**Стратегический ракетный комплекс УР-100 с ракетой 8К84**

межконтинентальной баллистической ракеты 8К84 была начата в ЦКБ машиностроения под руководством В.Н.Челомея в соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совмина СССР от 30 марта 1963 года. Ракета 8К84 создавалась в ответ на американский проект ["Мinuteman-1"](http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/minuteman_1/minuteman_1.shtml). МБР 8К84 должна была быть пригодна для крупносерийной постройки, размещаться в шахтных пусковых установках одиночного старта с дистанционным управлением пуском, иметь гарантийный срок эксплуатации не менее пяти лет и сохранять высокую боевую готовность на протяжении всего срока эксплуатации.

Первые пуски 8К84 по программе летно-конструкторских испытаний на полигоне Байконур проводились с наземной пусковой установки. В 1964 году началось строительство ШПУ ОС. Для испытаний на полигоне были построены десять шахт глубиной 32 метра и один командный пункт. Первый пуск с наземной ПУ проведен 19 апреля 1965 года, первый пуск из ШПУ - 17 июля 1965 года. Всего по программе ЛКИ было проведено 60 пусков. Испытания завершились 27 октября 1966 года. 24 ноября 1966 года первые полки с МБР 8К84 в ШПУ ОС были поставлены на боевое дежурство под населенными пунктами Дровяная Читинской области, Бершеть Пермской области, Татищево Саратовской области, Гладкая Красноярского края. Ракетный комплекс 8К84 был принят на вооружение Постановлением СМ 705-235 от 21 июля 1967 г. .

В 1964 году Московский Машиностроительный завод имени М.В.Хруничева приступил к производству ракет. Серия 8К84 была также развернута на Омском авиазаводе № 166 (ПО "Полет") и Оренбургском авиазаводе № 47 (ПО "Стрела").

Первоначально В.Н.Челомей предполагал использовать ракету 8К84 в вариантах МБР, противоракеты и баллистической ракеты для подводных лодок и надводных кораблей. Проект противоракетной системы "Таран" с использованием 8К84 был закрыт в 1964 году. Проект морского варианта УР-100М разрабатывался в 1963-1964 годах и также не был реализован.

"Легкие" МБР 8К84 наряду с "тяжелыми" [8K67](http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/8k67/8k67.shtml) сделали возможным достижение количественного паритета с США в 60-х годах. Эти ракеты могли нести боевое дежурство в заправленном состоянии, что позволяло практически постоянно поддерживать их в состоянии высокой боеготовности. Развертывание ракет отличалось очень высокими темпами. К концу 1969 г. было развернуто около 860 ракет 8К84 и 170 ракет 8K67. К 1971 г. количество развернутых 8K67 было доведено до 260, а 8К84 - до 990. Кроме этого, в 1968 г. была принята на вооружение первая советская твердотопливная межконтинентальная ракета [8K98](http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/15p098/15p098.shtml). Эта ракета была поставлена на боевое дежурство, однако масштабы ее развертывания были ограничены 60 пусковыми установками.

Модернизация ракеты 8К84 привела к созданию МБР 8К84М с улучшенной системой управления и повышенными тактико-техническими характеристиками. Летно-конструкторские испытания модернизированной ракеты на полигоне Байконур были завершены в 1971 году после проведения двенадцати успешных испытательных пусков. Комплекс был принят на вооружение 3 октября 1972 года. Доработка проводилась прямо в шахтных пусковых установках МБР 8К84 на стартовых позициях позиционных районов. В 1974 году 8К84 была снята с вооружения. На смену ей пришли более совершенные, обладающие повышенными тактико-техническими характеристиками и боевыми возможностями ракеты новых поколений в том числе: 15А20, [15А30/15А35](http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/15a35/15a35.shtml), [15А15](http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/15a15/15a15.shtml) и др.

**Состав**

8К84 была выполнена по схеме "тандем" с последовательным разделением ступеней и плотной компоновкой отсеков. Ракета конструктивно состояла из первой и второй ступеней и головной части.

В корпусе первой супени 8С816 размещались: четыре маршевых ЖРД [15Д2 (РД-0217)](http://rbase.new-factoria.ru/sites/default/files/missile/8k84/15d2.jpg) с поворотными соплами, пневмогидравлическая система, система опорожнения баков и приборы системы управления. Корпус был выполнен по несущей схеме и состоял из трех отсеков: хвостового, топливного и переднего. Топливный отсек, выполненный из алюминиевого сплава АМг-6, представлял собой неразъемный блок, состоящий из бака окислителя и бака горючего, которые разделялись общим совмещенным двойным днищем. Двигательная установка первой ступени была выполненна по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа в камерах сгорания. Высокий удельный импульс тяги двигателей позволил сократить время работы первой ступени. Их суммарная тяга на земле достигала 74 т. Для управления полетом ракеты каждый двигатель отклонялся в одной плоскости гидравлическим рулевым приводом.

Вторая ступень 8С817 по конструкции аналогична первой и состояла из хвостового, топливного и приборного отсеков. На ней устанавливали маршевый однокамерный ЖРД 15Д13 и четырехкамерный рулевой ракетный двигатель [15Д14 (РК-3)](http://rbase.new-factoria.ru/sites/default/files/missile/8k84/15d14.jpg). Двигатели второй ступени были созданы в Ленинградском ОКБ-117 (Главный конструктор С. П. Изотов). Они развивали тягу в пустоте 13,4 т и 1,5 т соответственно и обеспечивали скорость полета 7.12км/с в конце активного участка. В качестве компонентов топлива применялись азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин. Все баки перед стартом наддувались сжатым азотом и воздухом из баллонов, установленных в шахтной пусковой установке, а в полете наддув осуществлялся продуктами газогенерации. Разделение ступеней ракеты осуществлялось с помощью пороховых ракетных двигателей, установленных на хвостовом отсеке первой ступени.

На ракете устанавливалась автономная инерциальная система управления, обеспечивавшая управление полетом на активном участке траектории в соответствии с заранее рассчитанной программой полета, а также обеспечивала автоматизированную подготовку пуска и пуск ракеты, дистанционный непрерывный и периодический контроль состояния ракеты с пункта управления боевым ракетным комплексом. В ее состав входили устройства установленные как в приборном отсеке, так и размещенные на пусковой установке.

Головная часть мощностью 1Мт была разработана в НИИ-1011 (Челябинск-70, ныне - Российский федеральный ядерный центр - ВНИИ технической физики, г. Снежинск Челябинской области). Научными руководителями работы были Е.Н.Забабахин, главными конструкторами - Б.В.Литвинов, А.Д.Захаренков, О.Н.Тиханэ.

В варианте 8К84М ракета была одной из первых МБР, оснащенных комплексом средств преодоления ПРО. Ее КСП ПРО был разработан в НИИ-108 под руководством Виталия Герасименко и получил название "Пальма".

Ракета ампулизировалась (изолировалась от внешней среды) в специальном транспортно-пусковом контейнере (ТПК) заполненном инертным газом. В ТПК она транспортировалась, хранилась в шахтной пусковой установке в течение всего срока эксплуатации в постоянной готовности к пуску и из него стартовала. Применение мембранных клапанов, отделявших топливные баки с агрессивными компонентами от ракетных двигателей, позволило держать ракету постоянно заправленной в течение нескольких лет. Контроль технического состояния ракет одного боевого ракетного комплекса, а также предстартовая подготовка и пуск проводились дистанционно по командам с командного пункта полка. Транспортно-пусковой контейнер был азработан в Филиале № 2 ОКБ-52 (ныне - ГНИП «ОКБ Вымпел») под руководством главного конструктора В.М.Барышева. ТПК диаметром 2.7м, длиной 19.5м и весом 14.4т герметизировался специальной пленкой.

Стартовый комплекс создан в КБ общего машиностроения (КБОМ) под руководством В.П. Бармина. Система автономного управления разработана в НИИ АП под руководством Н.А.Пилюгина. Командные приборы разработаны в НИИ-944 под руководством Виктора Кузнецова.

Стартовый комплекс для ракеты 8К84 состоял из 10 рассредоточенных боевых стартовых позиций , на каждой из которых размещалась одна шахтная пусковая установка [15П784](http://rbase.new-factoria.ru/sites/default/files/missile/8k84/15p784.jpg). Вблизи одной из боевых стартовых позиций размещался командный пункт боевого ракетного комплекса, связанный кабельными линиями системы боевого управления и связи со всеми стартовыми позициями. С командного пункта проводились постоянный и периодический контроль технического состояния ракеты, систем пусковой установки и управления пуском ракет. При этом предстартовая подготовка к пуску проходила в автоматическом режиме от автономных источников электроснабжения. Ракеты находились в ШПУ только в заправленном состоянии. Предусматривалось проведение не реже одного раза в год регламента технического обслуживания пусковой установки с привлечением боевого расчета и подвижных средств позиционного района. Боевое дежурство пусковой установки и ракеты, а также пуск ракет осуществлялись без присутствия на них боевого расчета.

Пусковая установка представляла собой сооружение, состоящее из шахтного ствола и оголовка, закрытых сверху крышей защитного устройства. В ней размещались технологическое оборудование и спецтехнические системы, обеспечивающие длительное содержание, подготовку к пуску и пуск ракеты. В стволе шахты были размещены: пусковое устройство, элементы стыковки кабельных и газовых коммуникаций с ракетой, элементы газоотводящего тракта, средства откачки грунтовых вод и другое оборудование. В оголовке пусковой установки была размещена аппаратура для подготовки ракеты к пуску и ее пуска, элементы системы дистанционного контроля и управления, аппаратура электроснабжения спецтоками, средства снабжения ракеты сжатыми газами и другое оборудование. Шахта выдерживала давление до 2 кг/см2, что равнозначно энергии взрыва ядерного боеприпаса мегатонной мощности, произведенного на расстоянии 1300 метров. Способ старта - газодинамический.

Защитное устройство и [установщик](http://rbase.new-factoria.ru/sites/default/files/missile/8k84/ust.jpg) разработаны в ЦКБТМ под руководством Николая Кривошеина. Защитное устройство для ШПУ имело время открывания 30 секунд и было выполнено в виде сдвижной железобетонной плиты, расположенной на наклонных рельсовых путях. Установщик предназначался для бескрановой перегрузки контейнера с ракетой в шахтное сооружение и установку на пусковое устройство.

**Тактико-технические характеристики**

|  |  |
| --- | --- |
| Максимальная дальность стрельбы,км: | 10600 |
| Длина ракеты, м | 16,93 |
| Максимальный диаметр корпуса, м | 2 |
| Стартовая масса, т | 41,4-42,3 |
| Тяга маршевого двигателя первой ступени у земли, тс | 80 |
| Тяга маршевого двигателя первой ступени в пустоте, тс | 87 |
| Удельный импульс тяги маршевого двигателя первой ступени у земли, кгс•с/кг | 274 |
| Удельный импульс тяги маршевого двигателя первой ступени в пустоте, кгс•с/кг | 306 |
| Удельный импульс тяги маршевого двигателя второй ступени, кгс•с/кг | 320 |
| Точность стрельбы (КВО), м | 1000-1400 |

**Испытания и эксплуатация**

В середине 1960-х годов, с целью изучения воздействия агрессивных компонентов топлива на ракету при ее длительной эксплуатации, по инициативе В.Н.Челомея на испытательной базе в Фаустово были построены две шахтные пусковые установки для ракет 8К84. Одна шахта была изготовлена в штатном варианте и предназначалась для исследований штатной ракеты в течение всего гарантийного срока ее хранения. В этой шахте также хранились более 1000 образцов материалов - металлы, неметаллы, резинотехнические изделия, клеевые и сварные соединения различных форм и сочетаний, радиотехнические средства, насосы, аккумуляторы и многое другое. Помимо сотрудников ОКБ-52 в исследованиях стойкости материалов к длительному хранению принимали участие свыше 100 смежных предприятий. Одновременно несколько раз в сутки на протяжение многих лет хранения регистрировались около 100 параметров (температура, влажност, загазованность, давление в баках и т. д.). Вторая шахта также предназначалась для ракеты 8К84. Установленная в ней ракета заправлялась агрессивными компонентами и хранилась при температере + 50 градусов для проведения ускоренных коррозионных испытаний в течение одного года. За время экспериментов ни в одной из шахт не было выявлено серьезных неисправностей или отказов систем ракет. Результаты этих испытаний позволили продлить гарантийный срок последующих модификаций до 15 лет, затем - до 20 лет, затем - до 25 лет.