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-16

МБР РС-16 (рис. 3.4) проектировалась под существовавшие ШПУ ракет РС-10, т.е. при ограничении на геометрические характеристики (диаметр и длину) ее транспортно-пускового контейнера, а следовательно, и ракеты в целом. Свой отпечаток на ракету наложили и ограниченные сроки разработки, не позволившие реализовать ряд первоначальных проектных решений, в частности, по двигательной установке первой ступени (не удалось обойтись без специального рулевого двигателя).

Двухступенчатая ракета РС-16 выполнена в двух диаметрах: корпус первой ступени имеет диаметр равный 2,25 м, второй - 2,1 м. Ступени соединяются между собой слабоконическим соединительным отсеком, который при разделении ступеней разрушается удлиненным кумулятивным зарядом, опоясывающим соединительный отсек в его средней части. В состав корпуса первой ступени ракеты входят также хвостовой и топливный отсеки. Топливный отсек, состоящий из верхней емкости (для окислителя) и нижней (для горючего), - сварной конструкции из алюминивно-магниевого сплава. Емкости (баки) окислителя и горючего разделены сферическим промежуточным днищем. Нижнее сферическое днище бака горючего направлено выпуклостью вовнутрь бака, образуя вместе с хвостовым отсеком полость для размещения двигательной установки ступени.

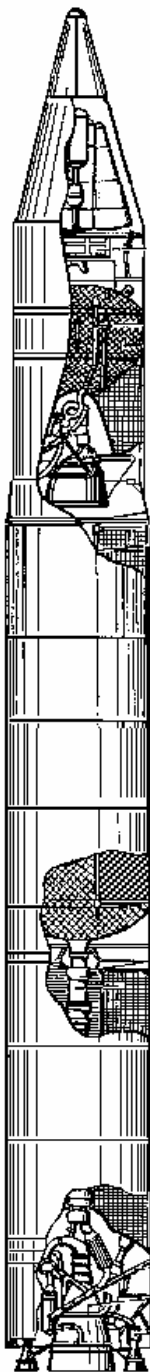


рис.3.4

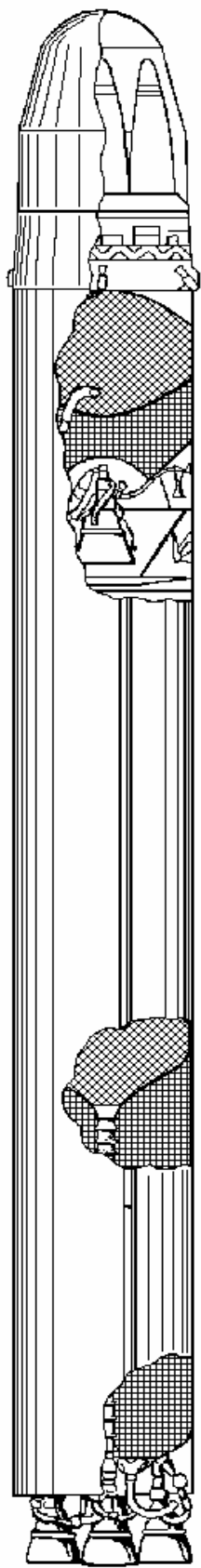
Двигательная установка первой ступени ракеты РС-16 состоит из двух двигателей: основного (маршевого) и рулевого. Однокамерный маршевый ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива выполнен по замкнутой схеме и закреплен на ступени неподвижно. В состав рулевого двигателя входят четыре поворотные (шарнирно закрепленные) камеры сгорания и один турбонасосный агрегат. В рулевом двигателе реализована открытая схема процесса сгорания компонентов топлива.

Двигательная установка второй ступени ракеты РС-16 состоит из однокамерного, неподвижно закрепленного на корпусе ступени ЖРД с турбонасосной подачей компонентов топлива и замкнутой схемой. Этот двигатель имеет целый ряд оригинальных решений по рабочим процессам: по системе охлаждения камеры сгорания, по процессу газогенерации и другим, которые в конечном счете позволили получить рекордную величину удельного импульса тяги для ЖРД такого класса (3300 м/с в пустоте). Оригинален и способ создания управляющих сил и моментов при полете второй

субракеты (ступени): управление по тангажу и рысканию обеспечивается вдувом газа в закритическую часть сопла ЖРД, а по крену - четырьмя небольшими соплами, рабочее тело для которых вырабатывается в газогенераторе ТНА двигателя.

К корпусу второй ступени ракеты РС-16 с помощью разрывных болтов крепится разделяющаяся головная часть типа MIRV с четырьмя боевыми блоками, прикрытая обтекателем с изменяемой геометрией. Верхняя часть

обтекателя выполнена двухстворчатой, шарнирно соединенной с неподвижной частью обтекателя. Такая конструкция позволяет уменьшить геометрические размеры ракеты. После выхода из ТПК створки обтекателя соединяются, чем и обеспечивается необходимая аэродинамическая форма на АУТ. Из-за наличия такой конструктивной особенности РС-16 получила на Западе прозвище “Spanker” (“Щелкунчик”). В состав РГЧ входит герметичный приборный отсек, в котором размещается система управления ракетой, и твердотопливная двигательная установка разведения боевых блоков. Применение РДТТ для разведения ББ на жидкостных ракетах является оригинальным, но труднообъяснимым решением.



Для ракеты РС-16 одной из первых в СССР была практически реализована так называемая "минометная" схема старта, при которой двигательная установка первой ступени запускается после выхода (выброса) ракеты из транспортно-пускового контейнера под давлением газов, вырабатываемых специальными пороховыми газогенераторами. Для обеспечения минометного старта на нижнюю часть ракеты РС-16 устанавливается поддон с опорно-обтюраторным поясом, а на корпус ракеты - опорные пояса (бандажи), которые сбрасываются после выхода ракеты из ТПК. При минометном старте ракеты газы, вырабатываемые в пороховом аккумуляторе давления, поступают в объем между верхним и нижним днищами поддона. В момент старта принудительно разрывается механическая связь между днищами, и под давлением газов, действующих на верхнее днище поддона, ракета вместе с днищем выбрасывается из ТПК. Нижнее днище поддона с закрепленными на нем пороховыми аккумуляторами давления остается в контейнере.

### 3.6. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-18

рис.3.5

Жидкостная двухступенчатая ракета РС-18 (изделия 15А30 и 15А35) (рис.3.5) может считаться классической по конструктивно-компоновочной схеме и весьма совершенной по основным техническим характеристикам для МБР этого типа. Выполнена ракета в одном диаметре (калибре). Ступени ракеты соединены между собой с помощью разрывных болтов. В систему разделения ступеней и отделения головной

части входят тормозные пороховые ракетные двигатели (ПРД).

Корпус первой ступени РС-18 имеет в своем составе хвостовой отсек, топливный отсек и переходник, изготовленные из легких алюминиевых сплавов. Корпус второй ступени состоит из короткого хвостового отсека и топливного отсека. Топливные отсеки сварной конструкции, емкости (баки) горючего и окислителя разделены промежуточными днищами. Цилиндрическая обечайка бака горючего первой ступени выполнена из вафельных панелей. В верхней части бака окислителя первой ступени имеются продольные перегородки, демпфирующие колебания жидкости при полете ракеты.

Пневмогидравлические системы контейнера и ракеты, имеющие в своем составе соответствующие трубопроводы, заправочные, дренажно-предохранительные клапаны и другие элементы автоматики, позволяют производить заправку и слив компонентов топлива после установки ракеты с ТПК в шахтную ПУ с помощью подвижных заправочных средств (емкостей, насосных станций и т.д.).

Двигательная установка первой ступени ракеты РС-18 состоит из четырех поворотных однокамерных ЖРД, имеющих турбонасосную систему подачи компонентов топлива в камеру сгорания и газогенератор, и выполненных по замкнутой схеме (с дожиганием генераторного газа в камере сгорания). Каждый двигатель (камера сгорания, ТНА, газогенератор и т.д.) закреплен шарнирно на раме в хвостовом отсеке и может отклоняться от нейтрального положения в соответствующей плоскости по сигналам системы управления с помощью гидравлических рулевых машин, рабочим телом для которых служит один из компонентов топлива. Тем самым обеспечивается управление полетом ракеты по каналам тангажа, рыскания и крена (вращения).

Двигательная установка второй ступени ракеты РС-18 состоит из двух ЖРД: однокамерного основного (маршевого), неподвижно закрепленного на корпусе второй ступени, и четырехкамерного рулевого с поворотными камерами сгорания. Основной ЖРД имеет турбонасосную систему подачи компонентов топлива при замкнутой схеме организации рабочего процесса. Камеры сгорания рулевого двигателя закреплены шарнирно, компоненты топлива в них подаются одним ТНА, закрепленным на корпусе хвостового отсека ступени. Рулевой двигатель выполнен по открытой (разомкнутой) схеме с отводом генераторного газа после турбины за борт ракеты. Запускается рулевой двигатель до разделения ступеней ракеты, для этих целей переходник первой ступени имеет специальные газоходы.

Ракета РС-18 отличается простотой конструкции и высокой надежностью целого ряда систем: системы разделения, системы наддува баков, подачи топлива и др.

К верхней обечайке корпуса второй ступени ракеты РС-18 разрывными болтами крепится агрегатно-приборный блок разделяющейся головной части, в котором размещаются приборы автономной инерциальной системы управления. (гиростабилизированная платформа, БЦВМ, преобразователи, ампульные

батареи питания и др.) и жидкостная двигательная установка разведения шести боевых блоков с необходимым запасом компонентов топлива. Боевые блоки, прикрытые сбрасываемым обтекателем, размещаются на специальной платформе, стыкуемой с агрегатно-приборным блоком. Вся сборка образует РГЧ типа MIRV.

Ракета РС-18 имеет газодинамическую схему старта, при которой ракета выходит из ТПК, размещенного в ШПУ, под действием силы тяги ДУ первой ступени. Для реализации такой схемы внутри ТПК имеются направляющие, а на корпусе ракеты установлены сбрасываемые в полете бугели (башмаки). ШПУ имеет специальную систему отвода в атмосферу газов при старте ракеты.

### **3.7. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-20 (15А14, 15А18, 15А18М)**

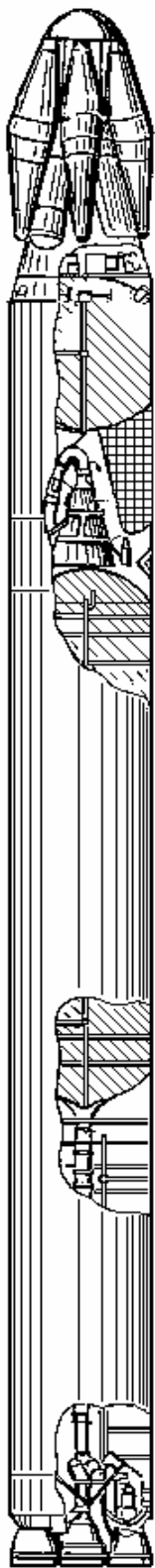
Последняя модификация ракеты РС-20 заканчивает многолетний период разработки и совершенствования тяжелых жидкостных МБР в СССР, начало которому было положено ракетами Р-16 и Р-36. На сегодняшний день ракета РС-20В является самой мощной в мире МБР и вполне объективно отражает высокий уровень развития ракетостроения в бывшем СССР.

Конструктивно-компоновочная схема ракет РС-20А(15А14) (рис.3.5а), РС-20Б(15А18) (рис. 3.5б) и РС-20В(15А18М) (рис. 3.5в) аналогична схеме ракеты РС-18, несмотря на то, что эти ракеты разрабатывались различными КБ. Две разгонные ступени ракеты РС-20 имеют одинаковый диаметр (3 м) и соединяются между собой разрывными болтами. В состав корпуса первой ступени входят (сверху вниз): переходной отсек, топливный отсек, боковая защита двигательной установки и поддон. Корпус второй ступени имеет в своем составе переходной отсек, топливный отсек и теплозащитный экран. Топливные отсеки ступеней изготовлены методом сварки из листов алюминий-магниевого сплава, подвергнутых механической обработке и химическому травлению. Емкости (баки) окислителя и горючего разделены промежуточным совмещенным днищем. Вдоль корпуса ракеты проходят трубопроводы пневмогидравлической системы и бортовая кабельная сеть, защищенные желобом.

Пневмогидравлическая система (ПГС) ракеты обеспечивает заправку (слив) и хранение компонентов топлива в процессе боевого дежурства, а также подачу их к двигательным установкам при полете ракеты. функционально ПГС состоит из систем окислителя и горючего, системы наддува, системы заправки и слива компонентов топлива, а также газореактивных систем торможения ступеней.

Для повышения эффективности использования запасов топлива на первой и второй ступенях ракеты РС-20 имеется система управления расходом топлива. Она обеспечивает одновременное расходование компонентов топлива

путем изменения в заданных пределах коэффициента соотношения расходов окислителя и горючего через двигатели и полную выработку рабочих запасов топлива на обеих ступенях.



В состав двигательной установки первой ступени ракеты РС-20 входят четыре автономных однокамерных ЖРД, имеющих турбонасосную систему подачи топлива, выполненных по замкнутой схеме и шарнирно закрепленных на раме в хвостовой части ступени. Отклонение двигателей в соответствующих плоскостях по командам системы управления обеспечивает управляемый полет ракеты. Четыре ЖРД первой ступени развивают суммарную тягу при работе в пустоте около 5000 кН при удельном импульсе 3120 м/с. При этом общий массовый расход компонентов топлива через ДУ первой ступени составляет более 1500 кг/с. Двигательную установку второй ступени образуют два ЖРД: основной и рулевой. Основной двигатель ракеты РС-20В (однокамерный с турбонасосной подачей компонентов топлива и замкнутой схемой рабочего процесса) размещен ("утоплен") в емкости горючего второй ступени, размещение основного двигателя в баке горючего относится к одному из способов повышения плотности заполнения объема ракеты топливом.

рис.3.6

В состав рулевого двигателя второй ступени входят четыре поворотных камеры сгорания, один ТНА, система газогенерации и др. В рулевом двигателе реализована открытая схема рабочего процесса. Основные агрегаты рулевого двигателя (камеры сгорания, ТНА и т.д.) закреплены на нижнем днище бака горючего второй ступени. Запускается двигатель до разделения ступеней ракеты.

В ракете РС-20 практически реализован целый ряд оригинальных идей и новых технических решений: так называемый химический наддув баков (путем впрыска окислителя в бак горючего и горючего - в бак окислителя), торможение отделяемой ступени за счет истечения газов наддува, цельный обтекатель с расположенным в передней части пороховым двигателем увода и др.

Агрегатно-приборный отсек ракет РС-20Б,В в котором размещаются основные приборы автономной системы управления и двигательная установка, обеспечивающие последовательное прицельное разведение десяти боевых блоков, функционально входит в состав ГЧ и стыкуется со второй ступенью разрывными болтами. Десять боевых блоков, прикрытые



сбрасываемым в полете обтекателем, размещены на специальной раме в два яруса. Двигательная установка разведения представляет собой четырехкамерный ЖРД с поворотными камерами сгорания, которые выдвигаются в рабочее положение в полете. Вся сборка (агрегатно-приборный отсек, боевые блоки, рама и т. д. ) образует РГЧ типа MIRV.

Ракета РС-20 снабжена транспортно-пусковым контейнером (ТПК), который предназначен для длительного хранения, перегрузки, транспортировки, приведения ракеты в готовность к боевому применению, сохранения ее боеготового состояния на протяжении всего срока эксплуатации и проведения пуска из шахтной ПУ.

ТПК состоит из корпуса, переходника, верхней пленочной крышки и нижней крышки. Корпус и переходник выполнены из стеклопластика. В состав контейнера входит ряд технических систем, к основным из которых относятся пневмогидравлическая система, система старта ракеты из ТПК, система газового контроля, отвода тепла и др. На ТПК устанавливаются также приборы и узлы системы прицеливания, управления и т.д.

Ракета РС-20 имеет "минометную" схему старта, позволяющую в первую очередь уменьшить геометрические размеры ПУ. Для этих цепей снизу к первой ступени крепится специальный поддон, состоящий из цилиндрической обечайки и двух сферических днищ: верхнего и нижнего. На нижнем днище поддона закреплены пороховые аккумуляторы давления. При старте ракеты образующиеся в них газы, действуя через верхнее днище поддона, выбрасывают ракету из ТПК. После выхода ракеты из ПУ обечайка и верхнее днище поддона сбрасываются с помощью пружинных толкателей и уводятся в сторону от ПУ пороховыми ракетными двигателями. В нижней части поддона находятся ПАД предварительного наддува промежуточной мембраны и основной ПАД. При этом вес поддона составляет около 4 т, в том числе уводимая часть поддона **1.5** т. Для амортизации в поперечном направлении и безударного выхода ракеты из ТПК на ее корпусе устанавливаются поперечные опоры (кольца), сбрасываемые после выхода ракеты из ПУ.

Шахтная пусковая установка, внутри которой в системе амортизации размещается герметичный транспортно-пусковой контейнер с ракетой РС-20, представляет собой мощное инженерное подземное сооружение, железобетонный ствол которого имеет внутренний диаметр **5.9** м и глубину **39** м.

## Глава 4. Схемы, основные характеристики и конструктивные особенности МБР четвертого поколения (РС-12М, РС-22 И "ТОПОЛЬ-М")

### 4.1. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-12М ("ТОПОЛЬ")

Значительное повышение точности стрельбы баллистических ракет вероятных противников, достигнутое к началу 80-х годов, требовало принятия дополнительных (помимо повышения защищенности ракет в традиционных шахтных пусковых установках) мер по обеспечению живучести группировки МБР в условиях ядерного удара. Одной из таких мер является ввод в группировку мобильных ракетных комплексов. Первый такой комплекс был поставлен на боевое дежурство в середине 80-х годов в СССР. Это был мобильный грунтовый комплекс с ракетой РС-12М. Разрабатывался он кооперацией предприятий, головной из которых была организация, возглавляемая А.Д.Надирадзе (впоследствии Б.Н.Лагутиным). В основу разработки комплекса был положен богатый опыт Московского института теплотехники по созданию мобильных грунтовых комплексов. Еще в 1972 -76 гг. проводились испытания мобильного грунтового комплекса с ракетой РС-14. Многие технические решения, осуществленные в процессе создания комплекса, были совершенно новыми и не имели аналогов в практике мирового ракетостроения.

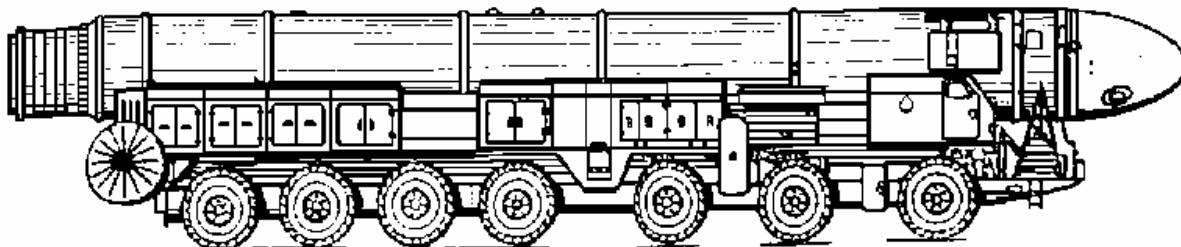


рис.4.1

Обеспечение живучести мобильных РК базируется в основном на создании для противника неопределенности в знании местоположения пусковой установки с ракетой на момент нанесения им удара по районам базирования РК. Поэтому в отличие от стационарных для подвижных РК особое значение приобретает их скрытность от разведки противника. Это достигается проведением маскировочных мероприятий (использованием штатных средств и естественных маскировочных свойств местности), а кроме того, реализацией таких режимов функционирования подвижных агрегатов (частота и время смены точек стоянки, выбор расстояния между ними, организацией маршрута движения и сеансов связи), при которых космическая разведка противника будет не в состоянии точно и оперативно отслеживать их местоположение.

Таким образом, необходимо было решить целый ряд проблем, связанных с обеспечением мобильности комплекса. В частности, ракета и все системы пусковой установки должны

выдерживать длительное воздействие нагрузок, возникающих в процессе транспортировки;

пусковая установка должна обладать высокой проходимостью, достаточными скоростью, запасом хода и ресурсом;

оснащаться системами, обеспечивающими поддержание в готовности к боевому применению, привязку и пуск ракеты в любых условиях обстановки, в том числе и с неподготовленных полевых позиций;

система боевого управления должна обеспечивать оперативное и надежное доведение приказов и сигналов боевого управления;

система поддержания РК в готовности к боевому применению должна быть приспособлена к восстановлению готовности агрегатов комплекса в полевых условиях и многие другие.

Ракета РС-14 была трехступенчатой, твердотопливной с моноблочной головной частью.

Основные характеристики ракет приведены в табл.4.1.:

Табл.4.1

Наименование характеристики	РС-14	РСД-10	РС-12М
Максимальная дальность полета, км	9 000	5000	10500
Стартовая масса ракеты, т	44,0	37,0	45,1
Масса головной части (забрасываемый вес), т	0.94 18.5	1.74 16.49	1.0 21,5
Длина ракеты, м	1.79	1.79	1,8
Максимальный диаметр корпуса ракеты, м	0.65 ...1.5	3*0.15	0.55
Мощность ядерного боезаряда, Мт	1.2 ...1.6	1.3	0.9
Точность стрельбы (предельное отклонение), км			

Все ступени ракеты были разных калибров и традиционно включали маршевый РДТТ и соединительный отсек (в состав первой ступени входил хвостовой отсек). На наружной поверхности хвостового отсека размещались аэродинамические рули, используемые при управлении баллистической ракетой в процессе работы двигателя первой ступени.

Головная часть с помощью соединительного отсека крепилась к третьей ступени ракеты и, помимо боевого блока, включала устройство его наведения на цель, в состав которого входили двигательная установка и система управления. В процессе эксплуатации ракета находилась в транспортно-пусковом контейнере, размещенном на мобильной грунтовой пусковой установке колесного типа. Старт ракеты осуществлялся из вертикального

положения с помощью порохового аккумулятора давления, размещенного в нижней части контейнера.

Во время переговоров по заключению договора ОСВ-2 стороны пришли к соглашению о том, что СССР не будет:

производить, испытывать и разворачивать МБР РС-14;

производить третью ступень этой ракеты, головную часть и соответствующее устройство для наведения головной части этой ракеты.

Договор ОСВ-2, несмотря на то, что он не был ратифицирован, соблюдался обеими сторонами. Однако США долгое время утверждали, что МБР РС-14 были развернуты в Плесецке. И только Договор по РСМД 1987 г. классифицирует МБР РС-14 как неразвернутую систему.

В соответствии с этим же договором между СССР и США была ликвидирована ракета РСД-10, разработчиком которой также являлось конструкторское бюро А.Д.Надирадзе. Всего с 1977 г. было развернуто 405 таких ракет, и длительное время они составляли основу группировки ракет средней дальности СССР. Ракеты РСД-10 показали исключительно высокую надежность. Около четверти развернутых ракет было уничтожено непосредственно пуском (часть ракет к этому времени простояла на боевом дежурстве более 10 лет), и все они были успешными.

РСД-10- двухступенчатая твердотопливная ракета с разделяющейся головной частью.

Основные характеристики ракеты приведены в табл 4.1.(см.выше).

Отработка ракеты РСД-10 велась практически параллельно с отработкой МБР РС-14, поэтому многие технические решения по носителю совпадают. Существенным отличием ракеты РСД-10 является наличие разделяющейся головной части типа MIRV с тремя боевыми блоками. Ступень разведения включала систему управления и твердотопливную двигательную установку. Система управления инерциальная. Она обеспечивала управление полетом ракеты, проведение регламентных работ на ракете и пусковой установке, автоматизированное проведение предстартовой подготовки и пуска ракеты, операции прицеливания, в которых было много нового в связи с мобильностью комплекса, и решение целого ряда других задач. Аэродинамический обтекатель на головной части не предусматривался. Однако для снижения аэродинамических нагрузок, воздействующих на ракету в полете, боевые блоки были установлена под углом к продольной оси ракеты.

В процессе эксплуатации ракета РСД-10 находилась в транспортно-пусковом контейнере, который размещался на мобильной грунтовой пусковой установке на базе шасси автомобиле МАЗ. Масса ракеты в контейнере была **42,7** т. Пуск ракеты производился с помощью ПАДа, установленного в нижней части контейнера.

Пусковая установка оснащалась агрегатами и системами, обеспечивающими поддержание в установленной степени готовности, подготовку и проведение пуска ракеты.

### Основные характеристики ПУ РСД-10: (без ТПК с ракетой)

Масса ПУ	Длина	Ширина	Высота
40,25 т	16,81 м	3,2 м	2,94 м

Пуск ракеты мог быть произведен либо из специального укрытия на основной позиции, либо с одной из полевых позиций, заранее подготовленных в геодезическом отношении. Для осуществления пуска пусковая установка вывешивалась на домкратах и горизонтировалась.

Для размещения пусковой установки с ракетой использовалось укрытие гаражного типа с открывающейся крышей. Основное его назначение заключалось в скрывании факта нахождения ракеты в укрытии или вне его. Габаритные характеристики укрытия: длина **27,7 м**; ширина **9,07 м**; высота **6,82 м**.

Организационно ракеты РСД-10 были объединены в полки, которые имели на вооружении шесть или девять пусковых установок с ракетами.

В процессе боевого дежурства комплексов с ракетами РСД-10 был накоплен уникальный опыт эксплуатации этого нового вида вооружения, боевого управления частями и подразделениями, организации и обеспечения их деятельности. Все это было использовано при создании комплекса с МБР РС-12М.

Ракета РС-12М(“Тополь”), являясь фактически “наследницей” РСД-10 (“Пионер”), разрабатывалась как модернизация МБР РС-12. Начало разработки РС-12М относится к 1980 г., т.е. условия модернизации были четко определены Договором ОСВ-2, разрешившего создание одного принципиально нового ракетного комплекса и модернизацию остальных. В соответствии с этим Договором новым типом МБР считалась межконтинентальная ракета, отличающаяся от существующей (аналога) по одному из следующих признаков:

числу ступеней;

забрасываемому весу более чем на 5%;

длине ракеты более чем на 5%;

максимальному диаметру более чем на 5%;

стартовой массе более чем на 5%.

Таким образом, конструкторы при разработке МБР РС-12М оказались в условиях жестких ограничений. Это привело к тому, что показатель энергомассового совершенства ракеты оказался на уровне  $m_{\text{пн}}=0.22$ , что для современных твердотопливных ракет очень мало (для сравнения у МБР “Минитмен-2”  $m_{\text{пн}}=0.024$ , а у “Минитмен-3”  $m_{\text{пн}}=0.03$ ).

МБР РС-12М - трехступенчатая твердотопливная ракета с моноблочной головной частью. Ракета начала поступать на вооружение в 1985 г. Общий вид ракеты представлен во ввводном справочном разделе настоящего пособия.

Основные характеристики ракеты приведены в табл 4.1.

Первая ступень ракеты состоит из маршевого РДТТ и хвостового отсека, масса полностью снаряженной ступени составляет **27.8 т**, ее длина **8.1 м**, диаметр **1.8 м**. Маршевый РДТТ ступени имеет одно неподвижное центрально

размещенное сопло. Хвостовой отсек цилиндрической формы, на наружной поверхности которого размещены аэродинамические рули и стабилизаторы. Управление полетом на участке работы первой ступени осуществляется за счет поворотных газоструйных и аэродинамических рулей.

Вторая ступень конструктивно состоит из соединительного отсека конической формы и маршевого РДТТ. Диаметр корпуса РДТТ составляет 1,55 м.

Третья ступень включает соединительный и переходной отсеки конической формы и маршевый РДТТ. Диаметр корпуса РДТТ - 1,34 м.

Головная часть МБР РС-12М имеет один боевой блок и отсек с двигательной установкой и системой управления. Система управления инерциального типа. Она обеспечивает управление полетом ракеты, проведение регламентных работ на ракете и пусковой установке, предстартовую подготовку и пуск ракеты и решение других задач.

В процессе эксплуатации РС-12М находится в транспортно-пусковом контейнере, размещенном на мобильной пусковой установке. Длина контейнера составляет **22,3** м, диаметр **2,0** м.

Пусковая установка смонтирована на базе семиосного шасси автомобиля МАЗ и оснащена агрегатами и системами, обеспечивающими транспортировку, поддержание в установленной степени боевой готовности, подготовку и проведение пуска ракеты. Общий вид ПУ с ракетой представлен на рис. 4..6

Габаритные характеристики ПУ РС-12М: (без ТПК с ракетой)

Длина	Ширина	Высота
17.3(18.4)* м	3.1 м	3.0 м

\* В зависимости от разновидности ПУ.

В местах постоянной дислокации для ПУ оборудованы специальные укрытия гаражного типа с раскрывавшейся крышей. Их габариты: длина **30,4** м, высота **7.2** м, ширина **8.1** м. Пуск ракеты возможен как при нахождении пусковой установки в укрытии, так и с необорудованных позиций, если это позволяет рельеф местности. Для осуществления пуска ПУ вывешивается на домкратах и горизонтируется. Определение азимута базового направления и прицеливание ракеты (выставка ГСП) и набор стартовой готовности системы управления осуществляется при горизонтальном положении ракеты. Пуск ракеты производится, из вертикального положения (время подъема стрелы 12 сек) с помощью порохового аккумулятора давления, размещенного в транспортно-пусковом контейнере.

Организационно МБР РС-12М объединены в полки по девять (двенадцать) ракет в каждом.

На базе ракеты РС-12М созданы космические комплексы "Старт-1" и "Старт". Первый представляет собой вариант МБР РС-12М с четвертой дополнительной ступенью и другими техническими доработками, осуществленными в строгом соответствии с международными обязательствами

России: второй - пятиступенчатый вариант. Эти ракеты могут выводить небольшие спутники на околоземные орбиты. Например, "Старт-1" способен доставить на круговую орбиту высотой 700 км около 300 кг полезного груза. Вместе с тем пусковой комплекс "Старт" несложен в эксплуатации, высоконадежен, транспортабелен и обладает возможностью пуска с почти неподготовленных в инженерном отношении стартовых площадок.

#### 4.2. Межконтинентальная баллистическая ракета РС-22 (15Ж60, 15Ж61)

МБР РС-22 разрабатывалась в начале 80-х годов кооперацией предприятий, головным из которых было конструкторское бюро "Южное" под руководством В.Ф.Уткина. Она была заявлена как новая МБР (по договору СНВ-2 каждая из сторон могла принять на вооружение по одной новой МБР) и проектировалась для универсального применения в составе стационарного и разных вариантов мобильных комплексов. Это поставило разработчиков в рамки жестких ограничений по массово-габаритным характеристикам, поскольку по своим боевым возможностям ракета не должна была уступать новой МБР США ракете "МХ" и в то же время не потерять мобильных свойств. После серьезных проработок было решено, что ракета должна иметь два варианта базирования: стационарный (в ШПУ) и мобильный железнодорожный (БЖРК). В связи с этим в конструкции и характеристиках РС-22 разного базирования имеется ряд отличий.

МБР РС-22 - трехступенчатая твердотопливная ракета с разделяющейся головной частью типа MIRV.

Табл. 4.2.

Основные характеристики ракет:

Наименование характеристики	РС-22	ТОП О ЛЬ-М	Peace keeper (МХ)
Максимальная дальность полета, км	10 000	10000	10000
Стартовая масса ракеты, т	104,5	41,7	88,0
Масса головной части (забрасываемый вес), т	4.05	1.2	3.95
Длина ракеты, м	22.4 (22.6 БЖРК)	17.5	21,5
Максимальный диаметр корпуса ракеты, м	2.4 10 * 0.55	1.86 неизв.	2,4 10 * 0.6
Мощность ядерного боезаряда, Мт	0.5	неизв.	0.3
Точность стрельбы (предельное отклонение), км			

Ракета РС-22 выполнена в одном калибре и по своей конструктивно - компоновочной схеме во многом схожа с американской ракетой МХ.

Первая ступень МБР РС-22 включает хвостовой и соединительный отсеки цилиндрической формы и маршевый РДТТ. Масса полностью снаряженной ступени составляет **52,5 т** (для шахтной ПУ) и **53,7 т** железнодорожной мобильной ПУ). Длина соответственно **9.5 м** и **9.7 м**, диаметр **2.4 м**. Двигатель коконной конструкции с одним центрально размещенным соплом. Для МБР шахтного базирования на ступени используется поворотное управляющее сопло. Сопло РДТТ ракеты РС-22, предназначенной для



железнодорожной ПУ, неподвижно, а управление угловым движением осуществляется впрыском жидкости в закритическую часть сопла. Поскольку такой способ управления не позволяет создавать моменты сил относительно продольной оси, то было предложено техническое решение - установить специальные аэродинамические рули на головном обтекателе.

Вторая ступень состоит из маршевого РДТТ и соединительного отсека. Маршевый РДТТ второй ступени имеет одно центрально расположенное сопло, которое снабжено выдвижным насадкам, позволяющим сохранять исходные габариты и увеличить удельный импульс двигателя при работе на больших высотах. Корпус РДТТ - коконной конструкции.

Третья ступень МБР РС-22 включает маршевый РДТТ, по своей конструкции аналогичный РДТТ второй ступени, и переходной отсек, состоящий из двух секций.

Ракета оснащается разделяющейся головной частью типа MIRV с десятью боевыми блоками, размещенными в один ярус. Ступень разведения выполнена по стандартной схеме и включает двигательную установку и систему управления. Головная часть прикрывается аэродинамическим обтекателем изменяемой геометрии. Такая конструкция обтекателя обусловлена наличием ограничения, накладываемых на габариты ракеты размерами железнодорожного вагона, для варианта мобильного базирования МБР РС-22. После прохождения плотных слоев атмосферы обтекатель сбрасывается. На внешней поверхности обтекателя размещаются аэродинамические рули, позволяющие управлять ракетой по крену на участках работы первой и второй ступеней.

Старт ракеты минометный из транспортно-пускового контейнера.

Шахтная пусковая установка для стационарного базирования МБР РС-22 традиционного типа.

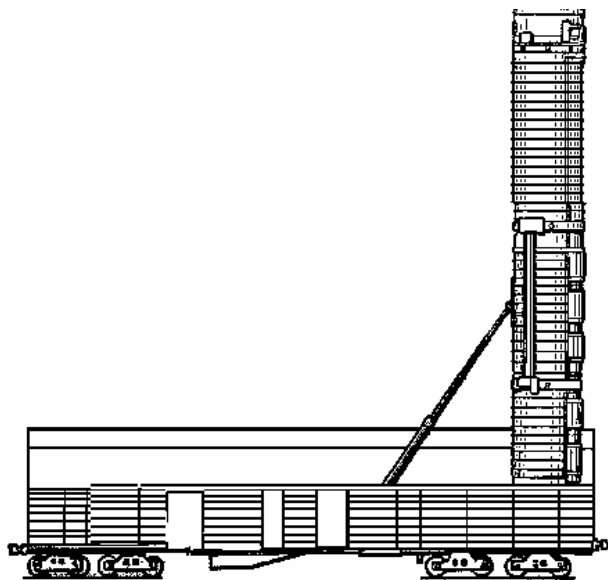


рис.4.2

Железнодорожный комплекс с ракетой РС-22 был первым образцом такого вида вооружения. Общий вид пускового вагона представлен на рис. 4.2. Его создание требовало решения многих сложных проблем, связанных с конструкцией пусковых установок (пусковых вагонов), обеспечением старта ракет из таких ПУ, вопросами боевого управления, энергоснабжения, обеспечением точности наведения в условиях нахождения на маршрутах

боевого патрулирования и др. Все эти проблемы были успешно решены.

В состав железнодорожного комплекса входят три пусковые установки с ракетами, командный пункт и вагоны, в которых размещаются системы, обеспечивающие поддержание в готовности к боевому применению и пуск

ракет, а также жизнедеятельность личного состава дежурной смены на заданный срок автономного патрулирования. Перемещение БЖРК по маршрутам боевого патрулирования обеспечивается тремя тепловозами.

Вагон, где размещается ракета (пусковой вагон), оборудован распашной крышей и специальным устройством отвода контактной электросети перед пуском МБР.

Габаритные характеристики железнодорожной ПУ:

Длина	Ширина	Высота
23,6 м	3,2 м	5,0 м

Пуск ракеты осуществляется из вертикального положения. Боевое дежурство БЖРК несут либо на основной позиции, либо на маршрутах боевого патрулирования. На основной позиции для комплекса оборудуется специальное сооружение. Оно имеет следующие габариты: длина 462,0 м, высота 10,4 м, ширина 9,2 м.

Организационно МБР РС-22 объединены в полки. Каждый полк включает шесть или десять ракет при стационарном базировании и три ракеты (поезд) при железнодорожном. Всего в СССР было развернуто 56 МБР РС-22 стационарного и 36 железнодорожного базирования.

Следует отметить, что комплекс с ракетой РС-22, так же как и комплекс с ракетой РС-12М, характеризуется повышенной боеготовностью и живучестью, возможностью оперативного переприцеливания ракет, высокой автономностью.

### 4.3. Межконтинентальная баллистическая ракета "ТОПОЛЬ-М"

В конце 1993 г. Россия заявила о разработке первой отечественной ракеты, призванной стать основой перспективной группировки МБР. Разработка ракеты ведется российской кооперацией предприятий, и, конструкторских бюро. Главным разработчиком ракетного комплекса является Московский институт теплотехники под руководством Генерального конструктора Б.Н.Лагутина, сменившего на этом посту А.Д.Надирадзе<sup>9</sup>. Ракета создается как модернизация МБР РС-12М и в открытой печати получила наименование "Тополь-М" (SS-X27).

Условия модернизации определены Договором СНВ-1, согласно которому новой считается ракета, отличающаяся от существующей (аналога) по одному из следующих признаков:

- числу ступеней;
- виду топлива любой из ступеней;
- стартовой массе более чем на 10%;
- длине либо собранной ракеты без головной части либо по длине первой ступени ракеты более чем на 10%;
- диаметру первой ступени более чем на 5%;
- забрасываемому весу более чем на 21% в сочетании с изменением длины первой ступени на 5% или более.

Таким образом, массово-габаритные характеристики и некоторые возможности конструктивного исполнения МБР "Тополь-М" жестко ограничены. В настоящее время идет этап экспериментальной отработки ракеты. В декабре 1994 г. состоялся ее первый пуск из пусковой установки с полигона в Плесецке. Он оказался успешным.

МБР "Тополь-М" - трехступенчатая твердотопливная ракета с моноблочной головной частью. Основные характеристики ракеты приведены в табл 4.2.

Ракетный комплекс "Тополь-М" также как и его предшественник способен проводить пуски ракет с практически любой точки маршрута боевого патрулирования. Система управления полетом реализует высокоэффективный метод терминального наведения, а агрегатно-приборный блок обеспечивает точное отделение моноблочной ГЧ фактически с использованием MIRV-технологии.

В процессе боевого дежурства ракета "Тополь-М" должна будет находиться в транспортно-пусковом контейнере. Предполагается, что МБР "Тополь-М" будет эксплуатироваться в составе как стационарного - в ШПУ, так и мобильного комплексов. Причем в стационарном варианте целесообразно

---

<sup>9</sup> Говорят Александр Давыдович Надирадзе очень остро переживал ликвидацию своего любимого детища - ракетных комплексов "Пионер", что возможно и послужило причиной сердечной недостаточности.

использовать шахтные ПУ ракет, снимаемых с вооружения или уничтожаемых в соответствии с Договором СНВ-2 в частности соответствующим образом дооборудованные 90 шахтных ПУ ракеты РС-20. Такая доработка должна обеспечить невозможность установки в ПУ ракеты "Тополь-М" тяжелой МБР и включает заливку бетона на дно шахты и установку ограничительного кольца в верхней части ПУ. Размещение ракет "Тополь-М" в имеющиеся ШПУ позволит существенно сократить затраты на разработку и размещение комплекса.

## Заключение

В различных источниках приводятся противоречивые данные по составу и динамике изменения стратегических ядерных сил Российской Федерации.

По состоянию на 1 апреля 1997 г. группировка РВСН на территории России насчитывала 762 развернутых ПУ (из этого числа 16 были деактивированы, но еще не ликвидированы). Многие ракетные части и соединения не только внесли огромный вклад в укрепление стратегической обороноспособности России, но и прошли славный боевой путь во время Великой Отечественной войны за что и получили наименование гвардейских и именных за отличие при освобождении городов СССР и европейских государств. Эти части и соединения давно сменили свой род войск на ракетные войска стратегического назначения, но сохранили боевые знамена, имена героев и лучшие традиции своих предшественников. Организационно группировка РВСН объединена в 4 ракетные армии -Владимирскую, Оренбургскую, Томскую и Читинскую - в составе 19 дивизий:

1. Ракетная дивизия тяжелых МБР (Р-36МУТТХ/Р-36М2) в составе 52 пусковых установок, дислоцированная в районе пос. Домбаровский Оренбургской обл. (из 64 ПУ, имевшихся ранее, 6 ликвидированы и еще 6 деактивированы).

2. Ракетная дивизия тяжелых МБР в составе 7 полков (46 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Карталы Челябинской обл.

3. Ракетная дивизия тяжелых МБР в составе 5 полков (30 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Алейск Алтайского края.

4. Ракетная дивизия тяжелых МБР в составе 52 пусковых установок, дислоцированная в районе г. Ужур Красноярского края. (12 ПУ из 64 имевшихся ранее ликвидированы.)

5. Гвардейская ракетная дивизия в составе 6 полков УР-100НУТТХ (60 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Козельск Калужской области.

6. Таманская ракетная дивизия, дислоцированная в г. Татищево Саратовской обл. в составе 11 полков УР-100НУТТХ (110 ПУ) и 1 полка РТ-23УТТХ стационарного базирования (10 ПУ). (9 из 110 пусковых установок УР-100НУТТХ были деактивированы.)

7. Тернопольско-Берлинская ракетная дивизия в составе 4 полков РТ-23УТТХ железнодорожного базирования (12 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Бершеть Пермской обл. (Ранее дивизия имела на вооружении комплексы УР-100К/УР-100У, которые к настоящему времени полностью ликвидированы.)

8. Гвардейская Венская ракетная дивизия в составе 4 полков РТ-23УТТХ железнодорожного базирования (12 пусковых установок),

дислоцированная в районе Красноярска. (Ранее находившиеся на вооружении комплексы с ракетами УР-100К/УР-100У полностью ликвидированы.)

9. Гвардейская ракетная дивизия в составе 4 полков РТ-23УТТХ железнодорожного базирования (12 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Кострома.

10. Ракетная дивизия в составе 4 полков ПГРК "Тополь" (36 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Тейково Ивановской обл. (Эта дивизия ранее была оснащена комплексами УР-100К/УР-100У, которые к настоящему времени полностью ликвидированы.)

11. Харбинская ракетная дивизия, дислоцированная в районе ст. Дровяная Читинской обл. в составе 2 полков ПГРК "Тополь" (18 пусковых установок). Ранее находившиеся на вооружении БРК УР-100К/УР-100У демонтированы и по состоянию на начало 1997 г. 40 из 50 ШПУ были ликвидированы.

12. Киевско-Житомирская ракетная дивизия, дислоцированная в районе г. Йошкар-Ола и имеющая в своем составе 4 полка ПГРК "Тополь" (36 пусковых установок). Ранее эта дивизия имела на вооружении ракеты РТ-2П (6 полков с 60 ПУ), которые к настоящему времени полностью ликвидированы.

13. Гвардейская Рожицкая ракетная дивизия, дислоцированная в районе п.Выползово Тверской обл. После ликвидации стоявших на ее вооружении комплексов МР УР-100УТТХ в составе дивизии на начало 1997 г. имелось два полка ПГРК "Тополь" (18 пусковых установок).

14. Мелитопольская ракетная дивизия в составе 5 полков ПГРК "Тополь" (45 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Юрья Кировской обл.

15. Ракетная дивизия в составе 5 полков ПГРК "Тополь" (45 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Нижний Тагил Свердловской обл.

16. Гвардейская Глуховская ракетная дивизия в составе 5 полков ПГРК "Тополь" (45 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Новосибирск.

17. Ракетная дивизия в составе 5 полков ПГРК "Тополь" (45 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Канск.

18. Ракетная дивизия в составе 4 полков ПГРК "Тополь" (36 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Иркутск.

19. Ракетная дивизия в составе 4 полков ПГРК "Тополь" (36 пусковых установок), дислоцированная в районе г. Барнаул (до 1981 г. дислоцировалась в г. Орджоникидзе).

Динамика изменения стратегических сил в период 1999-2010 г. будет определяться как обязательствами, принятыми на себя российской стороной в рамках договоренностей, так и объективными экономическими условиями, что по одному из прогнозов (см.табл.) приведет к деградации РВСН из-за отсутствия ракет с необходимым гарантийным сроком.

	РС-16 15А2 0	РС-18 15А3 5	РС-20 15А1 4	РС-20 усов. 15А1 8	РС-20 усов- 2 15А1 8М	РС-22 ШПУ 15Ж6 1	РС-22 БЖРК 15Ж6 0	Топол ь	Всего носит елей	Всего ядерн. бое- заряд ов
1997	-	170	-	110	58	10	36	368	752	3528
1998		170		98	58	10	36	354	726	3394
1999		170		80	58	-	36	334	678	3094
2000		170		50	58		36	318	632	2778
2001		170		20	58		36	251	543	2411
2002		153		-	58		34	201	446	2039
2003		109			52		30	173	364	1647
2004		76			40		26	141	283	1257
2005		53			18		13	86	170	714
2006		34			-		3	54	91	288
2007		24					-	22	46	166
2008		18						9	27	153
2009		18						-	18	108
2010		-						-	-	-

## Литература

1. Е.Б.Волков, А.А.Филимонов, В.Н.Бобырев, В.А.Кобяков, “МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ СССР(РФ) И США. История создания, развития и сокращения”, РВСН, 1996
2. Колесников С.Г. “СТРАТЕГИЧЕСКОЕ РАКЕТНО-ЯДЕРНОЕ ОРУЖИЕ” Армейский сборник, Москва, 1996
3. СТРАТЕГИЧЕСКОЕ ЯДЕРНОЕ ВООРУЖЕНИЕ РОССИИ под ред. Подвига П.Л. Москва, ИздАТ, 1998 г.
4. Б.Е.Черток “РАКЕТЫ И ЛЮДИ” Москва, “Машиностроение”, 1994
5. Григорьев С. “ЗАТО МЫ ДЕЛАЛИ РАКЕТЫ...(История, настоящее и перспективы нашего ракетостроения)”, “Независимая газета”, 4 августа 1994 г.
6. Карпенко А.В. “ПОДВИЖНЫЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ СТРАТЕГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ”, “Невский бастион”, С.-Пб., 1996
7. Урбан В. “ “ВОЛНА” поднялась в Белом море (К 40-летию первого пуска БР с ПЛ)” “Красная Звезда”, 17 июня 1995 г.
8. Тюрин П.А. “ПЕРВЫЙ ОТЕЧЕСТВЕННЫЙ МОРСКОЙ СТРАТЕГИЧЕСКИЙ ТВЕРДОТОПЛИВНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС Д-11”, в военно-техническом сборнике “Невский бастион” №1-1996, “Пика Ltd”С.-Пб, 1996
9. Калашников М. “СЛОМАННЫЙ МЕЧ ИМПЕРИИ” (серия Великое Противостояние) “Палея, Форум”, Москва 1998 г.
10. Raushenbakh V.V., Ivanov S.N. “LECTURES On The HISTORY Of ASTRONAUTICS”, Phystech Journal, Vol.1, No 2, 1994