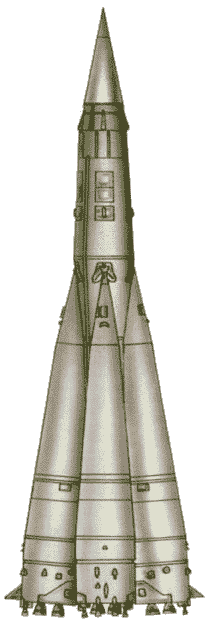
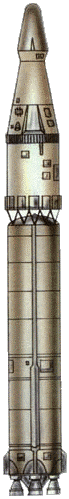
**Межконтинентальная баллистическая ракета  
Р-7 (8К71) / Р-7А (8К74)/SS-6 (Sapwood)**

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** | | |
| Стартовая масса, т | **283,0** | |
| Масса полезной нагрузки, кг | **до 5400** | |
| Масса топлива, т | **250** | |
| Максимальная дальность стрельбы, км | **8000** | |
| Длина ракеты, м | **31,4** | |
| Диаметр ракеты, м | **11,2** | |
| Тип головной части | **Моноблочная, ядерная, отделяемая** | |

20 мая 1954 года выходит совместное постановление ЦК КПСС и Правительства о создании баллистической ракеты межконтинентальной дальности. Работы были поручены ЦКБ-1. Возглавлявший это бюро С.П. Королев получил широкие полномочия на привлечение не только специалистов различных отраслей промышленности, но и на использование необходимых материальных ресурсов. Для отработки тактико-технических характеристик МБР, запуска искусственных спутников земли, выполнения научно-исследовательских и экспериментальных работ по тематике ракетно-космической техники, начиная с февраля 1955 года, создается полигон в районе поселка Тюра-Там (Байконур).   
В начале 1957 года ракета, получившая обозначение Р-7, была готова к испытаниям. В апреле этого же года был подготовлен и стартовый комплекс. Первый старт, назначенный на 19.00 московского времени 15 мая, вызвал большой интерес. Прибыли все Главные конструктора систем ракеты и стартового комплекса, руководители программы и ряда других ответственных организаций. Все надеялись на успех. Однако, почти сразу после прохождения команды на запуск двигательной установки в хвостовом отсеке одного из боковых блоков возник пожар. Ракета взорвалась.   
Намеченный на 11 июня 1957 года следующий запуск «семерки» не состоялся по причине неисправности двигателей центрального блока. Специалистам под руководством ведущего конструктора Д. Козлова потребовался месяц упорной и кропотливой работы, чтобы устранить причины выявленных неполадок. И вот 12 июля ракета наконец взлетела. Казалось все идет хорошо, но прошло всего несколько десятков секунд полета и ракета стала отклоняться от заданной траектории. Чуть позже ее пришлось подорвать. Как потом удалось выяснить, причиной послужило нарушение с 32 секунды управления ракетой по каналам вращения и тангажа.   
Первая серия испытаний показала наличие серьезных недостатков в конструкции Р-7. При анализе данных телеметрии было установлено, что в определенный момент при опорожнении баков горючего возникали колебания давления в расходных магистралях, которые приводили к повышенным динамическим нагрузкам и, в конечном счете, к разрушению конструкции (американские конструкторы также столкнулись с этой проблемой).   
Долгожданный успех пришел 21 августа 1957 года, когда стартовавшая в тот день ракета полностью выполнила намеченный план полета. 27 августа в советских газетах появилось сообщение ТАСС об успешном испытании в СССР сверхдальней многоступенчатой ракеты. Это заявление, естественно, не осталось без внимания и произвело должный эффект. 4 октября и 3 ноября этого же года в Советском Союзе при помощи ракет Р-7 были запущены первые ИСЗ. Эти события произвели колоссальный фурор в мире. Позже американский президент Дж. Кеннеди признался: «Когда мы узнали о запуске русскими искусственного спутника земли, мы пришли в шоковое состояние и в течение недели не могли ни принимать решения, ни разговаривать друг с другом...». Не эти ли впечатления остановили Дж. Кеннеди от разрешения Карибского кризиса силовым путем? Кто знает.   
А тем временем испытатели межконтинентальной ракеты столкнулись с новыми трудностями. Так как боевой блок поднимался на высоту нескольких сотен километров, то ко времени обратного входа в плотные слои атмосферы он разгонялся до огромных скоростей. Моноблок круглой формы, разработанный ранее для БРСД, быстро сгорал. В конце концов разработчики боевого оснащения справились с этой проблемой, но какой ценой. Как вспоминал генерал-лейтенант А.С. Калашников (в период испытаний занимал должность начальника управления на полигоне Байконур) летом 1960 года, когда Н.С. Хрущев увидел первую ГЧ ракет Р-7 и модернизированную (вторая была в 4-5 раз меньше и более совершенна по конструкции), то очень разозлился и все допытывался у Главкома РВСН главного маршала артиллерии М.И. Неделина, почему так получилось, кто не доработал и по какой причине такая огромная первая головная часть. Так как Неделин виновных не назвал, то Хрущев решил, что виноват Королев и когда Сергей Павлович докладывал о своих новых МБР Р-9 и РТ-1, выставленных на специальной площадке, Хрущев выслушал его молча. Окружающие даже не смогли понять, разрабатывать эти ракеты дальше или нет. Естественно, что большая масса ГЧ существенно уменьшила дальность полета.   
На повестку дня встал вопрос о создании модифицированной ракеты с улучшенными тактико-техническими характеристиками. 12 июля 1958 года было выдано задание на разработку более совершенной ракеты — Р-7А. Одновременно велась доводка «семерки». 20 января 1960 года ее приняли на вооружение только что созданного вида Вооруженных Сил — Ракетных войск стратегическогоназначения.   
Двухступенчатая ракета Р-7 выполнена по «пакетной » схеме. Ее первая ступень представляла собой четыре боковых блока, каждый длиной 19 м и наибольшим диаметром 3 м, расположенных симметрично вокруг центрального блока (вторая ступень ракеты) и соединенных с ним верхним и нижним поясами силовых связей. Конструкция всех блоков одинакова и включала опорный конус, топливные баки, силовое кольцо, хвостовой отсек и двигательную установку. На каждом блоке первой ступени устанавливались ЖРД РД-107 конструкции ГДЛ-ОКБ, руководимого академиком В. Глушко, с насосной подачей компонентов топлива. Он был выполнен по открытой схеме и имел шесть камер сгорания. Две из них использовались как рулевые. ЖРД развивал тягу 78т у земли.   
Центральный блок ракеты состоял из приборного отсека, баков для окислителя и горючего, силового кольца, хвостового отсека, маршевого двигателя и четырех рулевых агрегатов. На второй ступени устанавливался ЖРД РД-108, аналогичный по конструкции с РД-107, но отличавшийся, в основном, большим числом рулевых камер. Он развивал тягу у земли до 71 т и работал дольше, чем ЖРД боковых блоков.   
Для всех двигателей использовалось двухкомпонентное топливо: окислитель — переохлажденный жидкий кислород, горючее — керосин Т-1. Для обеспечения работы автоматики ракетных двигателей, применялись перекись водорода и жидкий азот. Чтобы достичь заданной дальности полета конструкторы установили автоматическую системы регулирования режимов работы двигателей и систему одновременного опорожнения баков (СОБ), что позволило сократить гарантированный запас топлива. Конструктивно-компоновочная схема Р-7 обеспечивала запуск всех двигателей при старте на земле с помощью специальных пирозажигательных устройств, установленных в каждую из 32 камер сгорания.   
Маршевые ЖРД ракеты имели высокие энергетические и массовые характеристики, а также высокую надежность. Для своего времени они были выдающимся достижением в области ракетного двигателестроения.   
Р-7 оснащалась комбинированной системой управления. Ее автономная подсистема обеспечивала угловую стабилизацию и стабилизацию центра масс на активном участке траектории. Радиотехническая подсистема осуществляла коррекцию бокового движения центра масс в конце активного участка траектории и выдачу команды на выключение двигателей, что повышало точность стрельбы. Исполнительными органами системы управления являлись поворотные камеры рулевых двигателей и воздушные рули. Для реализации алгоритмов радиокоррекции были построены два пункта управления (основной и зеркальный), удаленных на 276 км от стартовой позиции и на 552 км друг от друга.   
Ракета несла моноблочную термоядерную головную часть мощностью 3 Мт. Она крепилась к приборному отсеку центрального блока с помощью трех пирозамков. Характеристики ГЧ позволяли поразить крупную площадную цель, посредством как воздушного, так и наземного ядерного взрыва.   
Для базирования этих ракет, в 1958 году, было принято решение о строительстве боевой стартовой станции (объект «Ангара») в районе г. Плесецк. 1 января 1960 года она была готова, а 16 июля впервые в Вооруженных Силах самостоятельно провела два учебно-боевых пуска со стартовой позиции. Перед стартом ракету доставляли с технической позиции на железнодорожном транспортно-установочном лафете и устанавливали на массивное пусковое устройство. Весь процесс предстартовой подготовки длился более двух часов.   
Ракетный комплекс получился громоздким, уязвимым и очень дорогим и сложным в эксплуатации. К тому же в заправленном состоянии ракета могла находиться не более 30 суток. Для создания и пополнения необходимого запаса кислорода для развернутых ракет нужен был целый завод. Комплекс имел низкую боевую готовность. Недостаточной была и точность стрельбы. БРК данного типа не годился для массового развертывания. Всего было построено четыре стартовых сооружения.   
12 сентября 1960 года на вооружение принимается МБР Р-7А. Она имела несколько большую по размерам вторую ступень, что позволило увеличить на 500 км дальность стрельбы, новую головную часть и упрощенную систему радиоуправления. Но добиться заметного улучшения боевых и эксплуатационных характеристик не удалось. Очень быстро стало ясно, что Р-7 и ее модификация не могут быть поставлены на боевое дежурство в массовом количестве. Так все и случилось. К моменту возникновения Карибского кризиса РВСН располагали несколькими десятками таких ракет. К концу 1968 года обе эти ракеты сняли с вооружения. Но еще раньше МБР Р-7А стала широко использоваться для запуска космических аппаратов. В истории развития советской космонавтики эта ракета сыграла выдающуюся роль.



**Межконтинентальная баллистическая ракета  
Р-9 / Р-9А (8К75)SS-8/(Sasin)**



|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** | |
| Максимальная дальность стрельбы, *км* | **12000** |
| Стартовая масса, *т* | **80,4** |
| Масса полезной нагрузки, *кг* | ***до* 2095** |
| Масса топлива, *т* | **71,1** |
| Длина ракеты, *м* | **24,3** |
| Диаметр ракеты, *м* | **2,68** |
| Тип головной части | **Моноблочная, ядерная** |

С появлением у американцев ракетной системы “Минитмен” руководство Советского Союза явственно осознало уязвимость и техническое отставание своих МКР. В этих условиях решено было ускорить принятие на вооружение МБР Р-9А. Постановлением СМ СССР от 31 мая 1959 года ОКБ-1 С.П. Королева поручалось создать межконтинентальную ракету, пригодную для массового развертывания в частях, а главное, которая должна была иметь тактико-технические характеристики намного лучше, чем Р-7.   
Р-9А стала последней боевой ракетой, разработанной под непосредственным руководством С.П. Королева. Летом 1960 года на полигоне Байконур был проведен показ ракетной техники для руководства страны. Присутствовал и Н.С. Хрущев. Сергей Павлович представлял две свои ракеты — жидкостную Р-9 и твердотопливную РТ-1. Хрущев молча выслушал доклад Королева и своего мнения не высказал. Присутствующим конструкторам, руководителям промышленности и Ракетных войск ясности относительно дальнейшей судьбы этих ракет реакция Никиты Сергеевича не прибавила. И только по настоянию военных разработка Р-9 была продолжена.   
Начало летно-конструкторских испытаний Р-9 (на первом пуске 9 апреля 1961 года присутствовал Королев) успешным не назовешь. В первое время сказывалась недоведенность маршевого жидкостного ракетного двигателя первой ступени, работавшего на кислородно-керосиновом топливе. Его поставили на ракету под сильным давлением академика В.П. Глушко. Только в 1961 году, при запусках экспериментальных ракет, в результате возникавших высокочастотных разрушений двигателей, были выведены из строя три стартовых комплекса. Следует отметить, что альтернатива была, так как в ОКБ А. Исаева и Н. Кузнецова разрабатывали двигатели для первой ступени этой ракеты. Но Глушко использовал свои связи в верхах и добился выгодного для себя решения. В конце концов неполадки в двигательной установке первой ступени устранили, но, как потом выяснилось, не в полной мере. Ее надежность оставалась не на должном уровне, что подтвердилось при эксплуатации в войсках. Так при проведении учебно-боевого пуска одним из ракетных полков произошел взрыв ракеты.   
Испытания затянулись. Так как ракетные комплексы с наземными стартами к этому времени уже считались морально устаревшими и не отвечали предъявляемым к ним требованиям по степени защищенности и боеготовности, решено было доработать ракету для шахтной пусковой установки (ШПУ), создать которую еще предстояло. Конструкторам требовалось повысить надежность ракеты и, главное, решить проблему от которой зависела сама возможность нахождения “девятки” на боевом дежурстве. Речь шла о способах длительного хранения больших количеств жидкого кислорода для заправки баков ракет. В результате была создана система, обеспечивавшая потери кислорода не более 2-3 % в год.   
Летные испытания завершились в только феврале 1964 года, а 21 июля 1965 года на вооружение РВСН был принят ракетный комплекс с шахтными и наземными пусковыми установками и ракетой Р-9А. 14 и 15 декабря 1964 года началась постановка на боевое дежурство первых четырех ракетных полков с наземными стартами (по два в г. Козельске и г. Плесецке), а 26 декабря — первого ракетного полка с ШПУ в Козельске.   
Двухступенчатая ракета Р-9А выполнена по схеме “тандем” с последовательным делением ступеней. Конструктивной особенностью ракеты можно считать малую длину второй ступени. Первая ступень состояла из открытой решетчатой фермы, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека. Топливные баки выполнялись по несущей конструкции.   
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. Бак горючего был выполнен по несущей схеме, а бак окислителя — в форме сферы.   
На первой ступени стоял четырехкамерный маршевый ЖРД РД-111 с качающимися камерами сгорания, развивавший тягу 141 т. На второй ступени установили четырехкамерный ЖРД РД-461 конструкции С. Косберга. Он обладал рекордным по тому времени удельным импульсом тяги среди кислородно-керосиновых двигателей и развивал тягу в пустоте 31 т. Наддув баков в полете и работа приводов турбонасосных агрегатов обеспечивалась с помощью продуктов сгорания основных компонентов топлива, что позволило упростить конструкцию двигателей и уменьшить их массу.   
“Девятка” отличалась сравнительно коротким участком работы двигательной установки первой ступени, вследствие чего разделение ступеней происходило на высоте, где влияние скоростного напора на ракету еще значительно. На ракете был реализован горячий способ разделения ступеней, при котором двигатель второй ступени запускался в конце этапа работы маршевого ЖРД первой ступени. При этом горячие газы истекали через ферменную конструкцию переходника. Из-за того, что в момент разделения ЖРД второй ступени работал только на 50 % номинальной тяги и короткая вторая ступень была аэродинамически неустойчива, рулевые сопла не могли справиться с возмущающими моментами. Для устранения этого недостатка конструкторы установили аэродинамические щитки на поверхности сбрасываемого обтекателя хвостового отсека второй ступени.   
С появлением систем засечки пусков МБР у США, короткий участок работы первой ступени стал достоинством “девятки”, так как стартующие ракеты засекались по мощному факелу от работающих маршевых двигателей.   
На ракете устанавливалась комбинированная система управления, имевшая инерциальную систему и канал радиокоррекции. Ее приборы были “врезаны” в обечайку межбакового отсека. Круговое вероятное отклонение точки падения головной части от точки прицеливания при стрельбе на дальности свыше 12000 км составляло 1,6 км. Со временем от радиотехнической подсистемы отказались, оставив только инерциальную подсистему. Система управления позволяла обеспечить дистанционный контроль параметров ракеты.   
Для МБР Р-9А были разработаны два варианта моноблочных головных частей. Первая мощностью 4 Мт могла быть доставлена на дальность свыше 13500 км. Вторая мощностью до 6 Мт — на дальность 12500 км. ГЧ крепилась к переходнику второй ступени с помощью двух пирозамков. Ее отделение осуществлялось пневмотолкателем после выключения маршевого ЖРД второй ступени.   
В результате применения ряда прогрессивных технических решений, ракета получилась компактной, что было важно при размещении ее в ШПУ. Для быстрой заправки баков окислителя (бак горючего заправлялся после установки ракеты в шахту) была разработана система скоростной заправки. Техническая готовность Р-9А составляла 10 минут. На одной стартовой позиции оборудовалось две шахтные пусковые установки, подземный командный пункт с системами управления ракетами, пункт радиоуправления и технологическое оборудование, необходимое для поддержания запаса жидкого кислорода. Старт ракет можно было осуществить только последовательно, так как радиотехническая система обеспечивала наведение только одной ракеты. Подготовка и проведение пуска ракеты Р-9А протекали автоматически, с дистанционным контролем каждой команды.   
Несмотря на ряд достоинств, к моменту постановки первого ракетного полка на боевое дежурство, “девятка” уже не в полной мере удовлетворяла комплексу требований к боевым стратегическим ракетам. Это и не удивительно, так как она относилась к МБР первого поколения. Превосходя по боевым, техническим и эксплуатационным характеристикам американские “Титан-1” и “Атлас-F”, которые к этому времени уже снимались с вооружения, и советские Р-7А и Р-16У она уступала новейшим “Минитменам” по показателям живучести, точности стрельбы и времени подготовки к пуску. Последний критерий стал одним из определяющих для МБР. К тому же ракетные комплексы с Р-9А оказались достаточно дорогими в эксплуатации, что не могло сказаться на масштабах их развертывания (всего на боевое дежурство было поставлено 26 единиц). Р-9А стала последней боевой ракетой в группировке РВСН на кислородно-керосиновом топливе. Она состояла на вооружении до середины 70-х годов.

**Межконтинентальная баллистическая ракета  
Р-16 (8К64) / Р-16У (8К64У)/SS-7 (Saddler)**

|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** | |
| Максимальная дальность стрельбы, *км* | **13000** |
| Стартовая масса, *т* | **140,6** |
| Масса полезной нагрузки, *кг* | **до 2175** |
| Масса топлива, *т* | **130** |
| Длина ракеты, *м* | **34,3** |
| Диаметр ракеты, *м* | **3** |
| Тип головной части | **Моноблочная, ядерная** |

13 мая 1959 года специальным совместным постановлением ЦК КПСС и Правительства конструкторскому бюро “Южное” академика М.К. Янгеля поручили разработать межконтинентальную ракету на высококипящих компонентах топлива. В последствии она получила обозначение Р-16. Для разработки двигателей и систем ракеты, а также наземной и шахтной стартовых позиций были привлечены конструкторские коллективы, возглавляемые В.П. Глушко, В.И. Кузнецовым, Б.М Коноплевым и др. Необходимость разработки этой ракеты определялась низкими тактико-техническими и эксплуатационными характеристиками первой советской МБР Р-7.   
Первоначально Р-16 предполагалось запускать только с наземных пусковых установок. На ее проектирование и проведение летно-конструкторских испытаний отводились крайне сжатые сроки. Чтобы уложиться в них, конструкторские коллективы пошли по пути широкого использования наработок по ракетам Р-12 и Р-14.   
При подготовке к первому пуску на полигоне Байконур 24 октября 1960 года из-за прохождения преждевременной команды от токораспределителя произошел запуск двигательной установки второй ступени, что привело к взрыву. В результате погибли находившиеся на стартовой позиции большая часть боевого расчета, председатель государственной комиссии главком РВСН М.И. Неделин и ряд конструкторов и руководящих работников от министерств.   
Второй пуск Р-16 состоялся 2 февраля 1961 года. Несмотря на то, что ракета упала на трассе полета из-за потери устойчивости, разработчики убедились в жизнеспособности принятой схемы. Напряженная работа позволила закончить летные испытания ракеты, запускаемой с наземной пусковой установки, к концу 1961 года. 1 ноября три первых ракетных полка в г. Нижний Тагил и п. Юрья Кировской области были подготовлены к заступлению на боевое дежурство.   
Начиная с мая 1960 года, проводились опытно-конструкторские работы, связанные с реализацией пуска модифицированной ракеты Р-16У из шахтной пусковой установки. В январе 1962 года на полигоне Байконур был проведен первый пуск ракеты из ШПУ. 5 февраля 1963 года началась постановка на боевое дежурство первого ракетного полка (г. Нижний Тагил), вооруженного БРК с этими МБР, а 15 июля этого же года этот комплекс был принят на вооружение РВСН.   
Ракета Р-16 была выполнена по схеме “тандем” с последовательным разделением ступеней. Первая ступень состояла из переходника, к которому посредством четырех разрывных болтов крепилась вторая ступень, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека с силовым кольцом. Топливные баки несущей конструкции. Для обеспечения устойчивого режима работы ЖРД все баки имели наддув. При этом бак окислителя наддувался в полете встречным потоком воздуха, а бак горючего — сжатым воздухом из шаровых баллонов, размещенных в приборном отсеке.   
Двигательная установка состояла из маршевого и рулевого двигателей, укрепленных на одной раме. Маршевый двигатель был собран из трех одинаковых двухкамерных блоков и имел суммарную тягу на земле 227 т. Рулевой двигатель имел четыре поворотные камеры сгорания и развивал тягу на земле 29 т. Система подачи топлива во всех двигателях — турбонасосная с питанием турбин продуктами сгорания основного топлива.   
Вторая ступень, служившая для разгона ракеты до скорости, соответствовавшей заданной дальности полета, имела аналогичную конструкцию, но была выполнена короче и в меньшем диаметре. Ее ДУ во многом была заимствована от первой ступени, что удешевляло производство, но в качестве маршевого двигателя устанавливался только один блок. Он развивал тягу в пустоте 90 т. Рулевой двигатель отличался от аналогичного двигателя первой ступени меньшими размерами и тягой (5 т). Все ракетные двигатели работали на самовоспламеняющихся при контакте компонентах топлива: окислителе АК-27И и горючем — НДМГ.   
Р-16 имела защищенную автономную инерциальную систему управления. Она включала автоматы угловой стабилизации, стабилизации центра масс, систему регулирования кажущейся скорости, систему одновременного опорожнения баков, автомат управления дальностью. В качестве чувствительного элемента СУ впервые на советских межконтинентальных ракетах была применена гиростабилизированная платформа на шарикоподшипниковом подвесе. Приборы системы управления располагались в приборных отсеках на первой и второй ступенях. КВО при стрельбе на максимальную дальность 12000 км составило около 2700 м. При подготовке к старту ракета устанавливалась на пусковое устройство так, чтобы плоскость стабилизации находилась в плоскости стрельбы.   
МБР Р-16У конструктивно почти не отличалась от Р-16. Для обеспечения старта из ШПУ была изменена автоматика работы двигательной установки первой ступени. На корпусе ракеты были сделаны площадки для установки бугелей, фиксирующих ее положение в направляющих шахтной пусковой установки. Баки горючего стали наддуваться азотом.   
МБР Р-16 оснащалась отделяемой моноблочной головной частью двух типов, отличавшихся мощностью термоядерного заряда (порядка 3 Мт и 6 Мт). ГЧ конической формы с полусферической вершиной крепилась к корпусу второй ступени с помощью трех разрывных болтов. Ее отделение осуществлялось за счет торможения второй ступени при срабатывании тормозных пороховых ракетных двигателей. От мощности головной части зависела максимальная дальность полета, колебавшаяся в пределах от 11000 до 13000 км.   
МБР Р-16 стала базовой ракетой для создания группировки межконтинентальных ракет РВСН. Наземный стартовый комплекс включал боевую позицию с двумя пусковыми устройствами, одним общим командным пунктом и хранилищем ракетного топлива. Пуск ракеты осуществлялся после ее установки на пусковой стол, заправки компонентами ракетного топлива и сжатыми газами, проведения операций по прицеливанию. Все эти операции занимали довольно много времени. Чтобы его сократить были введены четыре степени технической готовности, характеризовавшиеся определенным временем до возможного старта, которое было необходимо затратить для выполнения ряда операций по предстартовой подготовке и запуску ракеты. В высшей степени готовности МБР Р-16 могла стартовать через 30 минут.   
Р-16У была развернута в гораздо меньших количествах, так как на строительство шахтных комплексов требовалось больше времени, чем для ввода в строй РК с наземными ПУ. На каждой стартовой позиции располагались три ШПУ, размещенные в линию на расстоянии десятков метров друг от друга, подземный командный пункт, хранилища компонентов топлива, а также другие сооружения. В отличии от других БРК с шахтными пусковыми установками ШПУ Р-16У обеспечивала движение ракеты по направляющим. Ракета размещалась внутри на специальном поворотном устройстве с пристыкованными коммуникациями системы заправки. Для БРК с МБР Р-16У устанавливалось три степени боевой готовности.   
Как и все ракеты первого поколения эти МБР не могли долго находиться в заправленном состоянии. В постоянной готовности они хранились в укрытиях или шахтах с пустыми баками и требовалось значительное время для приведения их в готовность к пуску. По времени приведения в боевую готовность советские МБР уступали американским ракетам и на много. Низкая живучесть советских ракетных комплексов практически исключала возможность нанесения ответного удара. К тому же уже в 1964 году стало ясно, что эта ракета морально устарела.   
Для своего времени Р-16 была вполне надежной и достаточно совершенной ракетой. До 1965 года было развернуто 186 пусковых установок для Р-16 и Р-16У. На вооружении МБР этого типа состояли до середины 70-х годов. Последние ракеты наземных пусковых установок ликвидировали в 1977 году.



**Межконтинентальная баллистическая ракета  
РТ-2 (8К98) / РТ-2П (8К98П)/РС-12/SS-13 (Savage)**

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** |  | |
| Максимальная дальность стрельбы, км | | **9400** |
| Стартовая масса, т | | **51,0** |
| Масса полезной нагрузки, кг | | **600** |
| Длина ракеты, м | | **21,1** |
| Диаметр ракеты, м | | **1,84** |
| Тип головной части | | **моноблочная, ядерная** |

Последней из советских ракет второго поколения, поступившей на вооружение, стала первая боевая твердотопливная МБР РТ-2. Еще задолго до этого, в 1959 году, в конструкторском бюро С.П. Королева началась разработка экспериментальной ракеты РТ-1 с двигателями на твердом топливе. По поводу ее создания развернулась дискуссия между сторонниками и противниками этого проекта. В то время советская технология создания больших смесевых топливных зарядов только зарождалась и, естественно, были сомнения в конечном успехе. Слишком все было ново. К тому же было ясно, что эта ракета не сможет нести тяжелую головную часть. Решение на создание твердотопливной МБР все же было приняли. Не последнюю роль в этом сыграли известия из США о начале испытаний ракет «Минитмен». 4 апреля 1961 года вышло в свет постановление Правительства, в котором КБ Королева назначалось головным по созданию принципиально нового БРК стационарного типа с межконтинентальной ракетой на твердом топливе, оснащенной моноблочной головной частью. Для испытаний ракет и реализации ряда других программ 2 января 1963 года, на базе объекта «Ангара», создается новый испытательный полигон Плесецк.   
В процессе создания ракетного комплекса пришлось решать сложные научно-технические и производственные проблемы. Так были разработаны смесевые твердые топлива, крупногабаритные заряды для двигателей, освоена уникальная технология их промышленного изготовления. Создана принципиально новая система управления. Был разработан новый тип пусковой установки, обеспечивавший старт ракеты при помощи маршевого двигателя из глухого пускового стакана.   
Первый пуск ракеты РТ-2 состоялся 4 ноября 1966 года. Испытания проводились на полигоне Плесецк. На выполнение всей программы испытаний потребовалось два года. 18 декабря 1968 года ракетный комплекс с этой ракетой был принят на вооружение РВСН. Первый ракетный полк (г. Йошкар-Ола) приступил к несению боевого дежурства 8 декабря 1971 года. Надо сказать, что на то время это был уникальный комплекс по своим эксплутационным и эргономическим характеристикам.   
Ракета РТ-2 имела три маршевые ступени. Для их стыковки между собой применили соединительные отсеки ферменной конструкции, позволявшие свободно выходить газам от работающих двигателей при «огневом» разделении ступеней. Между третьей ступенью ракеты и головной частью располагались приборный отсек и переходник, предназначенный для крепления ГЧ. Все РДТТ были выполнены в разных диаметрах. Сделано это было для достижения заданной дальности полета. Все сопловые блоки ракетных двигателей имели по четыре разрезных управляющих сопел.   
Маршевые двигательные установки РДТТ первой и второй имели одинаковую конструктивную схему и состояли из стальных цилиндрических корпусов с эллиптическими задними и передними днищами. На передних днищах размещались воспламенители зарядов твердого топлива. Заряды РДТТ изготовлялись из смесевого топлива на основе бутилкаучука и перхлората аммония с добавлением порошкообразного алюминия. Сопловые блоки, рулевые приводы и часть приборов системы управления размещались в хвостовых отсеках ступеней, имевших форму усеченного конуса. Для повышения устойчивости ракеты на начальном этапе полета, на хвостовом отсеке первой ступени устанавливались четыре решетчатых стабилизатора.   
Третья ступень по компоновочной схеме была аналогична первым двум, но имела отличия в конструкции корпуса и заряда РДТТ, хвостового отсека. Кроме того двигатель этой ступени имел устройства отсечки тяги.   
На ракете устанавливалась инерциальная система управления, осуществлявшая управление полетом ракеты с момента пуска и до перехода к неуправляемому полету головной части. В системе управления были применены счетно-решающие приборы. Большая часть устройств СУ размещалась в приборном отсеке. Точность стрельбы все-таки следует признать невысокой (КВО — 1800 м).   
РТ-2 несла моноблочную головную часть с термоядерным зарядом мощностью 0,6 Мт. Эта ракета была первой МБР на твердом топливе, принятой на вооружение РВСН, и являлась по сути переходной от ракет второго к третьему поколению.   
Ракеты размещались в ШПУ типа «ОС». Контроль технического состояния и пуск проводились по командам с командного пункта БРК дистанционно, в состав которого входили 10 пусковых установок. Важными особенностями этого комплекса явились простота эксплуатации, высокая техническая готовность ракет, сравнительно небольшое количество обслуживающих агрегатов и отсутствие средств заправки. На командном пункте для боевых расчетов, несущих дежурство, были созданы довольно комфортные условия с учетом последних требований эргономики.   
В тоже время МБР РТ-2 существенно уступала по ряду параметров советской УР-100 и американской «Минитмен-2», созданных приблизительно в те же годы. Это сказалось на развертывание этих ракет. В составе РВСН на боевом дежурстве стояло всего 60 ракет РТ-2.   
Скромные тактико-технические характеристики ракеты предопределили необходимость ее модернизации. 16 января 1970 года на полигоне Плесецк состоялся первый испытательный пуск модифицированной ракеты. Она отличалась от своей предшественницы более совершенной системой управления, головной частью, мощность заряда которой составила 750 кт, улучшенными эксплуатационными характеристиками и повышенной надежностью РДТТ. Точность стрельбы несколько возросла. Ракета была оснащена комплексом преодоления систем противоракетной обороны.

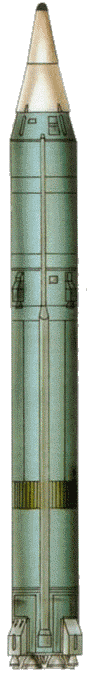
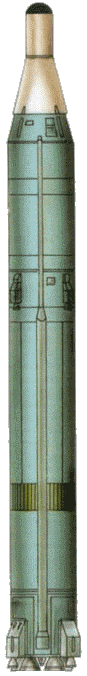


**Межконтинентальная баллистическая ракета**

**Р-36 (8К67) / Р-36орб /(8К69)/SS-9 (Scarp)**

|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** | |
| Максимальная дальность стрельбы, *км* | **11000** |
| Стартовая масса, *т* | **183,9 / 180,0** |
| Масса полезной нагрузки, *кг* | **5825 / 1700** |
| Масса топлива, *т* | **166,2** |
| Длина ракеты, *м* | **31,7 / 32,6** |
| Диаметр ракеты, *м* | **3,0 / 3,0** |
| Тип головной части | **моноблочная, ядерная** |
|  |  |

МБР второго поколения Р-36, поступившая на вооружение РВСН в середине 60-х годов, стала родоначальницей советских тяжелых ракет и постоянной головной болью американских стратегов. Постановлением Правительства Советского Союза от 12 мая 1962 года конструкторскому бюро академика М.К. Янгеля поручалось создать ракету “тяжелого” класса, способную поднять сверхмощный термоядерный заряд. Она предназначалась для поражения важнейших стратегических объектов противника, защищенных мощной системой ПРО. В техническом задании предусматривалось разработка ракеты в двух вариантах: с наземным (от него быстро отказались) и с шахтным стартами. Ракета разрабатывалась с двумя типами системы управления: комбинированной с каналом радиокоррекции и чисто инерциальной. При проектировании широко использовались отработанные на ракете Р-16 конструктивные решения и технологии.

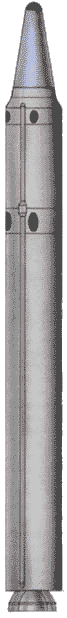


При разработке стартового комплекса особое внимание уделялось упрощению стартовых позиций при одновременном повышении их надежности, исключения из пускового цикла процесса заправки ракеты компонентами и ряду других факторов. Это существенно повышало боевую готовность комплекса.   
Испытания проводились на полигоне Байконур. 28 сентября 1963 года состоялся первый пуск, который завершился неудачно. В ходе первой серии испытаний разработчиков преследовал ряд неудач. Но тем не менее руководитель и члены государственной комиссии признали эту ракету перспективной и в конечном успехе не сомневались. Постепенно конструкторскому коллективу удалось устранить все недостатки. Одновременно велась подготовка к серийному производству ракет, строились стартовые позиции, что, в конечном счете, позволило быстро развернуть новый БРК в войсках.   
В конце мая 1966 года весь цикл испытаний был завершен, а 21 июля 1967 ракетный комплекс с МБР Р-36 был принят на вооружение РВСН. 5 ноября 1966 года в г. Ужуре началась постановка на боевое дежурство первого ракетного полка с ракетами этого типа.   
Двухступенчатая Р-36 выполнена по схеме “тандем” с последовательным разделением ступеней. Первая ступень обеспечивала разгон ракеты. Она состояла из переходника, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека. Ее двигательная установка состояла из шестикамерного маршевого и четырехкамерного рулевого жидкостных ракетных двигателей. Маршевый ЖРД собирался из трех одинаковых двухкамерных блоков и имел тягу на земле 274 т. Рулевой двигатель имел поворотные камеры сгорания. В хвостовом отсеке устанавливались четыре тормозных пороховых ракетных двигателя, срабатывавших при отделении второй ступени.   
Вторая ступень обеспечивала разгон до скорости, соответствующей заданной дальности стрельбы. Она состояла из приборного, топливного и хвостового отсеков. Топливные баки имели совмещенное днище и выполнялись по несущей схеме. Двигательная установка состояла из двухкамерного маршевого и четырехкамерного жидкостных ракетных двигателей. Они имели высокую степень унификации с двигателями первой ступени. Для питания всех ЖРД использовалось двухкомпонентное самовоспламеняющееся топливо: окислитель — азотный тетраксид (АТ), горючее — НДМГ. Наддув всех баков в полете осуществлялся продуктами сгорания основных компонентов топлива. На каждой ступени, для уменьшения гарантийных запасов топлива, устанавливалась своя система одновременного опорожнения баков.   
Еще в ходе летных испытаний от комбинированной системы управления отказались. Инерциальная СУ вполне обеспечивала заданную точность стрельбы. Это позволило значительно снизить затраты на развертывание БРК. Элементы системы управления размещались в приборных отсеках на первой и второй ступенях.   
Р-36 могла оснащаться двумя типами головных частей: моноблочной термоядерной головной частью с одним из двух возможных зарядов мощностью 18 Мт или 25 Мт и разделяющейся типа “MRV” с простым разбросом боевых блоков. Сочетание мощного заряда с довольно высокой точностью попадания (КВО -1300 м) и надежным комплексом средств преодоления системы ПРО гарантировало выполнение боевой задачи.   
Пуск ракеты проводился автоматически из ШПУ типа “ОС” после получения пусковой команды с командного пункта. Ракета хранилась в заправленном состоянии в течение нескольких лет. В верхней части стартового сооружения размещались источники электроснабжения, аппаратура технологических и технических систем, обеспечивавшая дистанционные контроль технического состояния систем ракеты и проведение операций по подготовке к пуску и пуск ракеты. Время подготовки и проведение дистанционного пуска МБР Р-36 составляло 5 минут.   
БРК с шестью пусковыми установками МБР Р-36 обладал уникальными боевыми возможностями и значительно превосходил американский РК аналогичного назначения с ракетой “Титан-2”, прежде всего по мощности термоядерного заряда, точности стрельбы и защищенности. Его появление произвело большое впечатление на зарубежных специалистов.   
Кроме Р-36 в конце 60-х на боевое дежурство в ограниченном количестве была поставлена ее модификация Р-36орб, отличавшаяся способом наведения головной части на выбранную цель. Всего до 1972 года включительно было развернуто 288 ШПУ для ракет этого типа. Р-36 стояла на боевом дежурстве до конца семидесятых годов, после чего была заменена на более совершенную ракету.

**Межконтинентальная баллистическая ракета  
Р-36М (15А14) / Р-36МУ (15А18) / Р-36М2 (15А18У)  
РС-20А / РС-20Б / РС-20В/SS-18 (Satan)**

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Основные характеристики ракет PC-16, PC-18 и PC-20** |  |  | | |  | |
| Характеристики | | **РС-16Б (МР УР-100У)** | | **РС-18Б (УР100НУ)** | **РС-20В (Р36М2)** | |
| 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** | |

Межконтинентальные баллистические жидкостные ракеты стационарного базирования PC-16, PC-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 PC-16 и PC-20 и соответствующие комплексы были созданы кооперацией исполнителей, возглавляемой КБ под руководством В.Ф. Уткина, заменившего М.К. Янгеля. Головной организацией, разрабатывавшей ракету PC-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 на полигоне Байконур. В 1975-1981 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 PC-16, PC-18 и PC-20 относятся к двухступенчатым ракетам с ЖРД с последовательным расположением ступеней. При разработке ракет соответствующие КБ и организации использовали опыт создания предшествующего поколения ампулизированных жидкостных ракет на компонентах топлива НДМГ + AT, размещенных в шахтных ПУ (в первую очередь, ракет PC-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 PC-16 и PC-18 имеет две модификации (А и Б), которые отличаются главным образом конструктивно-технологическими решениями и соответствующими характеристиками автономной системы управления. Для ракеты PC-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.   
 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 (AT), ставшие к этому моменту штатными компонентами для жидкостных МБР, размещаемых в ШПУ. Несколько меньшее значение коэффициента энергомассового совершенства для ракеты PC-16 по сравнению с двумя другими рассматриваемыми здесь МБР объясняется в основном особенностями принятых проектных решений.   
После принятия на вооружение МБР PC-16, PC-18 и PC-20 их число в группировке РВСН быстро росло. В 1991 оно составляло: 47 - для PC-16, 300 - для PC-18 и 308 - для PC-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.



Возможности любой техники небеспредельны, вместе с тем, по расчетам наших конструкторов, эти ракеты могут надежно нести боевое дежурство еще несколько лет, не меньше, чем сроки, оговоренные обязательствами России по СНВ, т.е. 2003-2007 годы.

**Межконтинентальная баллистическая ракета  
РТ-23У (15Ж60) [для ШПУ] / РТ-23У (15Ж61) [для БЖРК]  
РС-22А / РС-22В/SS-24 (Scalpel)**

|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** |  |
| Максимальная дальность стрельбы, км | **10000** |
| Стартовая масса, т | **104,5** |
| Масса полезной нагрузки, кг | **4050** |
| Длина ракеты, м | **23,4** |
| Диаметр ракеты, м | **2,4** |
| Количество ступеней | **3** |
| Количество боевых блоков ГЧ | **10** |



В начале 80-х годов КБ «Южное» было поручено создать новую ракету в противовес американской «МХ». При этом ее основные массо-габаритные характеристики не должны были выходить за ограничения, накладываемые советско-американским Договором ОСВ-2. После оценки задания стало ясно, что это должна была быть твердотопливная ракета, пригодная для размещения как в шахтной пусковой установке (ШПУ), так и на самоходном шасси. При этом, подвижную пусковую установку целесообразно разместить на базе железнодорожного вагона. Этот способ базирования, несмотря на сложности и недостатки, позволял обеспечить высокую мобильность ракетному комплексу, что было крайне важно для оружия ответного удара. Выследить боевой железнодорожный ракетный комплекс (БЖРК), непрерывно курсирующий на маршрутах по разветвленным, масштабным по размерам и забитым обычными составами железнодорожным магистралям страны, весьма непросто, даже для системы спутниковой разведки. Еще сложнее нанести по нему прицельный удар.   
27 февраля 1985 года на полигоне Плесецк начались летно-конструкторские испытания МБР для железнодорожного комплекса, получившей обозначение РС-22В. Несмотря на некоторые трудности на первом этапе, конструкторскому коллективу удалась довести свое детище до требуемых кондиций, что позволило завершить испытания 22 декабря 1987 года. Осенью этого же года на опытную эксплуатацию был поставлен первый ракетный полк в г. Костроме. Позднее на трех ракетных базах было развернуто еще 30 МБР этого типа.   
Твердотопливная ракета РС-22В выполнена трехступенчатой по схеме «тандем» с учетом новейших технологий (коконная конструкция корпусов) и по конструктивно-компоновочной схеме подобна американской «МХ». Первая ступень включает хвостовой и соединительные отсеки цилиндрической формы и маршевый РДТТ, снабженный одним неподвижным соплом.   
Вторая ступень состоит из маршевого РДТТ и соединительного отсека. Сопло двигателя снабжено выдвижным насадком, что позволяет увеличить удельный импульс при работе двигателя на больших высотах при сохранении исходных габаритов ступени. Третья ступень включает в себя маршевый РДТТ, по своей конструкции аналогичному двигателю на второй ступени, и переходной отсек.   
Ракета несет разделяющуюся головную часть типа «MIRV» с 10 боеголовками мощностью по 500 кт. Ступень разведения выполнена по стандартной схеме и включает двигательную установку и систему управления. Головная часть прикрывается обтекателям изменяемой геометрии.   
Инерциальная система управления обеспечивает проведение проверок и непрерывный контроль технического состояния ракеты, предстартовую подготовку и старт ракеты, управление полетом и разведение боевых блоков с высокой точностью. КВО точек падения составляет не более 200 м при стрельбе н дальность порядка 10000 км. Пуск можно проводить с любой пригодной для этого точки маршрута боевого патрулирования.   
В состав железнодорожного комплекса входят три пусковые установки с ракетами, командный пункт и вагоны, в которых размещены технические и технологические системы, обеспечивающие функционирование комплекса на всех этапах боевого дежурства, а также жизнедеятельность личного состава. Вагон-пусковая установка оборудован раздвижной крышей. Перед стартом контейнер с ракетой переводится в вертикальное положение. Из ТПК ракета выбрасывается за счет давления, образующегося при срабатывании ПАД.   
До 1991 года БЖРК регулярно курсировали по железнодорожным магистралям Советского Союза, пока осенью этого года Горбачев и Р. Рейган не договорились поставить их на прикол в пунктах постоянной дислокации. Тогда же в ответ на инициативу США (прекращение разработки МБР «МХ» железнодорожного базирования, проходившей в то время полигонные испытания) Горбачев поспешил объявить об отказе от дальнейшего развертывания и модернизации МБР РС-22В. Этим он ограничил период пребывания ракет этого типа на боевом дежурстве гарантийным сроком эксплуатации. Вскоре предприятия производящие эту ракету оказались за пределами России, чем окончательно подписали приговор РС-22 как железнодорожного, так и шахтного базирования. Последняя имеет обозначение РС-22А.   
РС-22А создавалась для замены жидкостной УР-100НУ. Планировалось, что базироваться эта ракета будет в тех же ШПУ. От ракеты для БЖРК она отличается конструкцией первой ступени и головного обтекателя. Первая ступень несколько короче и легче. Ее РДТТ снабжен поворотным управляющим соплом. Головной обтекатель имеет постоянную геометрию.   
31 июля 1986 года на полигоне Плесецк начались ее летные испытания, продлившиеся до 23 сентября 1987 года. 19 августа 1988 года был развернут первый ракетный полк с ракетами РС-22А в г. Первомайске. Всего до июля 1991 года было поставлено на боевое дежурство 56 единиц. Причем, только 10 из них — на территории России. Как потом выяснилось, этот факт сыграл в судьбе этой ракеты печальную роль. После развала СССР правопреемницей его стала Россия и все СНВ доставшиеся бывшим союзным республикам, а теперь независимым государствам, должны быть ликвидированы.   
Говоря о РС-22, хотелось бы сказать, что эта ракета является воплощением самых последних достижений науки и техники. Она отличается от всех остальных ракет высокой боевой готовностью, универсальностью, мощностью, надежностью и относительной простотой эксплуатации. Потеря основной группировки ракетных комплексов с этой ракетой, оказала существенный подрыв боевой готовности РВСН. И что самое худшее, привело к потере перспективного, нового, обеспечивавшего боевую устойчивость всей группировки межконтинентальных ракет на период до 2005 года, ракетного комплекса.



**Межконтинентальная баллистическая ракета  
РТ-2ПМ «Тополь» (15Ж58)  
РС-12М/SS-25 (Sickle)**

|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** |  |
| Максимальная дальность стрельбы, км | **9400** |
| Стартовая масса, т | **51,0** |
| Масса полезной нагрузки, кг | **600** |
| Длина ракеты, м | **21,1** |
| Диаметр ракеты, м | **1,84** |
| Тип головной части | **Моноблочная, ядерная** |

Еще в конце 70-х годов конструкторскому бюро А.Д. Надирадзе поручили разработать на базе твердотопливной МБР РТ-2П межконтинентальную ракету, пригодную для размещения на самоходном автомобильном шасси. Накопленный коллективом богатый опыт по созданию мобильных ракетных комплексов позволил успешно решить эту задачу. Условия модернизации были строго ограничены положениями Договора ОСВ-2, что определило скромное улучшение основных боевых характеристик ракеты. К концу осени 1983 года опытная серия ракет РТ-2ПМ была построена. 23 декабря 1983 года на полигоне Плесецк начались летно-конструкторские испытания. За все время их проведения неудачным был только один пуск. В целом же ракета показала высокую надежность. Там же проводились испытания и боевых агрегатов всего БРК. С целью накопления опыта эксплуатации нового комплекса в войсковых частях в 1985 году решено было развернуть первый ракетный полк в г. Йошкар-Оле, не ожидая полного завершения программы совместных испытаний. 1 декабря 1988 году новый ракетный комплекс был официально принят на вооружение РВСН. В том же году началось полномасштабное развертывание ракетных полков с комплексом «Тополь» и одновременное снятие с боевого дежурства устаревших МБР. К середине 1991 года было развернуто 288 ракет этого типа.   
Ракета РТ-2ПМ существенно доработана по сравнению со своей предшественницей. За счет применения более энергоемкого топлива повысилась дальность полета. Первая ступень ракеты состоит из маршевого РДТТ и хвостового отсека, на наружной поверхности которого размещены аэродинамические рули и стабилизаторы. Маршевый двигатель имеет одно неподвижное сопло.   
Вторая ступень конструктивно состоит из соединительного отсека и маршевого РДТТ. Третья ступень имеет почти такую же конструкцию, но в ее состав дополнительно входит переходной отсек, к которому крепится головная часть.   
Инерциальная система управления имеет свою БЦВМ, что позволило добиться высокой точности стрельбы. Она обеспечивает управление полетом ракеты, проведение регламентных работ на ракете и пусковой установке, предстартовую подготовку и пуск ракеты. Так как эта МБР предназначена, в основном, для нанесения ответного удара, то ставить на нее РГЧ сразу же сочли нецелесообразным.   
В процессе эксплуатации ракета находится в транспортно-пусковом контейнере, установленного на мобильной пусковой установке. Она смонтирована на базе семиосного шасси большегрузного автомобиля МАЗ. Пуск возможен как из укрытия гаражного типа в месте постоянной дислокации, так и с необорудованной позиции. Для этого пусковая установка вывешивается на домкратах. Старт ракеты производится из вертикального положения с помощью порохового аккумулятора давления, размещенного в транспортно-пусковом контейнере.   
После развала Советского Союза БРК «Тополь» оказался единственным из всех ракетных комплексов, производство которого продолжилось в России, хотя и в медленном темпе. Кроме того, конструкторское бюро, которое после смерти А.Д. Надирадзе возглавил Б.Н. Лагутин, продолжило совершенствование ракеты. В 1994 году начались испытания модифицированной ракеты «Тополь-М», которая должна будет стать основной в группировке РВСН в начале 21 века. Планируется, что она будет пригодна для размещения как на самоходных пусковых установках, так и в ШПУ. Следует отметить, что ракетный комплекс с МБР РТ-2ПМ не имеет аналогов в мире.

