

АЛЕКСАНДР ЖЕЛЕЗНЯКОВ

100 лучших **РАКЕТ** **СССР** и **России**



**ПЕРВАЯ
ЭНЦИКЛОПЕДИЯ
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ
РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ**



ОТ ПЕРВЫХ СОВЕТСКИХ ПРОЕКТОВ ДО НОВЕЙШИХ РОССИЙСКИХ РАЗРАБОТОК

Александр Железняков

100 лучших ракет СССР и России

**ПЕРВАЯ ЭНЦИКЛОПЕДИЯ
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ
РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ**



Москва
2016

УДК 355/359
ББК 68
Ж51

Железняков, Александр Борисович.

Ж51 100 лучших ракет СССР и России. Первая энциклопедия отечественной ракетной техники / Александр Железняков. — Москва : Яуза-пресс, 2016. — 152 с. : ил. — (Ракетная коллекция).

ISBN 978-5-9955-0823-6

Первая ракетная энциклопедия СССР и России. Всё об отечественной ракетной технике за две трети века — от первых советских проектов до новейших российских разработок, от легких до сверхтяжелых, как военного назначения, так и «гражданских».

Космические ракеты-носители;

Межконтинентальные баллистические ракеты;

Баллистические ракеты средней дальности;

Баллистические ракеты для подводных лодок;

Геофизические ракеты;

Метеорологические ракеты;

Противоспутниковые ракеты, предназначенные для поражения целей на околоземной орбите.

В этой уникальной энциклопедии вы найдете информацию о 100 типах советских и российских ракет, благодаря которым наша страна стала ведущей космической державой и сохраняет свой «ядерный щит».

**УДК 355/359
ББК 68**

ISBN 978-5-9955-0823-6

© Железняков А. Б., 2015
© ООО «Издательство «Яуза-пресс», 2016

Содержание

ИЗ ИСТОРИИ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ.....	7
Раздел 1. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ	11
Ракеты-носители семейства Р-7	11
Ракеты-носители семейства «Протон»	27
Ракеты-носители семейства «Космос»	32
Ракеты-носители семейства «Ангара»	37
Основные технические характеристики РН семейства «Ангара»	39
Ракета-носитель «Байкал-Ангара»	39
МБР Р-36орб.....	41
Ракеты-носители семейства «Циклон».....	43
Ракета-носитель Н-1	45
Ракета-носитель «Энергия».....	48
Ракета-носитель «Днепр».....	51
Ракета-носитель «Зенит-2».....	52
Ракета-носитель Р-56	53
Ракета-носитель УР-700.....	55
Ракета-носитель «Старт».....	55
Ракета-носитель «Стрела»	56
Ракета-носитель «Волна»	56
Ракеты-носители семейства «Штиль».....	56
Ракета-носитель «Зыбь»	57
Ракета-носитель «Рокот»	57
Ракеты-носители семейства «Русь-М»	58
Ракета-носитель «Россиянка».....	60
Раздел 2. МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ.....	61
МБР Р-7 и Р-7А.....	62
МБР Р-9А	64
МБР Р-16 и Р-16У	66
МБР ГР-1.....	69
МБР Р-36.....	70
МБР Р-36М.....	72
МБР Р-36М УТТХ	73
МБР Р-36М2 «Воевода»	74
МБР РТ-2, РТ-2П.....	75
МБР РТ-20, РТ-20П	77
МБР РТ-2С «Темп-2С»	78
МБР РТ-2ПМ «Тополь»	79

МБР РТ-2ПМ2 «Тополь-М».....	80
МБР УР-100, УР-100М, УР-100К, УР-100У	81
МБР УР-100Н, УР-100Н УТТХ	83
МБР УР-200, УР-200А.....	85
МБР РТ-23	86
МБР РТ-23 УТТХ «Молодец».....	87
МБР МР-УР-100	89
МБР МР-УР-100 УТТХ	90
БР 15А11 системы «Периметр»	90
МБР «Копье-Р».....	91
МБР «Гном»	92
МБР Ф-22 «Вереница»	93
МБР «Баргузин»	93
МБР РСС-40 «Курьер».....	93
МБР РС-12М2Р «Ярс»	94
МБР РС-26 «Рубеж»	95
МБР РС-28 «Сармат»	95
Раздел 3. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ.....	96
БРСД Р-1 «Победа»	96
БРСД Г-1 (проект)	98
БРСД Р-2.....	99
БРСД Р-3 (проект).....	100
БРСД Р-5.....	101
БРСД Р-5М.....	103
БРСД Р-12, Р-12У.....	104
БРСД Р-14, Р-14У.....	106
БРСД РТ-1.....	108
БРСД РТ-15	108
БРСД РТ-21 «Пионер», РТ-21К «Пионер-К», РТ-21М «Пионер-М», РТ-21УТТХ, РТ-21УТТХ «Пионер-2».....	109
БРСД РТ-25	111
БРСД «Скорость»	111
Раздел 4. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ ПОДВОДНЫХ ЛОДОК	113
БРПЛ Р-101	113
БРПЛ Р-11ФМ.....	114
БРПЛ Р-13, Р-13А, Р-13М	115
БРПЛ Р-15 (проект)	117
БРПЛ Р-21.....	117
БРПЛ Р-27, Р-27У, Р-27К	118
БРПЛ Р-29.....	120
БРПЛ Р-29Р, Р-29РЛ, Р-29РК, Р-29РКУ, Р-29РКУ-01, Р-29РКУ-02.....	122
БРПЛ Р-29РМ, Р-29РМУ, Р-29РМУ1	124
БРПЛ Р-29РМУ2 «Синева».....	126
БРПЛ Р-29РМУ2.1 «Лайнер»	127

БРПЛ Р-30 «Булава»	127
БРПЛ Р-31	128
БРПЛ Р-39 «Осетр», Р-39У	129
БРПЛ Р-39УТТХ «Барк»	130
Раздел 5. ГЕОФИЗИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ	131
Геофизическая ракета Р-1А	131
Геофизическая ракета Р-1Б	132
Геофизическая ракета Р-1В	133
Геофизическая ракета Р-1Д	133
Геофизическая ракета Р-1Е	134
Геофизическая ракета Р-2А	134
Геофизическая ракета Р-11А	135
Геофизическая ракета Р-5А	136
Геофизическая ракета Р-5Б	138
Геофизическая ракета Р-5В	138
Геофизическая ракета 1Я2ТА	139
Раздел 6. МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ	140
Метеорологическая ракета МР-1	140
Метеорологическая ракета ММР-05	141
Метеорологическая ракета ММР-08	142
Метеорологические ракеты М-100 и М-100Б	142
Метеорологическая ракета МР-12	143
Метеорологическая ракета М-130	144
Метеорологические ракеты ММР-06 и ММР-06М	144
Метеорологическая ракета «Мера»	145
Метеорологическая ракета МР-30	145
Раздел 7. ПРОТИВОСПУТНИКОВЫЕ РАКЕТЫ	146
Противоспутниковый авиационный комплекс МиГ-31Д / «Контакт»	146
Источники	148

ИЗ ИСТОРИИ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

Время появления в нашем Отечестве первых ракет достоверно неизвестно. Правда, еще в древнерусских летописях можно встретить описание «огненных стрел» — устройств, которые некоторые специалисты рассматривают как прообраз будущих ракет. Однако относить их к категории ракетной техники — это весьма смелое допущение.

Зато можно с уверенностью говорить, что в XVII веке ракетное оружие уже было известно на Руси — в 1680 году в Москве открылась первая фабрика по производству армейских осветительных ракет.

Большое внимание ракетам уделял император Петр I. В дневнике путешественника Патрика Гордона за 1690 год можно прочесть, что царь лично руководил изготовлением фейерверочных ракет и устраивал грандиозные фейерверки. Тогда же в России было организовано массовое производство пороха высокого качества.

В Петровскую эпоху большое значение придавалось и боевым ракетам. В 1717 году была разработана знаменитая сигнальная ракета, которая состояла на вооружении русской армии почти без всяких изменений более 150 лет. Слава о русских фейерверкерах шла по всему миру. Было создано большое количество фейерверочных ракет и пороховых составов. В отдельных случаях применялись составные (ступенчатые) ракеты.

Спустя столетие развитие ракетного дела в нашей стране получило новый импульс — в Западной Европе широко распространились «ракеты Конгрива» (по имени британского инженера Уильяма Конгрива, который привез их из Индии, усовершенствовал и наладил массовое производство).

Основная заслуга в продвижении боевых ракет на «российском рынке» принадлежит русским офицерам Александру Засядко и Константину Константинову. Благодаря их трудам отечественные ракеты по своим летным и эксплуатационным характеристикам в ряде случаев превосходили аналогичные образцы за рубежом.

В боевых ракетах, созданных Засядко, использовался пороховой двигатель фейерверочной ракеты, но стенки камеры изготавливались из железа, а не из картона. Для стабилизации полета он использовал длинный деревянный шест, так же как это делалось в фейерверках. Полезным грузом в ракетах Засядко был зажигательный состав или граната.

Первые официальные испытания ракет Засядко были проведены в Петербурге в 1817 году. Тогда же была сформирована первая в Европе отдельная армейская ракетная бригада. В последующие годы этому примеру последовали и другие европейские страны.

Ну а первое боевое применение ракеты Засядко получили во время Русско-турецкой войны (1828–1829 годы). Причем ракеты изготавливались в действующей армии, в непосредственной близости к фронту. В эти же годы ракеты широко применялись русскими войсками в боевых действиях на Кавказе.

Дальнейший шаг вперед в деле совершенствования пороховых ракет был сделан Константином Константиновым, которого часто называют «отцом русской ракетной техники». Он же стал и основоположником экспериментальной ракетодинамики и организатором производства ракет на черном дымном порохе.

Деятельность Константинова произвела настоящую техническую революцию в массовом производстве ракет. Он считал, что для этого необходимо обеспечить такие условия, когда *«сего дня можно приготовить ракету в строгости подобную той, которая была приготовлена вчера»*.

Результаты больших экспериментальных исследований и опыта производства ракет Константинов изложил в курсе лекций, прочитанных им в Михайловской артиллерийской академии. В виде книги эти лекции увидели свет в 1861 году на французском языке, а в 1964 году — и на русском.

«Победное шествие» «ракет Конгрива» и их аналогов по полям сражений продолжалось до 1860-х годов, когда им на смену пришла нарезная артиллерия, обладавшая гораздо большей разрушительной (на тот момент) силой и более точной стрельбой. Ракеты стали постепенно исчезать из армейских arsenалов. Попытки сохранить их на вооружении успехом не увенчались из-за невозможности создать в тот период такую конструкцию, которая могла бы конкурировать с артиллерией.

Это не означало, что от ракет отказались вовсе. Но это были единичные применения. О массовом их применении речи не шло.

Конец XIX века можно охарактеризовать не только как период отказа от боевого применения ракет, но и как период формирования нового мышления, когда человек пристально взглянул на ракеты как на средство достижения других миров. В этом вопросе чрезвычайно велико значение работ Константина Эдуардовича Циолковского. Им было предложено большое количество оригинальных схем конструкций ракет. Новым шагом вперед стали разработанные им схемы ракет дальнего действия и ракет для межпланетных путешествий с реактивными двигателями на жидком топливе. Это было по-настоящему революционное решение, так как до Циолковского исследовались и предлагались для решения различных задач ракеты с пороховыми двигателями.

Из других идей Циолковского я бы выделил еще одну, предложенную им для управления полетом ракеты в верхних разреженных слоях атмосферы. Достигать эту цель он рекомендовал одним из двух способов: графитовые рули, помещаемые в струе газов вблизи среза сопла реактивного двигателя, или поворачивание сопла двигателя. Указанные предложения нашли широкое применение и развитие в современной ракетной технике.

В 1903 году Циолковский опубликовал работу, до сих пор считающуюся классической в космонавтике, — «Исследование мировых пространств реактивными приборами», где сделал подробный расчет ракет, предназначенных для преодоления земного притяжения.

Рассказывая об истории становления ракетной техники, нельзя обойти вниманием одно событие, случившееся, скажем так, в «сопутствующей отрасли».

Я имею в виду первый полет самолета братьев Райт, состоявшийся в том же году, что и публикация знаменитой работы Циолковского. В какой-то степени это не случайное совпадение. Вот уже более ста лет авиация и ракетостроение идут плечом к плечу, постоянно напоминая о своих единых корнях. Очень часто «сферы их интересов» пересекаются.

Начавшийся век авиации существенно снизил интерес к ракетной технике, но тем не менее в начале XX века произошло несколько довольно примечательных событий, мимо которых нельзя пройти. То, что это были знаменательные вехи в ракетостроении, говорит хотя бы тот факт, что использованные тогда идеи находят свое применение и поныне. Конечно, на качественно ином техническом уровне.

В те годы в Европе были проведены первые, но, к сожалению, безуспешные эксперименты по рассеиванию дождевых облаков с помощью метеорологических ракет. А в 1906 году немецкий инженер Альфред Маул запустил первую ракету с аппаратурой для фотосъемки. Этот опыт был немедленно оценен картографами всего мира. Особенно важным это событие стало при аэрофотосъемке регионов, в которых отсутствовали не только аэродромы, но и дороги. Правда, надо учитывать, что в ту пору авиация делала еще только первые шаги и не могла конкурировать в этом вопросе с ракетами.

Первые два десятилетия нового века оказались весьма «скромными» в деле развития ракетной техники. В период Первой мировой войны ракеты использовались в основном для постановки дымовых завес и как осветительные ракеты. Единственным исключением стали небольшие авиационные ракеты, разработанные лейтенантом французского военно-морского флота Ле Приером. Они предназначались для уничтожения аэростатов наблюдения противника. Ими же снаряжались французские и английские самолеты.

Все остальное, что было сделано в тот период, носило в основном теоретический характер. Большинство публикаций принадлежало нашим соотечественникам Артуру Цандеру и Юрию Кондратюку (Александру Шаргею), французу Роберу Эно-Пельтри, американцу Роберту Годдарду, немцам Герману Оберту и Максу Валье. Они во многом перекликались, а иногда и повторяли работы Циолковского.

Вполне естественно, что популяризация идеи космических полетов привела к появлению людей и структур, занимающихся практическими вопросами ракетостроения.

В нашей стране исследовательские работы вели Газодинамическая лаборатория (Ленинград) и Группа по изучению реактивного движения. В 1933 году на их основе был создан первый в мире Реактивный институт.

В Германии подобными работами занималось Немецкое общество межпланетных сообщений. 14 марта 1931 года член этого общества Йоханнес Винклер осуществил первый в Европе удачный запуск жидкостной ракеты (аналогичный эксперимент американец Роберт Годдард провел пятью годами ранее).

Членом Немецкого общества межпланетных сообщений был и инженер Вернер фон Браун, под руководством которого в годы Второй мировой войны была создана баллистическая ракета «Фау-2» (V-2) с дальностью полета 320 километров. Первый успешный запуск этой ракеты состоялся 3 октября 1942 года, а с сентября 1944 года она использовалась для обстрела целей во Франции, Голландии и Великобритании.

Победное окончание войны, ракетные трофеи, обнаруженные в поверженной Германии, бурный рост науки и техники — все это способствовало дальнейшему развитию ракетостроения в державах-победительницах, в Советском Союзе и США.

О значении, которое придавалось тогда ракетной технике в нашей стране, в первую очередь ее боевому применению, говорит постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1017–419сс от 13 мая 1946 года «Вопросы реактивного вооружения», положившее начало формированию новой отрасли оборонной промышленности — ракетостроению.

Считая оснащение страны реактивным вооружением и организацию научно-исследовательской и экспериментальной деятельности в этой области важнейшими задачами, Совет Министров СССР постановил учредить Специальный комитет по реактивной технике при Совете Министров СССР и возложить на него функции наблюдения за развитием научно-исследовательских, конструкторских и практических работ по реактивному вооружению. Первоочередной задачей являлось создание, с применением отечественных материалов, ракет типа «Фау-2» (дальнобойной управляемой ракеты) и «Вассерфаль» (зенитной управляемой ракеты).

Этим постановлением было предписано перепрофилирование уже существующих и основание совершенно новых организаций, которые ныне составляют гордость отечественной космонавтики: Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева, ЦНИИ машиностроения (ЦНИИМАШ), Конструкторское бюро ХИММАШ имени А.М. Исаева, Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина и многие другие.

Масштабные работы, развернувшиеся в нашей стране, очень скоро принесли первые результаты: в войска поступила баллистическая ракета Р-1; в 1949 году начались регулярные пуски геофизических ракет для изучения верхних слоев земной атмосферы; в 1951 году приступили к медико-биологическим исследованиям на животных, совершавших полеты на ракетах на высоты более 100 километров; в 1955 году появилась боевая ракета Р-5М, способная нести ядерную боеголовку; в 1956 году была испытана ракета Р-11МФ — первая ракета, способная стартовать с борта подводной лодки. А в 1957 году в нашей стране испытали первую в мире межконтинентальную баллистическую ракету Р-7.

Она же стала и первой ракетой космического назначения — с ее помощью 4 октября 1957 года на околоземную орбиту был выведен первый в мире искусственный спутник Земли.

Раздел 1.

РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

Ракета-носитель (РН, также ракета космического назначения, РКН) — баллистическая ракета, предназначенная для выведения полезной нагрузки в космическое пространство.

Иногда данный термин применяется в расширенном значении: ракета, предназначенная для доставки в заданную точку (в космическое пространство или в заданный район земного шара) полезной нагрузки, каковой может являться космический аппарат и боевой блок. В такой трактовке термин «ракета-носитель» объединяет термины «ракета космического назначения» и «межконтинентальная баллистическая ракета» (МБР).

В настоящем справочнике термин «ракета-носитель» используется только в первой трактовке.

Конструктивное исполнение ракет-носителей может быть следующим:

- продольная компоновка («тандемная»), у которой ступени расположены одна за другой и работают в полете поочередно;
- параллельная компоновка («пакетная»), при которой некоторые блоки, относящиеся к разным ступеням, располагаются параллельно и работают в полете одновременно.

По массе выводимой полезной нагрузки ракеты делятся на легкие (масса полезной нагрузки, выводимой на низкую околоземную орбиту, до 5 тонн), средние (от 5 до 20 тонн), тяжелые (от 20 до 100 тонн), сверхтяжелые (свыше 100 тонн).

Ракеты-носители семейства Р-7

РН Р-7 (разг. «семерка») — семейство ракет-носителей, созданных в ОКБ-1 (ныне — Ракетно-космическая корпорация «Энергия») под руководством С.П. Короле-

ва на базе МБР Р-7 (8К71) [подробное описание МБР Р-7 будет приведено во втором разделе настоящего справочника] путем глубокой многоэтапной модернизации.

Ракеты данного семейства открыли человечеству космическую эру, вывели на околоземную орбиту первый пилотируемый космический корабль. Да и многие другие пионерские достижения в космонавтике также были достигнуты с помощью семейства РН Р-7.

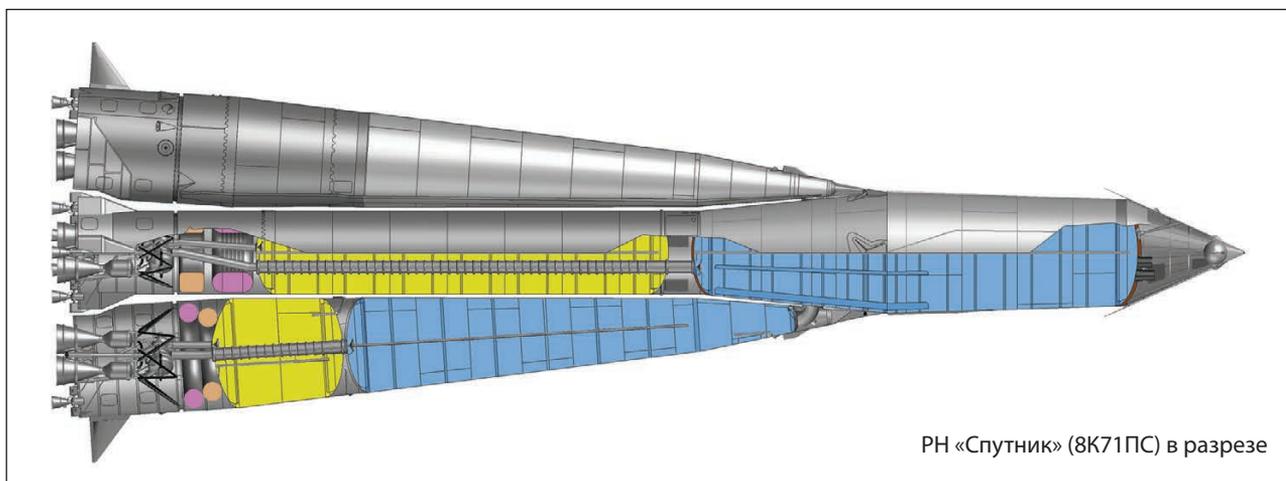
Ракеты семейства Р-7 до сего дня остаются самыми применяемыми носителями для доставки в космос спутников и космических кораблей. В 2014 году их доля на мировом рынке пусковых услуг составила 23,91%, и, по прогнозам, в ближайшие годы этот показатель будет оставаться неизменным.

Первой РН семейства Р-7 стала РН «Спутник» (8К71ПС). Фактически это была штатная МБР Р-7, с которой были сняты головная часть, вся аппаратура системы управления полетом вместе с отсеком, в котором она размещалась и на котором крепилась головная часть большей массы. Отсек был заменен легким коническим переходным отсеком, в котором размещалась минимально необходимая для обеспечения полета аппаратура системы управления.

Первая ступень ракеты состоит из четырех идентичных по конструкции блоков (Б, В, Г и Д), напоминающих конусы, размещенных по параллельной схеме вокруг блока второй ступени.

Подготовка РН «Спутник» к старту.
Фото РКК «Энергия»





РН «Спутник» (8К71ПС) в разрезе

Двигатели РД-107 (1-я ступень) и РД-108 (2-я ступень) были созданы в ОКБ-456 (ныне — НПО «Энергомаш») под руководством В. П. Глушко.

Зажигание двигателей обеих ступеней происходит одновременно на Земле.

РН «Спутник» использовалась для выведения на околоземную орбиту первого и второго советских ИСЗ (4 октября и 3 ноября 1957 года).

Оба пуска были произведены с 5-го научно-исследовательского испытательного полигона Министерства обороны СССР (ныне — космодром Байконур).

Уже для запуска третьего советского спутника, который имел большую по сравнению с первыми двумя ИСЗ массу, МБР Р-7 пришлось подвергнуть более существенной модернизации. На ракете были установлены форсированные двигатели; также со штатной ракеты была снята система радиоуправления, упрощены приборный отсек и система отделения головной части. В результате этой модернизации грузоподъемность ракеты возросла до 1300 килограммов.

Были осуществлены два пуска этой модернизированной ракеты, которая в настоящее время известна в специализированной литературе под названием «Спутник-3» (8А91).

При первом запуске (27 апреля 1958 года) вследствие возникновения автоколебаний ракета на 102-й секунде полета разрушилась и свою задачу не выполнила.

Второй пуск этой ракеты (15 мая 1959 года) успешный — на околоземную орбиту был выведен третий советский ИСЗ (объект «Д-1» № 2), ставший первым в мире научно-исследовательским космическим аппаратом.

Оба пуска РН «Спутник-3» были выполнены с космодрома Байконур.

Основные ТТХ РН «Спутник» и «Спутник-3»

- Количество ступеней — 2
- Длина (с головным обтекателем), м:
 - 8К71ПС — 29,167
 - 8А91 — 38,2
- Диаметр, м — 10,3
- Стартовая масса, т:
 - 8К71ПС — 267
 - 8А91 — 269,3

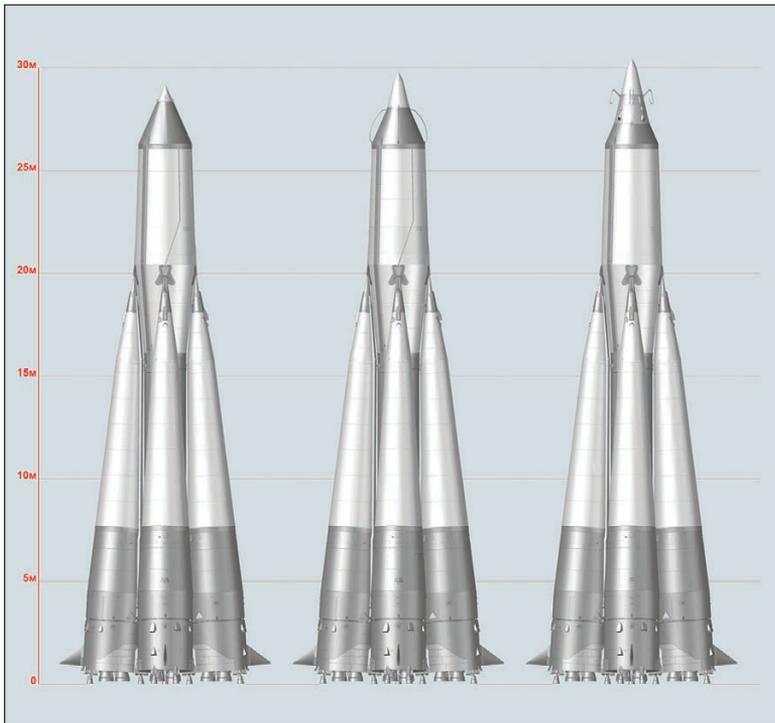
1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д)

- Маршевый двигатель — РД-107 (8Д74)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 82,1 / 100
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 252 / 308
- Время работы, с — 140
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

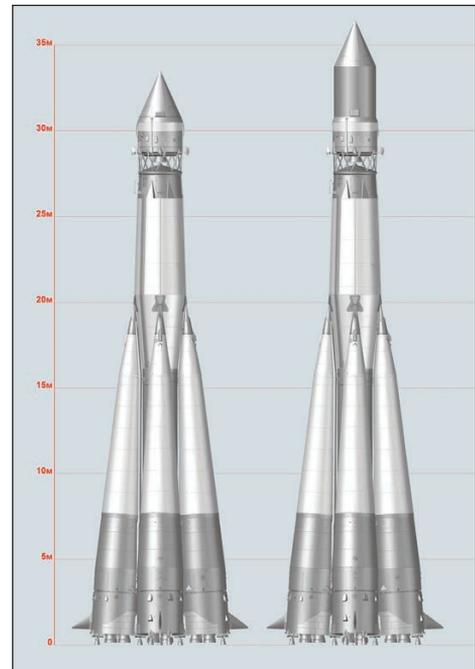
2-я ступень (блок А)

- Маршевый двигатель — РД-108 (8Д75)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 77,9 / 99,7
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 243 / 309
- Время работы, с — 290
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

Новые задачи, которые были поставлены перед советской космонавтикой вскоре после запуска первых спутников, требовали создания новых ракет-носителей, способных выводить на околозем-



1. РН «Спутник» (8К71РС-1), использовалась для запуска 1-го советского ИСЗ. 2. РН «Спутник» (8К71РС-2), использовалась для запуска 2-го советского ИСЗ. 3. РН «Спутник-3» (8А91), использовалась для запуска 3-го советского ИСЗ



1. РН «Луна» (8К72), использовалась для запуска АМС «Луна-1, 2, 3». 2. РН «Луна» (8К72), использовалась для запуска ИСЗ «Электрон-1, 2, 3, 4». Изображение РН «Луна», использовавшейся для запуска спутников серии «Электрон», публикуется впервые

ную орбиту тяжелые спутники, а также запускать в направлении Луны межпланетные станции. Причем сделать это было необходимо за очень короткое время.

На тот момент в арсенале конструкторов имелась лишь одна ракета, на базе которой было возможно выполнить такие разработки, — МБР Р-7. По предложению С.П. Королева она была оснащена 3-й ступенью (блоком «Е»). В результате появилась ракета-носитель, ныне известная как РН «Луна» (8К72, «Восток-Л»).

Блок «Е» позволил впервые в мире достичь второй космической скорости, однако обладал существенными недостатками — его двигатель не мог быть запущен в невесомости, кроме того, из-за использования открытой схемы имел не слишком высокий удельный импульс.

Жидкостные ракетные двигатели 3-й ступени (блока «Е») были разработаны и произведены в Воронежском ОКБ-154 (ныне — КБ химавтоматики) под руководством С.А. Косберга.

Для запусков на Луну использовалось радиоко-

мандное выключение двигателя блока «Е», так как автономная инерциальная система не обладала достаточной для этого точностью.

Первый пуск РН «Луна» с автоматической межпланетной станцией Е-1 состоялся 23 сентября 1958 года и был аварийным.

Авариями закончились и две последующие попытки запуска станций в сторону Луны, предпринятые 11 октября и 4 декабря 1958 года.

Успешным был лишь четвертый старт, состоявшийся 2 января 1959 года. На этот раз удалось запустить автоматическую межпланетную станцию «Луна-1» в сторону Луны. Однако из-за неучета времени распространения радиокоманды станция «промахнулась», в диск Луны не попала и вышла на гелиоцентрическую орбиту.

РН «Луна» также использовалась в 1960 году для запуска на околоземную орбиту первых советских кораблей-спутников.

Всего состоялось 13 пусков РН «Луна», из которых семь закончились авариями.

Последний запуск РН «Луна» был осуществлен 1 де-

кабря 1960 года — на околоземную орбиту был выведен третий корабль-спутник с собаками Пчелкой и Мушкой на борту.

Все пуски были произведены с космодрома Байконур.

Основные ТТХ РН «Луна» («Восток-Л»)

- Количество ступеней — 3
- Длина (с головным обтекателем), м — 33,5
- Диаметр, м — 10,3
- Стартовая масса, т — 279

1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д)

- Маршевый двигатель — РД-107 (8Д74)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 82,1 / 100
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 252 / 308
- Время работы, с — 140



Памятник РН «Восток» на ВДНХ в Москве

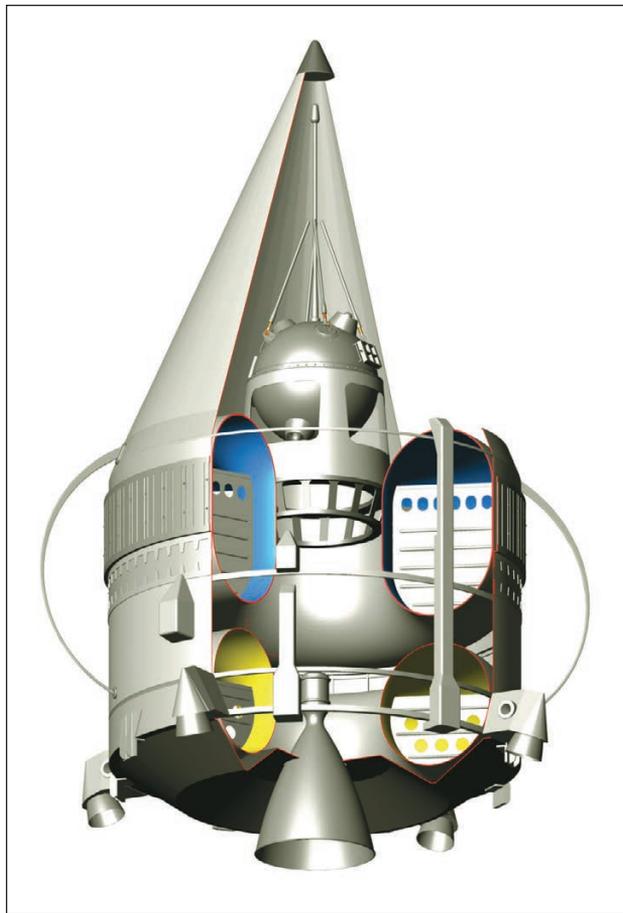
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

2-я ступень (блок А)

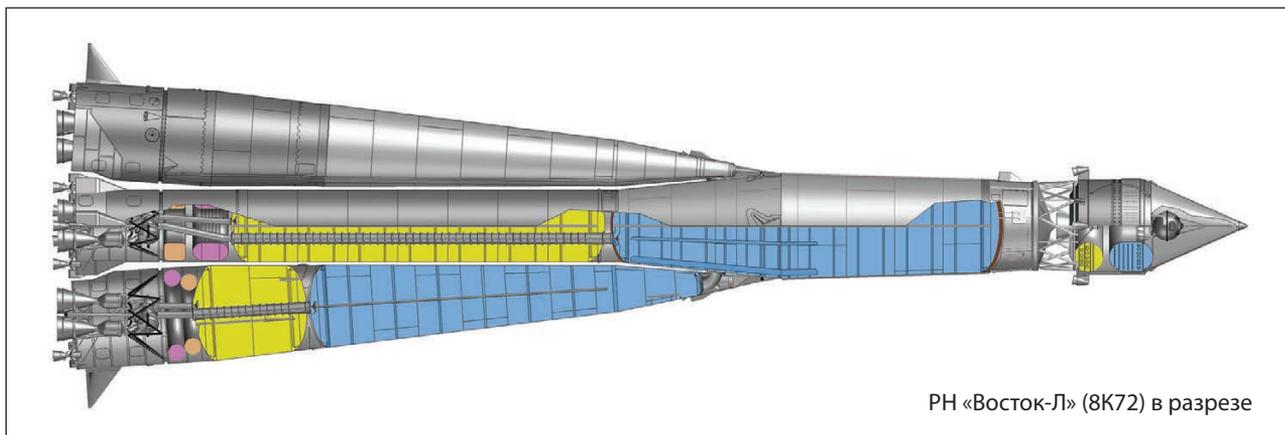
- Маршевый двигатель — РД-108 (8Д75)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 77,9 / 99,7
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 243 / 309
- Время работы, с — 290
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

3-я ступень (блок Е)

- Маршевый двигатель — РД-0105 (8Д714)
- Тяга в пустоте, тс — 49
- Удельный импульс, с — 316
- Время работы, с — 454
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин



Головная часть РН «Восток» (8К72К), применявшаяся при запусках АМС серии «Луна»



Параллельно с отработкой РН «Луна» шла разработка носителя, с помощью которого предполагалось осуществить первый полет человека в космос. Также планировалось ее использовать и для запуска разведывательных спутников серии «Зенит-2».

Этот носитель, получивший название **«Восток»** (8К72К, **«Восток-К»**), был создан в ОКБ-1 путем дальнейшей модернизации РН «Луна» («Восток-Л»). Двигатели 3-й ступени были заменены на более мощные путем замены двигателя 3-й ступени на более мощный — РД-0109 с тягой в пустоте 5 тс и удельным импульсом 32 секунды, созданный в ОКБ-154 под руководством С. А. Косберга. Другие характеристики носителя были аналогичны ТТХ РН «Луна».

Первый пуск РН «Восток», произведенный 22 декабря 1960 года, был аварийным.

Первый успешный пуск РН «Восток» состоялся 9 марта 1961 года — на околоземную орбиту был выведен четвертый корабль-спутник с собакой Чернушкой на борту.

РН «Восток» была использована 12 апреля 1961 года для запуска первого в мире пилотируемого космического корабля «Восток» с космонавтом Ю. А. Гагариным на борту. Все остальные корабли серии «Восток» также запускались с помощью этого носителя.

РН «Восток» также использовалась для запуска первых разведывательных спутников серии «Зенит-2» и спутников серии «Электрон», предназначенных для изучения радиационных поясов Земли.

Всего состоялось 113 пусков РН «Восток», из которых два были аварийными.

В последний раз РН «Восток» использовалась 10 июля 1964 года для запуска спутников «Электрон-3» и «Электрон-4».

Все пуски были произведены с космодрома Байконур.

Основные ТТХ РН «Восток» («Восток-К»), «Восток-2», «Восток-2М»

- Количество ступеней — 3
- Длина (с головным обтекателем), м — 38,2
- Диаметр, м — 10,3
- Стартовая масса, т — 280/290

1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д)

- Маршевый двигатель — РД-107 (8Д74)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 82,1 / 100
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 252 / 308
- Время работы, с — 140
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

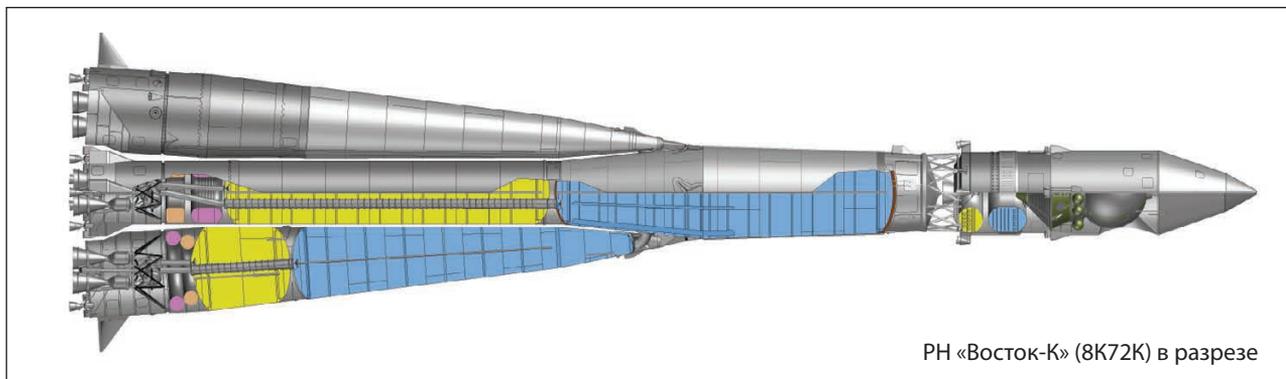
2-я ступень (блок А)

- Маршевый двигатель — РД-108 (8Д75)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 77,9 / 99,7
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 243 / 309
- Время работы, с — 290
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

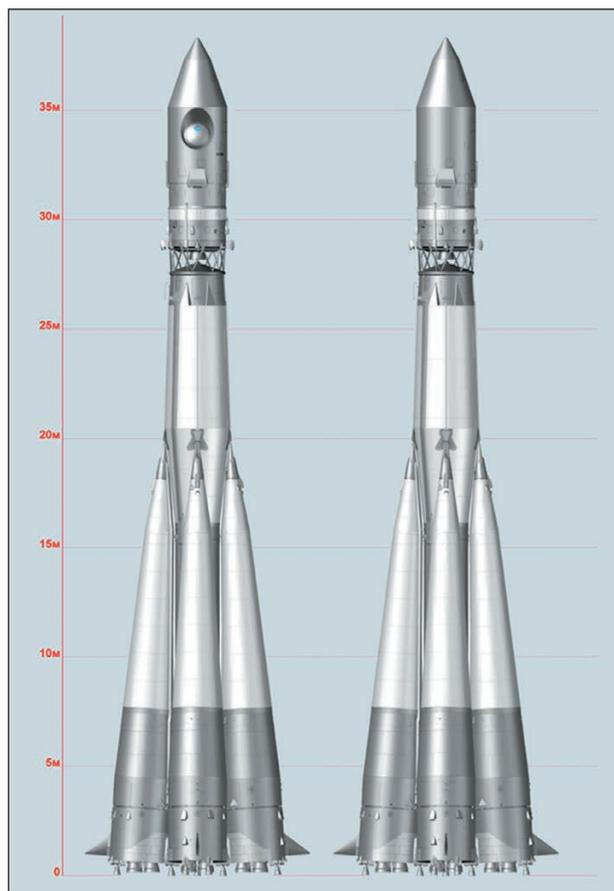
3-я ступень (блок Е)

- Маршевый двигатель — РД-0109 (8Д714)
- Тяга в пустоте, тс — 50
- Удельный импульс, с — 320
- Время работы, с — 430
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин

По требованию военных была проведена модернизация РН «Восток» для запуска разведывательных спутников «Зенит-2». Эта модификация получила наимено-



РН «Восток-К» (8K72К) в разрезе



1. РН «Восток» (8K72К), использовавшаяся для запуска пилотируемых КК серии «Восток». 2. РН «Восток» (8K72К), использовавшаяся для запуска ИСЗ серии «Зенит»

вание РН **«Восток-2»** (8А92) и использовалась только в этих целях.

Ее ТТХ были аналогичны ТТХ РН «Восток».

Первый пуск РН «Восток-2», произведенный 1 июня 1962 года, был аварийным.

Первый успешный пуск РН «Восток-2» состоялся 28 июля 1962 года.

Всего был произведен запуск 44 РН «Восток-2». Из этого числа четыре старта закончились авариями.

Кроме того, 10 июля 1963 года произошел взрыв ракеты на стартовом комплексе космодрома Байконур во время предстартовой подготовки.

В последний раз РН «Восток-2» использовалась 12 мая 1967 года.

В качестве стартовых площадок использовались космодромы Байконур — 38 пусков и 53-й (в дальнейшем — 1-й) Государственный испытательный полигон Министерства обороны СССР (ныне — космодром Плесецк) — 6 пусков.

В первой половине 1960-х годов РН «Восток-2» подверглась дальнейшей модернизации с целью расширения диапазона ее применения. Созданная при этом РН **«Восток-2М»** (8А92М) позволяла выводить на околоземную орбиту метеорологические спутники серий «Метеор», «Метеор-1», «Метеор-М», «Метеор-МВ», «Метеор-Природа», разведывательные спутники серии «Целина-Д» и спутники дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

ТТХ носителя аналогичны ТТХ РН «Восток-2».

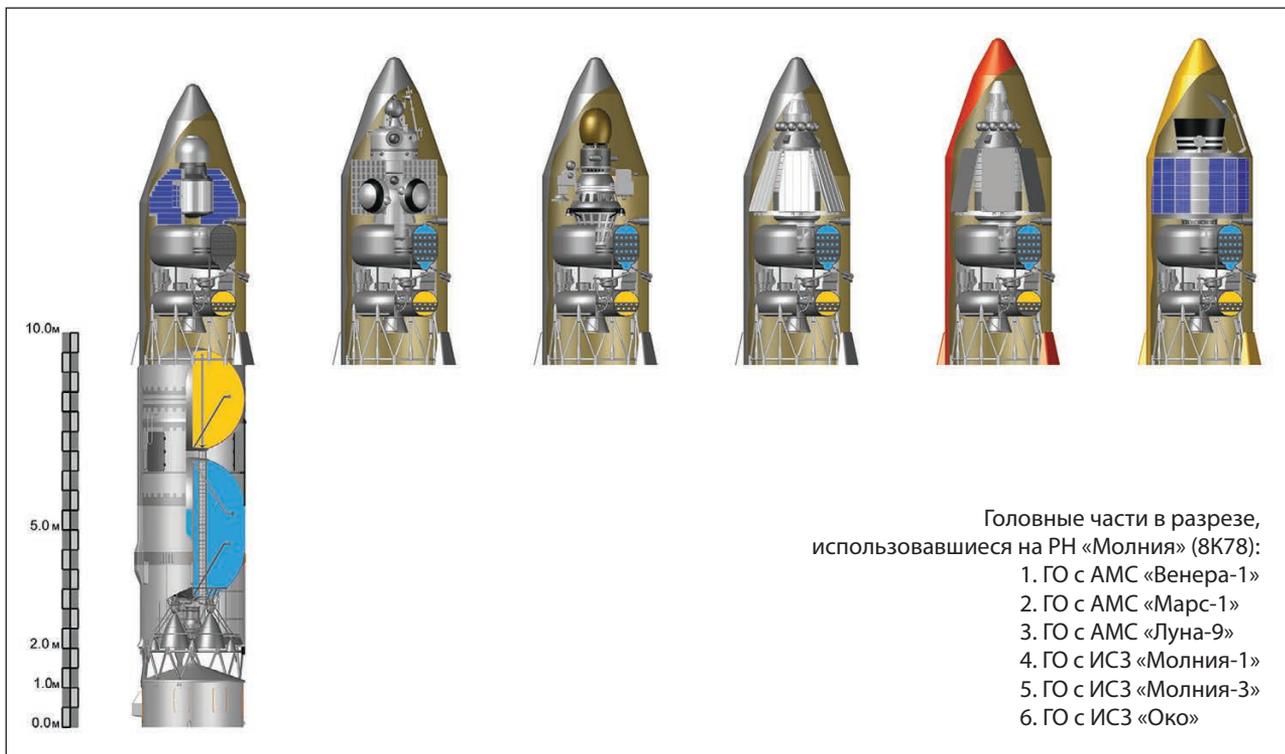
Первый пуск состоялся 28 августа 1964 года и был успешным — на околоземную орбиту был выведен метеорологический спутник «Космос-44».

Всего был произведен запуск 93 РН «Восток-2». Из этого числа лишь один старт (1 февраля 1969 года) был аварийным.

Кроме того, 18 марта 1980 года на космодроме Плесецк произошел взрыв ракеты во время предстартовой подготовки. В результате этой катастрофы погибли 48 военнослужащих.

В качестве стартовых площадок использовались космодромы Байконур и Плесецк.

Еще одной модернизацией РН «Восток» стала РН **«Полет»** (11А59), созданная в Куйбышевском филиа-



Головные части в разрезе, использовавшиеся на РН «Молния» (8К78):
 1. ГО с АМС «Венера-1»
 2. ГО с АМС «Марс-1»
 3. ГО с АМС «Луна-9»
 4. ГО с ИСЗ «Молния-1»
 5. ГО с ИСЗ «Молния-3»
 6. ГО с ИСЗ «Око»

ле № 3 ОКБ-1 (ныне — РКЦ «Прогресс») под руководством С.П. Королева и Д.И. Козлова во исполнение Постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 марта 1961 года № 258–110сс. Была предназначена для вывода на круговую орбиту маневрирующих ИСЗ, созданных в ОКБ-52 (ныне — НПО машиностроения) под руководством В.Н. Челомея по программе создания противоспутниковых систем.

РН разрабатывалась на базе МБР Р-7А (8К74) [подробное описание МБР Р-7А будет приведено во втором разделе настоящего справочника] путем создания принципиально новой по конструкции и виду головной части. Техническим нововведением был факт использования дистанционного шнура вокруг корпуса для сброса головной части.

Испытательные работы по отработке процессов отделения объекта (истребитель спутников) от 2-й ступени носителя проводились на летно-испытательной доводочной базе в Жуковском.

РН «Полет» использовалась дважды для вывода на околоземную орбиту прототипов «истребителей спутников», которые в официальных сообщениях были названы «маневрирующими спутниками».

К семейству РН Р-7 принадлежит и РН **«Молния»** (8К78) — четырехступенчатая ракета-носитель легкого класса. Спроектирована в ОКБ-1 в 1959–

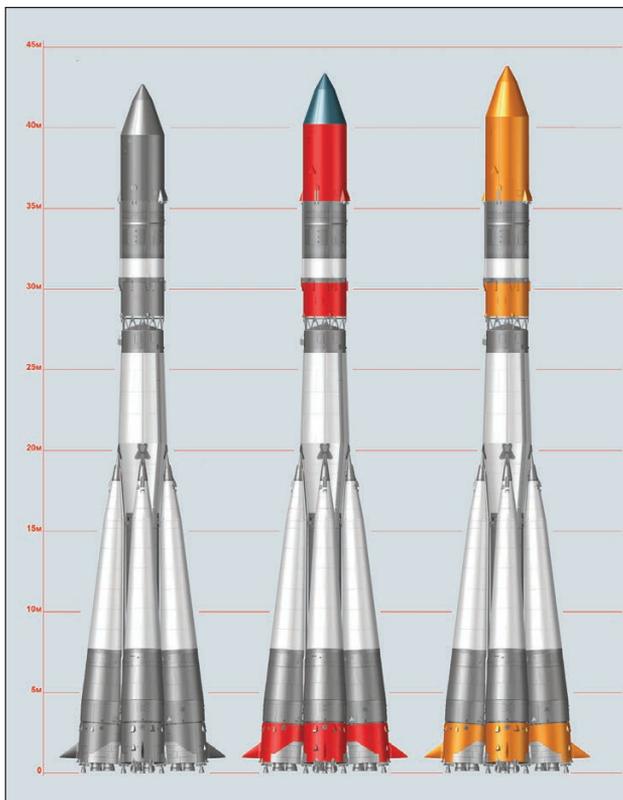


РН «Молния-М» перед стартом на космодроме Плесецк

1960-х гг. под руководством С.П. Королева. Изготавливалась в Куйбышевском филиале № 3 ОКБ-1.

Конструкция и двигатель 3-й ступени (блок «И») основаны на конструкции и двигателе 2-й ступени МБР Р-9А (8К75) [подробное описание МБР Р-9А будет приведено во втором разделе настоящего справочника], конструкция 4-й ступени (блок «Л») — на конструкции блока «Е» РН «Луна», однако двигатель был применен принципиально новый, замкнутой схемы и с возможностью запуска в невесомости.

Разрабатывалась для запуска межпланетных аппа-



1. РН «Молния» (8К78), использовавшаяся для запуска первых АМС серии «Венера».
2. РН «Молния» (8К78), использовавшаяся для запуска АМС «Луна-5...9».
3. РН «Молния» (8К78), использовавшаяся для запуска ИСЗ серии «Молния»

ратов к Венере и Марсу, затем — для запусков лунных аппаратов серий Е-6 и Е-6С, для чего система управления была существенно модифицирована, и спутников связи серии «Молния» на высокоэллиптические орбиты.

В январе 1960 года были проведены два испытательных пуска по суборбитальной траектории.

Первый пуск РН «Молния» в орбитальном варианте состоялся 10 октября 1960 года и закончился аварией.

Всего состоялось 40 запусков, из которых девять пусков были аварийными, а еще 11 — частично успешными (космический аппарат был выведен на околоземную орбиту, но на межпланетную траекторию его перевести не удалось).

В последний раз РН «Молния» использовалась 22 октября 1967 года для запуска спутника связи «Молния-1...7».

Все пуски РН «Молния» были произведены с космодрома Байконур.

Впоследствии был создан носитель **«Молния-М»** (8К78М) — вариант РН «Молния» с модернизированными двигателями 1-й и 2-й ступеней.

РН «Молния-М» использовалась в различных вариантах 4-й ступени (блок «Л») в зависимости от назначения полезной нагрузки:

- «Л» — для запуска к Луне станций «Луна-7» — «Луна-14»;
- «МЛ» — для запуска спутников связи серии «Молния»;
- «ВЛ» — для запуска к Венере станций «Венера-4» — «Венера-6»;
- «МВЛ» — для запуска к Венере станций «Венера-7» — «Венера-9а»;
- «2БЛ» — для запуска спутников системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН) серии «Око», а также в трех случаях для вывода на орбиту космических аппаратов по международным программам;
- «СО-Л» — для запуска автоматических станций серии «Прогноз».

Первый пуск РН «Молния-М» состоялся 4 октября 1965 года — на траекторию полета к Луне была выведена автоматическая межпланетная станция «Луна-7».

Всего было осуществлено 280 пусков РН «Молния-М». Из этого числа два старта были аварийными, а 12 — частично успешными (не удалось обеспечить перевод полезной нагрузки на межпланетную траекторию или полезная нагрузка выводилась на нерасчетную околоземную орбиту).

Основные ТТХ РН «Молния», «Молния-М»

- Количество ступеней — 4
- Длина (с головным обтекателем), м — 43,44
- Диаметр, м — 10,3
- Стартовая масса, т — 305

1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д)

- Маршевый двигатель — РД-107ММ (8Д728)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, кН — 821 / 1000
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, Н·с/кг — 2520 / 3080
- Время работы, с — 140
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

2-я ступень (блок А)

- Маршевый двигатель — РД-108ММ (8Д727К)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, кН — 779 / 997
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, Н·с/кг — 2430 / 3090
- Время работы, с — 290
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

3-я ступень (блок И)

- Маршевый двигатель — РД-0107 (8Д715К)
- Тяга в пустоте, кН — 30,38
- Удельный импульс, Н·с/кг — 326
- Время работы, с — 250
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин

4-я ступень (блок Л)

- Маршевый двигатель — С1-5400 (11ДЭЗ)
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин

Последний пуск РН «Молния-М» состоялся 30 сентября 2010 года. К настоящему времени носитель снят с вооружения.

Следующим шагом по совершенствованию ракет-носителей семейства Р-7 можно считать трехступенчатую РН «Восход» (11К57), разработанную в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева.

В качестве 1-й и 2-й ступеней использовалась штатная МБР Р-7А (8К74) (без головной части и системы радиоуправления полетом). Третьей ступенью вместо блока «Е» являлся вновь созданный значительно более мощный блок «И».

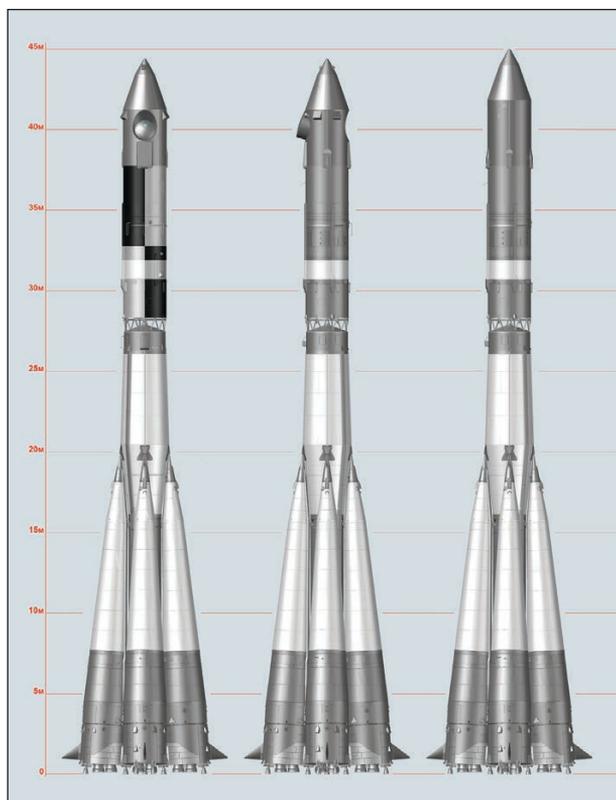
Блок «И» был разработан на основе конструкции 2-й ступени МБР Р-9 (8К75) [подробное описание МБР Р-9 будет приведено во втором разделе настоящего справочника].

С помощью РН «Восход» на околоземную орбиту выводились разведывательные спутники и пилотируемые корабли серии «Восход».

Первый пуск РН «Восход» был произведен 16 ноября 1963 года и был успешным — на околоземную орбиту был выведен разведывательный спутник «Космос-22».

В общей сложности было произведено 367 запусков РН «Восход». Из этого числа 13 пусков были аварийными.

В последний раз РН «Восход» использовалась 29 сентября 1976 года для запуска разведывательного спутника «Космос-835».



1. РН «Восход» (11К57), использовавшаяся для запуска КК «Восход». 2. РН «Восход» (11К57), использовавшаяся для запуска КК «Восход-2». 3. РН «Восход» (11К57), использовавшаяся для запуска ИСЗ серии «Зенит»

Основные ТТХ РН «Восход»

- Количество ступеней — 3
- Длина (с головным обтекателем), м — 44,628
- Диаметр, м — 10,3
- Стартовая масса, т — 298,4

1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д)

- Маршевый двигатель — РД-107 (8Д74)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 82,1 / 100
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 252 / 308
- Время работы, с — 140
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

2-я ступень (блок А)

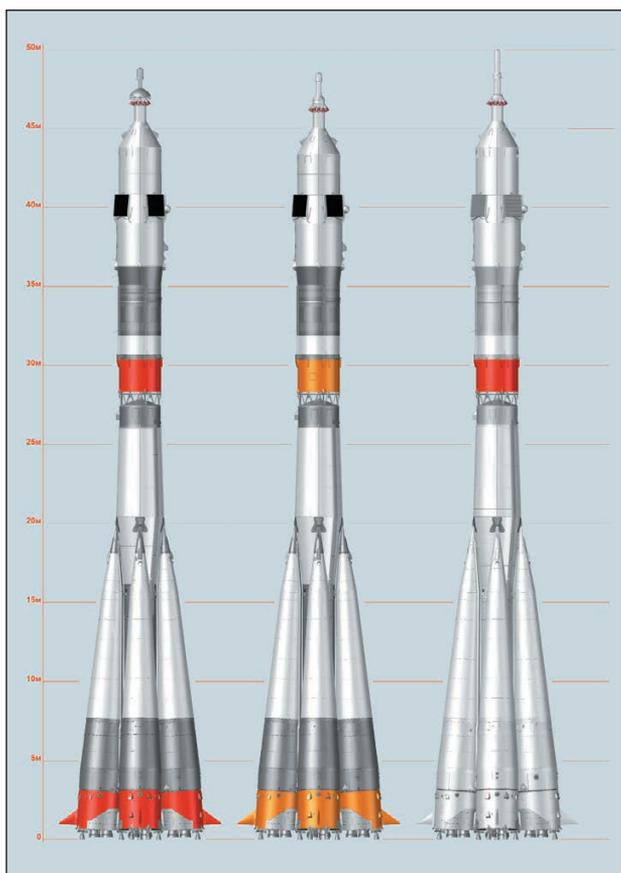
- Маршевый двигатель — РД-108 (8Д75)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 77,9 / 99,7
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 243 / 309

- Время работы, с — 290
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

3-я ступень (блок И)

- Маршевый двигатель — РД-0108 (8Д715П)
- Тяга в пустоте, тс — 30
- Удельный импульс, с — 320
- Время работы, с — 250
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин

РН «Восход» послужила основой для создания РН «Союз» (11А511), предназначенной для запусков пилотируемых космических кораблей одноименной серии. Основным изменением подвергся блок 3-й ступени, которой был модернизирован с целью дальнейшего повышения энергетических характеристик ракеты-носителя.



1. РН «Союз» (11А511), использовавшаяся для запуска КК «Союз-1...11». 2. РН «Союз» (11А511), использовавшаяся для запуска КК «Союз-12...15, 17, 18, 21, 23». 3. РН «Союз» (11А511), использовавшаяся для запусков по программе ЭПАС

Разработка данной модификации началась в середине 1963 года. К тому времени в ОКБ-1 уже велась разработка пилотируемого комплекса «Союз» 7К-9К-11К, предназначавшегося, среди прочего, и для облета Луны. Согласно первоначальным исходным данным (конец 1962-го — начало 1963 года), масса корабля «Союз» на орбите должна была составить 5,8 тонны.

Сначала предполагалось, что эти корабли будут запускаться с помощью унифицированного варианта РН «Восход». Однако к середине 1963 года, когда в ходе разработки проектная масса корабля превысила 6 тонн, а масса головного обтекателя с двигателями системы аварийного спасения (САС) приблизилась к 2 тоннам, стало ясно, что РН «Восход» не сможет вывести его на расчетную орбиту. Начался поиск путей модернизации этого носителя с целью увеличения грузоподъемности.

Модернизация ступеней велась филиалом № 3 ОКБ-1, а головным блоком занимались непосредственно ОКБ-1 и филиал № 3.

Внешний вид ступеней практически не изменился, но они были существенно модернизированы:

- облегчена бортовая кабельная сеть систем управления и телеметрии;
- телеметрическая система на боковом и центральном блоках заменена новой системой, установленной на блоке «А»;
- снижено наклонение орбиты выводимого космического корабля к плоскости экватора с 64,8 до 51,5°;
- повышена прочность некоторых силовых элементов 1-й ступени, так как при новой циклограмме их отделение предусматривалось при повышенном скоростном напоре;
- из-за разброса параметров двигателя РД-108 для блока «А» подбирались индивидуально (удельная тяга — не менее 252 секунд на уровне моря);
- уменьшена длина блока «И», облегчена его кабельная сеть;
- модернизирована система управления 3-й ступени.

Самым существенным отличием РН «Союз» от предыдущих носителей семейства Р-7, предназначенных для пилотируемых полетов, стала разработанная ОКБ-1 САС нового типа. САС «взводилась» за 15 минут до старта ракеты-носителя и обеспечивала спасение экипажа в случае аварии ракеты как на стартовой площадке, так и на любом участке полета.

На створках головного обтекателя РН «Союз» были установлены твердотопливные ракетные двигатели

(РДТТ) разделения, уводящие отделяемый головной блок с экипажем, на участке между отделением двигательной установки САС и сбросом головного обтекателя. На вершине модуля был расположен небольшой двигатель для увода в сторону головного обтекателя после срабатывания основного твердотопливного двигателя отделения.

Твердотопливная двигательная установка САС представляла собой два многосопловых блока твердотопливных двигателей (для разделения и увода отделяемого головного блока) и четыре небольших управляющих РДТТ.

Корабль соединялся с головным обтекателем тремя опорами, которые окружали спускаемый аппарат и «упирались» в нижний шпангоут бытового отсека. На этом шпангоуте спускаемый аппарат как бы «висел».

Усилие от ДУ САС на спускаемый аппарат (СА) передавались через два силовых пояса (верхний и нижний) и специальный ложемент, в который был установлен спускаемый аппарат. Также существовало дополнительное крепление в верхней части головного блока, фиксирующее орбитальный отсек.

Основные ТТХ САС РН «Союз»

- Длина, м — 19,825
- Максимальный диаметр, м — 3
- Масса с полезным грузом («Союз 7К-ОК»), т — 8,51
- Масса полезного груза «Союз 7К-ОК», т — 6,56
- Время сброса двигательных установок САС, с — Т+157
- Время сброса головного обтекателя, с — Т+161
- Масса САС, т — 1,95
- Удельный импульс, с — 32
- Время работы, с — 250
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин

Первый пуск РН «Союз» состоялся 28 ноября 1966 года. На околоземную орбиту был выведен космический корабль «Союз 7К-ОК» № 2, получивший официальное наименование «Космос-133».

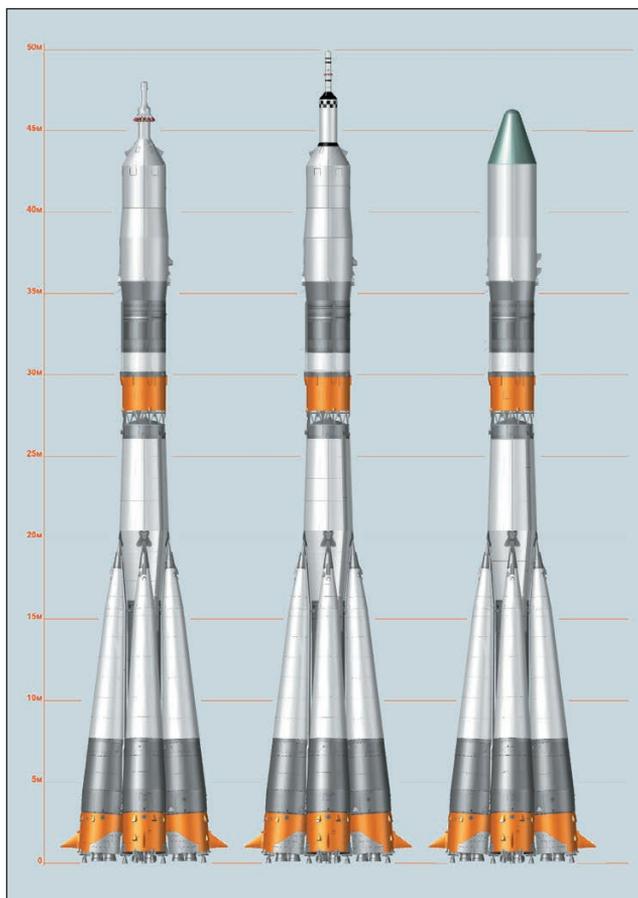
Следующая попытка запуска была предпринята 14 декабря 1966 года, но была неудачной — носитель взорвался во время предстартовой подготовки.



Старт РН «Союз-ФГ» с космодрома Байконур



РН «Союз-2» на стартовом столе. Фото ГНПЦ «Прогресс»



Всего был осуществлен 31 пуск РН «Союз». Из этого числа лишь один старт закончился аварией — 5 апреля 1975 года неудачей завершилось выведение на орбиту пилотируемого космического корабля «Союз-18-1».

Последний пуск РН «Союз» состоялся 14 октября 1976 года, когда на орбиту был выведен пилотируемый корабль «Союз-23».

На базе РН «Союз» были разработаны две модификации: «Союз-Л» (11А511Л) и «Союз-М» (11А511М), а впоследствии РН стала основой для ракеты-носителя «Союз-У».

РН «Союз-Л» была разработана для проведения отработки лунной кабины (объект «Т 2К») ракетно-космического комплекса Н1-Л3. Данная модификация отличалась необычной надкалиберной формой головного обтекателя.

В 1970–1971 годах с космодрома Байконур было выполнено три пуска РН «Союз-Л» с космическими аппаратами «Космос-379», «Космос-398» и «Космос-434». Все пуски успешные.

Для вывода на орбиту военно-исследовательского корабля «Союз 7К-ВИ», над разработкой которого в середине 1960-х годов трудились коллективы филиала № 3 и завода «Прогресс», была разработана модификация РН «Союз-М».

После закрытия программ по военным модификациям корабля «Союз» изготовленные на тот момент ракеты-носители были переоборудованы под возможность запуска разведывательных спутников типа «Зенит-4МТ» (11Ф629), разработки все того же «ЦСКБ-Прогресс».

В 1971–1976 годах с космодрома Плесецк с помощью РН «Союз-М» были успешно запущены восемь космических аппаратов специального назначения.

РН «Союз» послужила основой и для разработки

1. РН «Союз-У» (11А511У), использовавшаяся для запуска КК серии «Союз» и «Союз Т». 2. РН «Союз-У» (11А511Н), использовавшаяся для испытаний катапультируемых кресел МТКК «Буран». 3. РН «Союз-У» (11А511У), использовавшаяся для запуска КК серии «Прогресс». Изображение РН «Союз-У», использовавшейся для испытаний катапультируемых кресел МТКК «Буран», публикуется впервые



Транспортировка РН «Союз-ФГ» на космодроме Байконур. Фото А. Железнякова

еще одной модификации ракет семейства Р-7 — РН «Союз-У» (11А511У). Она предназначалась для выведения на околоземную орбиту пилотируемых и грузовых космических кораблей типа «Союз», беспилотных транспортных кораблей типа «Прогресс», космических аппаратов серии «Космос», «Ресурс-Ф», «Фотон», «Бион», а также ряда зарубежных космических аппаратов. Основное отличие ракеты-носителя «Союз-У» от базовой модели заключалось в применении двигателей 1-й и 2-й ступеней с повышенными энергетическими характеристиками.

РН «Союз-У», вместе с ее более поздними модификациями «Союз-У-ПВБ» (11А511У-ПВБ, пожаровзрывобезопасная), «Союз-У/50КС» (11А511У/50КС, с разгонным блоком «Икар»), «Союз-У/РФБ» (11А511У/РФБ, с разгонным блоком «Фрегат»), «Союз-У2» (11А511У-2, с использованием синтетического горючего «циклин» на 2-й ступени) и «Союз-ФГ» (11А511У-ФГ, с усовершенствованными форсуночными головками на двигателе 2-й ступени), является самой массовой из всех модификаций РН, созданных на базе МБР Р-7 и Р-7А.

РН «Союз-У» повторяет конструктивно-компоновочную схему всех «семерок», 1-я и 2-я ступени соединены параллельно в «пакет».

Основные ТТХ РН «Союз»

- Количество ступеней — 3
- Длина (с головным обтекателем), м — 44,43
- Диаметр, м — 10,3
- Стартовая масса, т — 304,7

1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д)

- Длина, м — 19,825
- Максимальный диаметр баков, м — 2,68
- Маршевый двигатель — РД-107 (11Д512)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 83,7 / 101,9
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 252 / 308
- Время работы, с — 118
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

2-я ступень (блок А)

- Длина, м — 27,765
- Максимальный диаметр, м — 2,95
- Маршевый двигатель — РД-108 (11Д511)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 79,4 / 99,7
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 243 / 309

- Время работы, с — 290
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

3-я ступень (блок И)

- Длина, м — 6,745
- Диаметр баков, м — 2,66
- Маршевый двигатель — РД-0110 (11Д55)
- Тяга в пустоте, тс — 30,38
- Удельный импульс, с — 320
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин



Установка РН «Союз-ФГ» в стартовое устройство на 1-й площадке космодрома Байконур. Фото А. Железнякова

По состоянию на 1 марта 2015 года было выполнено пусков:

- РН «Союз-У» — 771;
- РН «Союз-У2» — 72;
- РН «Союз-ФГ» — 40;
- РН «Союз-У» с разгонным блоком «Икар» — 6;
- РН «Союз-У» с разгонным блоком «Фрегат» — 4.

В начале XXI века на основе РН «Союз-У» путем глубокой модернизации был разработан еще ряд носителей семейства Р-7. Разработку осуществил ГРЦ «Прогресс». В результате появилось семейство ракето-носителей «Союз-2», позволяющих доставлять на околоземную орбиту полезную нагрузку от 2,8 до 9,2 тонны.

Ракеты предназначены для выведения космических аппаратов на низкие, средние, высокие, солнечно-синхронные, геопереходные и геостационарные орбиты с существующих стартовых комплексов. В том числе предусматривается запуск пилотируемых и грузовых космических кораблей по программе Международной космической станции. После ввода в эксплуатацию «Союз-2» ракеты «Союз-У» и «Союз-ФГ» должны быть заменены на одну универсальную ракету-носитель «Союз-2.1б».

Семейство состоит из нескольких модификаций РН (ранее предполагалось, что это будут последовательные этапы модернизации одной ракеты).

РН «Союз-2.1а» (14А14–1А) создана путем замены двух аналоговых систем управления на единую цифровую российского производства, что позволило значительно повысить точность выведения, устойчивость и управляемость ракеты, кроме того, снизило зависимость от импортных комплектующих при производстве РН. Применение новой системы управления позволило использовать увеличенные головные обтекатели и соответственно увеличить габариты полезной нагрузки.

На этом этапе предусмотрено также использование модернизированных (относительно «Союз-У») двигателей на блоках 1-й и 2-й ступеней. С целью повышения эффективности двигателей применены новые форсуночные головки, обеспечивающие более эффективное смесеобразование, что приводит к увеличению выводимой полезной нагрузки (на низкую орбиту) примерно на 300 килограммов.

Конструкция 3-й ступени рассчитана на применение обоих типов двигателей, как РД-0110, использовавшийся как на предыдущих модификациях, так и на РД-0124.

Данная модификация может применяться как самостоятельно, так и с использованием разгонного блока «Фрегат».

Первый пуск РН «Союз-2.1а» состоялся 8 ноября 2004 года с космодрома Плесецк по суборбитальной траектории. Первый орбитальный пуск был выполнен 18 октября 2006 года с космодрома Байконур.

По состоянию на 1 марта 2015 года осуществлены пуски 12 носителей.

В РН «Союз-2.1б» (14А14–1Б), по сравнению с вариантом «Союз-2.1а», в качестве двигателя 3-й ступени используется РД-0124 разработки КБ Химавтоматики с повышенным удельным импульсом до 359 секунд и улучшенной управляемостью за счет возможности изменения вектора тяги основных камер вместо применения малоэффективных рулевых сопел на затурбинном («мятом») газе. Применение другого типа горючего (керосин РГ-1 вместо керосина Т-1) привело к изменению соотношения объемов заправляемых компонентов и, как следствие, к переработке конструкции блока «И».

Данная модификация может применяться как самостоятельно, так и с использованием разгонного блока «Фрегат».

РН «Союз-2.1б» проще (содержит меньше элементов), чем «Союз-2.1а», и способна заменить ее во всех вариантах применения.

Первый пуск РН «Союз-2.1б» состоялся 27 декабря 2006 года с космодрома Байконур.

По состоянию на 1 марта 2015 года осуществлены 11 пусков.

Для обеспечения коммерческих запусков с космодрома Куру в Южной Америке на базе ракеты-носителя «Союз-2.1а» была создана модифицированная ракета-носитель «Союз-СТ-А» (372РН21-А). Основные отличия ракеты от базового варианта — доработка системы управления под прием телекоманд с земли на прекращение полета, доработка телеметрии под европейские наземные станции приема телеметрической информации и доработка под среду эксплуатации (высокая влажность, морская перевозка и др.).

Основные отличия между «Союз-СТ-А» и «Союз-2.1а» лежат в технологии подготовки и запуска ракет из Куру относительно применяемых в Плесецке и Байконуре.

Первый запуск «Союз-СТ-А» состоялся 17 декабря 2011 года.

По состоянию на 1 марта 2015 года выполнены три пуска РН «Союз-СТ-А». Все они были успешными.



РН «Союз-У» (11А511У), использовавшаяся для запуска КК «Союз-16, 19, 20, 22, 24...40»



Вывоз РН «Союз-2» на стартовую позицию.
Фото Роскосмоса



Старт РН «Союз-2». Фото Роскосмоса

Вариант РН **«Союз-СТ-Б»** (372РН21-Б) для запуска с космодрома Куру создан на базе «Союз-2.1б», отличия аналогичны отличиям между «Союз-СТ-А» и «Союз-2.1а».

Первый запуск «Союз-СТБ» был произведен с космодрома Куру 21 октября 2011 года.

По состоянию на 1 марта 2015 года выполнены семь пусков.

Еще одним представителем семейства «Союз-2» является ракета-носитель легкого класса **«Союз-2.1в»** (14А15). Она позволяет выводить на круговую орбиту высотой 200 километров полезную нагрузку порядка 2,8 тонны.

По сравнению с вариантом «Союз-2.1б» в качестве двигателя центрального блока используется жидкостный ракетный двигатель закрытого цикла НК-33-1 разработки СНТК им. Н.Д. Кузнецова, обладающий более чем вдвое большей тягой, по сравнению с используемым на «Союз-2.1а» и «Союз-2.1б» РД-108А.

Проект был доработан в плане использования в качестве маршевого двигателя 1-й ступени двигателя НК-33-1 без форсирования, установки узла качания и рулевых машин.

Основные ТТХ РН «Союз-2.1в»

- Количество ступеней — 2
- Длина (с головным обтекателем), м — 44
- Диаметр, м — 3
- Стартовая масса, т — 157–160
- Выводимая полезная нагрузка, т — до 2,8

1-я ступень (блок А)

- Маршевый двигатель — НК-33-1
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 180 / 200
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 296 / 330
- Время работы, с — 210
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин Т-1

2-я ступень (блок И)

- Маршевый двигатель — РД-0124
- Тяга в пустоте, тс — 30
- Удельный импульс, с — 359
- Время работы, с — 300
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин РГ-1

После исчерпания запасов двигателей НК-33-1 (возобновление их производства не планируется) на носитель будет устанавливаться двигатель на основе РД-191. В качестве рулевого двигателя будет использована специальная версия двигателя РД-0110 с 3-й ступени РН «Союз», при этом 4 камеры РД-0110Р (Р – «рулевой») будут расположены вокруг двигателя центрального блока.

Данная модификация использует унифицированные с остальными вариантами ракет-носителей «Союз-2» стартовый комплекс и систему управления.

РН «Союз-2.1в» может использоваться с блоком выведения «Волга», разрабатываемым РКЦ «Прогресс». Блок имеет двигательную установку на компонентах НДМГ/АТ, развивающую тягу 0,3 тс и обеспечивающую удельный импульс 307 секунд.

Первый и пока единственный пуск РН состоялся с космодрома Плесецк 28 декабря 2013 года и был успешным.

Предполагается дальнейшая модернизация ракет-носителей «Союз-2» и создание на их основе новых носителей семейства Р-7.

Ракеты-носители семейства «Протон»

«Протон» — семейство ракет-носителей тяжелого класса, предназначенных для выведения автоматических космических аппаратов на околоземную орбиту и в глубокий космос.

Разработка ракет данного семейства началась в 1961 году и явилась результатом заинтересованности руководства нашей страны в появлении ракет, способных выводить в космос большую полезную нагрузку военного назначения, а также нести боеголовку в несколько десятков мегатонн в тротиловом эквиваленте.

Проектирование первой ракеты данного семейства — **УР-500** (8К82) — было начато в соответствии с постановлениями ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 29 апреля 1962 года в ОКБ-23 (в настоящее время КБ «Салют» в составе ГКНПЦ им. М. В. Хруничева), вошедшем в 1960 году в состав ОКБ-52 как филиал № 1.

Главным конструктором УР-500 был назначен П. А. Ивенсен, которого в 1962 году сменил Ю. Н. Труфанов, а затем Д. А. Полухин.

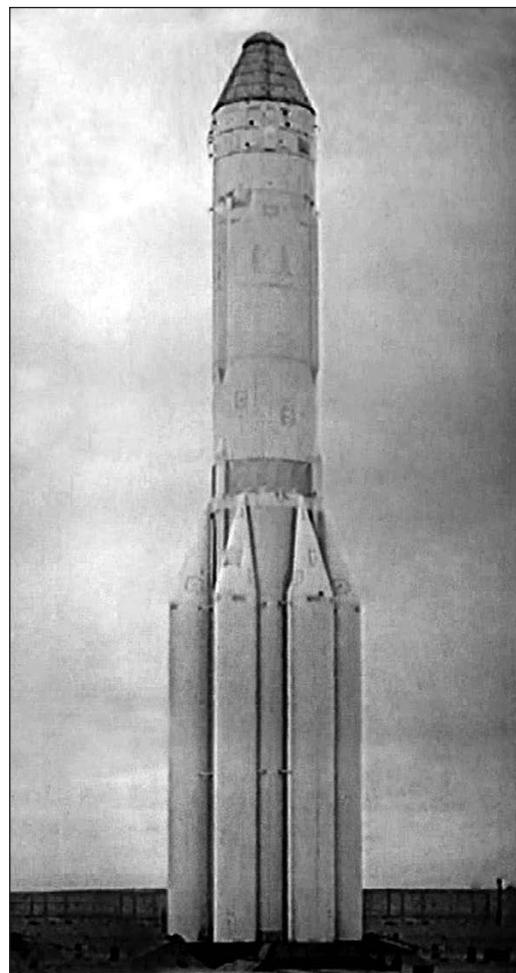
На разработку ракеты отводилось три года.

По первоначальному проекту УР-500 представляла собой четыре параллельно соединенные двухступенчатые МБР УР-200 [подробное описание МБР УР-200 будет приведено во втором разделе настоящего справочника] с 3-й ступенью, изготовленной на базе модифицированной 2-й ступени УР-200. После тщательной проработки этого варианта оказалось, что такая конструкция ракеты не позволяет достичь желаемой грузоподъемности. Проведя углубленную проработку концепции ракеты, ОКБ-23 начало разработку УР-500 по трехступенчатой схеме с последовательным («тандемным») расположением ступеней. Тем не менее, как и предполагалось на начальном этапе, в качестве верхних ступеней было решено применить модифицированный вариант УР-200.

Ракета разрабатывалась как в боевых вариантах: глобальной орбитальной и МБР с дальностью стрельбы до 12 тысяч километров для поражения сверхмощной термоядерной головной частью (до 150 мегатонн) особо важных целей в любой точке планеты, так и в варианте ракеты-носителя тяжелых спутников.

Разработка велась с возможностью транспортировки ракеты в разобранном виде на космодром Байконур железнодорожным транспортом.

Первая ступень состоит из центрального и шести боковых блоков, расположенных симметрично вокруг центрального. Центральный блок включает в себя переходный отсек, бак окислителя и хвостовой отсек, в то

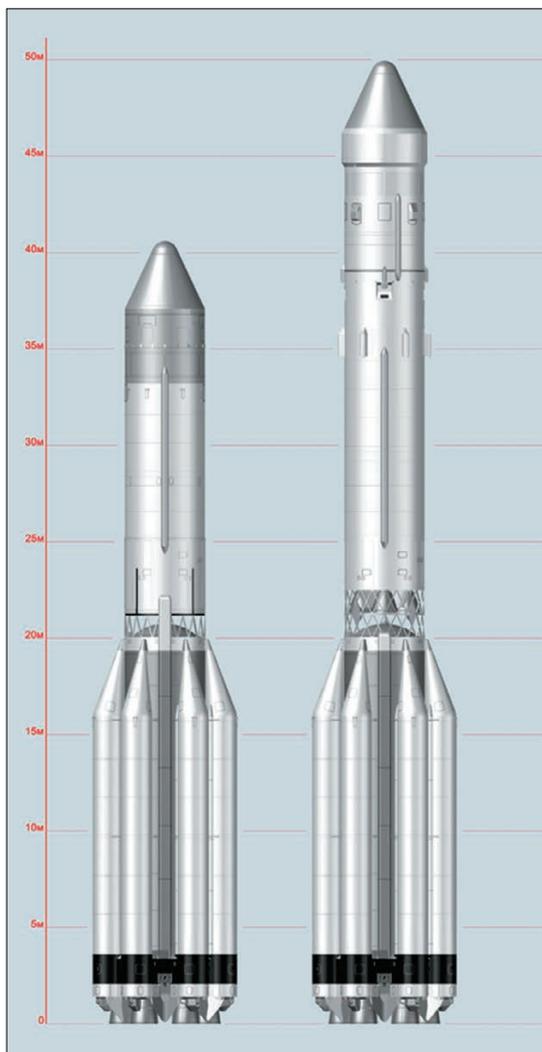


РН УР-500 («Протон») перед стартом

время как каждый из боковых блоков ускорителя 1-й ступени состоит из переднего отсека, бака горючего и хвостового отсека, в котором закреплен двигатель. Таким образом, двигательная установка 1-й ступени состоит из шести автономных маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) РД-253. Двигатели имеют турбонасосную систему подачи топлива с дожиганием генераторного газа. Запуск двигателя осуществляется путем прорыва пиромембран на входе в двигатель.

Двигатели 1-й ступени, ЖРД РД-253, были разработаны в ОКБ-456 под руководством В. П. Глушко. Этот двигатель был отвергнут С. П. Королевым для использования в ракете Н-1 из-за токсичности компонентов его топлива и недостаточного удельного импульса. Было решено, что после некоторой переделки РД-253 будет использован на 1-й ступени УР-500.

Вторая ступень имеет цилиндрическую форму и состоит из переходного, топливного и хвостового от-



1. РН «Протон» (8К82), использовавшаяся для запуска ИСЗ «Протон-1, 2, 3». 2. РН «Протон» (8К82), использовавшаяся для запуска ИСЗ «Протон-4». 2. РН «Союз» (11А511), использовавшаяся для запуска КК серии «Союз Т».

секов. Двигательная установка 2-й ступени включает в себя четыре автономных маршевых ЖРД конструкции С. А. Косберга: три РД-0210 и один — РД-0211. Двигатель РД-0211 является доработкой двигателя РД-0210 для обеспечения наддува топливного бака. Каждый из двигателей может отклоняться на угол до $3^{\circ}15'$ в тангенциальных направлениях. Двигатели 2-й ступени также имеют турбонасосную систему подачи топлива и выполнены по схеме с дожиганием генераторного газа. Общая тяга двигательной установки 2-й ступени составляет 2352 кН в пустоте. Двигатели 2-й ступени запускаются раньше начала выключения

маршевых ЖРД 1-й ступени, что обеспечивает «горячий» принцип разделения ступеней. Как только тяга двигателей 2-й ступени превышает остаточную тягу ЖРД 1-й ступени, происходит подрыв пироболтов, соединяющих фермы ступеней, ступени расходятся, а продукты сгорания из камер ЖРД 2-й ступени, воздействуя на тепловой экран, тормозят и отталкивают 1-ю ступень.

Разработка ракеты горячо поддерживалась тогдашним первым секретарем ЦК КПСС и председателем Совета Министров СССР Н. С. Хрущевым. После его отставки было принято решение о прекращении работ по ракете УР-200. Так как УР-500 включала в себя вариант УР-200, такая же участь грозила и ей. Только благодаря твердой позиции академика М. В. Келдыша было решено использовать УР-500 как тяжелый космический носитель, отказавшись от ее боевого применения.

Первый пуск новой двухступенчатой РН УР-500 состоялся 16 июля 1965 года. На околоземную орбиту был выведен 12-тонный спутник Н-4 № 1, получивший открытое наименование «Протон-1». Всего в 1965–1966 годах было выполнено четыре запуска спутников серии «Протон». По названию полезной нагрузки получила свое имя и ракета-носитель.

В июле 1965 года началась разработка трехступенчатого варианта ракеты — УР-500К (8К82К, «Протон-К»). Новый носитель был также разработан в филиале № 1 ОКБ-52. РН «Протон-К» должна была использоваться для вывода на отлетную траекторию космических аппаратов для облета Луны. Согласно этому проекту (УР-500К-Л-1), двухсекционный корабль 7К-Л 1 выводился на отлетную траекторию для полета к Луне, совершал облет Луны и возвращался к Земле. Полеты были запланированы сначала в беспилотном, а затем в пилотируемом варианте.

В начальном варианте РН «Протон-К» унаследовала 1-ю ступень РН УР-500. Позже, в начале 1990-х годов XX века, тяга двигателей 1-й ступени РД-253 была увеличена на 7,7%, и новый вариант двигателя получил название РД-275.

Вторая ступень РН «Протон-К» была разработана на базе 2-й ступени РН УР-500. Для увеличения массы полезной нагрузки на орбите были увеличены объемы топливных баков и изменена конструкция ферменного переходного отсека, соединяющего ее с 1-й ступенью.

Третья ступень РН «Протон-К» имеет цилиндрическую форму и состоит из приборного, топливного и хвостового отсеков. Как и 2-я ступень, 3-я ступень РН «Протон-К» также была разработана на базе 2-й ступени РН УР-500. Для этого исходный вариант 2-й ступени РН УР-500 был укорочен и на ней был установлен



РН «Протон-М» в монтажно-испытательном корпусе. Фото Alex Lane

один маршевый ЖРД вместо четырех. Поэтому маршевый двигатель РД-0212 (конструкции С. А. Косберга) по устройству и работе аналогичен двигателю РД-0210 2-й ступени и является его модификацией.

Для выведения полезной нагрузки на высокие, переходные к геостационарным, геостационарные и отлетные орбиты используется дополнительная ступень, называемая разгонным блоком (РБ). Разгонные блоки позволяют осуществлять многократные включения своего маршевого двигателя и ориентацию в пространстве для достижения заданной орбиты. Первые разгонные блоки для РН «Протон-К» были сделаны на базе ракетного блока «Д» «носителя «Н-1» (его 5-й ступени). Разработка блока «Д» велась в ОКБ-1.

На базе блока «Д» был создан разгонный блок «ДМ» и его модификации, которые применялись при пусках РН «Протон-К». Тип блока зависел от запускаемой полезной нагрузки.

Первый пуск трехступенчатой ракеты «Протон-К» был произведен 10 марта 1967 года с блоком «Д» и кораблем 7К-Л 1П, прототипом будущего лунного корабля 7К-Л 1. Эта дата считается днем рождения РН «Протон-К».

На первом этапе летной «карьеры» носителя было довольно много аварий. В результате РН «Протон-К» была принята на вооружение только в 1978 году, после 61-го пуска.



Транспортировка РН «Протон-М» на космодроме Байконур. Фото Alex Lane

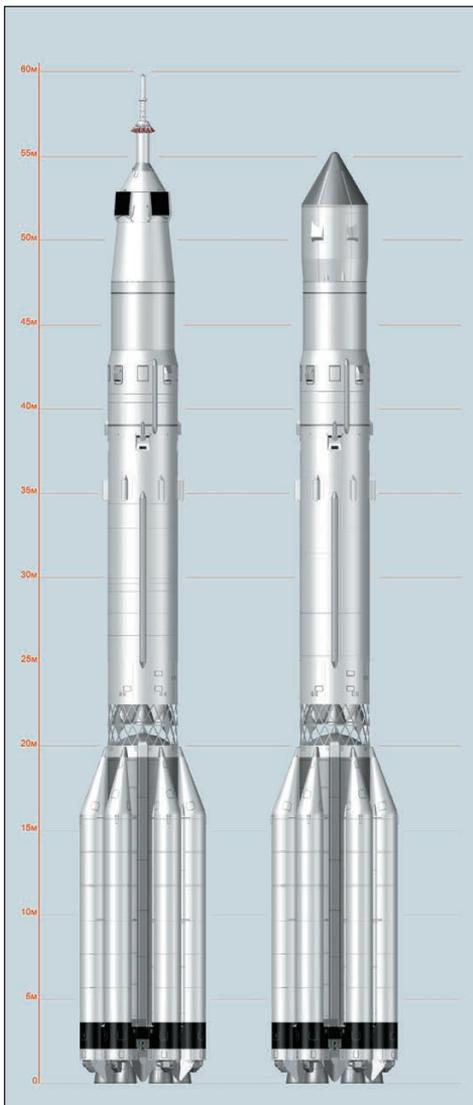
РН «Протон-К» эксплуатировался почти 40 лет. С его помощью на околоземную орбиту доставлялись орбитальные станции, телекоммуникационные и навигационные спутники, а на отлетные траектории — межпланетные станции и космические корабли. В зависимости от модификации ракета была способна вывести до 21 тонны полезной нагрузки на орбиту высотой 200 километров и до 2,6 тонны на геостационарную орбиту.

В общей сложности состоялось 310 пусков данного носителя.

Последний пуск РН «Протон-К» состоялся 30 марта 2012 года.

В настоящее время производство РН «Протона-К» прекращено.

В 1990-х годах были начаты работы над современной модификацией РН «Протон-К», получившей наименование **«Протон-М» (8К82КМ)**. Этот вариант отличается от своей предшественницы повышенной экологичностью, цифровой системой управления и новым разгонным блоком «Бриз-М», что позволило заметно увеличить полезную на-



1. РН «Протон-К» (8К82К), использовавшаяся для запуска КК серии «Зонд».
2. РН «Протон-К» (8К82К), использовавшаяся для запуска АМС

грузку при выведении на геопереходную и геостационарную орбиты.

С использованием новой системы управления на РН «Протон-М» удалось достигнуть следующих улучшений:

- более полная выработка бортового запаса топлива, что увеличивает массу полезной нагрузки на орбите и уменьшает остатки вредных компонентов в местах падения отработавших первых ступеней РН;
- сокращение размеров полей, отводимых для падения отработавших первых ступеней РН;
- возможность пространственного маневра на активном участке полета расширяет диапазон возможных наклонений опорных орбит;
- упрощение конструкции и увеличение надежности многих систем, чьи функции теперь выполняет БЦВК;
- возможность установки головных обтекателей больших размеров (до 5 м в диаметре), что позволяет более чем вдвое увеличить объем для размещения полезного груза и использовать на РН «Протон-М» ряд перспективных разгонных блоков;
- быстрое изменение полетного задания.

Первый старт РН «Протон-М» был осуществлен 7 апреля 2001 года.

Начиная с 2001 года РН и РБ прошли три этапа модернизации (Фаза I, Фаза II и Фаза III), целью которых было облегчение конструкции различных блоков ракеты и разгонного блока, увеличение мощности двигателей 1-й ступени РН (замена РД-275 на РД-276), а также другие усовершенствования. Благодаря этому максимальная масса выводимого груза, которую «Протон-М» с блоком «Бриз-М» могут доставить на геопереходную орбиту, увеличилась на 650 кг (с 5500 до 6150 кг).

По состоянию на 1 марта 2015 года выполнен пуск 88 РН «Протон-М».

Основные ТТХ РН «Протон-М» (Фаза III)

- Количество ступеней — 3–4
- Длина (с головным обтекателем), м — 58,2
- Стартовая масса, т — 705

1-я ступень

- Длина, м — 21,18
- Максимальный диаметр баков, м — 7,4
- Маршевый двигатель — 6 × РД-276

- Тяга на уровне моря, тс — 1002
- Удельный импульс на уровне моря, с — 288
- Время работы, с — 121
- Окислитель — АТ
- Горючее — НДМГ

2-я ступень

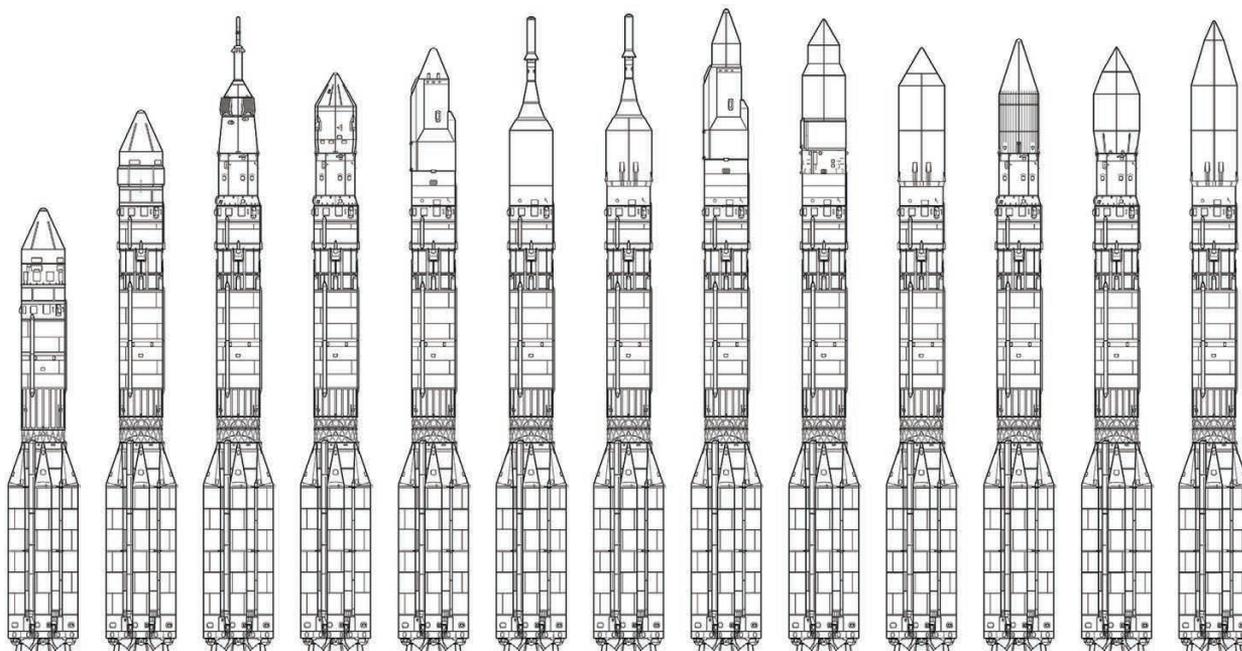
- Длина, м — 17,05
- Максимальный диаметр, м — 4,1
- Маршевый двигатель — 3 × РД-0210 + РД-0211
- Тяга на уровне моря, тс — 240
- Удельный импульс на уровне моря, с — 320
- Время работы, с — 215

- Окислитель — АТ
- Горючее — НДМГ

3-я ступень

- Маршевый двигатель — РД-0213
- Тяга в пустоте, тс — 58,3
- Удельный импульс, с — 325
- Время работы, с — 239
- Окислитель — АТ
- Горючее — НДМГ

Планируется, что после 2025 года РН «Протон-М» будут заменены на ракеты семейства «Ангара».



1. РН «Протон», использовавшаяся для запуска ИСЗ «Протон-1, 2, 3».
2. РН «Протон», использовавшаяся для запуска ИСЗ «Протон-4».
3. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска КК серии «Зонд».
4. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска АМС серий «Луна», «Венера», «Марс», «Вега».
5. РН «Протон-К», использовавшая для запуска ОС типа «Алмаз».
6. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска ВА «Алмаз».
7. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска ТКС «Алмаз».
8. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска ОС «Салют-1».
9. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска ОС «Салют-4, 6, 7» и «Мир».
10. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска модулей ОС «Мир».
11. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска ИСЗ на геостационарную орбиту.
12. РН «Протон-К», использовавшаяся для запуска ИСЗ на геостационарную орбиту с разгонным блоком ДМ.
13. РН «Протон-М», использовавшаяся для запусков ИСЗ на геостационарную орбиту с разгонным блоком «Бриз-М»

Ракеты-носители семейства «Космос»



«Космос» — семейство двухступенчатых одноразовых РН космического назначения легкого класса, предназначенных для выведения ПН до 1500 кг на эллиптические и круговые околоземные орбиты высотой до 1700 км с наклонами плоскости орбиты 66, 74 и 83°. Создавались под руководством главного конструктора М.К. Янгеля в ОКБ-586 на базе БРСД Р-12 [подробное описание БРСД Р-12 будет приведено в третьем разделе настоящего справочника] и Р-14 [подробное описание БРСД Р-14 будет приведено в третьем разделе настоящего справочника].

Было разработано 8 вариантов ракет семейства «Космос»:

- «Космос» (63С1) — РН в составе БРСД Р-12 с установленной на нее 2-й ступенью;
- «Космос-1» (65С3) — РН в составе БРСД Р-14 с установленной на нее 2-й ступенью;
- «Космос-2» (11К63) — модернизированная РН «Космос»;
- «Космос-3» (11К65) — РН на базе РН «Космос-1» с модернизированными двигателями 1-й и 2-й ступеней;
- «Космос-3М» (11К65М) — РН на базе РН «Космос-1» с измененной 2-й ступенью, трехрежимным двигателем и усовершенствованной системой управления;
- К65М-Р — созданный на базе РН «Космос-3М» вариант суборбитальной ракеты для испытаний различных систем в интересах РВСН;
- К65М-РБ — созданный на базе РН «Космос-3М» вариант РН для орбитальных и суборбитальных пусков аппаратов «Бор-4» и «Бор-5»;

РН «Космос-3» (11К65), использовавшаяся для запуска ИСЗ по программе «Интеркосмос» (вверху)

– «Вертикаль» (К65УП) — созданный на базе 1-й ступени РН «Космос-3М» одноступенчатый вариант геофизической ракеты, использовавшейся для запуска высотных космических зондов в рамках программы международного сотрудничества «Интеркосмос».

Проектно-поисковые работы по созданию РН «Космос» (63С1) для запуска КА на базе БРСД Р-12 (8К63) начались в ОКБ-586 в январе — марте 1957 года. К апрелю 1960 года был разработан эскизный проект ракеты-носителя 63С1, а 8 августа того же года было подписано постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 867–362сс «О создании ракеты-носителя 63С1 на базе боевой ракеты Р-12, разработке и запуске 10 малых ИСЗ». В соответствии с этим документом, а также решениями ВПК при Президиуме Совета Министров СССР от 28.12.1960 года № 191 и от 15.09.1961 года № 157 были начаты разработка и изготовление малых КА военного назначения. В НИИ-4 Министерства обороны СССР в 1961 году был выпущен эскизный проект «Разработка и создание комплекса средств изменения и управления для обеспечения лётно-конструкторских испытаний комплекса 63С1, запуска малых искусственных спутников Земли («МС») и комплекса 65С3 на базе изделия 8К65». Для пусков будущей РН на полигоне Капустин Яр была построена экспериментальная шахтная пусковая установка «Маяк-2».

Для обеспечения запусков КА конструкция Р-12 была доработана: введена 2-я ступень, коническая часть топливного отсека базовой ракеты была заменена на цилиндрическую, приборный отсек размещен на ускорителе 2-й ступени, введены также теплозащитный экран, установленный на верхней части корпуса ускорителя 1-й ступени, ферма между 1-й и 2-й ступенями. Вторая ступень была оснащена РД-119 (8Д710) разработки ОКБ-456, который работал на компонентах топлива — жидкий кислород и несимметричный диметилгидразин. В то время это был наиболее совершенный по энергетическим характеристикам двигатель.

В качестве органов управления движением 2-й ступени служили три пары неподвижных рулевых сопел, снабженных газораспределителем с электроприводами. В составе 2-й ступени находился также приборный отсек с системой управления. Кроме того, в ее состав входили: ферма-шасси для установки ПН, КА, цилиндрический головной обтекатель, телеметрическая аппаратура с локальным коммутатором, преобразователями и антенно-фидерным устройством, система энергоснабжения, система сброса головного обтекателя,

элементы узлов отделения КА от блока ускорителя ступени, бортовая кабельная сеть.

Автономная система управления была разработана ОКБ-692.

В сентябре 1961 года разработка РН «Космос» вышла на стадию натурных испытаний. Первый пуск с КА «ДС-1» № 1 был произведен 27 октября 1961 года, но закончился аварией. Произошел отказ одного из приборов системы регулирования скорости вследствие вибраций на шахтном участке полета. В результате 2-я ступень со спутником упала в 385 км от старта. Старт 21 декабря 1961 года с КА «ДС-1» № 2 также был аварийным — через 353,8 сек после старта произошло преждевременное выключение двигателя 2-й ступени вследствие выработки горючего.

Первый успешный пуск РН «Космос» был осуществлен 16 марта 1962 года — ракета № 6ЛК вывела на околоземную орбиту КА «ДС-2» № 1, получивший официальное наименование «Космос-1».

Всего состоялось 37 пусков РН «Космос». Из этого числа 25 стартов были успешными, а 12 — аварийными.

Последний запуск РН «Космос» состоялся 19 декабря 1967 года — на околоземную орбиту был выведен КА «Космос-196» (ДС-У1-Г № 2).

Все старты производились из шахтных пусковых установок с полигона Капустин Яр (пусковая установка «Маяк-2», ШПУ № 1 и № 4 на 86-й площадке полигона).

По итогам успешной эксплуатации РН «Космос» на заседании ВПК при Президиуме Совета Министров СССР 9 июля 1962 года было принято решение поручить Министерству обороны СССР составить технические требования на разработку комплекса 63С1М (11К63) для запусков малых ИСЗ военного назначения (шифр — «Радуга»).

Разработка РН первоначально велась в ОКБ-586, а затем вся конструкторская документация была передана ПО «Полет» (г. Омск), которое в дальнейшем осуществляло авторский надзор за эксплуатацией РН.

РН «Космос-2» представляла собой модернизированный вариант РН «Космос» с теми же основными ТТХ. Основным отличием от предшественницы являлось то, что пуски ракет могли производиться с наземного стартового комплекса 11П863 («Радуга»), разработанного в КБ транспортного машиностроения. Комплекс был развернут на 133-й площадке космодрома Плесецк.

РН «Космос-2» стала первой отечественной массовой РН, изготавливаемой серийно и принятой на вооружение в составе: ракета-носитель, стартовое устрой-

ство и космический аппарат (ДС-П1-Ю). Также ракета в тот момент стала первой и единственной отечественной РН, на которой был реализован «вертикальный» способ сборки ступеней ракеты непосредственно в шахтной пусковой установке.

После принятия РН «Космос-2» на вооружение ее серийное производство было поручено Пермскому машиностроительному заводу № 172.

Первый пуск РН «Космос-2» был произведен 24 мая 1966 года с полигона Капустин Яр (ШПУ № 1 на 86-й площадке полигона). При этом на околоземную орбиту был выведен спутник «Космос-119» (ДС-У2-И № 1).

Первый пуск РН «Космос-2» с наземного комплекса на космодроме Плесецк состоялся 16 марта 1967 года. На околоземную орбиту был выведен спутник «Космос-148» (ДС-П1-И № 2).

Всего состоялось 128 пусков РН «Космос-2». Из этого числа 10 пусков закончились авариями носителя на участке выведения.

В последний раз РН «Космос-2» стартовала с Плесецка 18 июня 1977 года. В тот раз на орбиту был выведен спутник «Космос-919» (ДС-П1-И № 20).

Основные ТТХ РН «Космос-2»

- Количество ступеней — 2
- Длина (с головным обтекателем), м — 30
- Диаметр, м — 1,652
- Стартовая масса, т — 49,4



Верхняя часть РН «Космос». Фото с сайта «Омск»

1-я ступень

- Длина, м — 21,5
- Маршевый двигатель — РД-214У (8Д59У)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 64 / 74,15
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 227 / 263
- Время работы, с — 140
- Окислитель — АК-27И
- Горючее — ТМ-185

2-я ступень

- Длина, м — 8,5
- Маршевый двигатель — РД-119 (8Д710)
- Тяга в пустоте, тс — 10,8
- Удельный импульс в пустоте, с — 352
- Время работы, с — 260
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — НДМГ

Создание РН среднего класса «Космос-1» стало необходимым после того, как к тяжелой на тот момент РН «Восход» добавилась РН легкого класса «Космос». Разработка носителя была поручена инженерам ОКБ-586. Эскизный проект РН для вывода малых и средних КА массой от 100 до 1500 кг на круговые (высотой от 200 до 2000 км) и эллиптические орбиты был разработан к апрелю 1961 года на базе одноступенчатой БРСД Р-14 (8К65) и утвержден постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 984-425сс от 30 октября 1961 года и решением ВПК при Президиуме Совета Министров СССР от 12 июля 1962 года.

ОКБ-586 разрабатывало и выпускало конструкторскую документацию по ракете до осени 1962 года. Затем, в связи с загруженностью работами по созданию ракет Р-36 и Р-56 и поскольку эта работа несколько выпадала из главного направления деятельности предприятия (создание боевых баллистических ракет), главный конструктор ОКБ-586 М. К. Янгель предложил передать производство ракеты в ОКБ-10 (главный конструктор М. Ф. Решетнев).

Летные испытания нового носителя были начаты 18 августа 1964 г. пуском с приспособленного старта (ПУ № 15 41-й площадки космодрома Байконур). На околоземную орбиту были выведены три КА связи серии «Стрела-1», получившие официальные наименования «Космос-38», «Космос-39» и «Космос-40».

Всего было запущено восемь РН «Космос-1». Один пуск — 23 октября 1964 года — был аварийным.

В последний раз РН «Космос-1» запускалась 28 де-

кабря 1965 года. На околоземную орбиту был выведен спутник «Космос-103» («Стрела-2»).

Конструкторская документация на РН «Космос-3» была выпущена ОКБ-10 в 1962 году. В рамках проекта двигатель 8Д514 для ракеты Р-14 был модифицирован и получил индекс РД-216 (11Д614). Производство двигателя осуществлялось на заводе «Южмаш». На 2-й ступени носителя был установлен многофункциональный ЖРД 11Д47 разработки ОКБ-2, отработанный на «Красмаше».

Трансформация боевой ракеты в ракету-носитель была осуществлена путем установки на частично доработанную 1-ю ступень вновь разработанной 2-й ступени. Ступени соединяются последовательно через цилиндрический переходный отсек. Топливный отсек 2-й ступени — единый с промежуточным днищем, разделяющим его на полости «Окислитель» и «Горючее». Двигатель 2-й ступени крепится непосредственно к нижнему коническому днищу топливного отсека. Приборный отсек размещается над топливным отсеком. На него опираются рама для ПН и головной обтекатель, сбрасываемый на высоте 75 км.

Специалисты ОКБ-10 впервые в СССР предложили оригинальное техническое решение, позволяющее запускать спутники на круговые орбиты путем введения «пунктирного» участка стабилизированного полета. Для реализации идеи была принята двухимпульсная схема включения маршевого двигателя 2-й ступени: первый импульс формирует эллиптическую траекторию, в апогее которой вторым включением аппарат переводится на круговую орбиту.

Трехрежимный двигатель (два включения на номинальной тяге и работа в дроссельном режиме) 11Д49 был разработан в ОКБ-2, а изготавливали его на «Красмаше», который выпускал ЖРД вплоть до 1992 года. В ОКБ-10 разработали систему малой тяги, обеспечившую стабилизированный полет между двумя включениями маршевого ЖРД. Топливо для этой системы располагалось в двух специальных баках, подвешенных на внешней поверхности основного бака 2-й ступени.

В системе управления РН были впервые применены электронные счетно-решающие приборы, обеспечивающие более точное выведение космического аппарата на заданные орбиты [~40 км — по высоте, ~30 с — по периоду обращения]. РН могла выводить на орбиту одновременно до восьми КА.

Первый пуск РН «Космос-3» состоялся 16 ноября 1966 года с космодрома Байконур и был аварийным.

Всего было произведено шесть пусков РН «Космос-3». Из этого числа два старта завершились аварийей, в т.ч. и указанный выше.

Последний запуск РН «Космос-3» состоялся 27 августа 1968 года. На околоземную орбиту был выведен спутник связи «Космос-236» («Стрела-2»).

Параллельно с работами над РН «Космос-3» велась разработка конструкторской документации на модернизированный вариант носителя. Ракета получила наименование «**Космос-3М**» (11К65М). В 1968 году документация и право на авторское сопровождение производства ракеты были переданы из ОКБ-10 в ПО «Полет», которое немедленно приступило к серийному выпуску ракеты.

РН «Космос-3М» являлась одной из наиболее часто используемых РН для запуска российских военных спутников. Эта универсальная жидкостная ракета легкого класса предназначалась для выведения автоматических космических аппаратов различного назначения массой до 1500 кг на круговые, эллиптические и солнечно-синхронные орбиты высотой до 1700 км.

Первый испытательный пуск состоялся 15 мая 1967 года с космодрома Плесецк. На околоземную орбиту был выведен спутник «Космос-158» (габаритно-весовой макет спутника «Залив»). Штатная эксплуатация осуществлялась с 1970 года с космодрома Плесецк.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 949–321сс от 30 декабря 1971 года РН «Космос-3М» была принята на вооружение в составе космического комплекса специального назначения «Восход».

Старт 26 января 1973 года стал первым пуском РН с полигона Капустин Яр, где был сооружен стационарный старт с подвижными башнями обслуживания разработки КБ транспортного машиностроения (стартовый комплекс «Восход»).

Всего за годы эксплуатации РН «Космос-3М» запущено 425 раз. Из этого числа 19 пусков были аварийными, а еще 8 — частично-успешными.

Последний пуск РН «Космос-3М» был осуществлен 27 апреля 2010 г. с выводом на околоземную орбиту навигационного спутника «Космос-2463» («Парус»).

Оставшиеся в арсеналах Вооруженных сил РФ две РН «Космос-3М» были утилизированы.

Основные ТТХ РН «Космос-3М»

- Количество ступеней — 2
- Длина (с головным обтекателем), м — 32,4
- Диаметр, м — 2,4
- Стартовая масса, т — 109



Памятник РН «Космос-3» в Омске.
Фото с сайта «Омск»

1-я ступень

- Длина, м — 22,5
- Маршевый двигатель — РД-216 (11Д614)
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 151 / 177,5
- Удельный импульс на уровне моря, с — 291
- Время работы, с — 130
- Окислитель — АК-27И
- Горючее — НДМГ

2-я ступень

- Длина, м — 9,9
- Маршевый двигатель — С5.23 (11Д49)
- Тяга в пустоте, тс — 16
- Удельный импульс в пустоте, с — 303
- Время работы, с — 350
- Окислитель — АК-27И
- Горючее — НДМГ

В 1971 году ПО «Полет» приступило к сборке ракеты **К65М-Р**, являющейся модификацией РН «Космос-3М». Изделие представляло собой ракету, запускаемую по суборбитальным траекториям с имитацией подлета МБР. Полезной нагрузкой в этих пусках выступали различные варианты боевых частей в моноблочных или разделяющихся вариантах. Пуски ракеты К65М-Р производились со стартовых комплексов 11П865М полигона Капустин Яр. Трасса «Капустин Яр — Балхаш» была оборудована средствами регистрации, позволявшими вести все необходимые траекторные измерения.

Первый пуск ракеты К65М-Р был произведен 1 января 1973 года. Всего был проведен 341 пуск ракеты.

Достоверных данных о количестве успешных запусков нет.

Последний из известных пусков ракеты К65М-Р был произведен 22 апреля 2006 года с полигона Капустин Яр. Полезной нагрузкой в этом старте выступал прототип новой опытной унифицированной головной части, которая после испытаний будет устанавливаться на стратегические баллистические ракеты морского и наземного базирования «Булава» и «Тополь-М».

По неофициальной информации, в ходе пусков ракеты К65М-Р была проведена отработка 25 образцов вооружения для 11 ракетных комплексов в интересах РВСН и ВМФ. В период 1985–1991 годов на ракете К65М-Р проходят испытания первый в мире управляемый боевой блок.

Ракета **К65М-РБ** представляла собой слегка доработанный вариант ракеты К65М-Р, использовавшийся для орбитальных и суборбитальных пусков КА «БОР-4» и «БОР-5» в 1980–1988 годах.

Первый испытательный запуск аппарата «БОР-4» с помощью ракеты К65М-РБ был произведен с полигона Капустин Яр по суборбитальной траектории в направлении оз. Балхаш 5 декабря 1980 года.

В период 1982–1984 годов было произведено четыре орбитальных запуска. Аппараты, выведшиеся на орбиты ИСЗ высотой около 225 км, получали наименования спутников серии «Космос» («Космос-1374», «Космос-1445», «Космос-1517», «Космос-1614»).

В период 1983–1988 годов в сторону полигона в Сары-Шаган (Казахстан) было произведено 5 суборбитальных запусков аппаратов «БОР-5», представлявших собой геометрически подобную копию орбитального корабля «Буран» в масштабе 1 : 8.

Из 10 состоявшихся запусков (6 суборбитальных и 4 орбитальных) лишь один был аварийным.

Ракета **К56УП** (Р-14В, В-14В, «Вертикаль») — отечественная одноступенчатая геофизическая ракета, разработанная в ПО «Полет» на основе БРСД Р-14У (8К65У) [подробное описание БРСД Р-14У будет приведено в третьем разделе настоящего справочника]. Использовалась для выполнения международной программы сотрудничества социалистических стран в области исследования и использования космического пространства («Интеркосмос»).

На полигоне Капустин Яр был спроектирован и создан научно-исследовательский комплекс «Мир-2». В его состав входили ракета-носитель К65УП, высотный зонд атмосферный (ВЗА), высотный зонд астрофизический спасаемый (ВЗАФ-С) и неспасаемый (ВЗАФ-Н), техническая позиция (ТП) и стартовая (СП). В 1972 г.

началось переоборудование наземного стартового комплекса 8П865 (площадка № 108) для обеспечения запуска ракеты-носителя К65УП.

17 августа 1973 года состоялся первый пуск РН К65УП с макетом ВЗА на высоту 501 километр.

Всего состоялось 25 запусков ракеты. Из этого числа девять по программе «Интеркосмос».

Последний запуск РН К65УП состоялся 20 октября 1983 года.

ТТХ РН К65УП

- Длина, м — 28,1
- Максимальный диаметр, м — 2,4
- Стартовая масса, т — 90
- Масса полезного груза, т — 1,5
- Двигатель — РД-216М (11Д614)
- Тяга двигателя (на уровне моря / в пустоте), тс — 151,5 / 177,9
- Удельный импульс (на уровне моря / в пустоте), с — 248 / 291,3
- Окислитель — азотная кислота
- Горючее — НДМГ
- Высота подъема, км — 500–1500

Для замены РН «Космос-3М» в 1976 году ГKB «Южное» совместно с производственным объединением «Полет» выпустило технический отчет по основным направлениям создания космического ракетного комплекса легкого класса К11К55. Основной идеей было создание комплекса на экологически чистых компонентах кислород и керосин для замены РН 11К65М на токсичных компонентах топлива. Однако разработка сначала затормозилась, а потом и полностью прекратилась, осложненная процессами, происходившими в последние годы существования СССР.

До недавнего времени конструкторы ПО «Полет» вели разработку перспективного варианта 11К65МУ «Космос-3МУ» («Взлет»), оснащенного новой системой управления. Однако в феврале 2007 года в целях создания вертикально-интегрированной структуры по производству ракетно-космической КФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» присоединилось 4 предприятия, в том числе и омское производственное объединение «Полет». Из-за этого все силы инженеров предприятия были перенаправлены на создание универсального ракетного модуля УРМ-1 для ракеты-носителя «Ангара». И поэтому все работы по разработке и созданию РН «Космос-3МУ» были прекращены.

Ракеты-носители семейства «Ангара»

«Ангара» — семейство ракет-носителей модульного типа с ЖРД, работающими на керосине и жидком кислороде. Включает в себя носители четырех классов — от легкого до тяжелого — в диапазоне грузоподъемности от 1,5 тонн («Ангара-1.1») до 35 тонн («Ангара-А7») на низкой околоземной орбите при старте с космодрома Плесецк. Главным разработчиком и производителем ракет является ГКНПЦ им. М. В. Хруничева.

Различные варианты «Ангары» реализуются с помощью различного числа универсальных ракетных модулей (УРМ) (УРМ-1 — для 1-й ступени, УРМ-2 — для 2-й и 3-й ступеней): один модуль для носителей легкого класса («Ангара-1.1» и «Ангара-1.2»), три — для носителя среднего класса «Ангара-А3», пять — для тяжелой «Ангара-А5», семь — для сверхтяжелой «Ангара-А7».

Длина УРМ составляет 25,1 метра, диаметр — 2,9 метра, вес заправленного модуля — 149 тонн. Модуль комплектуется кислородно-керосиновым двигателем РД-191.

Своим появлением «Ангара» «обязана» тем геополитическим процессам, которые произошли в мире в начале 1990-х годов. После распада СССР космодром Байконур, с которого осуществлялись запуски тяжелых ракет-носителей «Протон», оказался на территории независимого Казахстана. В связи с этим возникла необходимость создания носителя, все элементы которого изготавливались бы из российских комплектующих на российской производственной базе, а пуски осуществлялись с космодромов, расположенных на территории России. Кроме того, требовалось ликвидировать проблему использования ракет-носителей с токсичным топливом.

На основании Решения научно-технического совета Военно-космических сил от 3 августа 1992 года по вопросу «Средства выведения: состояние и перспективы их модернизации и развития» и постановления Правительства Российской Федерации от 15 сентября 1992 года был объявлен конкурс на проектирование и создание космического ракетного комплекса (КРК) тяжелого класса. На рассмотрение специально образованной Межведомственной экспертной комиссии было представлено несколько вариантов ракет-носителей, предложенные НПО «Энергия» (ныне — РКК «Энергия»), ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и ГРЦ «КБ им. академика В. П. Макеева».

Итоги конкурса были подведены в августе

1994 года. Победил вариант, предложенный ГКНПЦ им. М. В. Хруничева. Эта же организация была назначена головным разработчиком комплекса.

Принятый к разработке проект предусматривал создание двухступенчатой ракеты-носителя пакетной компоновки баков с последовательной работой ступеней с использованием в качестве окислителя жидкого кислорода, а в качестве горючего — на 1-й ступени керосина, на 2-й — жидкого водорода. Баки горючего располагались по бокам баков окислителя. Такая схема неофициально называлась «чебурашкой», так как визуально расположенные по бокам большие баки горючего напоминали уши мультипликационного персонажа.

Двигателем 1-й ступени был принят РД-171, созданный для РН «Зенит». Двигатель 2-й ступени — РД-0120, использованный ранее на центральном блоке РН «Энергия».



Макеты РН семейства «Ангара» на выставке.
Фото с сайта «Военная техника»



РН «Ангара-1.2» в монтажно-испытательном корпусе. Фото с сайта «Военная техника»

РН «Ангара-1.2ПП»



Стартовая масса носителя в первоначальном варианте составляла 640 тонн. Масса полезной нагрузки, выводимой на низкую околоземную орбиту с наклоном 63° (с космодрома Плесецк) — 24,5 тонны.

Указом Президента РФ от 6 января 1995 года «О разработке КРК Ангара» работы по созданию ракетного комплекса «Ангара» были определены как работы особой государственной важности. В марте того же года вышел приказ Министерства обороны РФ по этому комплексу, а 26 августа — постановление Правительства РФ, определившее этапность создания комплекса «Ангара», утвержден генеральный план-график создания комплекса, объемы его финансирования, а также кооперация исполнителей. В постановлении был определен срок начала летных испытаний — 2005 год. Согласно документу, пуски должны были производиться с площадки № 35 космодрома Плесецк (недостроенный стартовый комплекс для РН «Зенит»). В перспективе предусматривалось использование для пусков РН «Ангара» и космодрома «Свободный».

Постановлением были установлены исполнители по отдельным частям и системам:

- РКК «Энергия» — по всей конструкции 2-й ступени;
- НПО «Энергомаш» — по двигателям 1-й ступени;
- КБ «Химвтоматика» — по двигателям 2-й ступени;
- ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева» — по топливным бакам;
- КБТМ — по наземному стартовому комплексу;
- НИИ ХИММАШ — по наземной отработке КРК.

В марте 1997 года тогдашнее руководство ГКНПЦ им. М.В. Хруничева предложило кардинально пересмотреть принятый в 1995 году вариант носителя. Постепенно стала вырисовываться нынешняя схема ракеты-носителя на базе универсальных ракетных модулей

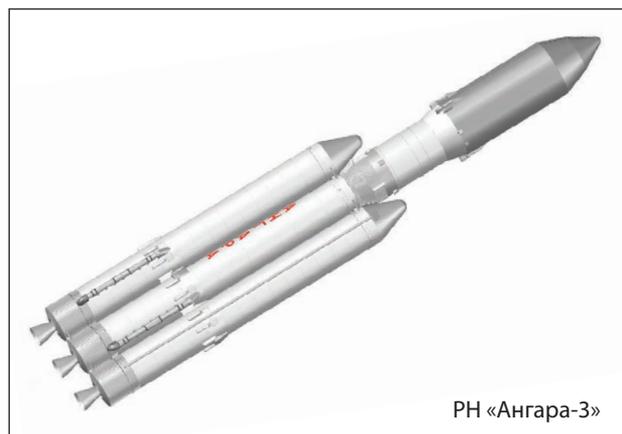
и с использованием керосина в качестве горючего на всех ступенях ракеты. Без проведения нового конкурса и Научно-технического совета решением главы Росавиакосмоса Ю.Н. Коптева и с согласия Министерства обороны РФ новая схема была принята к разработке, а РКК «Энергия» и ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева» были исключены из состава исполнителей.

Изменение схемы носителя, а также серьезные финансовые проблемы, испытываемые ракетно-космической отраслью в конце 1990-х — начале 2000-х годов, не позволили соблюсти первоначально означенные сроки начала летно-конструкторских испытаний. Срок первого старта постоянно сдвигался вправо и в какой-то момент появились сомнения в дальнейшей целесообразности ведения дальнейших работ. Но здравый смысл восторжествовал, работы были продолжены.

В определенной степени созданию «Ангара» помог контракт с Корейским институтом аэрокосмических исследований, который был заключен в 2004 году. С российской стороны в работах участвовали ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, НПО «Энергомаш», КБТМ.

Контракт предусматривал разработку 1-й ступени южнокорейской ракеты-носителя KSLV-1. Российская сторона создавала ее на основе УРМ-1, подвергнутого «легкой» модификации, что позволило начать летные испытания модуля раньше, чем был создан сам носитель. Правда, во время пусков корейского носителя был использован двигатель РД-151, в то время как на штатном модуле устанавливается более мощный двигатель РД-191.

Всего состоялось три пуска РН KSLV-1. Первые два старта были аварийными. Причем в ходе второго пуска авария произошла на участке работы 1-й, российской, ступени. Однако ГКНПЦ им. М.В. Хруничева свою вину в происшедшем не признал и переложил ответствен-



РН «Ангара-3»

ность на южнокорейскую сторону. Третий пуск, состоявшийся в конце января 2013 года, был успешным.

В 2014 году начались летно-конструкторские испытания собственно РН «Ангара». Первой по суборбитальной траектории запустили вариант носителя легкого класса «Ангара-1.2ПП» (ПП – первый пуск). Полет ракеты, стартовавшей 9 июля с космодрома Плесецк, прошел нормально. Неотделяемый от 2-й ступени габаритно-весовой макет полезной нагрузки достиг полигона «Кура» на Камчатке.

Основными целями пуска являлись:

- проверка функционирования составных частей космического ракетного комплекса «Ангара» при подготовке к пуску и при осуществлении пуска ракеты;
- отработка бортовых систем ракет-носителей «Ангара»;
- отработка эксплуатационной документации.

РН «Ангара-1.2ПП» состоит из двух УРМ: УРМ-1 1-й ступени и УРМ-2 2-й ступени. Для УРМ-2 это был первый полет.

Конфигурация, использовавшаяся для полета «1.2ПП», стала уникальной. Для орбитальных запусков разгонный модуль УРМ-2 будет находиться только на ракетах «Ангара-А3» и «Ангара-А5». На РН «Ангара-1.2» будет использоваться блок «И», который используется в РН «Союз-2.1б» и «Союз-2.1в».

Стартовая масса РН «Ангара-1.2ПП» составила 171 тонну, масса габаритно-весового макета полезной нагрузки — 1,43 тонны.

23 декабря 2014 года состоялся первый запуск тяжелой РН «Ангара-А5». Стартовая масса носителя составила около 768 тонн, масса габаритно-весового макета полезной нагрузки — 2,04 тонны. Для доставки полезной нагрузки на геостационарную орбиту был использован разгонный блок «Бриз-М».

Полет прошел без замечаний. Неотделяемый макет полезной нагрузки был выведен на геостационарную орбиту, от разгонного блока не отделился и после выполнения задачи пуска уведен на орбиту захоронения.

В конце 2015-го — начале 2016 года планируется продолжить летно-конструкторские испытания носителей семейства «Ангара».



Транспортировка РН «Ангара-5» на стартовую позицию.
Фото «Интерфакс»

Основные технические характеристики РН семейства «Ангара»

В дальнейшем планируется расширить семейство РН «Ангара», создав другие варианты носителя, в том числе и для запусков пилотируемых космических кораблей.

В результате создания «Ангары» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева может занять почти весь российский рынок космических запусков, создав на основе УРМ единую замену для большинства существующих типов ракет-носителей. Без замены останутся только семейство РН типа Р-7 и носители легкого и сверхлегкого классов.

Ракета-носитель «Байкал-Ангара»

«Байкал» — проект многоразового ускорителя (МРУ) 1-й ступени РН «Ангара». Разработан в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с НПО «Молния». Основная идея проекта состоит в том, чтобы выполнивший задачу ракетный ускоритель, отделившись от носителя, автоматически возвращался к месту старта и приземлялся на самолетную взлетно-посадочную полосу как крылатый беспилотный летательный аппарат. Ускоритель может применяться как в составе РН семейства

	Ангара 1.1	Ангара 1.2	Ангара А3	Ангара А3/КВСК	Ангара А5	Ангара А5/КВТК	Ангара А7.2	Ангара А7.2В
Индекс	14А124	14А125	14А126		14А127			
1-я ступень	1 × УРМ-1		3 × УРМ-1		5 × УРМ-1		7 × УРМ-1	
2-я ступень	Бриз-КМ (Бриз-КС)		УРМ-2					
Разгонный блок	—	—	Бриз-М	КВСК	Бриз-М	КВТК	КВТК-А7	КВТК2-А7В
Тяга (на уровне земли), т	196		588		980		1372	1323
Стартовая масса, т	149	171	480		759	790	1154	?
Высота (макс.), м	34,9	41,5	45,8		55,4	64	54,5	65,7
Полезная нагрузка (орбита 200 км), т	2	3,8	15,1		25,8		35	50
Полезная нагрузка (ГПО), т	—	—	2,4	3,6	5,4	6,6	12,5	19
Полезная нагрузка (ГСО), т	—	—	1	2	2,8	4	7,6	11,4

«Ангара» легкого, среднего и тяжелого классов, так и в составе других ракетных комплексов.

МРУ оснащен уникальной автоматической системой управления, обеспечивающей сопровождение полета на всех этапах с момента старта в составе ракеты-носителя до посадки на аэродром, входящий в состав космодрома Плесецк. Первый вариант такой системы управления был отработан на орбитальном корабле «Буран».

Несмотря на высокую скорость входа аппарата в атмосферу, отсутствует традиционное теплозащитное

покрытие, что существенно снижает затраты на его эксплуатацию. Имеет минимальную стоимость изготовления и эксплуатации.

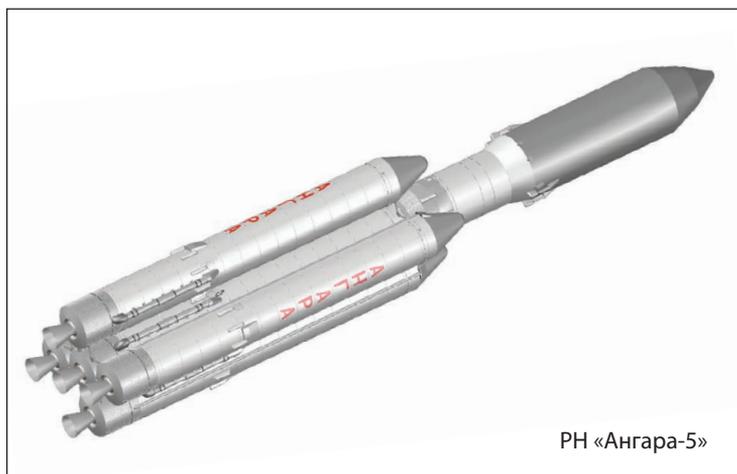
Применение многоразового ускорителя ракетной ступени «Байкал» позволит:

- полностью или частично ликвидировать зоны отчуждения в районах падения отработавших ступеней ракет-носителей;
- обеспечить всеазимутальность запуска для доставки полезных грузов на орбиты различного наклона;
- использовать изделие в качестве экспериментального аппарата для отработки новых технологий в интересах создания перспективных средств выведения;
- снизить удельную стоимость выведения полезных грузов на орбиту на 25–50%.

В зависимости от класса ракеты-носителя «Ангара» используется разное число многоразовых ускорителей:

- РН «Ангара-1.1» — один ускоритель;
- РН «Ангара-А3» — два ускорителя;
- РН «Ангара-А5» — четыре ускорителя.

При этом один и тот же экземпляр многоразового ускорителя может использоваться в составе ракет-носителей разных классов.



РН «Ангара-5»

Основные ТТХ МРУ «Байкал» с РН «Ангара-1.1»

- Сухая масса, т — 17,8
- Масса при посадке, т — 18
- Длина, м — 28,5
- Высота, м — 8,5
- Размах поворотного крыла, м — 17,1
- Радиус возвращаемого полета, км — 410
- Крейсерская скорость полета, км/ч — 490
- Тип ракетного двигателя — ЖРД РД-191М (1 шт.)
- Тяга двигателя:
 - на уровне моря, тс — 196
 - в пустоте, тс — 212,6
- Допустимое количество полетных использований — 10
- Тип двигателя для возвратного полета — ТРД
- Максимальная тяга двигателя, тс — 5
- Посадочная скорость, км/ч — 280
- Пробег при посадке, м — 1200

Проект «Байкал-Ангара» был представлен на конкурс Федерального космического агентства по разработке Многоразовой ракетно-космической системы первого этапа (МРКС-1) и в декабре 2012 года был признан победителем.

МБР Р-36орб

МБР **Р-36орб** (8К69; в различных источниках встречаются и другие обозначения ракеты: ОР-36 или Р-36-0; код НАТО — SS-9 Mod 3 «Scarp»; в США имел также обозначение F-1-r) — единственный космический носитель, созданный исключительно для боевого применения (для вывода на низкую околоземную орбиту системы «частично-орбитального бомбометания», более известной по ее англоязычной аббревиатуре FOBS — Fractional Orbital Bombardment System). Ее создание можно рассматривать как логичное продолжение работ, начатых в свое время в ОКБ-1 и предусматривавших разработку глобальной ракеты ГР-1 [подробное описание МБР ГР-1 будет приведено во втором разделе настоящего справочника], способной поразить цели на территории противника с любого направления. Королевская ракета хотя и была создана, но на вооружение не принималась. Одной из причин такого решения стала разработка в ОКБ-586 под руководством М.К. Янгеля более мощной ракеты Р-36орб, способной эффективнее решать задачу доставки ядерного боезаряда к цели.

Разработка Р-36орб была задана постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 апреля 1962 года. Уже в декабре того же года был выполнен эскизный проект, а в 1963 году началась разработка технической документации и изготовление опытных образцов ракеты.

Создаваемая ракета имела две ступени. Ее полная длина составляла 32,6–34,5 метра, максимальный диаметр корпуса 3,05 метра. На старте ракета весила 180 тонн. Дальность стрельбы составляла 40000 километров, а круговое вероятностное отклонение — 1100 метров. Высота орбиты блока оценивалась в 150–180 километров.

Система управления предполагалась инерциальная с гиросtabilизированной платформой, система прицеливания — с помощью наземных приборов. Разделение ступеней и отделение орбитального блока должно было происходить с применением тормозных ракетных твердотопливных двигателей.

Стартовать ракета должна была из шахтной пусковой установки. Тип старта — газодинамический. Время подготовки к пуску всего 5 минут, что выгодно отличало Р-36орб от первой ракеты такого класса ГР-1, где время подготовки было существенно больше.

Первая ступень имела длину 18,9 метра и диаметр 3 метра. Ее сухой вес составлял 6,4 тонны, а в заправленном состоянии ступень весила 122,3 тонны. На ступени был установлен шестикамерный жидкостный ракетный двигатель РД-251 с турбонасосным агрегатом (3 блока по 2 камеры), разработанный в ОКБ-456. Двигатель обеспечивал тягу в пустоте 270,4 тс и время работы 120 секунд. Вторая ступень имела длину 9,4 метра и диаметр 3 метра. Ее сухой вес составлял 3,7 тонны, а вместе с горючим 49,3 тонны. На ступени был установлен двухкамерный жидкостный ракетный двигатель РД-252 разработки ОКБ-456 с тягой в пустоте 120 тс и временем работы 160 секунд.

В качестве горючего двигателя обеих ступеней использовали несимметричный диметилгидразин (НДМГ), вес которого составлял 48,5 тонны, а в качестве окислителя — азотный тетраоксид (АТ) весом 121,7 тонны.

Орбитальный боевой блок 8Ф021, который и отличал ракету Р-36орб от МБР Р-36 [подробное описание МБР Р-36 будет приведено во втором разделе настоящего справочника], состоял из корпуса, приборного отсека с системой управления, термоядерного моноблочного заряда весом 1700 килограммов и мощностью 5 мегатонн, а также тормозной двигательной установки (ТДУ), который сводил блок с околоземной орбиты и обеспечивал доставку заряда к цели. Отделе-

ние ТДУ от головной части происходило путем сбрасывания давления из топливных баков через специальные сопла.

Основные ТТХ МБР Р-36орб

- Стартовый вес ракеты, т — 181,297
- Вес заправленной орбитальной головной части, т — 3,648
- Вес боевого оснащения, т:
 - боевой блок — 1,41
 - средства преодоления ПРО — 0,238
- Вес заправленных компонентов топлива (АТ и НДМГ), т:
 - 1-я и 2-я ступени — 167,4
 - орбитальная головная часть — 2
- Полная длина ракеты, м — 32,65
 - 1-я ступень — 18,87
 - 2-я ступень — 10,3
 - отсек управления головной части — 1,79
 - орбитальная головная часть — 2,14
- Диаметр корпуса ракеты, м — 3
- Максимальный диаметр головной части, м — 1,42

Первый пуск Р-36орб состоялся 16 декабря 1965 года с наземной пусковой установки, расположенной на площадке № 67 космодрома Байконур.



Взорванная шахта на космодроме Байконур, в которой размещалась РН Р-36орб. Фото А. Железнякова

Вместо орбитального блока на носителе был установлен его габаритно-весовой макет. Выведение на околоземную орбиту не планировалось, а пуск производился исключительно для проверки бортовых систем носителя и наземного оборудования. В целом, несмотря на отдельные шероховатости, все прошло успешно.

В следующем году первый этап лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ) был продолжен. 5 февраля, 16 марта и 19 мая 1966 года были проведены еще три пуска, причем во время третьего ракета впервые стартовала из шахтной пусковой установки на площадке № 69. Как и в первом испытательном полете, ракета вместо орбитального блока несла его габаритно-весовой макет, а сами испытания проводились в целях доводки систем и агрегатов носителя. Пуски были признаны успешными.

Второй этап ЛКИ был начат осенью 1966 года и включил в себя два пуска ракеты Р-36орб, 17 сентября и 2 ноября. В обоих случаях макет орбитального блока был выведен на околоземную орбиту и там взорвался. Было ли это плановое уничтожение объектов или взрыв в силу технических неполадок, до сих пор неизвестно.

О дальнейших пусках в рамках создания системы частично-орбитального бомбометания официально сообщалось как об очередных запусках спутников серии «Космос», естественно, без расшифровки истинного их назначения.

В 1967 году третий этап ЛКИ носил достаточно интенсивный характер. Было осуществлено 9 пусков с выводом орбитального блока на околоземную орбиту. В целом пуски прошли успешно, но нарекания вызвала система наведения на цель, которая не позволяла добиться требуемой точности, а также ряд других замечаний, высказанных военными.

В 1968 году были осуществлены два пуска ракет, а 19 ноября того же года система в составе ракеты-носителя Р-36орб и орбитального блока 8Ф021 была принята на вооружение. Первый ракетный полк с МБР Р-36орб заступил на боевое дежурство 25 августа 1969 года на космодроме Байконур.

В состав полка входили 18 шахтных пусковых установок, объединенных в три боевых стартовых ком-

плекса (по 6 ШПУ в каждом БСК). Каждая шахта имела диаметр ствола 8,3 метра и высоту 41,5 метра. Расстояние между шахтными пусковыми установками составляло 6–10 километров. Полк остался единственным в составе Ракетных войск стратегического назначения, вооруженным этими ракетами.

В последующие годы запуски осуществлялись с частотой один-два раза в год, и их задачей было поддержание боеготовности системы. В 1971 году был осуществлен последний запуск по частично-орбитальной траектории. Дальнейшие запуски не проводились.

К январю 1983 года все ракеты Р-36орб были ликвидированы на основании положений Договора об ограничении стратегических вооружений (ОСВ-2). Также были уничтожены 12 из 18 шахтных пусковых установок. Развороченные взрывами шахты до сих пор может увидеть любой посетитель космодрома Байконур. Шесть шахт, не подпадавших под действие Договора ОСВ-2, были в дальнейшем переоборудованы и использовались для испытательных запусков МБР других типов.

Ракеты-носители семейства «Циклон»

Семейство РН легкого класса «Циклон», предназначенных для вывода космических аппаратов на низкие околоземные орбиты, включает в себя два носителя: РН «Циклон-2» (11К69, «Циклон-2А») и РН «Циклон-3» (11К68).

РН «**Циклон-2**» (11К69) — двухступенчатая ракета легкого класса, предназначавшаяся для запуска космических аппаратов различного назначения на низкие круговые и эллиптические околоземные, в том числе незамкнутые, орбиты. Использовалась для запусков спутников в интересах Министерства обороны СССР, потом — в интересах Министерства обороны РФ.

Работы по созданию РН «Циклон-2» были начаты во второй половине 1960-х годов после прекращения работ по МБР УР-200 (8К81) [подробное описание МБР УР-200 будет приведено во втором разделе настоящего справочника], предназначавшейся для запусков спутников морской разведки и противоспутниковых систем. За основу носителя была взята боевая ракета, разработанная в ОКБ-586 в баллистическом (8К67) и орбитальном (8К69) вариантах.

Ракета 8К69 без орбитальной головной части, по существу, уже являлась космической ракетой-носителем, но в тот период ее летные испытания только начинались, а 8К67 уже изготавливалась се-



Пуск РН «Циклон-2».
Фото с сайта Military Russia

рийно. Поэтому, ввиду срочности задания, эскизный проект ракеты-носителя был разработан на базе обоих вариантов боевой ракеты, соответственно получивших обозначения 11К67 и 11К69. Это позволило начать летно-конструкторские испытания нового носителя в варианте 11К67 почти на два года раньше. В постоянную штатную эксплуатацию в составе системы разведки принималась уже только РН 11К69 («Циклон-2»). Двигательная установка 1-й ступени состоит из трех двухкамерных основных двигателей разработки ОКБ-456 и четырехкамерного рулевого двигателя разработки ОКБ-586. На 2-й ступени установлен основной двухкамерный двигатель разработки КБЭМ и рулевой четырехкамерный двигатель разработки ОКБ-586.

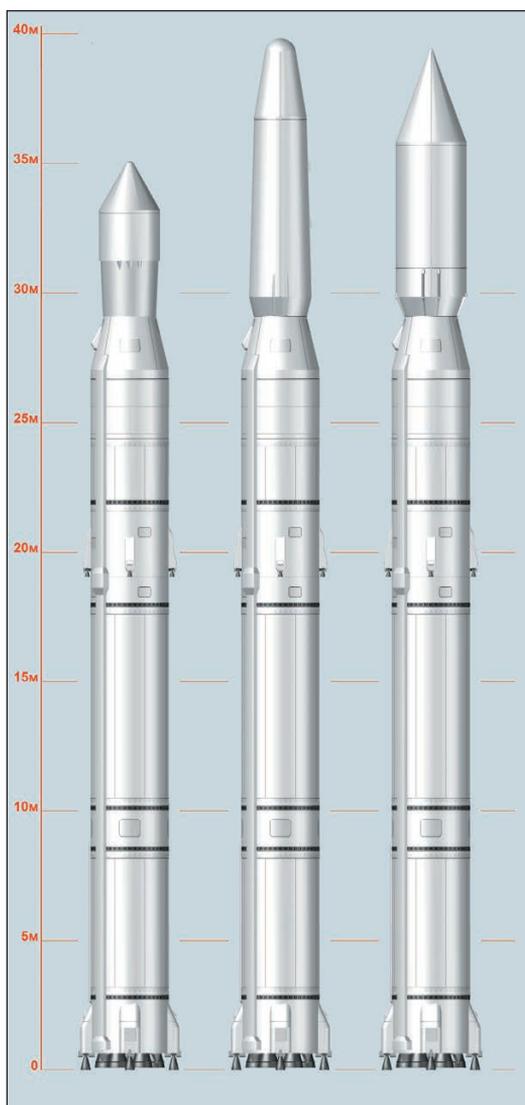
Система управления носителя разработана в КБ «Электроприбор». Системы управления ракет 11К67 и 11К69 различаются составом приборов.

Впервые в истории ракетной техники был создан космический ракетный комплекс с полной автоматизацией предстартового цикла подготовки.

Недостатком ракеты можно считать наличие узлов разового действия и необходимость присутствия обслуживающего персонала возле ракеты-носителя в случае отмены пуска.

Основные ТТХ РН «Циклон-2»

- Стартовая масса, т — 183
- Количество ступеней — 2
- Длина РН, м — 39
- Диаметр РН, м — 3
- Масса полезного груза, выводимого на орбиты, т — 1,5–5
- Топливо 1-й и 2-й ступеней — АТ + НДМГ
- Характеристики двигательной установки 1-й и 2-й ступеней:
 - аналогичны ДУ
 - МБР 8К69
- Система управления — автономная, инерциальная



Первый пуск прототипа РН «Циклон-2» (РН 11К67) был осуществлен с космодрома Байконур 27 октября 1967 года. Всего состоялось семь пусков, все успешные.

Пуски штатной РН «Циклон-2» начались 6 августа 1969 года.

В постоянную штатную эксплуатацию РН была принята:

- в составе системы «УС-А» в 1975 году;
- в составе системы «УС-П» в 1979 году.

Эта РН является своеобразным рекордсменом в истории ракетной техники. Всего было произведено 106 пусков (последний — 25 июня 2006 года), и все они были успешными.

РН «Циклон-3» (11К68) — трехступенчатая ракета-носитель легкого класса. Предназначена для запуска космических аппаратов различного назначения на низкие и средние круговые и эллиптические околоземные орбиты.

Возможности РН «Циклон-2» по выведению космических аппаратов на средневысокие и эллиптические орбиты были ограничены. Поэтому ОКБ-586 вышло с предложением о разработке на базе ракеты 8К69 трехступенчатого носителя «Циклон-3» для запуска спутников радиотехнической разведки, метеорологических спутников и космических аппаратов иного назначения. Постановление правительства на разработку такой ракеты-носителя вышло 2 января 1970 года, а ее создание завершилось в январе 1980 года.

1-я и 2-я ступени носителя (с учетом незначительных доработок) идентичны ступеням РН «Циклон-2». 3-я ступень — новая, разработана в ампульном варианте в ОКБ-586.

Важным качеством РН «Циклон-3» является возможность двухкратного двигателя 3-й ступени в условиях невесомости, что существенно расширяет возможности запуска космических аппаратов на различные орбиты.

Третья ступень носителя пристыковывается ко 2-й ступени через конический переходный отсек, к которому крепится головной обтекатель. В хвостовом отсеке 3-й ступени размещаются исполнительные органы системы управления и жидкостные ракетные двигатели малой тяги. В верхней части 3-й ступени установлена приборная рама, к которой крепится космический аппарат.

Система управления ракеты-носителя состоит из двух автономных систем: системы управления 1-й и

1. РН «Циклон-2», использовавшаяся для запуска ИСЗ серии ИС (истребитель спутников). 2. РН «Циклон-2», использовавшаяся для запуска ИСЗ серии УС (универсальный спутник). 3. РН «Циклон-2», использовавшаяся для запуска ИСЗ серии «Космос»



РН «Циклон-3»

2-й ступеней и система управления 3-й ступени: первая — обеспечивает предстартовую подготовку, старт и управление движением носителя до момента отделения 3-й ступени, вторая — обеспечивает управление полетом на последующих участках выведения спутника на орбиту.

Третья ступень и космический аппарат размещаются под головным обтекателем, который сбрасывается во время полета 2-й ступени после прохождения плотных слоев атмосферы. Для отделения спутника используется энергия восьми пружинных толкателей.

Основные ТТХ РН «Циклон-3»

- Стартовая масса, т — 187
- Количество ступеней — 3
- Длина РН, м — 39,3
- Диаметр РН, м:
 - 1-я и 2-я ступени — 3
 - ГО — 2,7
- Масса полезного груза, выводимого на орбиты, т — до 4
- Топливо 1-й и 2-й ступеней — АТ + НДМГ
- Характеристики двигательной установки 1-й и 2-й ступеней — аналогичны ДУ
- МБР 8К69
- Характеристики двигательной установки 3-й ступени:
 - тяга, тс — 7,96
 - удельный импульс, с — 344,4
 - соотношение компонентов — 2,1:1
- Система управления — автономная, инерциальная

Первый пуск РН «Циклон-3» был осуществлен 24 июня 1977 года.

Комплекс принят в штатную эксплуатацию:

- в составе метеорологической системы «Метеор» в 1979 году;
- в составе разведывательной системы «Целина-Д» в 1980 году.

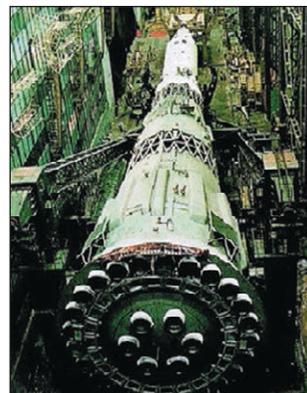
За годы эксплуатации было осуществлено 122 пуска РН «Циклон-3». Последний состоялся 30 января 2009 года. Из этого числа пять стартов закончились авариями, а в трех случаях спутники оказались на нерасчетных орбитах.

В настоящее время Украина совместно с Бразилией ведет работы по созданию РН «Циклон-4», предназначенной для запусков с бразильского космодрома Алькантара. Эта разработка не имеет никакого отношения к отечественной ракетной технике, поэтому и информация о ней в данном справочнике не приводится.

Ракета-носитель Н-1

РН **Н-1**, Н1 (11А52) — ракета-носитель сверхтяжелого класса. Разрабатывалась в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева, а после его смерти — под руководством В. П. Мишина. Работа над ракетой велась в обстановке повышенной секретности. По неофициальным данным, если бы хотя бы один старт Н-1 оказался успешным, то носитель получил бы «открытое» наименование «Раскат» (по другим сведениям — «Наука»).

Исследовательские работы по созданию тяжелых носителей были начаты в СССР в соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 23 июня 1960 года № 715–296с «О создании мощных



РН Н-1 в сборочном цеху.
Фото РКК «Энергия»



Вывоз РН Н-1 на стартовую позицию на космодроме Байконур. Фото РКК «Энергия»

ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960–1967 годах». Документом предусматривалось проведение в 1960–1962 годах проектно-конструкторской проработки и необходимого объема исследований в целях создания в ближайшие годы новой космической ракетной системы со стартовой массой 1000–2000 тонн, обеспечивающей вывод на орбиту вокруг Земли тяжелого межпланетного корабля массой 60–80 тонн.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 13 мая 1961 года «О пересмотре планов по космическим объектам в направлении выполнения задач оборонного значения» был определен срок создания ракеты Н-1 — в 1965 году.

Однако уже на следующий год, 16 апреля, было принято постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР «О важнейших разработках межконтинентальных баллистических и глобальных ракет и ракет-носителей космических объектов». Этим документом создание РН Н-1 было ограничено разработкой в 1962 году эскизного проекта с необходимым экономическим обоснованием стоимости ее создания.

Возможно, что разработка сверхтяжелого носителя и дальше продолжалась бы такими же темпами, если бы не развернувшаяся в те годы «лунная гонка».

РН Н-1 была выполнена по последовательной схеме расположения и работы ступеней и включала пять ступеней. Все ступени были оснащены кислород-керосиновыми двигателями. На установке таких двига-

телей настаивал С.П. Королев. За разработку таких двигателей взялся главный конструктор Самарского ОКБ-276, так как ОКБ-456 главного конструктора В.П. Глушко от разработки отказалось, настаивая на использовании на ракете двигателей на токсичных высококипящих компонентах. Несмотря на то, что самарским конструкторам удалось добиться наивысшего энергетического и ресурсного совершенства для двигателей такого типа, ЖРД для Н-1, к сожалению, были недостаточно мощными. Пришлось их устанавливать в больших количествах, что привело к ряду негативных эффектов.

Ступени имели обозначения «А», «Б», «В» (использовались для выведения корабля на околоземную орбиту), «Г», «Д» (предназначались для разгона корабля от Земли и торможения у Луны). Таким образом, Н-1 как носитель для вывода на низкую околоземную орбиту фактически был 3-ступенчатым, а 43,2-метровый 95-тонный отлетный лунный ракетный комплекс под общим головным обтекателем диаметром 5,9 метра с системой аварийного спасения состоял из 2 верхних блоков носителя и корабля Л-3, включавшего как модули 9,85-тонный лунный орбитальный корабль ЛОК (11Ф93) и 5,56-тонный лунный корабль ЛК (11Ф94).

На 1-й ступени (блоке «А») со стартовой массой 1880 тонн, диаметром от 10,3 до 16,9 метра и длиной 30,1 метра вдоль двух концентрических окружностей было установлено 30 двигателей (до лунной программы предполагалась установка 24 двигателей по внешней окружности) НК-33 с единичной тягой 171 тонна и суммарной 5130 тонн. От старта до отделения блок «А» должен был отработать 115–125 секунд.

На 2-й ступени (блок «Б») стартовой массой 561 тонна, диаметром от 7,3 до 10,3 метра и длиной 20,5 метра было установлено 8 двигателей НК-43 с единичной тягой 179 тонн и суммарной 1432 тонны. Блок «Б» должен был отработать 120 секунд.

На 3-й ступени (блок «В») стартовой массой 189 тонн, диаметром от 5,5 до 7,6 метра и длиной 11,1 метра были установлены 4 двигателя НК-3 с единичной тягой 41 тонна и суммарной 164 тонны. Блок «В» должен был отработать 370 секунд.

На 4-й ступени (блоке «Г») стартовой массой 62 тонны, диаметром 4,1 метра был установлен 1 двигатель НК-19 с тягой 45,5 тонны. Блок «Г» должен был отработать 443 секунды при возможности многократных включений.

На 5-й ступени (блоке «Д») стартовой массой 18 тонн, диаметром 4,1 метра был установлен 1 двигатель РД-58 с тягой 8,5 тонны. Блок «Д» должен был отработать 600 секунд при возможности многократных

включений. На основе этой ступени впоследствии был создан разгонный блок ДМ, нашедший широкое применение и после закрытия советской лунной программы.

Сборка крупногабаритных ступеней ракеты осуществлялась непосредственно на космодроме Байконур, в специально построенном филиале завода «Прогресс» и огромном монтажно-испытательном корпусе (МИК) на площадке № 112. Головной блок готовили на площадке № 2. Сборка РН и головного блока в МИКе на площадке № 112 производилась в горизонтальном виде, так же как и ее вывоз на стартовый стол.

Предполагалось, что на основе конструктива Н-1 будет эксплуатироваться семейство ракет-носителей:

- Н-1Ф — форсированная версия;
- Н-1М — модернизированная до полезного груза в 155–175 тонн на кислородно-водородных двигателях;
- Н-11 (11А53) (2, 3 и 4-я ступени Н-1) стартовой массой 700 тонн для полезного груза в 25 тонн;
- Н-111 (11А54) (3-я и 4-я ступени Н-1) стартовой массой 200 тонн для полезного груза в 5 тонн.

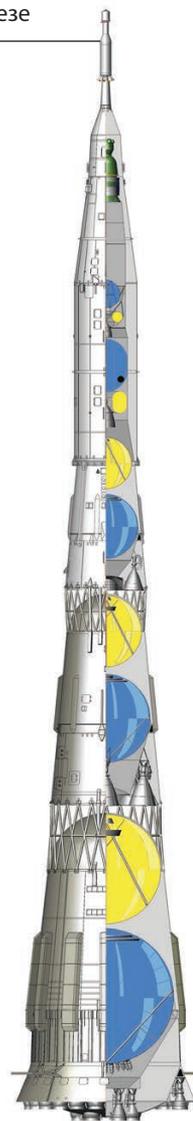
В перспективе планировалась разработка еще более мощных носителей Н-2, Н-3, Н-4 со стартовой массой соответственно 7000, 12 000, 18 000 тонн.

Несмотря на некоторые менее прогрессивные технические решения (большее число ступеней, большее количество двигателей, большая суммарная тяга и меньший размер их сопел на 1-й ступени, отказ от использования более высокоэнергетического кислород-водородного топлива на верхних ступенях, меньшая масса полезной нагрузки), советский носитель Н-1 был соизмерим с американским носителем «Сатурн-5».



РН Н-1 перед стартом. Фото с портала «Необычное»

РН Н-1 в разрезе



РН Н-1 изначально предполагалось использовать не только как носитель для запуска тяжелого межпланетного корабля, но и как носитель нереализованных проектов тяжелого марсохода «Марс-4НМ», межпланетной станции для доставки на Землю марсианского грунта «Марс-5НМ», тяжелых орбитальных станций.

В рамках летно-конструкторских испытаний в 1969–1972 годах было проведено четыре пуска РН Н-1. Все они были неудачными. Запуски производились с площадки № 110 космодрома Байконур.

Первый пуск РН Н-1 состоялся 21 февраля 1969 года с беспилотным кораблем 7К-Л 1А/Л 1С (11Ф92) (прототипом лунного орбитального корабля) в качестве полезной нагрузки. В результате пожара в хвостовом отсеке 1-й ступени (двигатель № 2) и нарушения в работе системы контроля двигателей эта система на 68,7 секунде полета выдала ложную команду на выключение всех двигателей. Вслед за этим последовал взрыв носителя на высоте 12,2 километра. Ракета упала в 52 километрах от стартовой позиции.

Второй пуск состоялся 3 июля 1969 года и также был неудачным. Ракета успела вертикально взлететь на 200 метров, когда началось отключение двигателей. За 12 секунд были отключены все двигатели, кроме одного — № 18. Этот единственный работающий двигатель начал разворачивать ракету вокруг поперечной оси. На 15-й секунде сработали пороховые двигатели системы аварийного спасения, раскрылись створки обтекателя и спускаемый аппарат, оторванный от носителя, успешно улетел, после чего носитель на 23-й секунде полета плашмя упал на место старта. В результате крупнейшего в истории ракетостроения взрыва стартовый стол был практически разрушен, а расположенный неподалеку с ним второй стартовый стол сильно поврежден.

Ракета-носитель «Энергия»

Третий пуск смог состояться только через два года — 27 июня 1971 года. Все 30 двигателей блока «А» вышли на режим предварительной и главной ступеней тяги и нормально функционировали. Однако в результате нерасчетного момента по крену ракету стало поворачивать вокруг продольной оси, рулевые сопла перестали справляться с поворотом, углы превысили допустимые, и ракета начала разрушаться в полете.

Четвертый, и последний, пуск был произведен 23 ноября 1972 года. Ракета, стартовавшая в этом пуске, претерпела значительные изменения, направленные на устранение выявленных недостатков и увеличение массы выводимого полезного груза. Ракета пролетела без замечаний 106,93 секунды до высоты 40 километров, но за 7 секунд до расчетного времени разделения 1-й и 2-й ступеней произошло практически мгновенное разрушение насоса окислителя двигателя № 4, которое привело к ликвидации ракеты.

Следующий испытательный пуск РН Н-1 намечался на август 1974 года.

Однако к тому времени «лунная гонка» была вчистую проиграна Советским Союзом. Назначенный в мае 1974 года генеральным конструктором советских космических программ и руководителем НПО «Энергия» В. П. Глушко (вместо В. П. Мишина) своим приказом прекратил все работы сначала по программе, а затем и по носителю. Два уже изготовленных экземпляра и еще два задела носителей Н1Ф были уничтожены.



Вывоз РН «Энергия» с кораблем «Буран» на стартовый комплекс.
Фото с сайта «Буран.ру»

РН «Энергия» (11К25) — ракета-носитель сверхтяжелого класса, одна из самых мощных ракет в мире. Разработана в НПО «Энергия» под руководством генерального конструктора В. П. Глушко.

Была создана как универсальная перспективная ракета для выполнения различных задач:

- носитель для многоразового космического корабля «Буран»;
- носитель для обеспечения пилотируемых и автоматических экспедиций на Луну и Марс;
- для запуска орбитальных станций нового поколения;
- для запуска сверхтяжелых геостационарных спутниковых платформ;
- для запуска тяжелых военных грузов.

Работы по созданию носителя были начаты в 1976 году вскоре после закрытия программы Н-1.

Ракета выполнена по двухступенчатой пакетной схеме.

Первую ступень составляют четыре боковых блока (блоки «А»), возвращаемые на Землю с помощью парашютов. Ресурс модулей 1-й ступени составлял около 10 запусков. Блоки являются доработкой 1-й ступени РН «Зенит».

Каждый блок 1-й ступени снабжен четырехкамерным жидкостным ракетным двигателем РД-170, работающим на жидком кислороде и углеводородном горючем. Тяга двигателя составляет 740 т у поверхности Земли и 806 т — в пустоте.

Центральный блок (блок «Ц») оснащен четырьмя кислородно-водородными двигателями (окислитель — жидкий кислород $-186\text{ }^{\circ}\text{C}$, горючее — переохлажденный жидкий водород $-255\text{ }^{\circ}\text{C}$) РД-0120 и является несущей конструкцией. Тяга каждого двигателя 148 т у поверхности Земли и 200 т — в пустоте. Суммарная тяга в начале полета — около 3550 т.

Все двигатели (на 1-й и 2-й ступенях) построены по наиболее экономичной замкнутой схеме, при которой отработанный в турбине газ дожигается в основной камере сгорания.

Двигатели запускаются на старте почти одновременно, что позволяет уйти от проблемы запуска двигателей в невесомости и повышает надежность выведения.

Для управления движением ракеты на участке выведения маршевые двигатели снабжены прецизионной (точность — до 1% от диапазона перемещений) электрогидравлической системой рулевых приводов. Они развивают суммарное усилие до 50 т в каждой плоскости качания двигателей 1-й ступени и более 30 т — на 2-й ступени.

Блоки 1-й ступени после выработки топлива отделяются попарно от ракеты примерно на 140-й секунде полета на высоте 53 км, затем через 15–25 секунд они разделяются и через 8 минут приземляются в заданном районе на удалении 426 км от старта. Каждый блок может оснащаться парашютными системами возвращения и твердотопливными двигателями мягкой посадки на амортизационные стойки, размещаемых в двух специальных контейнерах-отсеках. После проведения диагностических, профилактических и ремонтно-восстановительных работ возможно повторное использование блоков.

Существовали проекты оснащения блоков 1-й ступени складываемыми крыльями и системами автоматической посадки, что позволило бы им совершать управляемый планирующий спуск и посадку на посадочную полосу космодрома.

Расчетная многократность применения блоков А — до 10 полетов.

Блок «Ц» отделяется на 480-й секунде полета после набора суборбитальной скорости на высоте 115 км и падает в заданном районе акватории Тихого океана.

Доразгон до орбитальной скорости выполняют двигатели полезного груза или разгонного блока, выполняющего функции 3-й ступени.

В качестве 3-й ступени предполагалось использовать разгонные блоки «Смерч» и «Везувий» со своей системой управления, несущие полезную нагрузку. Такой носитель позволял вывести на геостационарную орбиту нагрузку массой до 18 т, на траекторию полета к Луне — 32 т, к Марсу и Венере — до 28 т, к Юпитеру — 5–6 т.

Используется боковое крепление груза и ускорителей.

Основные ТТХ РН «Энергия»

- Стартовая масса, т — 2375
- Масса ракеты-носителя, т — 2270
- Общая длина, м — 58,765
- Максимальный поперечный размер, м — 17,65
- Масса 1-й ступени (блок «А», 4 шт.), т — 1490,4
в т.ч.:
 - запас окислителя (кислорода), т — 886,8
 - запас горючего (керосин РГ-1), т — 341,2
- Длина 1-й ступени, м — 39,46



РН «Энергия-М».
Фото А. Железнякова

- Диаметр баков, м — 3,93
- Масса 2-й ступени (блок «Ц», 1 шт.), т — 776,2
в т.ч.:
 - запас окислителя (кислород), т — 602,775
 - запас горючего (водород), т — 100,868
- Длина 2-й ступени, м — 58,765
- Диаметр баков (без теплоизоляции), м — 7,75
- Двигатель блока «А» (РД-170):
 - тяга на уровне моря, тс — 740
 - тяга в вакууме, тс — 806
 - удельный импульс на уровне моря, с — 308,5
 - удельный импульс в вакууме, с — 336,2

- Двигатель блока «Ц» (4 шт. РД-0120):
 - тяга на уровне моря, тс — 147,6
 - тяга в вакууме, тс — 190
 - удельный импульс на уровне моря, с — 353,2
 - удельный импульс в вакууме, с — 454,7

Главным разработчиком ракеты являлось НПО «Энергия», производство осуществлялось на заводе «Прогресс» в г. Куйбышеве (ныне — Самара). Главный разработчик системы управления — НПО «Электроприбор» в г. Харькове (Украина). Блоки ракеты доставлялись на специальном самолете-транспортёрщике ВМ-Т на космодром Байконур (на аэродром «Юбилейный»), где в монтажно-испытательном корпусе на площадке № 112 осуществлялась сборка ракеты и подготовка к пуску.

Были выполнены два пуска РН «Энергия». Оба успешные.

Первый испытательный пуск был выполнен 15 мая 1987 года с экспериментальной нагрузкой — спутником «Полюс» (массогабаритный макет «Скиф-ДМ», прототип орбитальной лазерной платформы). Вывести аппарат на орбиту не удалось из-за сбоя системы ориентации самого спутника.

Второй старт состоялся 15 ноября 1988 года в составе комплекса «Энергия» — «Буран». Орбитальный корабль был успешно выведен на орбиту и, совершив два витка вокруг Земли, совершил посадку на аэродроме «Юбилейный» космодрома Байконур.

В начале 1990-х годов работы по программе «Энергия» — «Буран» были приостановлены. К моменту окончательного закрытия программы в 1993 году в различной стадии готовности находилось не менее

пяти РН «Энергия». Две из них в незаправленном состоянии до 2002 года хранились на космодроме Байконур и являлись собственностью Казахстана. Были уничтожены 12 мая 2002 года при обрушении крыши монтажно-испытательного корпуса на площадке № 112. Три РН находились на различных стадиях строительства на стапелях НПО «Энергия». После закрытия работ задел был уничтожен, уже изготовленные корпуса ракет либо разрезаны, либо выброшены.

Несмотря на прекращение эксплуатации РН «Энергия», технологии, разработанные для носителя, используются и в настоящее время. Так, двигатель боковых блоков «Энергии» РД-170 под обозначением РД-171 устанавливается на 1-ю ступень РН «Зенит», а двигатель РД-180, спроектированный на основе РД-171, — на 1-й ступени американских РН «Атлас-5».

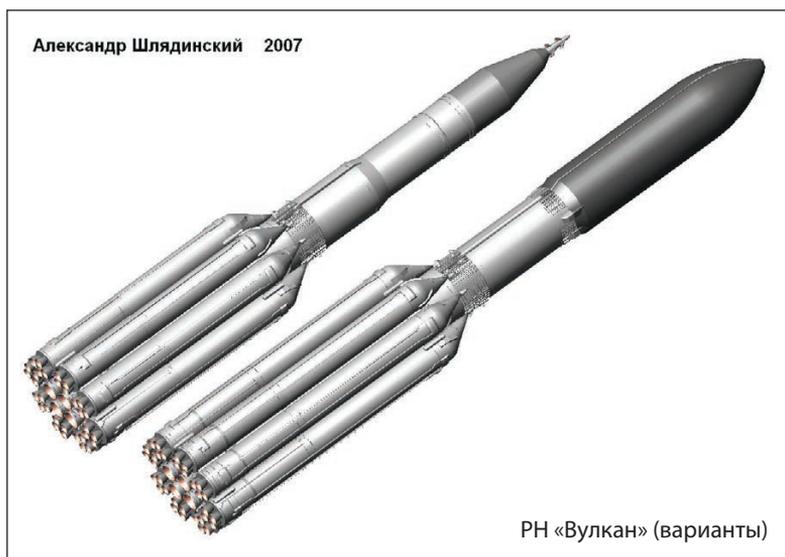
Существовали планы и был сделан соответствующий задел по созданию на основе РН «Энергия» целого семейства носителей.

РН «Энергия-М» — наименее мощная ракета в семействе. Ее грузоподъемность была почти в три раза меньше, чем у базовой модели, т.е. 30–35 т на низкой околоземной орбите. Число боковых блоков было уменьшено с четырех до двух, вместо четырех двигателей РД-0120 на центральном блоке был установлен только один.

В 1989–1991 годах ракета проходила комплексные испытания. Первый пуск был запланирован на 1994 год. Однако в 1993 году проект РН «Энергия-М» проиграл тендер на создание новой тяжелой ракеты-носителя и дальнейшие работы над носителем были прекращены. Полноразмерный, со всеми составляющими компонентами макет ракеты хранился на Байконуре.

РН «Энергия-2» («Ураган») проектировалась как полностью многократного использования. В отличие от базовой модификации «Энергии», которая была частично многоразовой, конструкция «Энергии-2» позволяла возвращать все элементы системы «Энергия» — «Буран». Центральный блок носителя должен был входить в атмосферу, планировать и садиться на обычный аэродром.

РН «Вулкан» («Геркулес») — наиболее тяжелая версия РН «Энергия» со стартовой массой 3810 т. В конструкции предполагалось использование восьми боковых блоков базовой модели и центральный блок РН «Энергия-М» в качестве



РН «Вулкан» (варианты)

ве последней ступени. Грузоподъемность «Вулкана» должна была составить 175 т груза на низкой околоземной орбите.

Основные ТТХ РН «Вулкан»

- Стартовая масса, т — 3810
- Приведенная масса полезной нагрузки, выводимой на низкую околоземную орбиту (включая массу переходного отсека), т — 170
- Масса полезного груза, выводимого на геостационарную орбиту с использованием блока «В», т — 28
- Двигатели 1-й ступени (11Д521, 8 шт.):
 - тяга на уровне моря, тс — 8×740
 - удельный импульс на уровне моря, с — 309
 - удельный импульс в вакууме, с — 336
- Двигатели 2-й ступени (11Д122, 4 шт.):
 - тяга на уровне моря, тс — 4×190
 - удельный импульс на уровне моря, с — 351
 - удельный импульс в вакууме, с — 452
- Двигатель блока «В» (11Д57М):
 - тяга на уровне моря, тс — 42
 - удельный импульс в вакууме, с — 460

В 2000-е годы предпринимались попытки реанимировать работы по семейству ракет-носителей «Энергия». Однако успеха они не имели.

Ракета-носитель «Днепр»

РН «Днепр» — российско-украинская ракета-носитель, созданная на базе подлежащих ликвидации МБР РС-20 (15А18) [подробное описание МБР РС-20 будет приведено во втором разделе настоящего справочника].

Для реализации программы создания и дальнейшей эксплуатации ракеты-носителя «Днепр» по решению российского и украинского космических агентств было создано ЗАО «Международная космическая компания «Космотрас». В ее состав входят предприятия и организации двух стран, создавшие ракетный комплекс РС-20 и осуществляющие гарантийный и авторский надзор в процессе его эксплуатации (в частности, украинское КБ «Южное», которое являлось разработчиком МБР, ОАО «Хартрон», разработавшее систему управления, и др.).

Основу программы «Днепр» составляло более 150 ракет РС-20, пригодных для переоборудования в ракеты-носители. Особое значение придается надежности запуска, и полетная надежность ракеты-носителя



Старт РН «Днепр». Фото РИА «Новости»

«Днепр» подтверждена более чем 160 запусками. Располагая большим парком базовых ракет РС-20, «Космотрас» при запуске одновременно с основной ракетой имеет на космодроме в хранилище также и резервную ракету. При возникновении проблемы с запуском основной ракеты резервная может быть подготовлена к запуску в течение 30 суток, обеспечивая тем самым выполнение контракта в заданные сроки. Ни одна другая компания-оператор запуска в мире не может предложить заказчику такой вид сервиса.

РН «Днепр» выполнена по двухступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней и разгонной ступенью. В качестве топлива используется несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетраоксид (АТ).

Ракета имеет стартовую массу 211 тонн, длину 34 метра, диаметр 3 метра и способна вывести на орбиту высотой 300–900 километров космический аппарат или группу спутников различного назначения стартовой массой до 3,7 тонны.

Ракета имеет несколько модификаций:

- «Днепр-1» — базовая модификация, имеет максимальную преимущество с ракетой РС-20. Использует основные составные части МБР без доработок, за исключением переходника обтекателя;
- «Днепр-М» — улучшенная модификация, имеет более широкие возможности по выведению полезного груза и повышенную высоту орбиты. Модернизация включала в себя установку дополнительных двигателей ориентации и стабилизации, доработку системы управления, установку удлиненного головного обтекателя.

Для запуска РН «Днепр» используются пусковая установка на площадке № 109 космодрома Байконур и пусковые установки на базе Ясный в Оренбургской области.

Первый запуск РН «Днепр» был произведен 21 апреля 1999 года. На околоземную орбиту был

успешно выведен английский научно-экспериментальный спутник UoSAT-12.

С 1999 по 2014 год выполнен 21 пуск РН «Днепр». Один из стартов был аварийным.

События на Украине поставили под вопрос будущность проекта. В конце 2014 года российская сторона заявила о приостановке программы. Как полагают эксперты, в 2015 году могут состояться еще три пуска РН «Днепр», по которым подписаны коммерческие контракты с иностранными заказчиками. Шансы на продолжение работ после «отстрела» уже заказанных ракет невелики.

Ракета-носитель «Зенит-2»

РН «Зенит-2» (11К77) — украинская (ранее советская) базовая двухступенчатая ракета-носитель среднего класса семейства «Зенит», куда входят: «Зенит-2», «Зенит-3SL», «Зенит-2SLБ», «Зенит-3SLБ» и «Зенит-3SLБФ». Разработка носителя велась в КБ «Южное» под руководством В. Ф. Уткина.

Разработка перспективного РН «Зенит» началась после принятия постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 марта 1976 года. Предполагалось, что «Зенит» положит начало новому классу средних ракет-носителей.

РН «Зенит-2» выполнена по моноблочной двухступенчатой схеме и отличается высоким уровнем энергетических характеристик и конструктивно-весового

совершенства, высокой плотностью компоновки, безопасностью эксплуатации.

В качестве топлива используются жидкий кислород и керосин РГ-1. Запуск полностью автоматизирован.

Доработанная 1-я ступень РН «Зенит» после оснащения кислородно-керосиновым двигателем РД-170 (11Д521) вместо РД-171 (11Д520), а также хвостовым и передним отсеками использовалась в качестве модульной части 11С25 блока «А» 1-й ступени РН «Энергия».

На РН «Зенит-2» предполагалось запускать разработанный в конце 1980-х годов новый много-разовый транспортный пилотируемый космический корабль «Заря», производство которого так и не было начато в связи с сокращением финансирования космических программ.

Основные ТТХ РН «Зенит-2»

- Количество ступеней — 2
- Длина (с головным обтекателем), м — 57
- Диаметр, м — 3,9
- Стартовая масса, т — 459

1-я ступень

- Длина, м — 32,9
- Маршевый двигатель — РД-171 (М) (11Д520 (М))
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 725
- Время работы, с — 145
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин

2-я ступень

- Длина, м — 10,4
- Маршевый двигатель — РД-120 (11Д123)
- Тяга в пустоте, тс — 83,4
- Время работы, с — 380
- Окислитель — жидкий кислород
- Горючее — керосин

Первые два запуска РН «Зенит-2» состоялись в апреле и июне 1985 года. Оба прошли нештатно. Первый успешный пуск состоялся 22 октября 1985 года.

В связи с тем, что из первых тринадцати пусков три прошли нештатно, при подписании в 1989 году акта Государственной комиссии о приеме РН «Зенит» на вооружение командование космодрома Байконур



Старт РН «Зенит-3SL» с морской стартовой платформы «Одиссей».
Фото Kirk Pysher

приложило к нему особое мнение. Несмотря на это, недостатки не были своевременно устранены, и 4 октября 1990 года носитель в ходе запуска взорвался, полностью разрушив одно из двух пусковых устройств стартового комплекса «Зенит» на Байконуре.

По состоянию на конец 2014 года состоялись 82 пуска РН «Зенит-2» в различных модификациях. Из этого числа девять пусков были аварийными, а четыре — частично успешными.

Применялись пять модификаций носителя:

1. РН «Зенит-2» в базовой комплектации.

2. РН «**Зенит-2SLБ**» — двухступенчатая модификация ракеты «Зенит-2», доработанная в части новой полностью цифровой системы управления на базе бортовой ЭВМ «Бисер-3» и автономной космической головной части, позволяющей ее сборку отдельно от ракеты-носителя. Кроме того, внедрен ряд улучшений для увеличения массы полезного груза и удобства эксплуатации. Окончательная конфигурация «Зенит-2SLБ» в запусках не использовалась.

3. РН «**Зенит-3SL**» — трехступенчатая ракета-носитель, разработанная на базе уже существующих ракеты-носителя «Зенит-2» и космического разгонного блока ДМ. Использовалась в программе «Морской старт». Ракета и разгонный блок получили соответственно обозначения «Зенит-2S» и ДМ-SL.

4. РН «**Зенит-3SLБ**» — модификация ракеты «Зенит-3SL», доработанная под применение на космодроме Байконур и использовавшая только российско-украинские комплектующие. В ее состав входят ракета-носитель «Зенит-2SБ» (модернизированная «Зенит-2S») и разгонный блок ДМ-SLБ. Предназначалась для запуска с космодрома Байконур по программе «Наземный старт». Первый пуск состоялся 28 апреля 2008 года.

5. РН «**Зенит-3SLБФ**» — модификация ракеты «Зенит-2SLБ»/«Зенит-3SLБ», использующая головную часть разработки НПО им. С. А. Лавочкина. В ее состав входят ракета-носитель «Зенит-2SБ» и разгонный блок «Фрегат-СБ». Предназначена для запусков с космодрома Байконур по программе «Наземный старт». Первый пуск состоялся 20 января 2011 года.

Из-за событий на Украине производство ракет «Зенит» приостановлено.

Ракета-носитель Р-56

РН **Р-56** (8К68) — проект ракеты-носителя сверхтяжелого класса, разработанный в ОКБ-586 под руководством главного конструктора М. К. Янгеля. Ракета предлагалась для использования в межпланетных полетах,

в том числе и в рамках советской лунной программы. Разработка велась в инициативном порядке в соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 22 мая 1963 года.

РН Р-56 должна была обеспечить запуск космических объектов:

- на круговую полярную орбиту высотой 200 км — 40 тонн;
- на геостационарную орбиту — 6 тонн;
- на орбиту вокруг Луны — 12 тонн;
- в район планет Марс и Венера — 6–8 тонн.

Основными принципами при проектировании комплекса были приняты:

- минимальные затраты средств на разработку;
- обеспечение максимальной надежности полета;
- создание комплекса в заданные сроки.

С целью реализации этих принципов большое внимание на стадии проектирования было уделено выбору принципиальной и конструктивной схемы РН.

Проведенные исследования показали, что вариант двухступенчатой ракеты, выполненной по моноблочной схеме, является наиболее перспективным с точки зрения производственной базы для создания более мощных РН, в том числе с применением других источников энергии, обеспечивающих пилотируемые межпланетные полеты.

При анализе конструктивно-компоновочной схемы РН рассматривались три принципиальные схемы:

- четырехблочная с диаметром корпуса блока 3,8 метра (близкий к максимально допустимому при транспортировке железнодорожным транспортом без ограничений);
- семиблочная с диаметром корпуса каждого блока 3 метра (лучше всего освоенный в производстве);
- моноблочная с диаметром корпуса 6,5 метра с обеспечением транспортировки носителя, полностью собранного в заводских условиях, водным путем.

В качестве основных двигателей рассматривались двигатели разработки ОКБ-456 11Д43 и его модификация 11Д44.

Исследования показали, что, несмотря на трудности с транспортировкой, моноблочная схема имеет несомненные преимущества по сравнению с другими вариантами конструкции. По этому пути и пошли при создании РН Р-56.

РН выполнена по двухступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней. На ракете могли применяться две дополнительные ступени: орбитальная с однократным запуском двигателя и космическая с мно-

Основные ТТХ РН Р-56

	1-я ступень	2-я ступень	Орбитальная ступень	Космическая ступень
Стартовый вес, тс	1421	259	46	12,6 (к Луне) 17,0 (ГСО)
Конечный вес, тс	345,6	65,8	16,4 20,8	4,8 8,5
Масса компонентов топлива, т	1099,6	199,2	30,1	8,71
Тяга ДУ (на земле / в пустоте), тс	148 × 16 / 164 × 16	– / 172,3	– / 50	– / 12
Удельный импульс (на земле / в пустоте), с	285 / 316	– / 325	– / 327	– / 350
Компоненты топлива	АТ + НДМГ		АТ + Г-50	



гократным запуском двигателя. Такое решение позволяло иметь унифицированный вариант носителя для решения всех рассматриваемых задач.

Двигательная установка 1-й ступени состояла из 12 основных и 4 управляющих двигателей, выполненных качающимися в тангенциальной плоскости. Двигательная установка 2-й ступени состояла из основного однокамерного двигателя и четырехкамерного управляющего двигателя.

На орбитальной ступени двигательная установка состояла из однокамерного основного двигателя и четырехкамерного управляющего, допускающих запуск в условиях невесомости. Двигательная установка космической ступени состояла из однокамерного двигателя с четырехкратным запуском в условиях невесомости.

На 1-й и 2-й ступенях в двигательной установке использовалась топливная пара азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ). На орбитальной и космической ступенях — АТ в качестве окислителя и Г-50 в качестве горючего.

Система управления РН предполагалась автономной разработки ОКБ-692 и ОКБ-944 с учетом обеспечения задачи при отключении одного двигателя 1-й ступени. Системы управления орбитальной и космической ступеней — комбинированного типа.

Космический аппарат должен был устанавливаться на переходной раме и защищаться обтекателем от воздействия набегающего потока при полете на активном участке траектории.

Для спасения космических объектов в случае возникновения аварийной ситуации на старте и активном участке полета на РН предусматривалась система спасения.

Для запуска РН предусматривалась наземная стартовая позиция открытого типа. Рассматривалась возможность пусков со всех действовавших и строящихся полигонов СССР. С точки зрения транспортировки наиболее предпочтительно выглядел полигон Капустин Яр, где и предлагалось соорудить стартовую позицию.

Полная подготовка к пуску РН на стартовой позиции должна была производиться при помощи башни обслуживания, внутри которой должен был выдерживаться стабильный температурный режим.

Пусковую установку предполагалось сделать заглубленной с отводом газов работающих двигателей в одну сторону с помощью газохода лоткового типа.

Проект РН Р-56 так и остался проектом. После принятия правительством решения о разработке РН Н-1 под руководством С.П. Королева работы по РН Р-56 были закрыты.

Ракета-носитель УР-700

РН **УР-700** (11К87) — проект ракеты-носителя сверхтяжелого класса, разработанный в ОКБ-52 под руководством главного конструктора В.Н. Челомея в качестве альтернативного проекта РН Н-1. Также предназначался для запусков отечественных лунных кораблей.

За основу носителя планировалось взять уже находившуюся к тому времени в эксплуатации трехступенчатую УР-500К (8К82К), к которой добавлялась новая 1-я ступень — девять блоков с одним двигателем РД-270 в каждом.

Этот уникальный двигатель тягой в 630 тонн (более чем в четыре раза мощнее, чем двигатели 1-й ступени РН Н-1) специально создавался для УР-700 в ОКБ-456 под руководством В.П. Глушко. Собственно, это был единственный сложный элемент, который требовалось разработать для нового носителя. Все остальные компоненты имели унифицированные размеры с УР-500, что позволяло производить их на существующей оснастке.

Длина УР-700 вместе с лунным кораблем ЛК-700 составила бы около 75 метров. Стартовая масса — порядка 4500–5000 тонн.

Носитель УР-700 позволял вывести на околоземную орбиту нагрузку массой 140 тонн, что было достаточно для реализации советского «лунного варианта».

Несмотря на негативное отношение ОКБ-1 к проекту и отрицательное заключение НИИ-88, 20 октября 1965 года вышел приказ министра общего машиностроения о разработке нового тяжелого носителя УР-700, на 1-й ступени которого предполагалась установка 6 двигателей РД-270, на 2-й — трех таких двигателей. В 1966 году было выполнено дополнение к предэскизному проекту двигателя.

17 ноября 1967 года вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о разработке эскизного проекта ракетно-космического комплекса УР-700 на базе двигателей РД-270 и проведении экспериментальных работ по двигателю для подтверждения основных технических решений эскизного проекта. В 1968 году был выполнен эскизный проект двигателя РД-270.

В 1969 году разработка ЖРД РД-270 была приостановлена из-за отсутствия решения о дальнейших работах по РН УР-700. 31 декабря 1970 года, в связи с успешной посадкой американских астронавтов, все работы по ракете УР-700, включая разработку ЖРД РД-270, были окончательно прекращены.

«Если бы лет десять-двенадцать назад приняли мой

вариант, — говорил впоследствии Челомей, — мы бы имели носитель, не уступающий «Сатурну-5», но с тем преимуществом, что три верхние ступени всегда находятся в серийном производстве, независимо от лунной программы».

Предполагалось, что УР-700 станет основой для серии сверхтяжелых носителей с увеличением массы полезной нагрузки, выводимой на низкую околоземную орбиту до 225 тонн (проект УР-900).

Ракета-носитель «Старт»

РН **«Старт»** — твердотопливная ракета-носитель космического назначения, созданная на базе МБР «Тополь» (15Ж58) [подробное описание МБР «Тополь» будет приведено во втором разделе настоящего справочника] в Московском институте теплотехники. Предназначена для запуска малогабаритных космических аппаратов на низкие околоземные орбиты, в том числе по коммерческим заказам.

Существуют две модификации ракет-носителей типа «Старт»:

- РН «Старт» — пятиступенчатая, причем 2-я ступень ракеты, аналогичная 2-й ступени МБР «Тополь», встраивается дважды. Полезная нагрузка для низких орбит (400 км) составляет примерно 850 кг. Высота ракеты составляет 28,8 м, максимальный диаметр — 1,8 м, стартовая масса — 60 т;
- РН «Старт-1» — четырехступенчатая. Полезная нагрузка для низких орбит (400 км) составляет примерно 500 кг. Высота ракеты составляет 22,7 м, максимальный диаметр — 1,8 м, стартовая масса — 47 т.

Первый испытательный пуск РН «Старт-1» состоялся 25 марта 1993 года с космодрома Плесецк и был успешным — на околоземную орбиту был выведен экспериментальный космический аппарат ЭКА-1.

По состоянию на начало 2015 года состоялось шесть пусков РН «Старт-1» и один пуск РН «Старт». Из этого числа только один пуск РН «Старт», осуществленный 28 марта 1995 года с космодрома Плесецк, был аварийным.

Начиная с 1997 года все пуски производились с космодрома Свободный. Крайний запуск с этого дальневосточного космодрома состоялся 25 апреля 2006 года.

Дальнейшие перспективы РН «Старт» и «Старт-1» не ясны. Они продолжают числиться как действующие, но новые пуски носителя пока не запланированы.

Ракета-носитель «Стрела»

РН «Стрела» (14A036) — двухступенчатая ракета-носитель легкого класса, спроектированная в НПО машиностроения на базе МБР УР-100Н (15А30) [подробное описание МБР УР-100Н будет приведено во втором разделе настоящего справочника]. Система управления разработана Харьковским ОАО «Хартрон».

Основное отличие РН «Стрела» от РН «Рокот», также спроектированной на базе УР-100Н, состоит в минимизации изменений конструкции ракеты и стартового комплекса. Роль разгонного блока выполняет блок индивидуального наведения боеголовок на цель. РН «Стрела» оснащается новым головным обтекателем большего объема и измененным программным обеспечением системы управления. В качестве топлива используется несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетраоксид (АТ).

Стартовая масса ракеты составляет 105 тонн, полезная нагрузка — до 2 тонн.

Пуск РН «Стрела» осуществляется из шахтной пусковой установки.

Первый пуск РН «Стрела» был произведен с космодрома Байконур 5 декабря 2003 года. На околоземную орбиту был выведен габаритно-весовой макет полезной нагрузки.

Несмотря на успех испытательного запуска, почти 10 лет новые пуски РН «Стрела» не производились. Эксплуатация возобновилась лишь в июне 2013 года, когда был запущен спутник «Кондор». Еще один запуск РН «Стрела» со спутником «Кондор-Э» был произведен 19 декабря 2014 года.

В ближайшие годы планируется продолжить использование РН «Стрела» для запуска спутников гражданского и военного назначения.

Основные ТТХ РН «Стрела»

- Сухая масса, т — 1058
- Длина, м — 28,27
- Диаметр, м — 2,5
- Масса полезной нагрузки, выводимой на НОО, т — до 2



БРПЛ Р-29М (РН «Штиль»)

Ракета-носитель «Волна»

РН «Волна» — ракета-носитель, созданная в ГКЦ им. Макеева на основе БРПЛ Р-29Р (3М40). Предназначалась для пусков по суборбитальной траектории и для вывода спутников на низкую околоземную орбиту.

Ракета запускалась с борта подводной лодки из погруженного положения. Две первые ступени ракеты работали на НДМГ и АТ, 3-я ступень, которая использовалась только для орбитальных запусков, — на твердом топливе. При экваториальной стартовой позиции ракета могла выводить на низкую орбиту до 115 кг полезного груза. По причине необходимости наземного контроля после старта все пуски производились только из акватории Баренцева моря, что снижало полезную нагрузку до 50 кг.

Всего состоялось четыре пуска РН «Волна» по суборбитальной траектории и один пуск с задачей доставки полезной нагрузки на околоземную орбиту.

Полностью успешным (со слов разработчика) считается только первый пуск, состоявшийся 7 июня 1995 года, по суборбитальной траектории.

Во время второго пуска, осуществленного 20 июля 2001 года с борта подводной лодки «Борисоглебск», полезная нагрузка (солнечный парус «Космос-1») не отделилась от последней ступени носителя и сгорела в плотных слоях земной атмосферы.

Следующий пуск был произведен 12 июля 2002 года с борта подводной лодки «Рязань». По заявлению разработчика, полет был успешным. Однако полезная нагрузка (надувное устройство «Демонстратор-2») так и не была найдена.

21 июня 2005 года была предпринята попытка запуска с помощью РН «Волна» спутника «Космос-1» (солнечный парус). Пуск окончился неудачей из-за отказа насоса двигателя 1-й ступени носителя.

7 октября того же года была предпринята вторая попытка пуска по суборбитальной траектории устройства «Демонстратор-2». Как и в первый раз, разработчик заявил об успешности полета. Однако, как и в первый раз, устройство после посадки обнаружено не было.

После этой удачи / неудачи эксплуатация РН «Волна» была прекращена.

Ракеты-носители семейства «Штиль»

Семейство РН «Штиль» («Штиль», «Штиль-2.1», «Штиль-2Р») создано в ОАО «ГРЦ имени академика В.П. Макеева». Предназначены для выведения мало-

размерных космических аппаратов на околоземную орбиту высотой 500 километров.

Ракета имеет три ступени и работает на высококипящих компонентах топлива (НДМГ + АТ).

Пуски ракет семейства могут производиться из шахт подводных лодок проекта 667БДРМ в подводном и надводном положении, а также с наземного стартового комплекса.

Использование подводной лодки в качестве стартового комплекса позволяет осуществлять пуски ракет-носителей «Штиль» практически на любые наклонения орбит.

РН «Штиль»¹ представляет собой серийную БРПЛ РМ-29РМ с дополнительно установленной телеметрической аппаратурой. Полезная нагрузка объемом до 0,183 м³ размещается в штатном отсеке ракеты. Позволяет обеспечить запуск космического аппарата массой до 70 кг на круговую орбиту высотой 400 км и наклоном 79°. Старт осуществляется с борта подводной лодки, находящейся в подводном положении.

Первый пуск РН «Штиль» был произведен 7 июля 1998 года с борта подводной лодки К-407 «Новомосковск». На околоземную орбиту были выведены малые космические аппараты Tubsat-N и Tubsat-N1 массой 8,5 и 3 килограмма соответственно, изготовленные в Берлинском техническом университете.

Второй запуск РН «Штиль» состоялся 27 мая 2006 года с борта подводной лодки К-84 «Екатеринбург». На солнечно-синхронную орбиту был выведен космический аппарат «КОМПАС-2»² массой 80 килограммов.

Для улучшения условий размещения полезной нагрузки разработан вариант РН «Штиль-2.1»³ со специальным отсеком объемом до 1,87 м³, закрытым головным обтекателем. При этом на круговую орбиту высотой 500 километров может доставляться полезная нагрузка массой до 150 килограммов.

Пусков РН «Штиль-2.1» до настоящего времени не производилось.

В варианте РН «Штиль-2Р» в дополнение к головному обтекателю большего объема устанавливается малоразмерный разгонный блок. В результате этих модернизаций масса полезной нагрузки, выводимой на орбиту высотой 500 километров, возрастает до 200 килограммов. Старт этого варианта РН может осуществляться как с борта подводной лодки в над-

водном положении, так и с наземного стартового комплекса.

В варианте «Штиль-2Р» запусков носителя до настоящего времени не производилось.

Ракета-носитель «Зыбь»

В 1990-х годах в СКБ-385 (ГРЦ им. Макеева) велись работы по созданию на основе снимаемых с вооружения БРПЛ Р-27 (4К10) РН «Зыбь». Основным назначением носителя являлось проведение научно-исследовательских экспериментов, требующих создания микрогравитации. Полет предполагался только по суборбитальной траектории. При этом период невесомости длился от 17 до 24 минут. Объем выводимой полезной нагрузки составлял 1,5 м³. Масса полезной нагрузки 650 кг при максимальной высоте подъема 1800 км или 1000 кг при высоте 1000 км.

Были осуществлены три пуска РН «Зыбь». Все успешные.

1 декабря 1991 года был запущен модуль «Спринт», разработанный ГРЦ им. Макеева совместно с НПО «Композит». Модуль предназначался для отработки технологий получения сверхпроводниковых материалов и нес на борту 15 экзотермических печей.

9 декабря 1992 года и 1 декабря 1993 года были осуществлены запуски модуля «Эфир» с биотехнологической аппаратурой «Медуза» массой 80 кг. Модуль, разработанный совместно с Центром космической биотехнологии, предназначался для исследований технологии очистки биологических и медицинских препаратов методом электрофореза в условиях невесомости.

Дальнейшего развития программа «Зыбь» не получила, работы были свернуты.

Ракета-носитель «Рокот»

РН «Рокот» (14А05) — трехступенчатая ракета-носитель легкого класса, спроектированная в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева на базе МБР УР-100Н УТТХ [подробное описание МБР УР-100Н УТТХ будет приведено во втором разделе настоящего справочника] в рамках программы конверсии. Позволяет выводить до 2150 килограммов полезной нагрузки (при использовании разгонного бло-

¹ Также известна под названием «Штиль-1».

² КОМПАС — Комплексный Орбитальный Магнитно-Плазменный Автономный Спутник.

³ Также известна под названием «Штиль-2».

ка «Бриз-КМ») на круговую орбиту высотой 200 километров, наклонением 63° с космодрома Плесецк.

Система управления разработана Харьковским НПО «Электроприбор». В отличие от другого, более позднего варианта конвертации МБР УР-100Н УТТХ в ракету-носитель — РН «Стрела» — РН «Рокот» выполнен по трехступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней. Основное отличие РН «Стрела» от РН «Рокот» — минимизация изменений конструкции ракеты и стартового комплекса.

В «Рокоте» в качестве первых двух ступеней используется блок ускорителей МБР УР-100Н УТТХ, 3-я ступень — разгонный блок «Бриз». Разгонный блок «Бриз-КМ» оснащен жидкостным ракетным двигателем многоразового (до 8 раз) включения, позволяющим осуществлять выведение космических аппаратов по энергетически оптимальным траекториям, а при групповом выведении разводить спутники на требуемые орбиты.

В качестве топлива используются несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид.

Основные ТТХ РН «Рокот»

- Количество ступеней — 3
- Длина (с головным обтекателем), м — 29,15
- Диаметр, м — 2,5
- Стартовая масса, т — 107,5

1-я ступень

- Длина, м — 17,2
- Маршевый двигатель — 3 × РД-0233 + 1 × РД-0234
- Тяга на уровне моря / в пустоте, тс — 188 / 208
- Удельный импульс на уровне моря / в пустоте, с — 285 / 310
- Время работы, с — 121
- Окислитель — АТ
- Горючее — НДМГ

2-я ступень

- Длина, м — 3,9
- Маршевый двигатель — РД-0235
- Тяга в пустоте, тс — 24
- Удельный импульс в пустоте, с — 320
- Время работы, с — 183
- Окислитель — АТ
- Горючее — НДМГ

3-я ступень («Бриз-КМ»)

- Длина, м — 2,5
- Маршевый двигатель — С5.98М
- Окислитель — АТ
- Горючее — НДМГ

На мировом рынке коммерческих запусков маркетингом РН «Рокот» занимается совместное предприятие Eurocot Launch Services, участниками которого являются ГКНПЦ имени М.В. Хруничева (49%) и европейский авиационный и космический концерн Airbus (бывшая EADS Astrium) (51%).

Первые три тестовых запуска РН «Рокот» в варианте 14А01Р были произведены в начале 1990-х годов из шахтной пусковой установки на космодроме Байконур. Во время пусков 20 ноября 1990 года и 20 декабря 1991 года полеты проходили по суборбитальной траектории. 26 декабря 1994 года РН «Рокот» с разгонным блоком «Бриз-К» впервые вывела радиолокационный спутник «Радио-РОСТО» на околоземную орбиту. Дальнейшие (с мая 2000 года) коммерческие запуски РН «Рокот» в варианте 14А05 производятся с переоборудованной площадки РН «Космос» на космодроме Плесецк.

К концу 2014 года были выполнены пуски 22 ракет «Рокот». Из этого числа один пуск был аварийным, а еще два — частично успешными.

Министерство обороны России для сокращения зависимости от импортных компонентов намерено с 2016 года отказаться от использования РН «Рокот».

Ракеты-носители семейства «Русь-М»

«Русь-М» — семейство разрабатываемых ракет-носителей тандемной схемы, включавшее в себя носители от среднего до тяжелого класса в диапазоне грузоподъемности от 6,5 до 50 тонн на низкую околоземную орбиту при старте с космодрома Восточный. В перспективе планировалось разработать РН с грузоподъемностью до 100 тонн.

Первоначально планировалось модернизировать РН «Союз» с возможностью доставки полезного груза на низкую опорную орбиту до 18 тонн (проект «Русь»). Однако потом было принято решение об увеличении полезной нагрузки до 23,8 тонны, что фактически привело к разработке новой ракеты-носителя.

Головным разработчиком и производителем РН семейства «Русь-М» являлось «ЦСКБ-Прогресс» (ныне — РКЦ «Прогресс»).

Ракета-носитель «Русь-М» являлась частью перспективной пилотируемой транспортной системы, разрабатываемой в РКК «Энергия», и предназначалась в первую очередь для запуска перспективных пилотируемых и грузовых космических кораблей.

Так как основным назначением ракеты являлся запуск пилотируемых кораблей, к ней были предъяв-

лены крайне жесткие требования по безопасности. В частности, одним из требований являлась способность носителя уйти со старта даже при отказе одного из двигателей.

Исходя из данных требований, а также ограничений по габаритам доставляемых по железной дороге грузов применяется блочная структура 1-й ступени: она состоит из универсальных ракетных блоков диаметром 3,8 метра, каждый из которых содержит баки с компонентами и один двигатель. Тем не менее, несмотря на блочную конструкцию, как у ракеты пакетной схемы, 1-я ступень является единой, неразделяемой в полете конструкцией, что соответствует схеме «тандем».

Еще одним требованием являлось обеспечение продолжения полета в случае отказа одного из двигателей. При этом в случае достаточных запасов энергии (топлива в баках) она продолжает выведение космического корабля на пониженную орбиту, а при недостатке энергии — приведение его в условия, обеспечивающие спасение и безопасную посадку.

Ракета-носитель разрабатывалась по заказу Роскосмоса. Однако из-за недостатка финансирования работы были прекращены в 2011 году на стадии бумажного проектирования.

Предполагалась разработка следующих модификаций РН «Русь-М»:

– «Русь-МС» (средний класс);

Основные ТТХ РН «Русь-М»

Модификация	Русь-МС	Русь-МП	Русь-МТ-35	Русь-МТ-50
Длина, м	нет данных	61,1	нет данных	нет данных
Максимальный поперечный диаметр, м	3,8	11,6	11,6	11,6
Стартовая масса, т	233–235	673	~1100	~1433
Тяга (на уровне моря), тс	391,44–394,8	~915,28	~1947	1719,6–1948,88
Полезная нагрузка на НОО, т	6,5	~23,8	33–36	53–54
Полезная нагрузка на ГПО, т	нет данных	нет данных	нет данных	нет данных
Полезная нагрузка на ГСО, т	—	4,0	7–7,5	~11,5
1-я ступень	1 × РД-180	3 × РД-180	5 × РД-180	4 × РД-180
Топливо 1-й ступени	жидкий кислород + керосин	жидкий кислород + керосин	жидкий кислород + керосин	жидкий кислород + керосин
Масса топлива 1-й ступени, т	180	540	900	960
2-я ступень	1 × РД-0124	4 × РД-0146	4 × РД-0146	1 × РД-180
Топливо 2-й ступени	жидкий кислород + керосин	жидкий кислород + жидкий водород	жидкий кислород + жидкий водород	жидкий кислород + керосин
Масса топлива 2-й ступени, т	22,5	46,5	46,5	240
3-я ступень	—	—	—	4 × РД-0146
Топливо 3-й ступени	—	—	—	жидкий кислород + жидкий водород
Масса топлива 3-й ступени, т	—	—	—	50

- «Русь-МП» (средний класс повышенной грузоподъемности);
- «Русь-МТ-35» (тяжелый класс с грузоподъемностью до 35 тонн);
- «Русь-МТ-50» (тяжелый класс с грузоподъемностью до 50 тонн).

РН «Русь-МС» относится к РН среднего класса. Ракета состоит из одного универсального ракетного блока 1-й ступени и блока «И» от РН «Союз-2.1б» в качестве 2-й ступени.

РН «Русь-МП» относится к ракетам среднего класса повышенной грузоподъемности. В качестве 1-й ступени носителя используется «жесткая» связка из трех универсальных ракетных блоков, которые не могут отделяться. На 2-й ступени установлены 4 двигателя РД-0146, разработанные КБ химической автоматики, работающие на топливной паре кислород — водород.

РН «Русь-МТ-35» принадлежит к тяжелому классу ракет. Первая ступень состоит из связки пяти универсальных ракетных блоков, на 2-й установлены 4 двигателя РД-0146, работающие на жидком водороде и жидком кислороде. Главным назначением ракеты является вывод тяжелых автоматических космических аппаратов на геопереходную и геостационарную орбиты. От величины стартовой тяги 1-й ступени сильно зависит масса полезного груза, которую способна вывести ракета.

РН «Русь-МТ-50» также относится к тяжелому классу ракет, имея при этом грузоподъемность в 1,43 раза большую, чем у РН «Русь-МТ-35». Предполагалось, что ракета-носитель будет трехступенчатой. В качестве 1-й ступени должны использоваться четыре универсальных ракетных блока с РД-180, 2-й — один центральный блок с дросселированным РД-180, на 3-й же будет установлено 4 двигателя РД-0146 на кислородно-водородном топливе.

РН «Русь-МТ-50» проектировалась с расчетом совершения пилотируемых полетов на Луну и Марс, поэтому в ней планировалось применить универсальный

ракетный блок и криогенную верхнюю ступень с увеличенной заправкой.

Перспективы возобновления работ не ясны, хотя такие попытки и предпринимаются.

Ракета-носитель «Россиянка»

РН «Россиянка» — проект ракеты-носителя, разработанный в ГРЦ им. Макеева.

Основной особенностью данного носителя является возвращаемая 1-я ступень, которую можно использовать до 25 раз. Возвращение ступени осуществляется по баллистической траектории путем повторного включения штатных двигателей.

Стартовая масса РН составляет 750 т, масса выводимой полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту 21,5 т. В качестве топлива используются жидкий кислород и сжиженный природный газ. Прорабатываются также варианты альтернативных видов топлива: «жидкий кислород + керосин» для 1-й ступени и «жидкий кислород + водород» для 2-й. Использование водорода во 2-й ступени позволит увеличить массу полезной нагрузки до 35 т.

В качестве основы бортовой аппаратуры системы управления планируется использовать аппаратуру РН «Союз-2». Использование спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС и дополнительных бортовых навигационных приборов позволит решить задачу безударного возвращения 1-й ступени на оборудованную площадку размером 50×50 м, удаленную от места старта ракеты на 3–5 км.

Проект РН «Россиянка» был представлен на конкурс Федерального космического агентства по разработке Многоразовой ракетно-космической системы первого этапа (МРКС-1) в декабре 2012 года. Однако по итогам этого конкурса заказ на разработку получил ГКНПЦ им. М. В. Хруничева с проектом «Байкал — Ангара».

Перспективы разработки РН «Россиянка» пока не ясны.

Раздел 2.

МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ

Межконтинентальная баллистическая ракета (МБР) — управляемая баллистическая ракета класса «земля — земля», с дальностью полета не менее 5500 километров. Как правило, ракеты этого класса оснащаются ядерными боевыми частями и предназначены для поражения стратегически важных объектов противника.

Первой из стран, приступивших к работам по созданию МБР, стала нацистская Германия. Летом 1942 года стартовал проект «Америка» по созданию двухступенчатой ракеты на жидком топливе А9/А10, способной достичь Американского континента. Возглавил работы Вернер фон Браун. Лишь поражение в войне помешало немцам создать это оружие.

После окончания Второй мировой войны широким фронтом развернулись работы по созданию МБР в странах-победительницах: СССР, США, Великобритании и Франции. Все они активно использовали ракетное «наследие» Германии.

Первая в мире МБР — советская Р-7 (8К71) — была успешно испытана 21 августа 1957 года. На вооружение она была принята в 1960 году.

Первая американская МБР «Атлас» (*англ.* Atlas) была успешно испытана на год позже, чем советская ракета. Но на вооружение ее приняли в 1959 году, раньше, чем Р-7.

В настоящее время МБР имеют на вооружении Россия, США, Китай, Франция и Великобритания. Близки к завершению летные испытания индийской МБР «Агни-5» (*англ.* Agni-5). Возможно, Израиль располагает ракетами данного класса, хотя официально не подтверждает

этот факт. Разработку ракет данного класса ведут Иран, КНДР и Пакистан.

МБР различаются по числу доставляемых к месту назначения боеголовок и по типу своего базирования.

По количеству боеголовок:

- моноблочные;
- с разделяющимися боеголовками.

По типу своего базирования:

- запускаемые с наземных стартовых пусковых установок;
- запускаемые из шахтных пусковых установок (ШПУ);
- запускаемые с мобильных пусковых установок на базе колесного шасси;
- запускаемые с железнодорожных пусковых установок;
- запускаемые с борта подводных лодок.

Неоднократно предлагались и другие способы базирования МБР, призванные обеспечить скрытность развертывания и защищенность стартовых комплексов:

- на специализированных самолетах и даже дирижаблях с запуском МБР в полете;
- в сверхглубоких (сотни метров) шахтах в скальных породах, из которых транспортно-пусковые контейнеры с ракетами должны перед пуском подниматься к поверхности;
- на дне континентального шельфа во всплывающих капсулах;
- в сети подземных галерей, по которым непрерывно движутся мобильные пусковые установки.

До сих пор ни один из подобных проектов не был доведен до практической реализации.

Ракеты, запускаемые с борта подводных лодок, фактически образуют самостоятельный класс баллистических ракет, описание которых будет приведено в четвертом разделе справочника.

В России и США отслужившие свой срок МБР используются как ракеты-носители для вывода космических аппаратов на низкие круговые околоземные орбиты.

Многие ракеты-носители созданы на основе МБР.

МБР Р-7 и Р-7А

МБР **Р-7** (разг. «семерка», индекс ГРАУ — 8К71) — двухступенчатая МБР с отделяющейся головной частью массой 3 тонны и дальностью полета 8000 километров. Первая МБР в мире.

Предварительные изыскания по созданию МБР были начаты в 1950 году: постановлением Совета Министров СССР от 4 декабря 1950 года была задана комплексная поисковая научно-исследовательская работа по теме «Исследование перспектив создания ракет дальнего действия различных типов с дальностью полета 5–10 тысяч километров с массой боевой части 1–10 тонн». К работе привлекались ОКБ-456 (ныне — ОАО НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко), НИИ-885 (ныне — Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина»), НИИ-3 (ныне — 3-й ЦНИИ Министерства обороны РФ, НИИ-4 (ныне — 4-й ЦНИИ

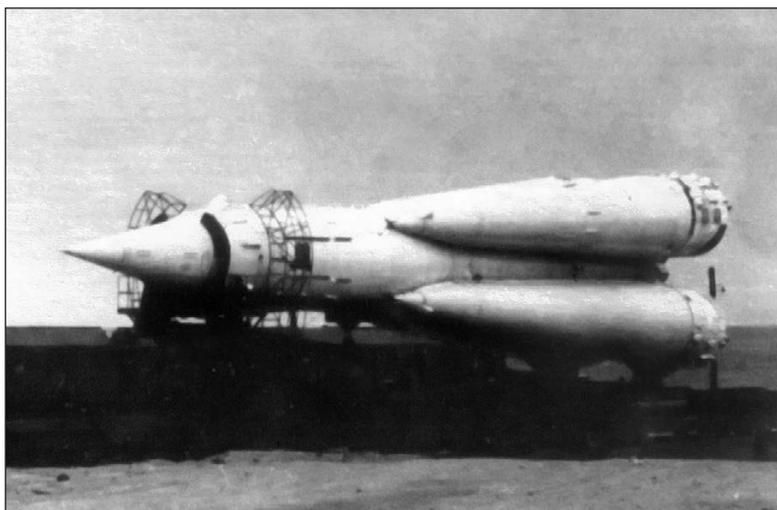
Министерства обороны РФ), Центральный институт авиационного моторостроения, Центральный аэрогидродинамический институт, НИИ-6 (ныне — ГНЦ РФ ФГУП «ЦНИИ химии и механики»), НИИ-125 (ныне — ФГУП «Федеральный центр двойных технологий «Союз»), НИИ-10 (ныне — НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова), математический институт им. А.Н. Стеклова и др. При выполнении темы был исследован широкий круг проблемных в то время вопросов и намечены пути их решения, доказана принципиальная возможность создания составных баллистических ракет, работающих на компонентах топлива жидкий кислород — керосин, с полезным грузом 3–5 тонн.

В 1953 году была осуществлена разработка эскизного проекта двухступенчатой баллистической ракеты дальнего действия массой до 170 тонн, с отделяющейся головной частью массой 3 тонны, с дальностью полета 8 тысяч километров.

В октябре 1953 года по указанию заместителя Председателя Совета Министров СССР В.А. Малышева масса головной части должна была быть увеличена до 5,5 тонны при сохранении дальности полета. В связи с этим потребовалась серьезная переработка проекта (так как с головной частью такой массы спроектированная ракета могла обеспечить дальность 5,5 тысячи километров).

20 мая 1954 года вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о создании баллистической ракеты межконтинентальной дальности. Работы были поручены ОКБ-1 (ныне — ОАО Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева). Возглавлявший организацию С.П. Королев получил широкие полномочия на привлечение не только специалистов различных отраслей промышленности, но и на использование необходимых материальных ресурсов.

Р-7 была спроектирована по «пакетной» схеме. Первая ступень состоит из четырех боковых блоков, каждый длиной 19 метров и наибольшим диаметром 3 метра. Они расположены симметрично вокруг центрального блока (2-я ступень) и соединены с ним верхним и нижним поясами силовых связей. Конструкция блоков одинакова. Блок состоит из опорного конуса, топливных баков, силового кольца, хвостового отсека и двигательной установки. На всех блоках стояли жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) РД-107 (8Д74) с насосной подачей компонентов топлива.



Вывоз МБР Р-7 на стартовую позицию. Фото РКК «Энергия»

Двигатель был выполнен по открытой схеме и состоял из шести камер сгорания. При этом две из них использовались как рулевые. ЖРД развивал тягу 78 тонн на уровне моря.

Вторая ступень (центральный блок) ракеты состояла из приборного отсека, баков для окислителя и горючего, силового кольца, хвостового отсека, маршевого двигателя и четырех рулевых агрегатов. На ней устанавливался ЖРД РД-108 (8Д75), аналогичный по конструкции с РД-107, но имевший большее число рулевых камер. Он развивал тягу 71 тонну на уровне моря, включался одновременно с двигателями 1-й ступени (еще на старте) и работал, соответственно, дольше, чем ЖРД 1-й ступени.

Запуск всех двигателей обеих ступеней на старте осуществлялся по той причине, что в то время у разработчиков ракеты не было уверенности в возможности надежного зажигания двигателей 2-й ступени на большой высоте.

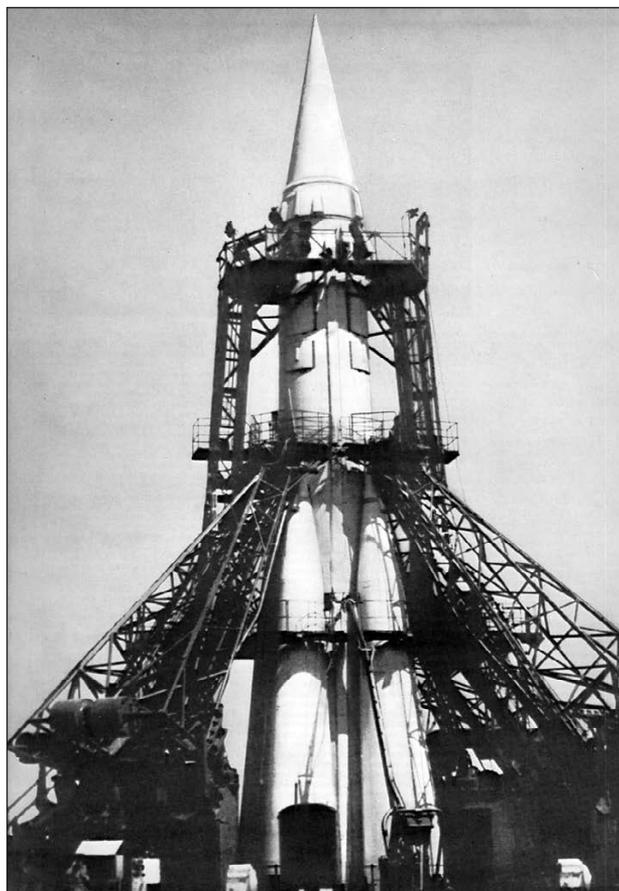
Все двигатели использовали двухкомпонентное топливо: окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин Т-1. Для привода турбонасосных агрегатов ракетных двигателей применялся горячий газ, образующийся в газогенераторе при каталитическом разложении перекиси водорода, а для наддува баков — сжатый азот. Для достижения необходимой дальности полета установили автоматическую систему регулирования режимов работы двигателей и систему синхронного опорожнения баков, что позволило сократить гарантийный запас топлива.

Конструктивно-компоновочная схема Р-7 обеспечивала запуск всех двигателей при старте (в том числе ДУ центрального блока) с помощью специальных пирозажигательных устройств, установленных в каждую из 32 камер сгорания.

Маршевые ЖРД ракеты имели для своего времени высокие энергетические и массовые характеристики, а также высокую надежность.

У Р-7 была комбинированная система управления. 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. Исполнительными органами системы управления были поворотные камеры рулевых двигателей и воздушные рули.

Для отработки тактико-технических характеристик МБР, запуска искусственных спутников Земли, выполнения научно-исследовательских и экспериментальных работ по тематике ракетно-космической техники в



МБР Р-7 на стартовом комплексе. Фото РКК «Энергия»

феврале 1955 года началось создание Научно-исследовательского испытательного полигона № 5 Министерства обороны СССР (НИИП № 5 МО СССР, ныне — космодром Байконур).

В начале 1957 года ракета, получившая обозначение Р-7, была готова к испытаниям. В апреле этого же года был подготовлен и стартовый комплекс.

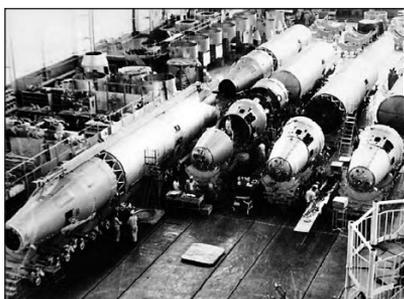
Первый старт состоялся 15 мая 1957 года и закончился аварией. Почти сразу после прохождения команды на запуск двигательной установки в хвостовом отсеке одного из боковых блоков возник пожар. После 98 секунд управляемого полета из-за потери тяги произошло отделение этого блока и последовала команда на выключение двигателей.

Неудачей закончился и следующий пуск, произведенный 12 июля 1957 года. Ракета нормально взлетела, но через несколько десятков секунд полета она стала отклоняться от заданной траектории, и чуть позже ее пришлось подорвать. Как потом удалось выяснить, причиной послужило нарушение с 32-й

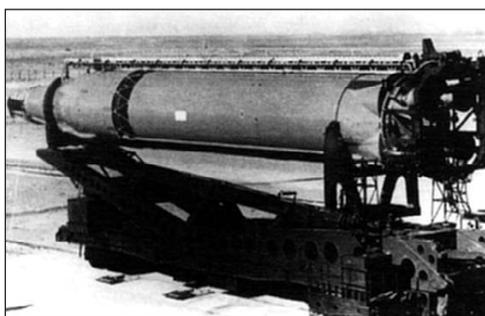
секунды управления ракетой по каналам вращения и тангажа.

И лишь во время третьего пуска, осуществленного 21 августа 1957 года, удалось выполнить намеченный план полета. 27 августа в советских газетах появилось сообщение ТАСС об успешном испытании в СССР сверхдальней многоступенчатой ракеты.

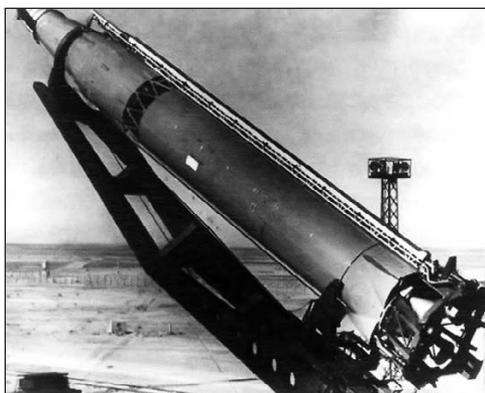
После успешных пусков Р-7 как баллистической ракеты она была использована для запуска первых в



МБР Р-9 в сборочном цеху.
Фото с сайта «Военная техника»



Транспортировка МБР Р-9.
Фото с сайта «Военная техника»



Установка МБР Р-9 в шахтную пусковую установку.
Фото с сайта «Военная техника»

мире искусственных спутников Земли (4 октября и 3 ноября 1957 года) и вошла в историю космонавтики как ракета-носитель «Спутник» [информация о РН «Спутник» приведена в первом разделе справочника].

Изготовление первых экземпляров ракет Р-7 было осуществлено на заводе № 88 (ныне — завод экспериментального машиностроения РКК «Энергия»). С 1958 года изготовление велось на заводе «Прогресс» (ныне РКЦ «Прогресс») в г. Куйбышеве (ныне — Самара).

Для базирования МБР Р-7 в 1958 году в Архангельской области началось строительство «Объекта «Ангара» (ныне — космодром Плесецк).

20 января 1960 года постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 192–20сс МБР Р-7 была принята на вооружение.

Еще до завершения летных испытаний МБР Р-7 в ОКБ-1 начались работы над созданием МБР **Р-7А** (8К74). Она имела несколько большую по размерам 2-ю ступень, что позволило увеличить на 500 километров дальность стрельбы, новую головную часть и упрощенную систему радиоуправления.

Однако добиться заметного улучшения боевых и эксплуатационных характеристик МБР Р-7А по сравнению с МБР Р-7 не удалось. После серии испытательных пусков 12 сентября 1960 года МБР Р-7А все-таки была принята на вооружение.

Но очень быстро стало ясно, что Р-7 и ее модификация не могут быть поставлены на боевое дежурство в массовом количестве. И в 1968 году обе ракеты были сняты с вооружения.

Несмотря на то, что МБР Р-7 и Р-7А как боевые единицы оказались неэффективны, они смогли решить другую не менее значимую задачу — открыть человечеству путь к звездам.

МБР Р-9А

МБР **Р-9А** (индекс ГРАУ — 8К75) — двухступенчатая МБР с моноблочной головной частью наземного (комплексы «Долина» и «Десна-Н») и шахтного базирования (комплекс «Десна-В»). Разработана в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева. Находилась на вооружении частей Ракетных войск стратегического назначения (РВСН) СССР, дислоцировавшихся в Омске, Тюмени, Козельске, Плесецке и Байконуре с 1964 по 1976 год.

Серийное изготовление ракеты велось на заводе «Прогресс». Всего было изготовлено около 70 ракет.

МБР Р-9А имела меньшую массу и размеры по сравнению с Р-7, но гораздо лучшие эксплуатацион-

ные свойства. На ней впервые в отечественной практике ракетостроения был применен переохлажденный жидкий кислород, что позволило уменьшить время заправки до 20 минут и сделало ее, по основным характеристикам, конкурентоспособной с ракетами на долгохраняемых компонентах топлива. Преимуществом Р-9А была почти вдвое меньшая стартовая масса, так как жидкий кислород позволял получить более высокие характеристики, чем азотнокислые окислители.

Основные ТТХ МБР Р-9А

- Длина, м — 24,19
- Диаметр, м — 2,68
- Стартовая масса, т — 80,4
- Забрасываемый вес, т — 1,7–2
- Максимальная дальность, км — 12 500–16 000
- Точность (КВО), км — 5
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 1,65 / 2,3 / 5

На 1-й ступени МБР устанавливался маршевый двигатель РД-111 (8Д716) с тягой 141,24 тс на уровне моря и 162,73 тс в пустоте, с удельным импульсом 227,4 секунды на уровне моря и 311,4 секунды в пустоте и временем работы 105 секунд.

Вторая ступень была оснащена маршевым двигателем РД-461 (11Д55) с тягой 30,5 тс и удельным импульсом 330 секунд и рулевым двигателем РО-9.

Первый успешный пуск МБР Р-9А был произведен 9 апреля 1961 года с космодрома Байконур (площадка № 51).

Строительство в ракетных войсках боевых стартовых позиций для Р-9А шло параллельно с летно-конструкторскими испытаниями ракетного комплекса, которые были завершены только 2 февраля 1964 года. На боевое дежурство первые ракетные полки с шахтными и наземными пусковыми установками и ракетой встали раньше, чем ракетный комплекс был принят на вооружение. В середине декабря 1964 года на боевое дежурство были поставлены по два ракетных полка с наземными стартами «Долина» в Козельске, Тюмени и Плесецеке, а в конце месяца — первый ракетный полк с ШПУ «Десна-В» в Козельске.

Принята на вооружение Советской Армии на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 12 июля 1965 года № 553–211сс.

На Байконуре были сооружены два наземных старта «Десна-Н» (площадка № 75) и групповая шахтная позиция «Десна-В» с тремя ШПУ (площадка № 70). На боевое дежурство они встали после принятия МБР Р-9А на вооружение.

Однако еще задолго до этого, 24 октября 1963 года, на Байконуре разыгралась трагедия. Из-за возникно-



Памятник МБР Р-9.
Фото с сайта «Военная техника»

Заброшенная шахта для МБР Р-9
на космодроме Байконур.
Фото А. Железнякова

вения искры в загазованной атмосфере вспыхнул пожар в шахте (площадка № 70), погибло 8 человек. Пары керосина и кислорода образовались в результате заправки накануне учебной ракеты топливом.

В 1965 году на боевое дежурство заступили ракетики в Омске, где были развернуты две групповые стартовые позиции «Десна-В» с шестью ШПУ.

Максимальное число МБР Р-9А, находившихся на боевом дежурстве, составляло 29 ракет в 1965–1966 годах. Постепенно их число в частях РВСН уменьшалось, достигнув в 1975 году 19 ракет.

В 1976 году ракета была снята с вооружения. На Байконуре ракеты были сняты с вооружения в 1971 году.

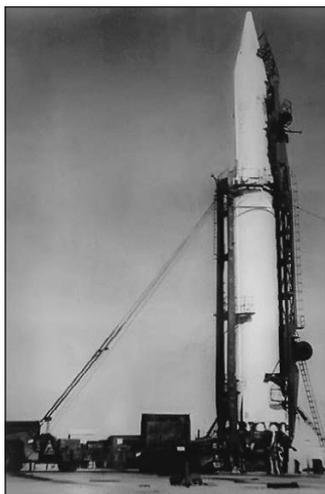
Была предпринята попытка создать на базе МБР Р-9А глобальную ракету ГР-1 (8К713), выводящую боезаряд не на баллистическую траекторию, а на низкую околоземную орбиту. Были изготовлены два макета ракеты, но ее летные испытания не начинались.

На базе МБР Р-9А были разработаны ракеты-носители «Молния» и др.

МБР Р-16 и Р-16У

МБР **Р-16** (индекс ГРАУ — 8К64) — первая отечественная МБР на высококипящих компонентах топлива с автономной системой управления.

Разработка МБР Р-16 велась в ОКБ-586 под руководством М. К. Янгеля на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 13 мая 1959 года. Необходимость разработки этой ракеты определялась низкими тактико-техническими и эксплуатационными



Установка МБР Р-16 на стартовый стол.
Фото с сайта «Военная техника»

характеристиками МБР Р-7. Первоначально Р-16 предполагалось запускать только с наземных пусковых установок. Позже было принято решение и о шахтном базировании МБР.

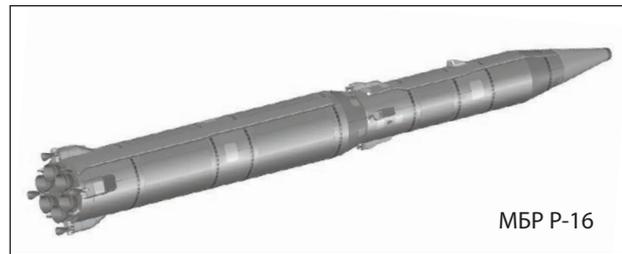
Для разработки двигателей и систем ракеты, а также наземной и шахтной стартовых позиций были привлечены конструкторские коллективы ОКБ-456, НИИ-994, ОКБ-692, возглавляемые В. П. Глушко, В. И. Кузнецовым, Б. М. Коноплевым и др. На проектирование и проведение летно-конструкторских испытаний отводились крайне сжатые сроки. Чтобы уложиться в них, конструкторские коллективы пошли по пути широкого использования наработок по БРСД Р-12 и Р-14 [данные о БРСД Р-12 и Р-14 будут приведены в третьем разделе справочника].

МБР Р-16 была выполнена по «тандемной» схеме, с последовательным разделением ступеней.

Первая ступень состояла из переходника, к которому посредством четырех разрывных болтов крепилась 2-я ступень, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека с силовым кольцом.

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 тс. Рулевой двигатель имел четыре поворотные камеры сгорания и развивал тягу на земле 29 тс. 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 двигательная установка во многом была заимствована от 1-й ступени, что удешевляло производство, но в качестве маршевого двигателя устанавливался только один блок. Он развивал тягу в пустоте 90 тс. Рулевой двигатель отличался от аналогичного двигателя 1-й ступени меньшими размерами и тягой (5 тс). Все ракетные двигатели работали на самовоспламеняющихся при контакте компонентах топлива: окислителе АК-27И (раствор тетраоксида диазота в азотной кислоте) и горючем — несимметричном диметилгидразине (НДМГ).



МБР Р-16

МБР Р-16 имела защищенную автономную инерциальную систему управления. Приборы системы управления располагались в приборных отсеках на 1-й и 2-й ступенях.

Круговое вероятное отклонение (КВО) при стрельбе на максимальную дальность 12 000 км составило около 2700 м.

МБР Р-16 оснащалась отделяемой моноблочной головной частью двух типов, отличавшихся мощностью термоядерного заряда (порядка 3 Мт и 6 Мт). От массы и соответственно мощности головной части зависела максимальная дальность полета, колебавшаяся в пределах от 11 000 до 13 000 километров.

Основные ТТХ МБР Р-16

- Длина, м — 30,44–34,3
- Диаметр, м — 3
- Стартовая масса, т — 140,6–141,2
- Забрасываемый вес, т — 1,475–2,2
- Максимальная дальность, км — 10 500–13 000
- Точность (КВО), км — 2,7
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 3/6

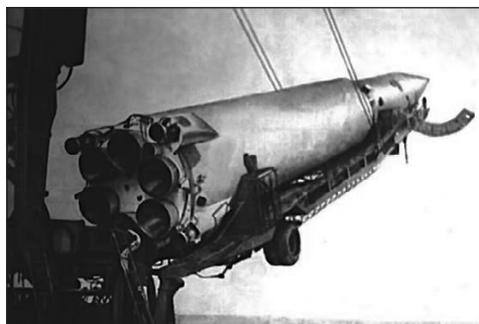
Разработка стартового оборудования была возложена на Новокаматорский машиностроительный завод, а позднее к созданию шахтной пусковой установки «Шексна-В» было привлечено ЦКБ-34.

Летные испытания МБР Р-16 планировалось начать в октябре 1960 года. Однако 24 октября во время подготовки к первому испытательному пуску на этапе выполнения предстартовых работ, примерно за 15 минут до старта, произошел несанкционированный запуск двигателей 2-й ступени из-за прохождения преждевременной команды на запуск двигателей от токораспределителя. Ракета взорвалась на стартовой площадке. В огне сразу же сгорели 74 человека, среди них — командующий РВСН маршал М.И. Неделин, большая группа ведущих специалистов КБ. Впоследствии в госпиталях из-за ожогов и отравлений скончалось еще 4 человека. Была полностью уничтожена стартовая площадка № 41 космодрома Байконур.

Первый пуск смог состояться только 2 февраля 1961 года. Напряженная



Транспортировка МБР Р-16.
Фото с сайта «Военная техника»



Установка МБР Р-16 в шахтную пусковую установку.
Фото с сайта «Военная техника»



Взрыв МБР Р-16 на космодроме Байконур 24 октября 1960 г.



Мемориал на месте взрыва МБР Р-16 на космодроме Байконур. Фото А. Железнякова

работа позволила закончить летные испытания ракеты, запускаемой с наземной пусковой установки, к концу 1961 года. 1 ноября три первых ракетных полка в г. Нижнем Тагиле и п. Юрья Кировской области были готовы заступить на боевое дежурство.

На вооружение ракета была принята в 1962 году.

Начиная с мая 1960 года проводились опытно-конструкторские работы, связанные с реализацией пуска модифицированной ракеты **Р-16У** (8К64У) из ШПУ. МБР Р-16У конструктивно почти не отличалась от Р-16. Для обеспечения старта из ШПУ была лишь изменена автоматика работы двигательной установки 1-й ступени. На корпусе ракеты были сделаны площадки для установки бугелей, фиксирующих ее положение в направляющих шахтной пусковой установки. Баки горючего стали наддуваться азотом.

В январе 1962 года на полигоне Байконур был проведен первый пуск ракеты из ШПУ.

5 февраля 1963 года началась постановка на бое-

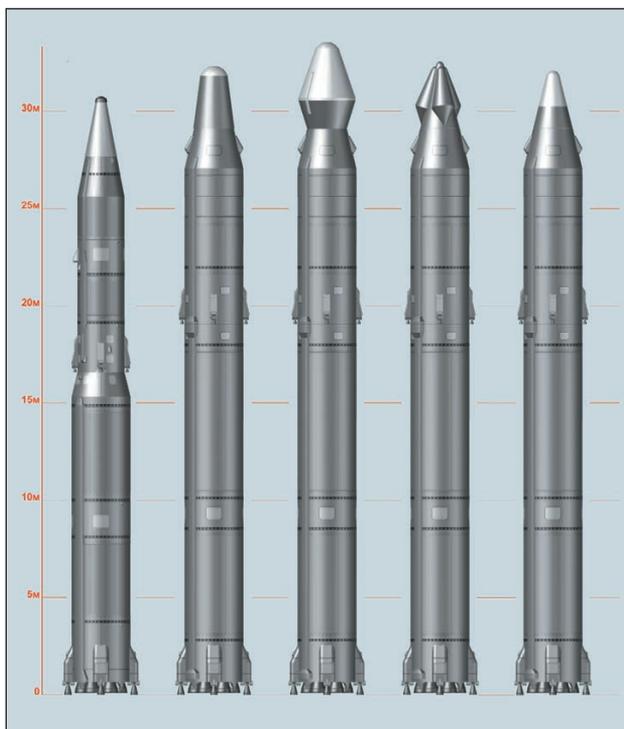
вое дежурство первого ракетного полка (г. Нижний Тагил), вооруженного этими МБР. А 15 июля того же года комплекс был принят на вооружение.

МБР Р-16 стала базовой ракетой для создания группировки межконтинентальных ракет РВСН.

МБР 16У была развернута в гораздо меньших количествах, так как на строительство шахтных комплексов требовалось больше времени.

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. 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



1. МБР Р-16. 2–5. Различные варианты и модификации МБР Р-36

развернуто 186 пусковых установок для Р-16 и Р-16У. На вооружении МБР этого типа состояли до середины 1970-х годов. Последние ракеты наземных пусковых установок ликвидировали в 1977 году.

Всего было проведено 307 пусков МБР Р-16 и Р-16У. Из этого числа 91% пусков был успешным.

В мае 1963 года для руководителей стран социалистического содружества был продемонстрирован групповой пуск из ШПУ трех ракет Р-16У (триплет).

Старт одной из них в июне 1966 года наблюдал на полигоне Байконур президент Франции Ш. де Голль, находившийся в СССР с официальным визитом.

МБР ГР-1

ГР-1 (сокр. от «Глобальная ракета», индекс ГРАУ — 8К713) — нереализованный проект трехступенчатой баллистической ракеты с отделяющейся термоядерной головной частью с дальностью стрельбы до 40 тысяч километров.

Помимо обычных возможностей для поражения целей по баллистическим траекториям, глобальная ракета позволяла выводить головную часть на орбиту

искусственного спутника Земли и поражать цель путем торможения боеголовки в заданный момент времени ее полета по круговой околоземной орбите.

Официальным началом работ по созданию ГР-1 считается 1962 год, когда было принято соответствующее постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1021–436сс от 12 мая 1962 года и выпущен приказ Государственного комитета по оборонной технике № 640/06 от 13 октября 1962 года.

За основу проекта глобальной ракеты ГР-1 было решено взять один из вариантов ракеты Р-9 — ее модификацию Р-9М (8К77) с использованием на 1-й ступени двигателей НК-9 (8Д517), разработки ОКБ-276. Ракету ГР-1 проектировали трехступенчатой для обеспечения вывода головной части низкую околоземную орбиту высотой порядка 150 километров с последующей выдчей тормозного импульса.

Непосредственное проектирование ракеты велось в специальном отделе № 3 ОКБ-1 группой конструкторов, что ранее были задействованы в проекте по ракете Р-9. Разработка системы управления велась в НИИ-885 под руководством Н. А. Пилюгина, стартового комплекса в ГСКБ «Спецмаш» под руководством В. П. Бармина.

С самого начала ракета ГР-1 проектировалась как многоцелевая боевая баллистическая ракета, на базе которой предполагалось создать целый комплекс вооружения, способный решать весь спектр стратегических и тактических задач 1960-х годов, а за счет широкой межвидовой унификации существенно упростить и удешевить производство и эксплуатацию ракет.

В первом техническом проекте по ГР-1 в качестве основных узлов предполагалось использовать 1-ю ступень от ракеты Р-9М, 2-ю ступень на основе блока «И» ракеты-носителя «Молния» (8К78) и различные варианты 3-й ступени от других МБР или модифицированного блока «Л» ракеты-носителя «Молния». Впоследствии, в процессе более глубокой проработки проекта, конструкция ракеты была сильно изменена, а именно был увеличен запас топлива 1-й ступени. 2-я ступень ракеты, напротив, стала короче, в результате чего конструкция бака с горючим была изменена, а бак окислителя переместился вверх, в отличие от 2-й ступени ракет Р-9А и блока «И» от носителя «Молния».

Блок 1-й ступени состоял из хвостового отсека с четырьмя двигателями в хвостовой части, бака горючего, межбакового отсека, бака окислителя и ферменного переходника.

Внутри конической хвостовой юбки хвостового отсека 1-й ступени было размещено четыре четырехкамерных ЖРД замкнутого цикла НК-9 с тягой на уров-



МБР ГР-1

не моря 152 тс и в вакууме 174 тс, и удельным импульсом 286,5 секунды на уровне моря и 328 секунд в вакууме. Двигатель был установлен в шарнирах и имел возможность качания в одной плоскости. На внешней обшивке хвостовой юбки были размещены четыре решетчатых стабилизатора, которые при транспортировке были прижаты к хвостовому отсеку, а после старта откидывались в полетное положение.

Общая длина 1-й ступени составляла 18,34 метра, максимальный диаметр — 2,9 метра, диаметр баков — 2,68 метра, максимальный поперечный размер по стабилизаторам — 4,8 метра.

Силовая схема 2-й ступени осуществляла передачу тяги непосредственно на нижнее днище бака горючего, к которому через цилиндрический межбаковый отсек крепился бак окислителя.

Блок 2-й ступени был оснащен одним шарнирно закрепленным ЖРД замкнутого цикла НК-9В (11Д53) с тягой в вакууме 46 тс и удельным импульсом 345 секунд, также разработанный в ОКБ-276. Двигатель был закреплен в карданном подвесе для качания в двух плоскостях, имел рулевые машины, два сопла крена, агрегат подачи топлива в камеру сгорания, агрегаты управления тягой, соотношением компонентов и соплами крена.

Общая длина 2-й ступени составляла 10,252 метра, максимальный диаметр — 2,689 метра, диаметр баков — 2,68 метра.

Блок 3-й ступени состоял из тороидального бака горючего, бака окислителя, приборного отсека, межбакового отсека и ферменного переходника.

Система управления предполагала управление по крену небольшими соплами, расположенными между баками на наружной поверхности силового корпуса. Также блок 3-й ступени имел систему обеспечения повторных запусков двигателя.



МБР ГР-1 на параде в Москве. Фото РГАНТД

В проеме бака горючего 3-й ступени располагался маршевый однокамерный ЖРД замкнутого цикла 8Д726 с тягой в вакууме 6,8 тс и удельным импульсом более 340 секунд, разработанный в ОКБ-1. Согласно проектной документации двигатель 3-й ступени предполагалось включать в полете как минимум два раза, причем повторные запуски должны были осуществляться в условиях невесомости.

Общая длина 3-й ступени составляла 6,788 метра, максимальный диаметр — 2,35 метра, диаметр баков — 2,68 метра.

Эскизный проект ГР-1 был завершен в мае 1962 года, еще до выхода соответствующих директивных документов. В том же году были построены, по разным данным, три или четыре стендовых и макетных экземпляров ракеты. Часть ракет была произведена на заводе «Прогресс».

Параллельно с работами над эскизным проектом велись работы по созданию наземной инфраструктуры для испытаний и эксплуатации ГР-1 на космодроме Байконур. На ранних этапах проектных работ предполагалось использовать те же стартовые позиции, что создавались для ракеты Р-9.

В 1964 году реализация проекта по ракете ГР-1 достигла высокой степени готовности. Однако затем все работы были свернуты.

Пуски ГР-1 никогда не производились, хотя макеты ракеты были продемонстрированы во время военного парада на Красной площади в Москве в 1963 году.

МБР Р-36

МБР **Р-36** (индекс ГРАУ — 8К67) — межконтинентальная баллистическая ракета тяжелого класса, способная нести термоядерный заряд и преодолевать мощную систему ПРО.

Разработка нового стратегического ракетного комплекса Р-36 была начата в СССР на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1021–436сс от 12 мая 1962 года в ОКБ-586 под руководством М.К. Янгеля. При проектировании использовались отработанные на ракете Р-16 конструктивные решения и технологии. Изначально разработка велась в двух вариантах: с комбинированной системой управления с каналом радиокоррекции и с чисто инерциальной системой управления. Но в ходе летных испытаний от комбинированной системы отказались, так как инерциальная обеспечивала заданную точность стрельбы. Это позволило значительно снизить затраты на производство и развертывание комплекса.

Двухступенчатая ракета выполнена по схеме «тандем» с последовательным расположением ступеней.

Первая ступень обеспечивала разгон ракеты и была оснащена маршевым двигателем РД-251, состоявшим из трех двухкамерных модулей РД-250. Маршевый ЖРД имел тягу на уровне моря 274 тс. Также на 1-й ступени был установлен четырехкамерный рулевой двигатель РД-68М с поворотными камерами сгорания. В хвостовом отсеке были установлены четыре тормозных пороховых ракетных двигателя, запускающиеся при разделении 1-й и 2-й ступеней.

Вторая ступень обеспечивала разгон до скорости, соответствующей заданной дальности стрельбы. Она была оснащена двухкамерным маршевым двигателем РД-252 и четырехкамерным рулевым двигателем РД-69М. Эти двигатели имели высокую степень унификации с двигателями 1-й ступени. Для отделения головной части на 2-й ступени также были установлены тормозные пороховые двигатели.

ЖРД ракеты работали на высококипящем двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе. В качестве горючего использовался несимметричный диметилгидразин (НДМГ), в качестве окислителя — азотный тетраоксид (АТ).

Ракета оснащалась моноблочной головной частью с наиболее мощными из испытанных к тому времени боевыми зарядами мощностью 8 или 20 мегатонн. В хвостовом отсеке 2-й ступени были установлены контейнеры со средствами для эффективного преодоления системы ПРО противника. Система защиты состоит из специальных устройств, которые отстреливаются из контейнеров пиропатронами в момент отделения головной части и создают в районе боеголовки мишени ложных целей.

Старт ракеты производился из ШПУ.

Разработка ракеты велась ускоренными темпами, и уже через год с небольшим начались ее летные испытания.

Первый испытательный пуск МБР Р-36 был произведен 28 сентября 1963 года с космодрома Байконур и был неудачным. В ходе первой серии испытаний из 10 пусков семь были аварийными. Всего было произведено 85 испытательных пусков, из которых 14 оказались неудачными. Первые три пуска ракеты проводились со стартового стола открытой стартовой позиции, последующие — из ШПУ. Пуск первой летной ракеты не состоялся из-за возгорания ракеты на стартовом столе по причине неправильно спроектированных газоотводящих каналов стартового стола.

21 июля 1967 года ракетный комплекс с МБР Р-36 был принят на вооружение.

Основные ТТХ МБР Р-36

- Длина, м — 32,2
- Диаметр, м — 3
- Стартовая масса, т — 183,9
- Забрасываемый вес, т — 3,95–5,825
- Максимальная дальность, км — 15200
- Точность (КВО), км — + 5
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 8/20

В декабре 1967 года, практически сразу после завершения испытаний ракеты Р-36, началась разработка МБР **Р-36П** (8К67П) с разделяющейся головной частью (РГЧ). Новая головная часть состояла из трех боевых блоков мощностью по 2,3 мегатонны и комплекса средств преодоления ПРО. Разведение боевых блоков осуществлялось «скатыванием» их по наклонным направляющим при работающем двигателе 2-й ступени ракеты. Конструкция РГЧ не обеспечивала индивидуального наведения каждого из трех блоков по отдельной цели. Прицелить можно было один из блоков либо центр их группирования. Тем не менее применение такой РГЧ в условиях противодействия системы ПРО повышало боевую эффективность такой ракеты по сравнению с моноблочной примерно в 2 раза.

Испытательные пуски МБР Р-36П также проводились с космодрома Байконур. Первый пуск состоялся в августе 1968 года. Ракета с РГЧ была принята на вооружение в 1970 году, а снята с вооружения — в 1979 году.

МБР Р-36М

МБР **Р-36М** (индекс ГРАУ — 15А14, по договору СНВ — РС-20А) — тяжелая двухступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета с размещением в ШПУ повышенной защищенности. Создавалась кооперацией под руководством КБ «Южное». Главные конструкторы — М. К. Янгель (1969–1971 годы) и В. Ф. Уткин (с 1971 года).

Ракетный комплекс с многоцелевой МБР Р-36М предназначен для поражения всех видов целей, защищенных современными средствами ПРО, в любых условиях боевого применения, в том числе при многократном ядерном воздействии по позиционному району. Его применение позволяет реализовать стратегию гарантированного ответного удара.

В новой ракете были использованы все лучшие разработки, полученные при создании предыдущего комплекса — Р-36.

Ракета была выполнена по схеме «тандем» с последовательным расположением ступеней. Для оптимизации использования объема из состава ракеты были исключены сухие отсеки, кроме межступенчатого переходника 2-й ступени.

На 1-й ступени применена двигательная установка РД-264, состоящая из четырех работающих по замкнутой схеме однокамерных двигателей 15Д117, разработанных под руководством В. П. Глушко. Двигатели закреплены шарнирно, и их отклонение по командам системы управления обеспечивает управление полетом ракеты.

На 2-й ступени применена двигательная установка, состоящая из работающего по замкнутой схеме основного однокамерного двигателя 15Д7Э (РД-0229) и четырехкамерного рулевого двигателя 15Д83 (РД-0230), работающего по открытой схеме.

ЖРД ракеты работали на высококипящем двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе. В качестве горючего использовался несимметричный диметилгидразин (НДМГ), в качестве окислителя — азотный тетраоксид (АТ).

Принципиальные схемы ракеты и системы управления были разработаны исходя из условия возможности применения трех вариантов ГЧ:

- легкая моноблочная с зарядом мощностью 8 мегатонн и дальностью полета 16 000 километров;
- тяжелая моноблочная с зарядом мощностью 25 мегатонн и дальностью полета 11 200 километров;
- разделяющаяся головная часть из 8 боевых блоков мощностью по 1 мегатонне.

Все головные части ракеты оснащались усовершенствованным комплексом средств преодоления ПРО. Для комплекса средств преодоления ПРО ракеты Р-36М впервые были созданы квазитяжелые ложные цели. Благодаря применению специального твердотопливного двигателя разгона, прогрессивно возрастающая тяга которого компенсирует силу аэродинамического торможения ложной цели, удалось добиться имитации характеристик боевых блоков практически по всем селектирующим признакам на внеатмосферном участке траектории и значительной части атмосферного.

Основные ТТХ МБР Р-36М

- Длина, м — 32,2
- Диаметр, м — 3
- Стартовая масса, т — 208,3–209,2
- Забрасываемый вес, т — 5,727–6,565
- Максимальная дальность, км — 11 200–16 000
- Точность (КВО), км — 0,5



МБР Р-36М. Фото с сайта «Военная техника»



Установка МБР Р-36М в шахтную пусковую установку.
Фото с сайта «Военная техника»



МБР Р-36М в шахтной пусковой установке.
Фото с сайта «Военная техника»

- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 8 / 20

Бросковые испытания ракеты с целью отработки системы старта начались в январе 1970 года, летные испытания проводились с 21 февраля 1973 года. Уже на первых пусках с космодрома Плесецк по полигону Кура на Камчатке система управления позволила получить отклонение по азимуту-дальности 600 × 800 метров.

Из 43 испытательных запусков семь окончились неудачей.

Моноблочный вариант ракеты Р-36М с «легкой» головной частью был принят на вооружение 20 ноября 1978 года. Вариант с разделяющейся головной частью был принят на вооружение 29 ноября 1979 года. Первый ракетный полк с МБР Р-36М заступил на боевое дежурство 25 декабря 1974 года.

В 1980 году ракеты Р-36М, находившиеся на боевом дежурстве, были переоснащены без извлечения из

ШПУ усовершенствованными РГЧ, созданными для ракеты Р-36М УТТХ (15А18). Ракеты продолжили боевое дежурство под обозначением 15А18-1.

В 1982 году МБР Р-36М были сняты с боевого дежурства и заменены ракетами Р-36М УТТХ.

МБР Р-36М УТТХ

МБР **Р-36М УТТХ** (индекс ГРАУ — 15А18, по договору СНВ — РС-20Б) — тяжелая двухступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета, оснащенная 10-блочной РГЧ. Разработка началась на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 августа 1976 года.

Ракетный комплекс создавался в результате реализации программы совершенствования и повышения боевой эффективности ранее разработанного комплекса Р-36М. Комплекс обеспечивает поражение одной ракетой до 10 целей, включая высокопрочные малоразмерные либо особо крупные площадные цели, расположенные на местности площадью до трехсот тысяч квадратных километров, в условиях эффективного противодействия средств ПРО противника.

Повышение эффективности нового комплекса было достигнуто за счет:

- повышения точности стрельбы в 2–3 раза;
- увеличения количества боевых блоков (ББ) и мощности их зарядов;
- увеличения района разведения ББ;
- применения высокозащищенных шахтной пусковой установки и командного пункта;
- повышения вероятности доведения команд на пуск до ШПУ.

Компоновочная схема ракеты Р-36М УТТХ аналогична схеме ракеты Р-36М. В составе новой ракеты без доработок использованы 1-я и 2-я ступени ракеты Р-36М. Двигатель 1-й ступени — четырехкамерный ЖРД РД-264 закрытой схемы. На 2-й ступени используется однокамерный маршевый ЖРД РД-0229 закрытой схемы и четырехкамерный рулевой ЖРД РД-0257 открытой схемы.

Основное отличие новой ракеты заключалось во вновь разработанной ступени разведения и РГЧ с десятью новыми скоростными блоками, с зарядами повышенной мощности. Двигатель ступени разведения — четырехкамерный, двухрежимный (тягой 2000 кгс и 800 кгс) с многократным (до 25 раз) переключением между режимами. Это позволяет создавать наиболее оптимальные условия при разведении всех боевых блоков.

Еще одна конструктивная особенность этого двигателя — два фиксированных положения камер сгорания. В полете они располагаются внутри ступени разведения, но после отделения ступени от ракеты специальные механизмы выводят камеры сгорания за наружный контур отсека и разворачивают их для реализации «тянущей» схемы разведения боевых блоков.

Сама РГЧ выполнена по двухъярусной схеме с единым аэродинамическим обтекателем.

Основные ТТХ МБР Р-36М УТТХ

- Длина, м — 33,65–34,3
- Диаметр, м — 3
- Стартовая масса, т — 210,4–211,1
- Забрасываемый вес, т — 7,823–8,47
- Максимальная дальность, км — 10 500–11 000
- Точность (КВО), км — 0,5
- Тип головной части — РГЧ
- Количество боевых блоков — 10
- Мощность заряда, Мт — 10 × 0,4–0,5

Летно-конструкторские испытания ракеты Р-36М УТТХ начались 31 октября 1977 года на космодроме Байконур. По программе летных испытаний проведено 19 пусков, из них два неудачно.

18 сентября 1979 года три ракетных полка приступили к несению боевого дежурства на новом ракетном комплексе. В следующем году ракета была принята на вооружение.

В рамках программы конверсии МБР Р-36М УТТХ стала основой для ракеты-носителя легкого класса «Днепр».

МБР Р-36М2 «Воевода»

МБР Р-36М2 «Воевода» (индекс ГРАУ — 15А18М, по договору СНВ — РС-20В) — тяжелая двухступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета. Разработана в КБ «Южное» на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 9 августа 1983 года. Предназначен для поражения всех видов целей, защищенных современными средствами ПРО, в любых условиях боевого применения, в том числе при многократном ядерном воздействии по позиционному району.

По сравнению с прототипом (МБР Р-36М УТТХ) в новом комплексе удалось добиться улучшения многих характеристик:

- повышения точности в 1,3 раза;
- увеличения в 3 раза длительности автономности;



Пуск МБР Р-36М2 «Воевода».
Фото с сайта «Военная техника»

- уменьшения в 2 раза времени боеготовности;
- увеличения площади зоны разведения боевых блоков в 2,3 раза;
- применения зарядов повышенной мощности (10 разделяющихся головных частей индивидуального наведения мощностью от 550 до 750 килотонн каждая);
- возможности пуска из режима постоянной боеготовности по одному из плановых целеуказаний, а также оперативного переприцеливания и пуска по любому неплановому целеуказанию, переданному из высшего звена управления.

Для обеспечения высокой боевой эффективности в особо сложных условиях боевого применения при разработке комплекса Р-36М2 «Воевода» особое внимание уделялось следующим направлениям:

- повышение защищенности и живучести ШПУ и командных пунктов;
- обеспечение устойчивости боевого управления во всех условиях применения комплекса;
- увеличение времени автономности комплекса;
- увеличение гарантийного срока эксплуатации;
- обеспечение стойкости ракеты в полете к поражающим факторам наземных и высотных ядерных взрывов;
- расширение оперативных возможностей по перенацеливанию ракет.

Одним из основных преимуществ нового комплекса является возможность обеспечения пусков ракет в условиях ответно-встречного удара при воздействии наземных и высотных ядерных взрывов. Это достигнуто за счет повышения живучести ракеты в шахтной пусковой установке и значительного повышения стойкости ракеты в полете к поражающим факторам ядерного взрыва. Корпус ракеты имеет многофункциональное покрытие, введена защита аппаратуры системы управления от гамма-излучения, в 2 раза повышено

быстродействие исполнительных органов автомата стабилизации системы управления, отделение головного обтекателя осуществляется после прохождения зоны высотных блокирующих ядерных взрывов, двигатели 1-й и 2-й ступеней ракеты форсированы по тяге.

Для МБР Р-36М2 «Воевода» построены ШПУ со сверхвысокой защищенностью от поражающих факторов ядерного взрыва путем переоборудования ШПУ ракетных комплексов Р-36М и Р-36М УТТХ.

Ракета выполнена по двухступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней. На ракете применяются аналогичные схемы старта, разделения ступеней, отделения головной части, разведения элементов боевого оснащения, показавшие высокий уровень технического совершенства и надежности в составе ракеты Р-36М УТТХ.

В состав двигательной установки 1-й ступени ракеты входят четыре шарнирно закрепленных однокамерных ЖРД, имеющих турбонасосную систему подачи топлива и выполненных по замкнутой схеме.

В состав двигательной установки 2-й ступени входят два двигателя: маршевый однокамерный РД-0255 с турбонасосной подачей компонентов топлива, выполненный по замкнутой схеме, и рулевой РД-0257, четырехкамерный, открытой схемы, ранее уже использовавшийся на ракете 15А18.

Двигатели всех ступеней работают на жидких высококипящих компонентах топлива НДМГ + АТ.

Для ракеты разработан новый головной обтекатель, обеспечивающий надежную защиту головной части от поражающих факторов ядерного взрыва. Тактико-технические требования предусматривали оснащение ракеты четырьмя типами головных частей:

- две моноблочные головные части — с «тяжелым» и «легким» боевыми блоками;
- РГЧ с десятью неуправляемыми ББ мощностью 0,8 Мт;
- РГЧ смешанной комплектации в составе шести неуправляемых и четырех управляемых ББ с системой самонаведения по картам местности.

В составе боевого оснащения созданы высокоэффективные системы преодоления ПРО («тяжелые» и «легкие» ложные цели, дипольные отражатели), которые размещаются в специальных кассетах, применены термоизолирующие чехлы боевых блоков.

Основные ТТХ МБР Р-36М2 «Воевода»

- Длина, м — 34,3
- Диаметр, м — 3
- Стартовая масса, т — 211,1–211,4

- Забрасываемый вес, т — 8,47–8,73
- Максимальная дальность, км — 16 000
- Точность (КВО), км — 0,22
- Тип головной части — РГЧ
- Количество боевых блоков — 1 или 10
- Мощность заряда, Мт — 8 или 10 × 0,75

Летно-конструкторские испытания комплекса начались на космодроме Байконур с 1986 года. Первый пуск 21 марта закончился аварийно: из-за ошибки в системе управления не запустилась двигательная установка 1-й ступени. Ракета, выйдя из шахты, тут же упала в ствол шахты, ее взрыв полностью разрушил пусковую установку. Человеческих жертв не было.

Первый ракетный полк с МБР Р-36М2 «Воевода» встал на боевое дежурство 30 июля 1988 года. 11 августа 1988 года ракетный комплекс был принят на вооружение.

В 1991 году был разработан аванпроект ракетного комплекса пятого поколения **Р-36М3 «Икар»**, но переговоры по Договору о сокращении стратегических вооружений между СССР и США, а также последовавший вскоре после этого распад СССР привели к прекращению работ по этой теме.

МБР РТ-2, РТ-2П

МБР **РТ-2** (индекс ГРАУ — 8К98, по договору СНВ — РС-12) — первая отечественная серийная твердотопливная межконтинентальная баллистическая ракета. Головной разработчик — ОКБ-1. Принята на вооружение в 1968 году.

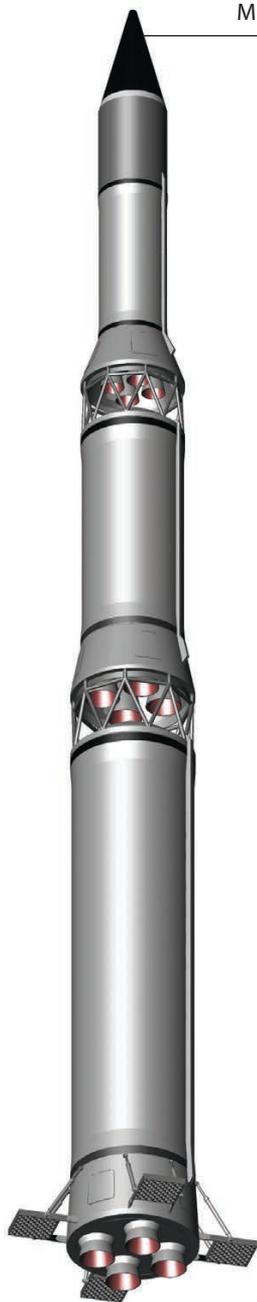
Разработка РТ-2 началась в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева согласно постановлению ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 4 апреля 1961 года № 316–137сс.

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 разрабо-



МБР РТ-2. Фото с сайта «Военная техника»

МБР РТ-2



тан новый тип пусковой установки, обеспечивавший старт ракеты при помощи маршевого двигателя из глухого пускового стакана.

МБР 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 3-й ступенью ракеты и головной частью располагались приборный отсек и переходник, предназначенный для крепления головной части. Все двигатели были выполнены в разных диаметрах. Сделано это было для достижения заданной дальности полета.

Маршевые двигательные установки 1-й и 2-й ступеней имели одинаковую конструктивную схему и состояли из стальных цилиндрических корпусов с эллиптическими задними и передними днищами. На передних днищах размещались воспламенители зарядов твердого топлива. Для повышения устойчивости ракеты на начальном этапе полета на хвостовом отсеке 1-й ступени устанавливались четыре решетчатых стабилизатора.

Третья ступень по компоновочной схеме была аналогична первым двум, но имела отличия в конструкции корпуса и заряда двигателя. Кроме того, двигатель этой ступени имел устройства отсечки тяги.

На ракете устанавливалась инерциальная система управления, осу-



МБР РТ-2 на параде в Москве. Фото с сайта «Военная техника»

Подготовка к установке МБР РТ-2П в шахтную пусковую установку. Фото с сайта «Военная техника»



ществлявшая управление полетом ракеты с момента пуска и до перехода к неуправляемому полету головной части.

МБР 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 поколения к третьему.

Ракеты размещались в ШПУ.

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.

Основные ТТХ МБР РТ-2, РТ-2П

- Количество ступеней — 3
- Длина, м:
 - РТ-2 — 21,1–21,2
 - РТ-2П — 21,1–21,35
- Диаметр, м:
 - 1-я ступень — 1,84
 - 2-я ступень — 1,5
 - 3-я ступень — 1
- Стартовая масса, т — 51
- Забрасываемый вес, т — 600
- Максимальная дальность, км — 9400–9500
- Точность (КВО), км — 1,8
- Тип головной части — моноблочная, ядерная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 0,6 или 0,75

Разработка МБР РТ-2 была в основном закончена в 1963 году. Опытные пуски были проведены в два этапа с февраля 1966 года по ноябрь 1968 года.

В процессе первого этапа летных испытаний было произведено 7 успешных запусков с полигона Капустин Яр. Ракеты во время испытаний запускались из шахт.

Во время второго этапа испытаний, который проходил с 3 октября 1966 года по 4 ноября 1968 года на полигоне Плесецк, из 25 запусков 16 были успешными. Было произведено 4 пуска на максимальную дальность с падением головных частей в заданный район Тихого океана.

Ракета начала поступать в войска с декабря 1968 года. К концу 1972 года развертывание дивизионов на основе РТ-2 первой модификации было завершено.

В 1968 году началась разработка модернизированной версии МБР РТ-2П (8К98П). Усовершенствования включали в себя более совершенную систему управления, комплекс защиты от средств противоракетной обороны, более мощную головную часть. Модифицированный комплекс начал поступать на вооружение РВСН с 1972 года.

Всего было развернуто 60 пусковых установок. К моменту подписания в 1991 году Договора СНВ-1 на боевом дежурстве находилось 40 РТ-2П. До конца 1994 года все они были сняты с дежурства и ликвидированы.

МБР РТ-20, РТ-20П

МБР **РТ-20** (индекс ГРАУ — 8К99) — межконтинентальная баллистическая ракета в составе подвижного ракетного комплекса наземного базирования 15П699. Первая мобильная МБР, разработанная в СССР. Головной разработчик — ОКБ-586. На вооружение не принималась.

Разработка РТ-20 началась в ОКБ-586 под руководством М.К. Янгеля на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 4 апреля 1961 года № 316–137сс. Научно-исследовательские работы (НИР) по ракете было предписано провести в 1961–1962 годах с последующим их переводом в опытно-конструкторскую разработку (ОКР). В основу НИР было положено тактико-техническое задание Министерства обороны СССР по созданию малогабаритной твердотопливной МБР со стартовой массой 25 тонн.

Проведенная НИР показала, что с учетом всех факторов стартовая масса малогабаритной МБР на твердом топливе может быть реализована лишь на уровне, в 1,5 раза превышающем заданный. В итоге в ОКБ-586 предложили создать двухступенчатую малогабаритную МБР комбинированного типа — твердотопливный двигатель на 1-й ступени и жидкостный — на 2-й. Применение ампулизированной ступени с жидкостным ракетным двигателем позволяло сохранить основные

Третья ступень МБР РТ-2П.
Фото с сайта «Военная техника»



эксплуатационные преимущества твердотопливного двигателя и уложиться по стартовой массе в допустимые пределы.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 565–197сс от 22 мая 1963 года НИР по данной теме была переведена в ОКР. При этом ОКБ-586 поручалась разработка предэскизного проекта комбинированной ракеты РТ-20П со стартовой массой не более 30 тонн. Ракете был присвоен индекс 8К99П, маршевому двигателю 1-й ступени — 15Д15, маршевому двигателю 2-й ступени — 15Д12. На основании положительных результатов проведенных проектных и экспериментальных работ руководство ОКБ-586 в ноябре 1963 года вышло в правительство с предложением о создании подвижного ракетного комплекса на гусеничном ходу с комбинированной двухступенчатой МБР. Предложение рассматривалось как первый этап создания комплекса, с последующей модернизацией и заменой ступени с жидкостным двигателем на ступень с твердотопливным двигателем.

Эскизный проект ракеты РТ-20П был выпущен в декабре 1964 года. Согласно требованиям технического задания в КБ «Кировского завода» в Ленинграде под руководством Ж.Я. Котина была разработана самоходная пусковая установка на гусеничном ходу для пуска МБР.



МБР РТ-20 на параде в Москве.
Фото с сайта Military Russia

Основные ТТХ МБР РТ-20П

- Количество ступеней — 2
- Длина, м:
 - с тяжелой ГЧ — 17,8
 - с легкой ГЧ — 17,48
- Диаметр корпуса, м — 1,6
- Стартовая масса, т — 30–30,2
- Забрасываемый вес, т:
 - с тяжелой ГЧ — 1,41
 - с легкой ГЧ — 0,545
- Максимальная дальность, км:
 - с тяжелой ГЧ — 7000–8000
 - с легкой ГЧ — 11000
- Точность (КВО), км — 2–4
- Тип головной части — моноблочная, ядерная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 0,4 или 1

Впервые комплекс был продемонстрирован на военном параде в Москве 7 ноября 1965 года.

Летные испытания ракеты начались в октябре 1967 года в Плесецке. Было проведено 12 испытательных пусков, после чего в октябре 1969 года вышло постановление Совета Министров СССР о прекращении работ по причине сложности эксплуатации подвижного комплекса с жидкостным ракетным двигателем на 2-й ступени, а также отсутствие государственной программы по его размещению на территории страны.

МБР РТ-2С «Темп-2С»

МБР РТ-2С «Темп-2С» (индекс ГРАУ — 15Ж42, код по договору СНВ — РС-14) — подвижный грунтовой комплекс стратегического назначения с твердотопливной МБР, первый мобильный ракетный комплекс на колесном шасси. Создан в Московском институте теплотехники (МИТ) под руководством А. Д. Надирадзе.

Назначение комплекса — нанесение ударов по хорошо защищенным средствам ПВО/ПРО и расположенным в глубине территории противника важным объектам военной и промышленной инфраструктуры.

Первые проработки комплекса были начаты в НИИ-1 (будущий МИТ) в 1962 году. В 1965 году МИТ представил техническое предложение по созданию твердотопливной МБР.

Разработка эскизного проекта комплекса «Темп-2С» была поручена МИТ постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 6 марта 1966 года № 185–60сс.

Этим же документом на конкурсных началах КБ машиностроения в г. Коломне была поручена разработка МБР «Гном». Оба проекта предусматривали создание шахтного и мобильного вариантов комплексов.

На конкурс 1966 года МИТ представил пять вариантов компоновки МБР. После изучения материалов конкурсная комиссия приняла решение о продолжении работ над комплексом «Темп-2С» по пятому варианту аванпроекта.

Решением Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР от 17 июля 1967 года № 156 были уточнены тактико-технические характеристики к ракете. На их основе к концу 1967 года были выпущены дополнения к эскизному проекту МБР.

Создание рабочего проекта и ОКР по созданию комплекса «Темп-2С» с выходом на летные испытания в третьем квартале 1969 года были заданы постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 24 мая 1968 года № 374–142сс. На тот момент еще предусматривались два типа мобильного базирования — на колесном и на гусеничном шасси.

Этим же постановлением предписывалось проектирование двух типов боевых частей — легкой и тяжелой. Дальность действия тяжелой головной части допускается понизить на тысячу километров. Расчеты показывали, что для достижения такой дальности придется сокращать количество средств противодействия ПРО. Так же применение разделяющейся головной части с индивидуальным наведением на ракете с массой 32 тонны было признано нереальным.

Летом 1968 года были проведены расчеты, показавшие, что для достижения дальности 10 000 километров с сохранением планировавшегося к установке современного комплекса средств противодействия ПРО требуется увеличение массы ракеты до 40,5 тонны, удлинение ее на 1,5 метра с увеличением калибра на 10 сантиметров. Это означало необходимость существенного перепроектирования комплекса и ракеты.

В конце 1968-го — начале 1969 года было выпущено второе дополнение к эскизному проекту «Темп-2С», согласно которому масса ракеты увеличивалась до 40,5 тонны.

Изменения характеристик ракеты были закреплены постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 10 июля 1969 года № 538–135сс. Также были приняты новые «Тактико-технические требования на разработку подвижного ракетного комплекса «Темп-2С». В итоге к концу 1969 года было выпущено третье дополнение к эскизному проекту.

Головным предприятием по производству ракет комплекса в 1968 году был определен Воткинский ма-

шиностроительный завод, пусковые установки и ряд агрегатов наземного оборудования изготавливались заводом «Баррикады». Подготовка к производству ракет началась на заводе в 1971 году. Серийное производство ракет началось в 1974 году.

Основные ТТХ МБР РТ-2С «Темп-2С»

- Длина, м — 18,5
- Диаметр, м — 1,79
- Стартовая масса, т — 41,5
- Забрасываемый вес, т — 0,65 / 1,5
- Максимальная дальность, км — 10500
- Точность (КВО), км — 0,45–1,64
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 0,65–1,45

Летные испытания МБР РТ-2С «Темп-2С» начались 14 марта 1972 года пуском с космодрома Плесецк. Первый этап испытаний прошел не слишком гладко — три пуска из пяти были неудачными. Всего в процессе летных испытаний было проведено 30 пусков, семь из которых были аварийными. На завершающем этапе летных испытаний в конце 1974 года был проведен залповый пуск двух ракет. Последний испытательный пуск был выполнен 29 декабря 1974 года.

Несмотря на обещание, данное Генеральным секретарем ЦК КПСС Л. И. Брежневым тогдашнему президенту США Джеральду Форду в ноябре 1974 года во Владивостоке, не разворачивать МБР «Темп-2С», комплекс был принят на вооружение постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 30 декабря 1975 года № 1006–357сс. В феврале следующего года вооруженные МБР «Темп-2С» заступили на боевое дежурство.

В период с 1974 по 1977 год было изготовлено 49 ракет и 43 самоходных пусковых установки (в комплексе с другим необходимым наземным оборудованием).

В 1985 году все ракеты и агрегаты наземного оборудования комплекса «Темп-2С» были уничтожены по постановлению ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 26 марта 1985 года № 250–87сс во исполнение советско-американского Договора об ограничении стратегических вооружений (ОСВ-2) от 1979 года.

На основе комплекса «Темп-2С» был создан комплекс с БРСД РТ-21М «Пионер» [подробное описание БРСД РТ-21М будет приведено в третьем разделе настоящего справочника], а работы по дальнейшему поэтапному развитию «Темп-2С» привели к созданию в первой половине 1980-х годов мобильного комплекса «Тополь».

МБР РТ-2ПМ «Тополь»

МБР РТ-2ПМ «Тополь» (индекс ГРАУ — 15Ж58, код по договору ОСВ — РС-12М) — трехступенчатая твердотопливная межконтинентальная баллистическая ракета мобильного базирования.

Разработка нового стратегического ракетного комплекса на базе твердотопливной МБР РТ-2П с размещением новой ракеты на самоходном автомобильном шасси была начата в Московском институте теплотехники в 1975 году под руководством А. Д. Надирадзе. Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 668–212сс о разработке ракетного комплекса «Тополь» вышло 19 июля 1977 года.

МБР РТ-2ПМ выполнена по схеме с тремя маршевыми ступенями, каждая из которых оснащена твердотопливными двигателями с одним неподвижным соплом. Полная масса ракеты составляет 45 тонн.

Первая ступень ракеты имеет массу 27,8 тонны, длину 8,1 метра и диаметр 1,8 метра. Хвостовой отсек имеет цилиндрическую форму, на его наружной поверхности размещены аэродинамические рули и стабилизаторы. Управление полетом во время работы 1-й ступени осуществляется за счет поворотных газодинамических и аэродинамических рулей.

Вторая ступень имеет диаметр 1,55 метра, 3-я — 1,34 метра.

Головная часть ракеты состоит из одного боевого блока и отсека с двигательной установкой и системой управления. На ракете применена система управления инерциального типа, обеспечивающая управление полетом ракеты, проведение регламентных работ на ракете и пусковой установке, предстартовую подготовку и пуск ракеты.

На весь срок эксплуатации ракета размещается в герметизированном транспортно-пусковом контейнере длиной 22,3 метра и диаметром 2 метра, в котором поддерживаются постоянная температура и влажность.



Подвижный грунтовый комплекс с МБР «Тополь-М».
Фото с сайта «Военная техника»



Подвижный грунтовой комплекс с МБР «Тополь-М».
Фото с сайта «Военная техника»

Пусковая установка смонтирована на базе семиосного шасси МА3-7912 (поздние модификации — на базе МА3-7917, отличавшемся увеличенной примерно на 1 метр длиной и доработанными кабинами экипажа), оно оснащено агрегатами и системами, обеспечивающими транспортировку, поддержание в установленной степени боевой готовности, подготовку и проведение пуска ракеты.

МБР «Тополь» несет одну головную часть с зарядом повышенной мощности. В состав головной части входит двигательная установка и система управления, которая обеспечивает требуемое для поражения объектов предельно малое отклонение от точки прицеливания.

Основные ТТХ МБР РТ-2ПМ «Тополь»

- Длина, м — 21,5
- Диаметр, м — 1,8
- Стартовая масса, т — 45,1
- Забрасываемый вес, т — 1
- Максимальная дальность, км — 10 000
- Точность (КВО), км — 0,15–0,9
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 0,55

Первый испытательный пуск МБР «Тополь» был произведен 27 октября 1982 года с полигона Капустин Яр и оказался неудачным. Второй пуск был проведен 8 февраля 1983 года с космодрома Плесецк и был успешным. Первые пуски проводились из переоборудованной специально для этих работ шахтной пусковой установки.

10 августа 1983 года был проведен четвертый пуск МБР «Тополь». Он стал первым, осуществленным с самоходной пусковой установки.

Всего на этапе совместных летных испытаний комплекса с февраля 1983 года по 23 декабря 1987 года было проведено 16 пусков.

27 мая 1988 года на боевое дежурство заступил первый полк, вооруженный МБР «Тополь», а 1 декабря того же года ракетный комплекс был принят на вооружение.

С ноября 1984 года по сентябрь 1994 года в период серийного изготовления элементов комплекса и постановки ракетных полков на боевое дежурство было проведено 32 контрольно-серийных пуска (в защиту партии). За период эксплуатации комплекса в войсках с апреля 1988 года по ноябрь 2005 года выполнено 33 учебно-боевых пуска МБР «Тополь».

Максимальное количество ракет «Тополь», находящихся на вооружении, — 369 единиц.

В настоящее время идет постепенная ликвидация МБР «Тополь» и их замена на другие ракеты.

На базе РТ-2ПМ «Тополь» была создана экспериментальная ракета для проведения испытаний новых типов боевого оснащения МБР. В открытых источниках она получила наименование «Тополь-Э» (индекс ГРАУ — 15Ж58Э предположительно).

МБР РТ-2ПМ2 «Тополь-М»

МБР РТ-2ПМ2 «Тополь-М» (индекс ГРАУ — 15Ж55 для подвижного комплекса и 15Ж65 для стационарного, код по договору СНВ — РС-12М2) — межконтинентальная баллистическая ракета, разработанная на базе МБР РТ-2ПМ «Тополь».

Работы по созданию нового комплекса начались в середине 1980-х годов. Постановление Военно-промышленной комиссии от 9 сентября 1989 года предписывало создать два ракетных комплекса (стационарный и мобильный) и универсальную твердотопливную трехступенчатую межконтинентальную баллистическую ракету для них. Эта опытно-конструкторская работа получила название «Универсал», разрабатываемый комплекс — обозначение РТ-2ПМ2. Разработка комплекса велась совместно Московским институтом теплотехники и КБ «Южное».

Ракета должна была быть унифицирована для обоих типов комплексов, но в первоначальном проекте предполагалось различие в системе разведения боевого блока. Боевая ступень для ракеты шахтного базирования должна была оснащаться жидкостным ракетным двигателем на перспективном монотопливе ПРОНИТ. Для подвижного комплекса в МИТ разрабатывалась двигательная установка на твердом топливе.

Существовали и различия в транспортно-пусковом контейнере. Для подвижного комплекса он должен был изготавливаться из стеклопластика. Для стационарного — из металла, с креплением на нем ряда систем наземного оборудования.

В марте 1992 года было принято решение разработать на базе наработок по программе «Универсал» комплекс «Тополь-М» (в апреле КБ «Южное» прекратило свое участие в работах по комплексу). Указом президента РФ от 27 февраля 1993 года головным предприятием по разработке «Тополя-М» стал МИТ. Было принято решение о разработке унифицированной ракеты только с одним вариантом боевого оснащения — с двигательной установкой боевой ступени на твердом топливе. Система управления разрабатывалась в НПЦ автоматики и приборостроения, боевой блок — во ВНИИЭФ.

МБР РТ-2ПМ2 «Тополь-М» имеет три ступени с твердотопливными маршевыми двигателями. Ступени выполнены из композитов путем намотки типа кокон. Все три ступени оборудованы поворотным соплом для отклонения вектора тяги (решетчатые аэродинамические рули отсутствуют).

Двигатель 1-й ступени имеет тягу 100 тонн и время работы 60 секунд. Масса ступени 26 тонн, ее длина 8,5 метра.

Двигатель 2-й ступени имеет тягу 50 тонн и время работы 64 секунды. Масса ступени 13 тонн, ее длина 6 метров.

Двигатель 3-й ступени имеет тягу 25 тонн и время работы 56 секунд. Масса ступени 6 тонн, ее длина 3,1 метра.

Метод старта — минометный для обоих вариантов.

Ракета оснащена отделяемой головной частью с одним термоядерным боевым блоком мощностью 550 килотонн. Головная часть также оборудована комплексом средств преодоления ПРО.

Предельная дальность стрельбы — 11 тысяч километров.



Комплекс «Тополь-М» на параде в Москве.
Фото с сайта «Военная техника»

Испытания ракеты начались в 1994 году. Первый пуск был проведен из шахтной пусковой установки на космодроме Плесецк 20 декабря 1994 года. В 1997 году, после четырех успешных пусков, было начато серийное производство этих ракет.

25 декабря 1997 года на опытно-боевое дежурство были поставлены первые две МБР РТ-2ПМ2 «Тополь-М». Первые ракеты размещались в модифицированных шахтах, использовавшихся для ракет УР-100Н.

В шахтном варианте базирования МБР была принята на вооружение летом 2000 года, после чего на летные испытания вышел подвижный грунтовый ракетный комплекс на базе восьмисоснового шасси МЗКТ-79221. Первый пуск с мобильной пусковой установки был осуществлен 27 сентября 2000 года.

Достоверных сведений о дате принятия МБР РТ-2ПМ2 «Тополь-М» на вооружение нет.

В связи с прекращением действия договора о сокращении стратегических наступательных вооружений (СНВ-2), запрещавшего создание многозарядных межконтинентальных баллистических ракет, в МИТ проводились работы по оснащению «Тополей-М» разделяющимися головными частями индивидуального наведения. Возможно, результатом этих работ является МБР РС-24 «Ярс».

В 2011 году Министерство обороны РФ отказалось от дальнейших закупок ракетных комплексов «Тополь-М» в пользу дальнейшего развертывания МБР РС-24 «Ярс».

По состоянию на конец 2012 года на боевом дежурстве находилось 60 ракет «Тополь-М» шахтного и 18 мобильного базирования.

МБР УР-100, УР-100М, УР-100К, УР-100У

МБР **УР-100** (индекс ГРАУ — 8К84) — жидкостная двухступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета шахтного базирования. Головной разработчик — ОКБ-52, главный конструктор — В. Н. Челомей. Изготавливались ракеты на Машиностроительном заводе им. М. В. Хруничева, Омском авиационном заводе № 166 (ныне — ПО «Полет») и Оренбургском авиазаводе № 47 (ныне — ПО «Стрела»). Приняты на вооружение постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 21 июля 1967 года № 705–235сс.

Разработка ракеты УР-100 была начата в соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 30 марта 1963 года. Это был наш «ответ» на развертывание в США МБР «Минитмен-1».

Первоначально предполагалось, что УР-100 станет

универсальной ракетой, используемой и как МБР, и как баллистическая ракета средней дальности (с «тяжелой» головной частью), и для нужд противоракетной (система «Таран») и противовоздушной обороны, и в варианте морского базирования. Однако в дальнейшем от всех других вариантов, кроме МБР, отказались.

МБР УР-100 была выполнена по схеме «тандем» с последовательным разделением ступеней и плотной компоновкой отсеков. Ракета конструктивно состояла из 1-й и 2-й ступеней и головной части.

В корпусе 1-й ступени размещались четыре маршевых ЖРД РД-0217 (15Д2) 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 представлял собой неразъемный блок, состоящий из бака окислителя и бака горючего, которые разделялись общим совмещенным двойным днищем. Двигательная установка 1-й ступени была выполнена по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа в камерах сгорания. Высокий удельный импульс тяги двигателей позволил сократить время работы 1-й ступени.



МБР УР-100. Фото с сайта «Военная техника»

Вторая ступень по конструкции была аналогична 1-й ступени и состояла из хвостового, топливного и приборного отсеков. На ней устанавливали маршевый однокамерный ЖРД 15Д13 и четырехкамерный рулевой ракетный двигатель РК-3 (15Д14). Двигатели 2-й ступени были созданы в Ленинградском ОКБ-117 (ныне — АО «Климов»). 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.



МБР УР-100 в сборочном цеху. Фото с сайта «Военная техника»

Разделение ступеней ракеты осуществлялось с помощью пороховых ракетных двигателей, установленных на хвостовом отсеке 1-й 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 1 мегатонна была разработана в НИИ-1011 (ныне — ВНИИ технической физики).

Основные ТТХ МБР УР-100

- Длина, м — 16,93
- Диаметр, м — 2
- Стартовая масса, т — 41,4–42,3
- Забрасываемый вес, т — 0,77
- Максимальная дальность, км — 10600
- Точность (КВО), км — 1–1,4
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 1

Первые пуски УР-100 по программе летно-конструкторских испытаний на космодроме Байконур проводились с наземной пусковой установки. В 1964 году началось строительство шахтной пусковой установки. Для испытаний были построены десять шахт глубиной 32 метра и один командный пункт. Первый пуск с наземной пусковой установки был проведен 19 апреля 1965 года, первый пуск из шахты — 17 июля 1965 года. Всего по программе летно-конструкторских испытаний было проведено 60 пусков. Испытания завершились 27 октября 1966 года. 24 ноября 1966 года первые полки с МБР УР-100 в шахтных пусковых установках были

поставлены на боевое дежурство под населенными пунктами Дровяная в Читинской области, Бершеть в Пермской области, Татищево в Саратовской области, Гладкая в Красноярском крае.

УР-100 стала самой массовой МБР из всех принятых на вооружение в Советском Союзе. С 1966 по 1972 год было развернуто 990 пусковых установок этих ракет. Максимальное количество одновременно находящихся в эксплуатации ракет — 950 единиц.

В 1969–1970 годах на базе МБР УР-100 был разработан модернизированный вариант ракеты **УР-100М** или УР-100УТТХ (индекс ГРАУ — 8К64М). Модернизация включала в себя:

- оснащение МБР облегченной ГЧ с соответствующим увеличением дальности стрельбы;
- оснащение МБР комплексом средств преодоления противоракетной обороны;
- продление сроков эксплуатации ракетного комплекса с 7 до 10 лет;
- модернизация системы управления с улучшением возможностей по перенацеливанию ракет;
- сокращение времени проведения предстартовых операций;
- улучшение проверочно-пускового оборудования, автономной системы электроснабжения ракетного комплекса и других технических систем.

В рамках летных испытаний модернизированной ракеты, в период со 2 февраля по 24 ноября 1971 года, с космодрома Байконур было проведено 12 пусков. На вооружение комплекс с ракетой УР-100М принят 3 октября 1972 года. Модернизированные ракеты размещались в шахтах от УР-100, уже развернутые к тому времени УР-100 модернизировались прямо в шахтах.

В ходе дальнейшей модернизации МБР УР-100 она была оснащена тремя головными частями индивидуального наведения. В этом варианте она получила обозначение **УР-100К** (индекс ГРАУ — 15А20, код по договору СНВ — РС-10). На вооружение ракета была принята в 1972 году.

Ракета устанавливалась в шахтах от ракеты УР-100 (Тейково, Пермь, Красноярск, Оловянная, Ледяная, Дровяная) и новых сверхзащищенных (Первомайск,



МБР УР-100 на параде в Москве.
Фото с сайта «Военная техника»



Двигательная установка МБР УР-100.
Фото с сайта «Военная техника»

Хмельницкий). Последний ракетный полк, вооруженный МБР УР-100К — 37-й ракетный полк 4-й ракетной дивизии под Читой, — был расформирован в мае 1994 года.

В 1970 году, еще до принятия МБР УР-100К на вооружение, началась ее доработка. В этом варианте ракета получила обозначение **УР-100У** или УР-100К УТТХ (индекс ГРАУ — 15А20У). В 1971–1973 годах были проведены летно-конструкторские испытания ракеты, а в 1974 году она была принята на вооружение.

МБР УР-100Н, УР-100Н УТТХ

МБР **УР-100Н** (индекс ГРАУ — 15А30, код по договору СНВ — РС-18А) — жидкостная двухступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета шахтного базирования с разделяющейся головной частью индивидуального наведения. Разработка осуществлялась в ЦКБ машиностроения под руководством В. Н. Челомея на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 19 августа 1970 года № 682–218сс.

МБР УР-100Н вместе с разрабатываемой параллельно в КБ «Южное» МБР МР-УР-100 предлагались для замены семейства МБР УР-100, развернутых в массовом количестве. Окончательный выбор между МБР УР-100Н и МР-УР-100 предстояло сделать после проведения сравнительных летных испытаний.

МБР УР-100Н выполнена по схеме «тандем» с последовательным разделением ступеней. Ракета отличается очень плотной компоновкой и практическим отсутствием «сухих» отсеков.

Корпус 1-й ступени состоит из хвостового, топливного отсеков и переходника. Топливные баки — несущей конструкции, с общим днищем. Двигательная установка 1-й ступени РД-0234 (15Д96) состоит из четырех маршевых жидкостных ракетных двигателей РД-



Шахтная пусковая установка для МБР УР-100 УТТХ.
Фото с сайта «Военная техника»

0233 (15Д95). Каждый двигатель закреплен шарнирно на раме в хвостовом отсеке и может отклоняться от нейтрального положения в соответствующей плоскости. Двигатели имеют турбонасосную систему топливоподдачи с дожиганием генераторного газа. Наддув баков маршевых ступеней осуществляется с помощью горячих газов.

Разделение 1-й и 2-й ступеней происходит по «горячей» схеме за счет рулевого двигателя 2-й ступени, который запускается до подачи команды на выключение двигателя 1-й ступени.

Корпус 2-й ступени состоит из укороченного хвостового и топливного отсеков. Топливные баки — несущей конструкции. Двигательная установка 2-й ступени включает маршевый двигатель РД-0235 (15Д113), установленный неподвижно, и четырехкамерный рулевой двигатель РД-0236 (15Д114). Маршевый двигатель имеет схему топливоподдачи с дожиганием, а рулевой — без дожигания генераторного газа.

К верхней части 2-й ступени корпуса ракеты крепится агрегатно-приборный блок разделяющейся головной части, в котором размещаются приборы инерциальной системы управления и двигатель разведения боевого оснащения.

Боевые блоки (1 или 6 штук) прикрыты обтекателем. Ракета оснащена комплексом преодоления противоракетной обороны. Ядерные боезаряды МБР УР-100Н разработаны в НИИ-1011 (ныне — ВНИИ технической физики).

Основные ТТХ МБР УР-100Н

- Длина, м — 24
- Диаметр, м — 2,5
- Стартовая масса, т — 105,6
- Забрасываемый вес, т — 4,35
- Максимальная дальность, км — 10 000

- Точность (КВО), км — 0,35–0,55
- Тип головной части — моноблочная или РГЧ ИН
- Количество боевых блоков — 1 или 6
- Мощность заряда, Мт — 5,3 или 6 × 0,4

Летно-конструкторские испытания МБР УР-100Н проводились на космодроме Байконур. Первый пуск состоялся 9 апреля 1973 года. Испытания велись по сокращенной программе, так как разработчики представили расчеты, обосновавшие именно такой подход. Это позволило закончить испытания в октябре 1975 года, когда был выполнен последний из 27 пусков.

Во время испытаний были выполнены запуски с моноблочной головной частью, а также разделяющейся головной частью с 4 и 6 боевыми блоками.

Первый полк, вооруженный ракетами УР-100Н, встал на боевое дежурство в 46-й ракетной дивизии близ г. Первомайска Николаевской обл., Украина, 26 апреля 1975 года. 30 декабря того же года постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1063–356сс МБР УР-100Н была принята на вооружение.

Серийное производство МБР УР-100Н было возвращено в 1974 году на Московском машиностроительном заводе имени М.В. Хруничева. Выпуск маршевых двигателей 1-й ступени был освоен Воронежским механическим заводом и филиалом Пермского моторостроительного завода имени Я.М. Свердлова. Маршевые двигатели 2-й ступени и рулевые двигатели выпускались Ленинградским машиностроительным производственным объединением «Красный Октябрь». Двигатели блока разведения изготовлял Усть-Катавский вагоностроительный завод. Компоненты системы управления собирали на Киевском радиозаводе, заводе имени Тараса Шевченко и Харьковском НПО «Харьтрон». Блок разведения боеголовок и система управ-



Пуск МБР УР-100 УТТХ.
Фото с сайта «Военная техника»

ления производились в Оренбургском производственном объединении «Стрела».

16 августа 1976 года вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 654–214сс об улучшении тактико-технических характеристик (УТТХ) ракетного комплекса УР-100Н. Модернизация ракетного комплекса шла по следующим основным направлениям: повышение устойчивости к ядерным взрывам и повышение боевой эффективности комплекса.

От своей предшественницы новая ракета, получившая обозначение **УР-100Н УТТХ** (индекс ГРАУ — 15А35, код по договору СНВ — РС-18Б), отличалась новой ступенью разведения (более устойчивой к поражающим факторам ядерного взрыва, позволившей увеличить дальность стрельбы, улучшить построение порядков из элементов боевого оснащения, повысить площадь района разведения боевых блоков), улучшенной системой управления, позволившей выбирать одну из 6 целей, заранее заложенных для ракеты в систему управления, улучшенным комплексом средств преодоления противоракетной обороны, новыми боевыми блоками. Все это было достигнуто без изменения величины массы МБР и забрасываемой массы.

26 октября 1977 года на Байконуре начались летно-конструкторские испытания ракеты УР-100Н УТТХ. Всего было выполнено 68 испытательных запусков в период с 28 сентября 1977 года по 26 июля 1979 года. Все пуски в ходе испытаний проводились: по району «Кура», по району «Акватория» (на максимальную дальность), по району «Кзыл-Ту» (на минимальную дальность порядка 1000 км).

17 декабря 1980 года постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1180–402сс ракетный комплекс УР-100Н УТТХ был принят на вооружение. Первым полком с новым комплексом стал полк в 19-й ракетной дивизии (г. Хмельницкий, Хмельницкая область, Украина), который полностью стал на боевое дежурство в январе 1981 года. К 1984 году было возвращено 360 ракет УР-100Н УТТХ. Производство ракет было прекращено в 1985 году.

Ракетный комплекс УР-100Н УТТХ является исключительно надежным — проведено 165 испытательных и учебно-боевых пусков, из них только три были неудачными. Американский журнал «Ассоциации ракетчиков ВВС» назвал ракету «одной из наиболее выдающихся технических разработок «холодной войны»».

Некоторое количество МБР УР-100Н УТТХ находится на боевом дежурстве до настоящего времени.

На базе МБР разработаны ракеты-носители «Рокот» и «Стрела».

МБР УР-200, УР-200А

МБР **УР-200** (индекс ГРАУ — 8К81) — жидкостная двухступенчатая баллистическая ракета, разработавшаяся как межконтинентальная ракета, ракета-носитель спутников системы морской космической разведки и целеуказания «Легенда», противоспутниковой системы ИС, а также орбитальная (глобальная) ракета наземного и шахтного типов базирования. Головной разработчик — ОКБ-52. Изготовитель — Машиностроительный завод имени М. В. Хруничева.

Разработка ракеты была начата в ОКБ-52 в 1960 году в инициативном порядке. Официальный старт разработке дан постановлениями ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 марта 1961 года № 258–110сс и от 1 августа 1961 года № 689–288сс. Изначально ракета носила название Р-200 и разрабатывалась в качестве МБР и ракеты-носителя космических аппаратов.



Пуск МБР УР-200. Фото с сайта Military Russia

В мае 1961 года был готов предэскизный проект ракеты. В октябре того же года были разработаны рабочие чертежи на ракету-носитель. Эскизный проект ракеты был выпущен в мае 1962 года.

Основные ТТХ МБР УР-200

- Длина, м — 34,6
- Диаметр, м — 3
- Стартовая масса, т — 138
- Забрасываемый вес, т — 3,9
- Максимальная дальность, км — 12 000–14 000
- Точность (КВО), км — ?
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 1

Позже постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 2 марта 1962 года № 243–117сс была задана разработка варианта глобальной орбитальной ракеты УР-200А с двумя типами головных частей — неманеврирующей баллистической и маневрирующей в двух плоскостях аэробаллистической. Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 апреля 1962 года № 346–160 «О важнейших разработках межконтинентальных баллистических и глобальных ракет и носителей космических объектов» было принято решение о сосредоточении сил и ресурсов предприятий и учреждений на создании в числе других образцов ракетной техники «универсальной ракеты УР-200 в варианте межконтинентальной ракеты с баллистической траекторией для транспортировки спецзаряда... и глобальном варианте для доставки к цели спецзаряда... с началом летных испытаний — IV квартал 1963 года».

В соответствии с указанными постановлениями ракета УР-200 создавалась в следующих вариантах:

— УР-200 — ракета-носитель и межконтинентальная баллистическая ракета;

— УР-200А (индекс ГРАУ — 8К83) — орбитальная межконтинентальная (глобальная) ракета с неманеврирующей или маневрирующей в атмосфере головными частями.

В разработке, как перспектива развития ракеты УР-200, также находились:

— УР-200Б — универсальная ракета с повышенной по сравнению с УР-200 энергетикой;

— УР-200В — вариант УР-200 для размещения в шахтной пусковой установке (ШПУ);

— УР-200УВ — вариант УР-200 для размещения в ШПУ повышенной защищенности.

Испытания МБР УР-200 проводились с двух наземных пусковых установок на космодроме Байконур. Первый пуск состоялся 4 ноября 1963 года. Всего произведено 9 пусков в 1963–1964 годах.

После снятия Н. С. Хрущева с постов Первого секретаря ЦК КПСС и Председателя Совета Министров СССР началось сворачивание программы создания УР-200. Уже 31 декабря 1964 года вышло решение Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР о переводе систем «ИС» и «Легенда» на ракету-носитель «Циклон». В начале 1965 года был проведен анализ состояния разработки ракет Р-36, УР-200 и ГР-1, который показал, что энергетические характеристики УР-200 недостаточны для решения всех поставленных перед нею задач. Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 7 июля 1965 года № 532–205сс разработка ракеты УР-200 и всех ее вариантов была прекращена.

МБР РТ-23

МБР **РТ-23** (в шахтном варианте индекс ГРАУ — 15Ж44, код по договору ОСВ-2 — РС-22; в мобильном варианте индекс ГРАУ — 15Ж52, код по договору ОСВ-2 — РС-22Б) — унифицированная твердотопливная трехступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета стационарного, шахтного и мобильного железнодорожного базирования.

Проект МБР РТ-23 был задан к разработке постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 23 июня 1976 года. Ракета была заявлена как новая МБР (по Договору ОСВ-2 каждая из сторон могла принять на вооружение по одной новой МБР) и проектировалась для последующего универсального применения в составе разных вариантов мобильных и стационарных 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.

Разработка ракеты велась в КБ «Южное» под руководством В. Ф. Уткина.

МБР РТ-23 выполнена по классической схеме «тандем» с применением новейших технологий (коконная конструкция корпусов) и по компоновке в основном аналогична американской ракете МХ.

Первая ступень включает хвостовой и соединительные отсеки цилиндрической формы и маршевый твердотопливный ракетный двигатель, снабженный одним неподвижным соплом. Масса полностью снаря-

женной ступени составляет 52,5 тонны (для шахтной пусковой установки) и 53,7 тонны (для железнодорожного комплекса). Длина соответственно 9,5 метра и 9,7 метра при диаметре 2,4 метра.

Вторая ступень состоит из маршевого ракетного двигателя 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 двигатель, по своей конструкции аналогичный двигателю на 2-й ступени, и переходной отсек.

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.

Первоначально предполагалось оснастить ракету моноблочной головной частью, но постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 1 июня 1979 года моноблочная головная часть была заменена на разделяющую головную часть. Этим же постановлением КБ «Южное» была задана разработка железнодорожного комплекса.

Унификация ракет 15Ж44 и 15Ж52 составила 92%.

Основные отличия одной от другой:

- схемно-конструктивные решения по системе управления и системе прицеливания;
- конструкция обтекателя и некоторых других элементов корпуса ракеты;
- элементы системы старта ракеты и схема конструкции транспортно-пускового контейнера.

Основные ТТХ МБР РТ-23

	15Ж44	15Ж52
Количество ступеней	3	3
Длина, м	21,9	21,9
Диаметр, м	2,4	2,4
Стартовая масса, т	104,5	104,5
Забрасываемый вес, т	4,05	4,05
Максимальная дальность, км	10 000	10 000
Точность (КВО), км	0,5	0,7
Тип головной части	РГЧ ИН	РГЧ ИН
Количество боевых блоков	7–10	8–10
Мощность заряда, Мт	0,43	0,43



ПУСК МБР РТ-23 с боевого железнодорожного ракетного комплекса. Фото с сайта «Военная техника»

Летно-конструкторские испытания ракеты проводились на космодроме Байконур. Для оценки технических характеристик ракет и комплексов было выделено по 10 ракет 15Ж44 и 15Ж52. Первый пуск МБР 15Ж44 состоялся 26 октября 1982 года, МБР 15Ж52 — 18 января 1984 года. Всего было проведено 18 пусков (8 — ракеты 15Ж44, 10 — ракеты 15Ж52).

В связи с недопоставкой на летные испытания оборудования комплекса для ракеты 15Ж44, недостаточной надежности отдельных систем и агрегатов, а также в интересах комплекса РТ-23 УТТХ летно-конструкторские испытания комплекса были проведены не в полном объеме.

Несмотря на положительные результаты летных испытаний, МБР 15Ж44 и 15Ж52 на вооружение не принимались.

МБР РТ-23 УТТХ «Молодец»

МБР РТ-23 УТТХ «Молодец» (в шахтном варианте индекс ГРАУ — 15Ж60, код по договору ОСВ-2 — РС-22С; в мобильном варианте индекс ГРАУ — 15Ж61, код по договору ОСВ-2 — РС-22Б) — твердотопливные трехступенчатые межконтинентальные баллистические ракеты подвижного железнодорожного и стационарного шахтного базирования. Являлась дальнейшим развитием МБР РТ-23. Головной разработчик — КБ «Южное».

Разработка ракеты велась на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 9 августа

1983 года № 768–247сс. Этим документом было предусмотрено создание единой ракеты для трех вариантов базирования: стационарного (в шахте) и мобильных (железнодорожного и грунтового). В апреле 1984 года разработчикам комплексов на базе ракет РТ-23УТТХ были выданы уточненные ТТТ, определившие, что разработка единой ракеты должна учитывать особенности эксплуатации и боевого применения в составе подвижных и стационарного комплексов. Также была определена очередность создания разработки: сначала мобильные комплексы, затем — стационарный.

На ракетах 15Ж60 и 15Ж61 были сохранены отрабатанные на ракетах 15Ж44 и 15Ж52 схемные и конструктивные решения по управлению полетом 2-й и 3-й ступеней отклонением головного отсека, минометному разделению ступеней и разведению элементов боевого оснащения.

Принципиальным отличием ракеты 15Ж60 от ракеты 15Ж61 является ее повышенная стойкость к поражающим факторам ядерного взрыва.

МБР РТ-23 УТТХ выполнена в одном калибре и по



Боевой железнодорожный ракетный комплекс с МБР РТ-23 УТТХ «Молодец» в железнодорожном музее в Санкт-Петербурге. Фото А. Железнякова



Боевой железнодорожный ракетный комплекс с МБР РТ-23 УТТХ «Молодец». Фото с сайта «Военная техника»

своей конструктивно-компоновочной схеме во многом схожа с американской МБР М–Х.

Первая ступень ракеты включает хвостовой и соединительный отсеки цилиндрической формы и маршевый твердотопливный ракетный двигатель. Двигатель коконной конструкции с одним центрально размещенным неподвижным соплом. Масса полностью снаряженной ступени 53,7 тонны.

Вторая ступень состоит из маршевого твердотопливного ракетного двигателя и соединительного отсека. Маршевый двигатель 2-й ступени имеет одно центрально расположенное сопло, которое снабжено выдвигаемым насадком, позволяющим сохранять исходные габариты и увеличить удельный импульс двигателя при работе на больших высотах. Корпус двигателя — коконной конструкции.

Третья ступень включает маршевый двигатель, по своей конструкции аналогичный двигателю 2-й ступени, и переходный отсек, состоящий из двух секций.

Ракета оснащается разделяющейся головной частью с индивидуальным наведением, размещенными в один ярус. Ступень разведения выполнена по стандартной схеме и включает двигательную установку и систему управления.

Испытания МБР 15Ж61 проводились с 27 февраля 1985 года по 22 декабря 1987 года. Всего были проведены пуски 16 ракет, в том числе 10 пусков по программе совместных испытаний и 6 серийных, выделенных дополнительно для подтверждения и проверки правильности технических решений, внедряемых по плану наращивания штатности систем ракеты и комплекса.

Основные ТТХ МБР РТ-23 УТТХ

	15Ж60	15Ж61
Количество ступеней	3	3
Длина, м	21,9	21,9
Диаметр, м	2,4	2,4
Стартовая масса, т	104,8	104,8
Забрасываемый вес, т	4,05	4,05
Максимальная дальность, км	10000	10000
Точность (КВО), км	0,5	0,7
Тип головной части	РГЧ ИН	РГЧ ИН
Количество боевых блоков	10	10
Мощность заряда, Мт	0,4	0,43

Из 16 пусков лишь один пуск был аварийным.

Один из пусков осуществлялся на максимальную дальность.

В ходе совместных испытаний МБР 15Ж60 были проведены пуски 19 ракет (первый пуск — 31 июля 1986 года), в том числе три серийных. Из этого числа три пуска были аварийными.

Постановка ракет на боевое дежурство началось в 1987 году. На вооружение ракеты были приняты в 1989 году.

К 1991 году были развернуты 12 ракетных поездов с ракетами 15Ж61 и 56 шахтных пусковых установок с ракетами 15Ж60. Причем 10 ракет находились на территории России, а 46 — на территории Украины.

После распада СССР ракеты, находившиеся на территории Украины, были сняты с боевого дежурства и утилизированы в период 1993–2002 годов. Пусковые установки были взорваны. В России ракеты были сняты с дежурства и отправлены на утилизацию по истечении гарантийного срока хранения в 2001 году.

С 1992 года ракетные поезда по договоренности с США с вооружения не снимались, но находились в местах постоянной дислокации. В период 2003–2007 годов все они были утилизированы.

МБР МР-УР-100

МБР **МР-УР-100** (индекс ГРАУ — 15А15, код по договору СНВ — РС-16А) — жидкостная двухступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета. Проектировалась при ограничении на геометрические характеристики ее транспортно-пускового контейнера

(под существовавшие шахтные пусковые установки МБР УР-100К).

МР-УР-100 — двухступенчатая ракета с последовательным разделением ступеней. Ракета выполнена в двух диаметрах: корпус 1-й ступени имеет диаметр 2,25 метра, корпус 2-й — 2,1 метра. Ступени соединялись между собой посредством соединительного отсека, который при разделении ступеней разрушался удлиненным кумулятивным зарядом (УКЗ), опоясывающим переходной отсек в середине.

Двигательная установка 1-й ступени состоит из двух двигателей: маршевого 15Д168 (со 2-й ступени МБР Р-36М) и рулевого 15Д167. Однокамерный маршевый двигатель 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.

Двигательная установка 2-й ступени состоит из однокамерного, неподвижно закрепленного на корпусе ступени жидкостного ракетного двигателя с турбонасосной подачей компонентов топлива и замкнутой схемой. Этот двигатель имеет 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 двигателей такого класса (3300 м/с в пустоте). Оригинален и способ создания управляющих сил и моментов при полете 2-й ступени: управление по тангажу и рысканью обеспечивается вдувом газа в закритическую часть сопла двигателя, а по крену — четырьмя небольшими



МБР МР-УР-100.

Фото с сайта «Военная техника»

соплами, рабочее тело для которых вырабатывается в газогенераторе турбонасосного агрегата двигателя.

К корпусу 2-й ступени крепится разделяющаяся головная часть с четырьмя боевыми блоками, прикрытая обтекателем с изменяемой геометрией (со складывающимся наконечником) — после выхода ракеты из шахтной пусковой установки под действием пружинных приводов образовывал острый конус.

Основные ТТХ МБР МР-УР-100

- Длина, м — 21,6
- Диаметр, м — 2,25
- Стартовая масса, т — 71,1
- Забрасываемый вес, т — 2,55
- Максимальная дальность, км — 10 000–11 000
- Точность (КВО), км — 0,47
- Тип головной части — РГЧ ИН
- Количество боевых блоков — 4
- Мощность заряда, Мт — 0,55...0,75

Летные испытания ракеты были начаты пуском, который состоялся 26 декабря 1972 года. Программу испытаний удалось завершить в установленные сроки, но вопрос о принятии на вооружение нового ракетного комплекса с МБР МР-УР-100 «повис» в воздухе, так как практически одновременно закончились испытания несколько превосходившего его по боевым возможностям конкурировавшего проекта УР-100Н. Руководство РВСН полагало нецелесообразным принимать на вооружение две ракеты одного класса. Однако руководство промышленности смогло добиться нужного для себя решения о постановке на боевое дежурство сразу двух ракетных комплексов. Единственное, чего командованию Ракетных войск стратегического назначения удалось добиться, — это ограничить число развертываемых ракет этого типа 150 единицами.

МБР МР-УР-100 был принят на вооружение в 1975 году.

МБР МР-УР-100 УТТХ

Практически сразу после принятия на вооружение МБР МР-УР-100 началась ее модернизация. Новый вариант ракеты получил обозначение **МР-УР-100 УТТХ** (индекс ГРАУ — 15А16, код по договору СНВ — РС-16Б). Головной исполнитель — КБ «Южное».

Основанием для работы послужило постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 августа 1976 года № 656–215сс. Одновременно было



МБР МР-УР-100 УТТХ на постаменте.
Фото с сайта «Военная техника»

принято и постановление № 654–213сс об улучшении тактико-технических характеристик (УТТХ) ракетного комплекса Р-36М. Практически все работы по этим комплексам велись совместно. Эскизные проекты по ним разработаны в декабре того же года, летно-конструкторские испытания начаты в октябре 1977 года.

Первый пуск МБР МР-УР-100 УТТХ состоялся 25 октября 1977 года. Испытания проводились до 15 декабря 1979 года, после чего началась замена части ракет МР-УР100 в развернутых ракетных полках на МР-УР-100 УТТХ.

МБР МР-УР-100 УТТХ была принята на вооружение 17 декабря 1980 года постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1183–403сс. Новая ракета отличалась от предшественницы более совершенной системой управления и доработанной РГЧ. Повысилась надежность многих систем и защищенность всего комплекса. Во второй половине 1980-х годов было принято решение о постепенном выводе из боевого состава ракет этого семейства. Комплекс МР УР-100 УТТХ находился на боевом дежурстве до 1994 года, а в следующем году последняя ракета МР-УР-100 УТТХ была ликвидирована.

БР 15А11 системы «Периметр»

Учитывая реальные возможности высокоэффективных методов радиоэлектронного подавления потенциальным противником средств боевого управления Ракетных войск стратегического назначения (РВСН), в начале 1970-х годов стала весьма актуальной задача гарантированного доведения боевых приказов от высших звеньев управления (Генштаб ВС СССР, Управление РВСН) до командных пунктов и отдельных пусковых установок стратегических ракет, стоящих на боевом дежурстве, в случае возникновения чрезвычайных ситуа-

ций. Возникла идея использовать для этих целей в дополнение к имеющимся каналам связи специальную командную ракету, оснащенную мощным радиопередающим устройством, запускаемую в особый период и подающую команды на пуск всех ракет, находящихся на боевом дежурстве по всей территории СССР.

Разработка ракеты для системы управления РВСН «Периметр» была задана КБ «Южное» постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 30 августа 1974 года № 695–227сс. В качестве базовой ракеты первоначально предполагалось использовать ракету МР-УР-100, но впоследствии остановились на ракете МР-УР-100 УТТХ. Доработанная в части системы управления ракета получила индекс **15А11**.

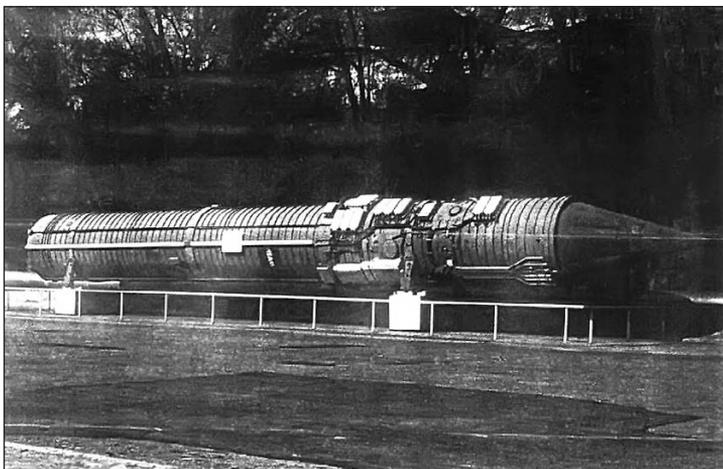
В декабре 1975 года был выполнен эскизный проект командной ракеты. На ракете устанавливалась специальная головная часть, имевшая индекс 15Б99, включавшая в себя оригинальную радиотехническую систему разработки ОКБ ЛПИ (ныне — НПО «Импульс»). Для обеспечения условий ее функционирования головная часть во время полета должна была иметь постоянную ориентацию в пространстве.

Летно-конструкторские испытания ракеты были начаты в 1979 году. Первый пуск БР 15А11 с эквивалентом передатчика был успешно произведен 26 декабря 1979 года. Были проверены разработанные сложные алгоритмы сопряжения всех систем, участвовавших в пуске, возможность обеспечения ракетой заданной траектории полета головной части (вершина траектории на высоте около 4000 километров, дальность 4500 километров), работа всех служебных систем головной части в штатном режиме, подтверждена правильность принятых технических решений.

На летные испытания было отведено 10 ракет. В связи с успешными пусками и выполнением поставленных задач Госкомиссия сочла возможным удовлетвориться семью пусками.

В ходе испытаний системы «Периметр» были проведены реальные запуски межконтинентальных баллистических ракет с боевых объектов по приказам, переданным специальной головной частью 15Б99 в полете.

Еще в ходе летных испытаний постановлением правительства была поставлена задача о расширении функций, решаемых комплексом командной ракеты, с доведением боевых приказов не только до объектов РВСН, но и ракетных подводных лодок стратегического назначения, самолетов дальней и морской ракетно-авиации на аэродромах и в воздухе, пунктов управления РВСН, ВВС и ВМФ.



МБР системы «Периметр». Фото с сайта «Ракетная техника»

Летно-конструкторские испытания командной ракеты были завершены в марте 1982 года. В январе 1985 года система «Периметр» с командной ракетой 15А11 была поставлена на боевое дежурство.

В рамках соглашения ОСВ-1 в июне 1995 года комплекс командной ракеты был снят с боевого дежурства.

МБР «Копье-Р»

МБР «Копье-Р» — проект малогабаритной межконтинентальной баллистической ракеты для подвижного грунтового комплекса на базе серийного колесного четырехосного полноприводного шасси высокой проходимости МА3-543. Головной разработчик — КБ «Южное». Работы над МБР велись в период с июня по декабрь 1985 года.

Ракета разработана по схеме с последовательным расположением ступеней, ампулизируемая, заводской заправки.

Предполагалось, что стартовые батареи будут нести патрулирование на боевых маршрутах в состоянии постоянной боевой готовности с периодической сменой мест стоянки.



Один из вариантов комплекса с МБР «Гном». Фото с сайта «Капустин Яр»

Система управления — автономная, инерциальная, с коррекцией от системы спутниковой навигации.

По своим массо-габаритным характеристикам комплекс был близок к американскому комплексу «Миджетмен».

Основные ТТХ МБР «Копье-Р»

- Количество ступеней — 3
- Длина, м — 12,9
- Диаметр, м — 1,15
- Стартовая масса, т — 10,9
- Забрасываемый вес, т — 0,202
- Максимальная дальность, км — 11 000
- Точность (КВО), км — 0,5
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — ?

На вооружение комплекс не принимался.

МБР «Гном»

МБР «Гном» — проект межконтинентальной малогабаритной баллистической ракеты, разработанный в СКБ машиностроения под руководством Б. И. Шавырина. Ракету предполагалось оснастить маршевым сверхзвуковым прямоточным двигателем, который разрабатывался в ОКБ-670 Министерства авиационной промышленности СССР под руководством М. М. Бондарюка.

Изначально МБР «Гном» задумывалась как трехступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета, оснащенная прямоточным воздушно-реактивным

маршевым двигателем 1-й ступени, твердотопливными двигателями 2-й и 3-й ступеней, а также стартовым ускорителем. 1-ю ступень планировалось выполнить тянущей и нанизанной на последовательно соединенные 2-ю и 3-ю ступени.

Самоходная пусковая установка размещалась на шасси тяжелого танка Т-10М.

Старт ракеты должен был осуществляться с помощью ускорителя — четырехсоплового твердотопливного ракетного двигателя 1-й ступени, который разгонял ее до скорости $M=1,75$. Отработав, ускоритель отделялся и включался двигатель 1-й ступени, который выводил ракету на полетную траекторию. Прямоточный двигатель работал 60–70 секунд, до достижения ракетой скорости $M=5,5$. После отделения прямоточного двигателя включалась 2-я ступень, а затем 3-я ступень. 2-я и 3-я ступени были оснащены двигателями на твердом смесевом топливе.

Основные ТТХ МБР «Гном»

- Количество ступеней — 3
- Длина, м — 16,14
- Диаметр, м — 2,6
- Стартовая масса, т — 29
- Забрасываемый вес, т — 0,47
- Максимальная дальность, км — 11 000
- Точность (КВО), км — ?
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — ?

К октябрю 1965 года был разработан эскизный проект комплекса и ракеты. 16 октября того же года состоялось первое огневое испытание прототипа прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Тогда же была проведена перекомпоновка ракеты. По предложению С. П. Непобедимого предполагалась классическая компоновка с последовательным расположением 1, 2 и 3-й ступеней. Вскоре после этого была начата ОКР по созданию МБР. Эскизный проект был успешно защищен, начался выпуск рабочих чертежей ракеты.

Разработка по неизвестным причинам была прекращена в конце 1965 года до выхода на летные испытания. На вооружение ракета не поступала.



МБР «Гном» (макет). Фото с сайта Military Russia

МБР Ф-22 «Вереница»

МБР Ф-22 «Вереница» — проект мобильной малогабаритной межконтинентальной баллистической ракеты. Разработка велась по решениям Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР от 5 апреля 1976 года № 57 и от 26 мая 1977 года № 123 в рамках темы «Горизонт-1». Головной разработчик — КБ «Арсенал». Назначение комплекса — нанесение ответного удара после ракетно-ядерного нападения противника. Проработка показала возможность создания такой МБР в течение 7 лет.

Предполагалось, что МБР будет трехступенчатой. На всех ступенях планировалось установить твердо-топливные ракетные двигатели, работающие на смешанном топливе ОПАЛ-55 разработки Алтайского НИИ химической техники.

Система управления ракеты — инерциальная одноканальная.

Управление нанесением удара возлагалось на подвижные командные пункты, выдающие односторонние команды на мобильные пусковые установки по радиоканалу.

Размещение МБР планировалось в автомобильных контейнерах. В качестве вариантов базирования рассматривались речные суда и баржи, а также железнодорожные платформы.

Основные ТТХ МБР Ф-22 «Вереница»

- Количество ступеней — 3
- Длина, м — 11,4
- Диаметр, м — 1,28
- Стартовая масса, т — 13,5
- Забрасываемый вес, т — 0,5 (?)
- Максимальная дальность, км — 10 000
- Точность (КВО), км — ?
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 0,1–0,15

Разработка МБР Ф-22 «Вереница» остановлена на этапе эскизного проектирования. Испытания не проводились.

МБР «Баргузин»

МБР «Баргузин» — межконтинентальная баллистическая ракета для использования в составе боевого железнодорожного комплекса. ОКР по созданию ком-

плекса начались в 2012 году в Московском институте теплотехники.

Первоначально предполагалось, что создание комплекса возможно или на базе МБР РС-24 «Ярс», или на базе МБР РС-26 «Рубеж», или с использованием разработок по БРПЛ «Булава». В декабре 2014 года в средствах массовой информации промелькнуло сообщение, что за основу комплекса будет взята МБР типа «Ярс» или «Ярс-М» с некоторыми доработками.

Это будет трехступенчатая ракета классической компоновки с последовательным расположением ступеней.

С большой вероятностью ракета будет оснащаться комплексом средств преодоления системы противоракетной обороны.

На всех ступенях будут устанавливаться твердо-топливные ракетные двигатели.

Система управления и наведения предполагается инерциальная автономная.

Головная часть ракеты — разделяющаяся индивидуального наведения. Возможно использование перспективного маневрирующего боевого оснащения.

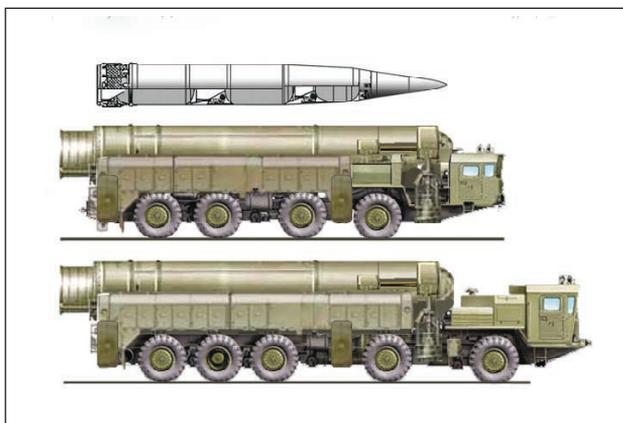
Начало развертывания нового комплекса ожидается не ранее 2018 года.

МБР РСС-40 «Курьер»

МБР РСС-40 «Курьер» (индекс ГРАУ — 15Ж59) — мобильная малогабаритная межконтинентальная ракета. Разрабатывалась Московским институтом теплотехники под руководством А.Д. Надирадзе (с 1987 года главный конструктор — Б.Н. Лагутин). Разработка комплекса была начата на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 21 июля 1983 г. № 696–213сс по инициативе командующего РВСН В.Ф. Толубко в ответ на разработку в США МБР MGM-134 Midgetman. Эскизный проект МБР (название на ранней стадии проектирования — «Темп-СМ») был завершен в 1984 году.

Основные ТТХ МБР РСС-40 «Курьер»

- Количество ступеней — 3
- Длина, м — 11,2
- Диаметр, м — 1,36
- Стартовая масса, т — 17
- Забрасываемый вес, т — 0,5
- Максимальная дальность, км — 10 000–11 000
- Точность (КВО), км — 0,15
- Тип головной части — моноблочная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — 0,1–0,15



Гипотетическое изображение комплекса с МБР «Курьер». Рисунок с сайта Military Russia

Производство ракет для испытаний велось на Воткинском машиностроительном заводе, там же планировалось развернуть и серийное производство ракеты. В период с марта 1989 года по май 1990 года на полигоне Плесецк в ходе отработки стартовой автоматики и самоходной пусковой установки было выполнено четыре бросковых пуска макетов ракеты по упрощенной циклограмме с облегченным двигателем 1-й ступени. К летным испытаниям ракеты планировалось приступить летом 1992 года, но в связи с прекращением в США разработки МБР MGM-134 Midgetman 5 октября 1991 года Президент СССР М. С. Горбачев заявил о прекращении разработки комплекса «Курьер».

Наработки по системе управления МБР РС-40 были использованы при создании ракеты-носителя «Старт».

МБР РС-12М2Р «Ярс»

МБР РС-12М2Р «Ярс» (другие наименования — «Тополь-МР», «Универсал») — российская твердотопливная межконтинентальная баллистическая ракета мобильного (индекс ГРАУ — 15Ж65М) и шахтного (индекс ГРАУ — 15Ж67) базирования с разделяющейся головной частью.

Разработана Московским институтом теплотехники под руководством Ю. С. Соломонова. Является модернизацией ракеты комплекса «Тополь-М». В перспективе должна заменить МБР УР-100Н и Р-36М и составить вместе с МБР «Тополь-М» и «Рубеж» основу ударной группировки Ракетных войск стратегического назначения.

Конструкция ракеты аналогична конструкции ра-

кеты РС-12М2 комплекса «Тополь-М», за исключением платформы разведения боевых блоков, возможно, части системы управления и полезной нагрузки. В эксплуатацию ракета поступает в контейнере, в котором находится весь срок эксплуатации. На корпус ракеты и приборного отсека нанесено специальное покрытие для снижения воздействия поражающих факторов ядерного взрыва, а также других видов воздействия.

Основные ТТХ МБР РС-12М2Р «Ярс»

- Количество ступеней — 3
- Длина, м:
 - с ГЧ — ~ 23
 - без ГЧ — ~ 17
- Диаметр, м — > 2
- Стартовая масса, т — 49
- Забрасываемый вес, т — нет данных
- Максимальная дальность, км — 11 000
- Точность (КВО), км — 0,15
- Тип головной части — РГЧ ИН
- Количество боевых блоков — 4 или более
- Мощность заряда, Мт — 0,15–0,3

Первый испытательный пуск МБР РС-12М2Р был произведен с космодрома Плесецк 29 мая 2007 года.

Летные испытания комплекса завершились в 2008 году. В том же году первое подразделение РВСН было оснащено первыми ракетами РС-12М2Р. Второй дивизион был поставлен на опытно-боевое дежурство в Тейковской ракетной дивизии (Ивановская область) в декабре 2010 года.

Предположительно комплекс с МБР РС-12М2Р был принят на вооружение в 2010 году.



Комплекс с МБР «Ярс». Фото с сайта «Военная техника»

Первый полк, вооруженный подвижным ракетным комплексом, был переведен на боевое дежурство 4 марта 2011 года.

МБР РС-26 «Рубеж»

МБР **РС-26** (наименования ОКР — «Рубеж», «Авангард») — новый российский подвижный грунтовой ракетный комплекс с межконтинентальной баллистической ракетой.

Согласно различным источникам, разработка комплекса началась не позднее 2006 года в Московском институте теплотехники (МИТ).

О конструкции новой ракеты сведений почти нет. Предполагается, что РС-26 делался на основе одной из последних твердотопливных ракет, созданных в МИТе. Вероятнее всего, новая МБР представляет собой глубокую модернизацию «Тополя-М» или «Ярса». Исходя из этой информации стартовый вес ракеты оценивается не менее чем в 60 тонн.

Имеются сведения о создании новой мобильной пусковой установки, значительно отличающейся от аналогичных машин предыдущих комплексов.

Ракета, как и другие подобные системы, предположительно трехступенчатая.

По разным сообщениям, ракета оснащается моблочной головной частью или разделяющейся головной частью индивидуального наведения и имеет комплекс средств преодоления противоракетной обороны.

Первый пуск МБР РС-26 состоялся с космодрома Плесецк 28 сентября 2011 года и был неудачным.

Второй пуск состоялся 23 мая 2012 года также с Плесецка и был успешным.

Также успешными были и три последующих пуска,

состоявшиеся 24 октября 2012 года, 6 июня 2013 года и 18 марта 2015 года с полигона Капустин Яр.

Предполагается, что в 2015–2016 годах МБР РС-26 «Рубеж» будет принята на вооружение и встанет на боевое дежурство в Иркутском соединении РВСН.

В перспективе она должна составить вместе с МБР РС-24 «Ярс» и РТ-2ПМ2 «Тополь-М» основу российских РВСН.

МБР РС-28 «Сармат»

МБР **РС-28 «Сармат»** — перспективная тяжелая межконтинентальная баллистическая ракета. Разработка МБР началась не позднее июня 2009 года. Планируется создать ракету не ранее, чем в 2018–2020 годах. Цель создания новой тяжелой ракеты — замена в составе РВСН МБР Р-36М2. Разработка МБР ведется ГРЦ им. Макеева (г. Миасс, Челябинская область, головной разработчик) при участии НПО машиностроения (г. Рязань, Московская область).

Основные ТТХ МБР РС-28 «Сармат»

- Количество ступеней — 2 (?)
- Стартовая масса, т — > 100
- Забрасываемый вес, т — до 5
- Максимальная дальность, км — 10 000–11 000
- Точность (КВО), км — 0,15–0,2
- Тип головной части — РГЧ ИН
- Количество боевых блоков — 8–10
- Мощность заряда, Мт — до 0,3

Бросковые испытания макета МБР запланированы на 2015 год, начало летных испытаний — в 2016–2017 годах.

Раздел 3.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ

Согласно принятой в настоящее время классификации, к баллистическим ракетам средней дальности (БРСД) относятся ракеты с дальностью от 1000 до 5000 километров. Могут оснащаться как обычной, так и ядерной боеголовкой.

До введения современной классификации к БРСД относились ракеты и с меньшей дальностью.

В соответствии с положениями Договора о ликвидации ракет средней и меньшей дальности с 1991 года ракеты данного класса не состоят на вооружении России и США.

БРСД Р-1 «Победа»

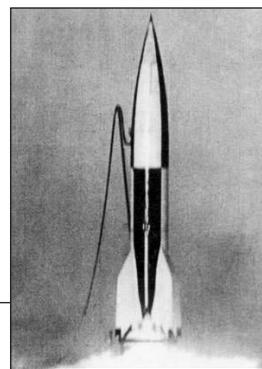
БРСД **Р-1 «Победа»** (индекс ГРАУ — 8А11) — первая отечественная баллистическая ракета средней дальности. В период создания классифицировалась как баллистическая ракета дальнего действия. По современной системе классификации относится к оперативно-тактическим ракетам.

Разработана на основе немецкой баллистической ракеты «Фау-2» (А-4 / V-2) в НИИ-88 под руководством С. П. Королева и, по сути, представляет собой ее полный аналог германской и отечественной сборки.

Начало работ по созданию ракеты Р-1 и ракет других типов положило постановление ЦК ВКП(б) и Совета Министров СССР «Вопросы реактивного вооружения» от 13 мая 1946 года № 1017–419сс. Ответственными исполнителями по созданию и производству ракет А-4 в СССР были определены НИИ-88 Министерства воору-

жения СССР (директор Л. Р. Гонор, главный конструктор С. П. Королев), завод № 456 Министерства авиационной промышленности СССР (директор Б. И. Свет, главный конструктор В. П. Глушко, ныне НПО «Энергомаш» им. академика В. П. Глушко), НИИ специальной техники Министерства промышленности средств связи СССР (директор и главный конструктор М. С. Рязанский), гироскопическая лаборатория СКБ Министерства судостроительной промышленности СССР (начальник В. И. Кузнецов), Государственный институт прикладной химии Министерства химической промышленности СССР (директор П. Л. Прокофьев), ГНИИ-22 Министерства сельскохозяйственного машиностроения (начальник отдела А. А. Алиханов).

Сборка первой серии ракет А-4 из трофейных комплектов — изделие «Н» — велась на заводе № 3 в Кляйнбодунгене (Германия) силами созданного на оккупированной территории института «Нордхаузен» и НИИ-88 под общим руководством С. П. Королева. Параллельно в Подлипках (Подмосковье) на опытном заводе НИИ-88 из агрегатов и деталей, подготовленных в Германии, шла сборка серии изделий «Т». Всего в Германии было собрано 29 ракет



БРСД Р-1. Фото с сайта
«Капустин Яр»

изделия «Н» и подготовлена комплектация для 10 ракет изделия «Т».

Все 29 собранных ракет (изделие «Н») были вывезены из Германии в СССР в марте 1947 года. Испытания первых ракет проводила бригада особого назначения Резерва Верховного главнокомандования (БОН РВГК), созданная в соответствии с постановлением от 13 мая 1946 года (командир — генерал-майор А.Ф. Тверецкий). Летные испытания ракет велись на полигоне Капустин Яр.

Первое огневое испытание ракеты на земле было проведено 16 октября 1947 года. Первый пуск ракеты А-4 (серия изделий «Т») был произведен 18 октября 1947 года. Всего в октябре того года было произведено 11 пусков ракет А-4 (5 серии «Н», 6 серии «Т»), в том числе 5 удачных пусков.

Постановление ЦК ВКП(б) и Совета Министров СССР о создании ракеты Р-1 (8А11) из отечественных комплектующих вышло 14 апреля 1948 года.

Первая серия ракет Р-1 представляла собой почти точную копию ракет А-4 с переработанной конструкцией хвостового и приборного отсеков. Также была увеличена заправка ракеты горючим (спирт).

Первая ракета Р-1, собранная на опытном заводе НИИ-88 (первая серия для ЛКИ — 12 ракет), была запущена 17 сентября 1948 года — пуск был неудачным, так как из-за отказа системы управления ракета отклонилась от трассы на 51°.

Первый успешный пуск в этой серии испытаний ракеты Р-1 состоялся 10 октября 1948 года.

Всего в ходе первого этапа лётно-конструкторских испытаний ракет Р-1 на полигоне Капустин Яр произведено 9 пусков. Неудачные пуски происходили из-за низкого качества изготовления агрегатов и систем ракеты, недостаточного объема проверок узлов и приборов, неотработанности некоторых систем.

При выпуске второй серии ракет для ЛКИ для повышения надежности были внесены изменения в бортовые приборы системы управления. Второй этап ЛКИ прошел в 1949 году на полигоне Капустин Яр. Было подготовлено 20 ракет (10 пристрелочных и 10 зачетных), из которых 17 ракет выполнили свою задачу. Потребовались дополнительные экспериментальные работы, чтобы обеспечить безаварийные пуски ракеты Р-1.

Ракета Р-1 с комплексом наземного оборудования принята на вооружение постановлением ЦК ВКП(б) и



БРСД Р-1

Совета Министров СССР 25 ноября 1950 года. Серийное производство ракет из отечественных комплектующих было развернуто на заводе № 586 в Днепропетровске (ныне — «Южмаш»).

Первый успешный пуск ракет серийного завода был произведен на полигоне Капустин Яр 28 ноября 1952 года. При создании ракеты Р-1 в общей сложности была создана кооперация 13 конструкторских бюро и 35 заводов.

Основные ТТХ БРСД Р-1 «Победа»

	Первая серия	Серийные
Длина, м	14,25	14,275
Диаметр, м	1,652	1,652
Стартовая масса, т	13,04	13,43
Забрасываемый вес, т	0,815	1,075
Максимальная дальность, км	270	270
Точность (КВО), км	< 1,5	< 1,5
Тип головной части	фугасная	фугасная
Масса взрывчатого вещества, т	—	0,785

Ракетами Р-1 были вооружены бригады особого назначения РВГК.

В 1956 году ракеты Р-1 начали сниматься с вооружения и заменяться ракетами Р-2 и др.

До 1957 года на полигоне Капустин Яр было проведено 296 испытательных запусков двигателей ракет Р-1 и 79 пусков.

К 1960 году все ракеты Р-1 были сняты с вооружения Советской Армии.

На базе ракеты Р-1 было разработано несколько модификаций:

- **ракета Р-1А / В-1А** (1949 год) — экспериментальная модификация Р-1 с несущим баком горючего и отделяемой головной частью. Была создана для испытания и отработки технических решений проекта ракеты Р-2. Бак окислителя остался подвесным для сохранения теплоизоляции. Позже несущими стали и бак горючего, и бак окислителя. Ракета оснащалась новой системой управления и телеметрических измерений. Для наблюдений за поведением ракеты в полете использовались оптические системы и сопровождение радиолокационными станциями. После успешных баллистических испытаний две ракеты Р-1А с системой ФИАН Геофизического института АН СССР были использованы для исследования верхних слоев атмосферы с помощью вертикальных пусков. Также на Р-1А производилось изучение влияния газовой струи двигателя на прохождении радиоволн в интересах создания системы радиоуправления ракет Р-2 и Р-3.

Всего было произведено четыре баллистических и два вертикальных пуска ракет;

- **ракеты Р-1Б / В-1Б, Р-1В / В-1В, Р-1Д / В-1Д, Р-1Е / В-1Е** — геофизические ракеты, созданные на базе Р-1 в интересах Академии наук СССР по постановлению ЦК ВКП (б) и Совета Министров СССР от 30 декабря 1949 года [подробная информация об этих ракетах будет размещена в пятом разделе настоящего справочника];
- ракета **Р-1М** — модернизированный вариант ракеты Р-1 разработки СКБ-586 (главный конструктор — В.С. Будник). Разработка была на-



Памятник БРСД Р-1 в Знаменске.
Фото с сайта «Капустин Яр»



БРСД Р-1 на транспортере.
Фото с сайта «Капустин Яр»

чата в 1953 году. Разработка модификации проводилась с целью улучшения технологичности производства и улучшения эксплуатационных характеристик ракет. Была изменена система управления ракеты, точность увеличена в 2 раза. На ракете использована система боковой радиокоррекции. В 1955 году успешно проведены летные испытания (10 пусков). На вооружение не принята в связи с выпуском новых типов ракет.

БРСД Г-1 (проект)

Проект БРСД Г-1 был разработан группой немецких специалистов, вывезенных после разгрома гитлеровской Германии в СССР, под руководством Хельмута Греттруппа.

Ракета Г-1 была спроектирована с использованием задела по ракете «Фау-2» и на ее базе. Эскизный проект разработан к середине 1947 года и 25 сентября 1947 года обсужден на научно-техническом совете в НИИ-88.

Конструкция ракеты предполагала использование несущих топливных баков, отделяемую головную часть с абляционным деревянным покрытием (для защиты от теплового удара при входе в атмосферу).

Планировалась установка на ракету однокамерного жидкостного ракетного двигателя аналогичного двигателю ракет «Фау-2».

Система управления — инерциальная с системой радиокоррекции на активном участке.

Основные ТТХ БРСД Г-1

- Длина, м — 16,2
- Диаметр, м — 2
- Стартовая масса, т — 19

- Забрасываемый вес, т — ?
- Максимальная дальность, км — до 1000
- Точность (КВО), км — 1
- Тип головной части — фугасная
- Масса взрывчатого вещества, т — ?

Дальше эскизного проекта работы не были продолжены. В 1951–1953 годах все немецкие специалисты вернулись в ГДР.

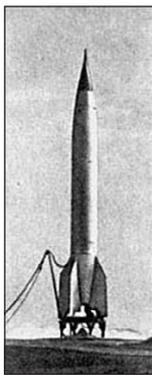
БРСД Р-2

БРСД **Р-2** (индекс ГРАУ — 8Ж38) — баллистическая ракета большой дальности. По современной системе классификации относится к оперативно-тактическим ракетам.

Разработана на базе ракеты Р-1 с использованием наработок по модификациям ракеты «Фау-2» в НИИ-88 под руководством С. П. Королева.

Разработка ракеты началась в 1946 году. В основе проекта была положена возможность увеличения тяги двигателя до 35 тонн и увеличение емкости топливных баков для достижения дальности в 600 километров с сохранением диаметра корпуса и стабилизаторов ракеты «Фау-2». В процессе предварительного проектирования было разработано пять вариантов ракеты. Окончательный вариант предусматривал удлинение ракеты на 1,9 метра в цилиндрической части, форсирование двигателя и использование неотделяемой боевой части. К концу 1946 года был подготовлен эскизный проект, пояснительная записка и три опытных образца ракеты Р-2.

Защита эскизного проекта состоялась в апреле 1947 года. Было решено доработать проект — использовать отделяемую боевую часть, несущие баки и убрать аэродинамические стабилизаторы. К концу 1947 года был подготовлен второй вариант проекта — **Р-2Э** — с несущим баком горючего и со стабилизаторами.



БРСД Р-2. Фото с сайта «Капустин Яр»

Конструкция ракеты является классической баллистической ракетой со встроенным облегченным баком окислителя с теплоизоляцией и несущим баком горючего, с отделяемой боевой частью и аэродинамическими стабилизаторами. В отличие от Р-1 в конструкции широко использовались



БРСД Р-2 на транспортере.
Фото с сайта Dogs of War

алюминиевые сплавы, что позволило существенно уменьшить сухую массу ракеты (на 350 килограммов тяжелее Р-1 при дальности выше в два раза).

На ракетах Р-2 первой серии использовалась дюралюминиевая конструкция отсека двигателя, усиливались трубопроводы и т.п. Начиная со второй серии вернулись к стальной конструкции хвостового отсека, так как вибрации дюралюминиевой конструкции приводили к авариям. На второй партии ракет Р-2 также была улучшена термоизоляция головной части.

Система управления — инерциальная, аналогичная системе управления ракеты Р-1.

Основные ТТХ БРСД Р-2

	Опытная Р-2Э	Серийная Р-2
Длина, м	16,95	17,5
Диаметр, м	1,65	1,65
Стартовая масса, т	20,3	20,416
Забрасываемый вес, т	1,35	1,5
Максимальная дальность, км	576	590–600
Точность (КВО), км	—	1,25
Тип головной части	фугасная	фугасная
Масса взрывчатого вещества, т	—	1,008

Подготовка к испытаниям ракет Р-2Э была завершена в сентябре 1949 года. Летные испытания ракеты проводились на полигоне Капустин Яр в сентябре — октябре 1949 года. Было произведено пять пусков, из которых два пуска были аварийными. По результатам испытаний Р-2Э было принято решение о доработке и выпуске двух серий ракет Р-2 (по 15 штук в серии) для



РН «Восток-Л» (8К72) в разрезе

продолжения испытаний, доработок системы управления и достижения заданной точности.

Испытания первой серии ракет Р-2 проходили на полигоне Капустин Яр в октябре — декабре 1950 года. Было произведено 12 пусков, все запуски неудачные (5 пусков закончились авариями на активном участке траектории, 7 пусков — разрушение боевой части из-за перегрева).

Ракеты второй партии были переработаны с целью улучшения конструкции и успешно прошли летные испытания (13 пусков, один неудачный по причине производственного дефекта).

Третья серия ракет Р-2 предназначалась для войсковых испытаний (16 ракет, в том числе две для обучения армейских стартовых команд). Третья серия испытывалась в Капустином Яру в августе — сентябре 1952 года (14 пусков, в том числе два неудачных).

Ракета Р-2 с комплексом наземного оборудования была принята на вооружение БОН РВГК 27 ноября 1951 года. Решение о серийном производстве ракет было принято Министерством вооружений 30 ноября того же года. Производство ракет велось на заводе артиллерийских вооружений № 88.

В 1952 году была начата подготовка крупносерийного производства на заводе № 586 в Днепропетровске.

В мае — июне 1954 года были проведены испытания серийных ракет Р-2 — 10 пусков, в том числе два пуска неудачные. Также производились стрельбы на промежуточную дальность (200 и 270 километров).

В армейских частях комплекс появился в 1954 году.

В 1956 году ракета Р-2 стала сниматься с вооружения, и к 1960 году ракет данного типа в армейских частях не осталось.

В конце 1950-х годов конструкторская документация на производство ракет Р-2 и, вероятно, некоторое

количество комплектов для сборки ракет были переданы Китаю.

В 1953–1956 годах были проведены испытания ракет Р-2 с различными боевыми частями: «Герань» — боевая часть с радиоактивной жидкостью в одной емкости; «Генератор» — боевая часть с радиоактивной жидкостью в отдельных небольших по объему емкостях. Ни одна из этих боевых частей на вооружение не поступала.

На базе БРСД Р-2 был создан ряд модификаций:

- ракета **Р-2Р** — опытная ракета с системой радиокоррекции траектории. Предполагалось вести отработку системы радиуправления для ракет Р-3 и, позже, Р-5. Испытания ракеты с системой радиуправления прошли до мая 1951 года;
- ракета **Р-2 с двигателем РД-103** — в 1952 году на стенде в Загорске проходили огневые испытания ракеты Р-2 с двигателем РД-103, который позже был установлен на ракете Р-5;
- **Р-2 / 8Ж39** — возможно, модификация ракеты Р-2 (индекс упоминается в ряде СМИ) с утяжеленной головной частью. Ракета предназначалась для повышения точности ударов при стрельбе на промежуточную дальность (200–300 километров). Успешные испытания проведены в июле — августе 1955 года;
- ракета **Р-2М** — опытная ракета с ядерной боевой частью РДС-4. Испытывалась в 1956 году;
- ракеты **Р-2А (В-2А) / Р-2Б (В-2Б)** — геофизические ракеты, созданные на базе Р-2 в интересах Академии наук СССР [подробная информация об этих ракетах будет размещена в пятом разделе настоящего справочника];
- ракета **ВР-190** — проект пилотируемой геофизической ракеты.

БРСД Р-3 (проект)

БРСД **Р-3** (индекс ГРАУ — 8А67) — проект баллистической ракеты большой дальности. Разработка проекта ракеты с дальностью действия 3000 километров была начата на основании постановления ЦК ВКП (б) и Совета Министров СССР от 14 апреля 1947 года в НИИ-88 под общим руководством С. П. Королева.

Проект варианта ракеты Р-3БН (возможно, «без нагрузки») был завершен в июне 1949 года. 7 декабря того же года эскизный проект был утвержден научно-техническим советом НИИ-88, который рекомендовал создание экспериментальной ракеты-модели Р-3А для проверки технических решений проекта Р-3.

Конструкция ракеты — одноступенчатая, без аэродинамических стабилизаторов, с отделяемой головной частью и несущими баками горючего и окислителя.

Однокамерный жидкостный ракетный двигатель проектировался на конкурсной основе ОКБ-456 (РД-105) под руководством В.П. Глушко и НИИ-1 Министерства авиационной промышленности СССР (РД-110) под руководством А.И. Полярного. Двигатель проектировался с использованием опыта разработки двигателя РД-101 ракеты Р-2. На экспериментальной ракете Р-3А предполагалось применить доработанный двигатель РД-101.

Система управления и наведения — инерциальная.

Основные ТТХ БРСД Р-3

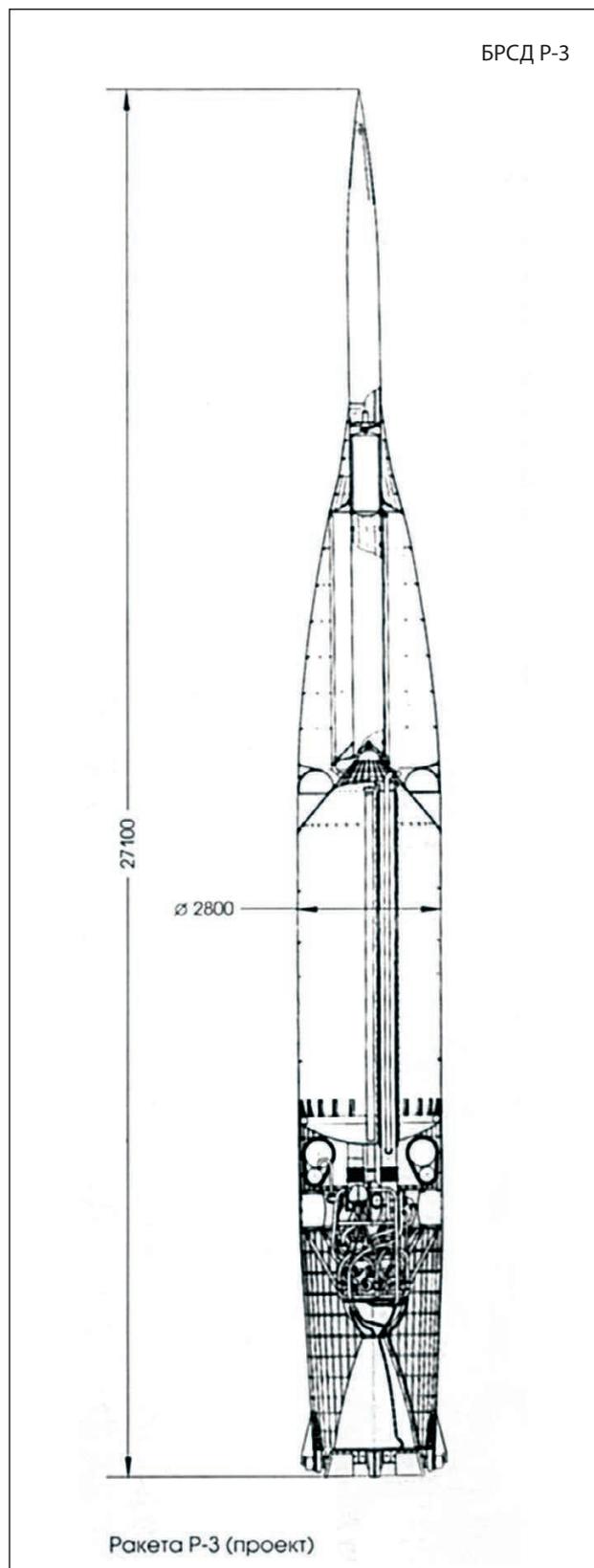
	Р-3	Р-3А
Длина, м	27,1	16,2
Диаметр, м	2,8	2
Стартовая масса, т	65–71	23,4
Забрасываемый вес, т	до 3	до 1
Максимальная дальность, км	3000	935
Точность (КВО), км	1	-
Тип головной части	фугасная	-
Масса взрывчатого вещества, т	-	-

В связи с началом проектирования ракеты Р-5 в 1950–1951 годах разработка Р-3 была прекращена.

БРСД Р-5

БРСД Р-5 (индекс ГРАУ — 8А62) — баллистическая ракета средней дальности. Головной разработчик — ОКБ-1 (ныне — РКК «Энергия»). Главный конструктор — С.П. Королев.

Разработка ракеты Р-5 стала логическим продолжением работ по проекту ракеты Р-3. Предложения по созданию новой ракеты были представлены С.П. Королевым в Министерство вооружений СССР 20 октя-



бря 1951 года, а уже через 10 дней был представлен к рассмотрению эскизный проект ракеты. Опытно-конструкторские работы по ракете были заданы постановлением правительства от 13 февраля 1952 года. Изготовление опытных ракет велось опытным производством НИИ-88 — заводом № 88.

МБР Р-5 — одноступенчатая ракета с несущими баками с системой уменьшения невыработанных остатков топлива и отделяемой головной частью.

На ракете устанавливался однокамерный ЖРД с сопловым насадком РД-103 (8Д54) разработки ОКБ-456, главный конструктор — В.П. Глушко. Двигатель был создан на базе двигателя РД-100 ракеты Р-1 путем его форсирования и оснащения высотным сопловым насадком и сверхзвуковыми газовыми рулями измененной конструкции.

Система управления и наведения — инерциальная.

Основные ТТХ БРСД Р-5

- Длина, м — 22,115
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 28,57
- Забрасываемый вес, т — 1,425
- Максимальная дальность, км — 1200
- Точность (КВО), км — до 6
- Тип головной части — фугасная
- Масса взрывчатого вещества, т — 1

Постановление правительства о проведении летно-конструкторских испытаний ракеты Р-5 в три этапа вышло 13 февраля 1953 года.

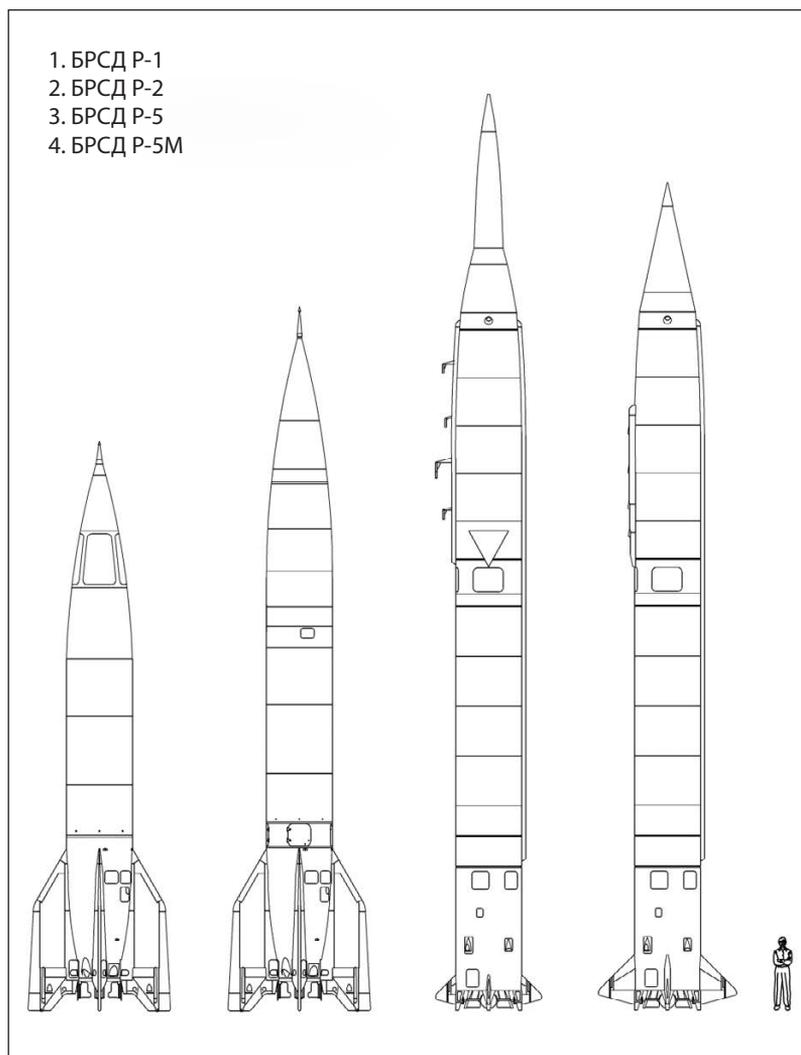
Первый этап испытаний проводился на полигоне Капустин Яр в марте — мае 1953 года. Было произведено восемь пусков. Из этого числа два пуска были неудачными.

После анализа неудачных пусков было принято решение о доработке системы управления для устранения воздействия на нее колебаний корпуса ракеты. Были проведены экспериментально-исследовательские работы на модели ракеты в масштабе 1:10, продувки в ЦАГИ, исследования вибрационного и акустического нагружения отдельных частей ракеты.

Второй этап испытаний был проведен в октябре — декабре 1953 года. Состоялось семь пусков на дальность 1185 километров. Один пуск был неудачным — из-за повреждения кабельной сети ракеты была выдана преждевременная команда на отключение двигателя, что вызвало недолет ракеты.

Третий пристрелочный этап испытаний прошел с августа 1954 года по февраль 1955 года. Всего было проведено 19 пусков. Первоначально было выполнено пять пристрелочных пусков. При этом было обнаружено экранирование струей двигателя сигналов радиуправления дальностью. После устранения замечаний состоялось еще четыре успешных пристрелочных пуска, затем 10 зачетных пусков.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 16 апреля 1955 года работы по ракете Р-5 были признаны завершенными. Документацию предписывалось сдать в архив, а производство 12 серийных ракет — прекратить.



БРСД Р-5М

Создание баллистической ракеты с ядерной боевой частью впервые было предложено в 1951 году в письме группы разработчиков члену Политбюро ЦК ВКП (б) и куратору ядерной тематики Л. П. Берия. Первоначально планировалось установить заряд на ракете Р-2. Однако потом было принято решение о разработке заряда для ракеты на базе Р-5. Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 17 декабря 1953 года № 2962–1274сс был дан старт разработке изделий ДАР (Дальняя атомная ракета) — ракет с ядерным зарядом РДС-4. Разработка модификации ракеты Р-5 с ядерной боевой частью началась по постановлению ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 20 апреля 1954 года. В «ядерном» варианте ракета получила обозначение Р-5М (индекс ГРАУ — 8К51).

Основные ТТХ БРСД Р-5М

- Длина, м — 20,747
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 28,61–29,5
- Забрасываемый вес, т — 1,3–1,364
- Максимальная дальность, км — 1200
- Точность (КВО), км — 2,4–3,7
- Тип головной части — ядерная
- Мощность заряда, Мт — 0,04–0,08

Пристрелочные испытания ракеты проводились в два этапа — заводские и летно-конструкторские. Всего состоялось 14 пусков, один из которых был неудачным.

В ходе первых двух этапов пристрелочных испытаний (январь — июль 1955 года) было осуществлено



БРСД Р-5М на параде в Москве.
Фото с сайта «Военная техника»



БРСД Р-5М на стартовом столе.
Фото с сайта «Военная техника»

три пуска ракет с моделированием аварийных ситуаций: на первой ракете был отключен преобразователь, питающий один из автономных каналов автомата стабилизации, на второй — была разорвана цепь потенциометра обратной связи, связанного с рулевой машинкой, на третьей — отключена рулевая машинка одного из газоструйных рулей. Все пуски были успешными.

Второй пристрелочный этап летно-конструкторских испытаний проходил в августе — ноябре 1955 года. Было выполнено восемь пусков, из которых два были неудачными. В испытаниях использовались ракеты с разной стартовой массой.

Государственные испытания ракеты Р-5 проводились в январе — феврале 1956 года. Были запущены четыре ракеты с макетами ядерных боевых частей и одна ракета с реальным ядерным зарядом мощностью 80 килотонн (20 февраля 1956 года, операция «Байкал»).

Серийное производство ракет Р-5М велось на Государственном Союзном заводе № 586 (ныне — «Южмаш»). Всего было выпущено 48 серийных ракет Р-5М. Первая воинская часть с ракетами Р-5М встала на боевое дежурство в мае 1956 года. На вооружение ракета Р-5М с комплексом наземного оборудования была принята постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 21 июня 1956 года.

БРСД Р-5М оснащалась ядерной головной частью мощностью 40–80 килотонн на этапе испытаний и до 300 килотонн при развертывании. В 1959 году часть

ракет, стоящих на боевом дежурстве, была переоснащена термоядерными зарядами мощностью до 1 мегатонны.

До образования Ракетных войск стратегического назначения (РВСН) части с ракетами Р-5М числились в составе Дальней авиации (за все время развернуто 8 бригад).

В 1961 году ракеты Р-5М были сняты с вооружения и заменены ракетами БРСД Р-12.

На базе БРСД Р-5 и Р-5М был создан ряд модификаций:

- ракета **Р-5Р** — опытно-экспериментальная ракета, разработанная по постановлению ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 20 мая 1954 года с целью проверки в летных условиях возможности радиолокационного слежения за баллистической ракетой. Кроме того, на ракетах Р-5Р отработывалась работа радиопеленгатора для МБР Р-7 и проводились эксперименты по влиянию факела двигателя ракеты на работу радиолокационных станций сантиметрового диапазона. Всего было построено четыре ракеты, в экспериментальных пусках использовано три ракеты в связи с завершением программы экспериментов;
- ракета **МБРД** — опытно-экспериментальная ракета, разработанная на базе БРСД Р-5М по постановлению ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 20 мая 1954 года с целью проверки в летных условиях работы систем продольной и боковой стабилизации центра масс, системы регулирования кажущейся скорости, системы регулирования уровня жидкости в топливных баках, системы опорожнения баков, системы успокоения колебаний компонентов топлива, регуляторов расхода и соотношения компонентов топлива. Летные испытания серии ракет проходили в июле — сентябре 1956 года. Всего было проведено 10 успешных пусков. Также испытаны комплекс радиотехнических и оптических средств наблюдения за полетом ракеты, проведено испытание телеметрических систем «Трал» и РТС-5 для контроля вибраций корпуса ракеты, испытаны головные части с обмазкой термоизоляционным материалом на основе карбида кремния ТО-2 (на 3 ракетах) и с покрытием из асботекстолита (на 2 ракетах). Работы с системой управления производились в интересах создания системы управления МБР Р-7, также были использованы позже при создании системы управления МБР Р-9;

- ракеты **Р-5А / В-5А, Р-5Б / В-5Б / Р-5ВАО, Р-5В / В-5В «Вертикаль»** — семейство геофизических ракет на базе ракет Р-5 и Р-5М [подробная информация об этих ракетах будет размещена в этом разделе настоящего справочника].

БРСД Р-12, Р-12У

БРСД **Р-12** (индекс ГРАУ — 8К63) — одноступенчатая жидкостная баллистическая ракета средней дальности наземного базирования. Головной разработчик — ОКБ-586 (ныне — КБ «Южное»). Руководство разработкой М.К. Янгеля, ведущий конструктор — В.В. Грачев.

Разработка эскизного проекта БРСД Р-12 была начата на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 13 февраля 1953 года. Спустя два с половиной года, 13 августа 1955 года, вышло постановление «О создании и изготовлении ракет



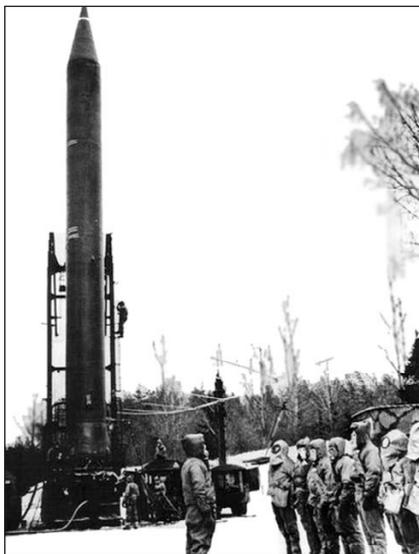
Памятник БРСД Р-12. Фото с сайта «Военная техника»



Стыковка головной части к БРСД Р-12.
Фото с сайта «Военная техника» (слева)

Построение боевого расчета перед запуском БРСД Р-12. Фото с сайта «Военная техника» (посередине)

Подготовка к запуску БРСД Р-12.
Фото с сайта «Военная техника» (справа)



Р-12». В октябре того же года был выпущен эскизный проект. Ракета предназначалась для поражения площадных целей (площадью около 100 квадратных километров).

Комплекс с БРСД Р-12 стал первым отечественным комплексом стратегического назначения, использующим хранимые компоненты топлива и полностью автономную систему управления.

При создании ракеты Р-12 широко использовался задел от ракеты Р-5. В том числе и технологическая оснастка, предопределившая диаметр топливных баков — 1652 миллиметра, как у предшественницы. Однако четырехкамерный двигатель РД-214 (8Д59) разработки ОКБ-456 имел больший диаметр, чем однокамерные РД-101...103, вследствие чего двигательный отсек прикрыт расширяющейся конической юбкой, одновременно являвшейся стабилизатором, обеспечивающим дополнительный запас аэродинамической устойчивости на активном участке траектории.

Первый пуск Р-12 по программе летно-конструкторских испытаний был произведен с полигона Капустин Яр 22 июня 1957 года.

Летно-конструкторские испытания первого этапа (8 ракет) выявили ряд недостатков, требующих доработки. Специальным постановлением правительства предписывалось устранить замечания, улучшить характеристики комплекса и перейти ко второму этапу испытаний. В мае 1958 года начался второй этап испытаний.

Летные испытания предполагалось проводить в три этапа, но успешный ход второго этапа позволил

объединить их с намечаемыми пристрелочными и зачетными. Всего в рамках испытаний было запущено 24 ракеты.

Серийное производство ракет было организовано на четырех заводах: № 47, 166, 172, 586. Это была самая массовая отечественная БРСД.

В 1959 году БРСД Р-12 была принята на вооружение, а 15 мая 1960 года ракета встала на боевое дежурство в четырех полках, дислоцированных в Белоруссии и Литве.

Три ракетных полка, вооруженных ракетами Р-12, были размещены на Кубе в 1962 году в рамках операции «Анадырь», что вызвало знаменитый Карибский кризис.

В целях повышения стойкости ракеты к поражающим факторам ядерного взрыва было принято решение о разработке модификации Р-12 для шахтной пусковой установки. Эта ракета получила обозначение **Р-12У** (индекс ГРАУ — 8К63У).

Основные ТТХ БРСД Р-12, Р-12У

- Длина, м — 22,768
- Диаметр, м:
 - корпуса — 1,652
 - по стабилизаторам — 2,652
- Стартовая масса, т — 41,92
- Забрасываемый вес, т — 1,4–1,6
- Максимальная дальность, км — 2080
- Точность (КВО), км — –
- Тип головной части — ядерная
- Мощность заряда, Мт — 1 или 2,3



БРСД Р-12 на параде в Москве.
Фото с сайта «Военная техника»

2 сентября 1959 года с полигона Капустин Яр впервые в мире был осуществлен пуск ракеты из шахтной пусковой установки.

Первый полк с БРСД Р-12У заступил на боевое дежурство в январе 1963 года. А сама ракета была принята на вооружение 15 июля 1963 года.

Часть ракет Р-12У применялась в комплексах наземного базирования. Учебная ракета имела обозначение Р-12Уч (8К63Уч), ракета для проведения тренировок по заправке компонентами ракетного топлива — Р-12Д (8К63Д).

С 1976 года ракеты Р-12 и Р-12У начали сниматься с вооружения и заменяться на подвижные грунтовые комплексы «Пионер».

В соответствии с советско-американским договором о ликвидации ракет средней и малой дальности от 7 декабря 1987 года ракеты типа Р-12 подлежали ликвидации. Они были сняты с вооружения в июне 1989 года, и в период по 21 мая 1990 года на базе Лесная в Белоруссии было уничтожено 149 ракет (до этого 65 из них находились на боевом дежурстве, а остальные в арсеналах).

На базе ракет Р-12 было создано семейство ракет-носителей «Космос» для запуска малых спутников военного назначения. Всего в период с 1962 по 1977 год было произведено 165 пусков этих ракет-носителей. 143 запуска закончились успешным выводом на орбиту спутников серии «Космос».

БРСД Р-14, Р-14У

БРСД **Р-14** (индекс ГРАУ — 8К65) — одноступенчатая жидкостная баллистическая ракета средней дальности наземного базирования. Головной разработчик — ОКБ-586 (ныне — КБ «Южное»). Главный конструктор — М. К. Янгель.

Успех в создании БРСД Р-12 позволил коллективу

ОКБ-586 выступить с новыми инициативными разработками. Первоначально усилия КБ были направлены на создание баллистической ракеты для подводных лодок Р-15, представляющей собой уменьшенный вариант Р-12. Работы по ней велись с августа 1955 года. Одновременно с работами по морской тематике ОКБ-586 выступило с инициативами разработки новых баллистических ракет средней и межконтинентальной дальности — будущие Р-14 и Р-16.

Для ракеты средней дальности предлагалось увеличить дальность по сравнению с Р-12 вдвое, что стало бы ответом США на создание БРСД «Юпитер» (3200 километров) и «Тор» (2800 километров). Предэскизный проект Р-14 вышел в третьем квартале 1956 года. Рассматривались два варианта — одноступенчатая и двухступенчатая схемы. При этом предпочтение отдавалось одноступенчатой схеме ввиду ее большей простоты и надежности. Была определена стартовая масса ракеты в 95 тонн с достижением дальности 4500 километров. Это позволило бы новой ракете с территории Советского Союза поражать любые цели в Европе, Азии, части Северной Америки и Африки. Система управления, так же как и на Р-12, предполагалась автономная инерциальная, что в связи с возросшей дальностью требовало повышения ее точности.

После выпуска предэскизного проекта работы по Р-14 были временно приостановлены, так как еще не были завершены работы над ракетой Р-12 и руководство ОКБ-586 сомневалось в своих возможностях одновременно разрабатывать две новые ракеты. Поэтому усилия были сосредоточены на создании межконтинентальной ракеты Р-16.

Немаловажным было и отрицательное отношение главного конструктора ОКБ-1 С. П. Королева к созданию баллистических ракет на высококипящих компонентах. В связи с этим было принято решение правительства о



БРСД Р-14 на стартовой позиции.
Фото с сайта «Военная техника»



БРСД Р-14 на параде в Москве.
Фото с сайта «Военная техника»



БРСД Р-14 без головной части на транспортере.
Фото с сайта «Военная техника»

проведении научной экспертизы. В январе 1958 года экспертный совет под руководством академика М. В. Келдыша в целом одобрил эскизный проект Р-16, доложив правительству о принципиальной возможности создания МБР с заявленными характеристиками.

Также было принято предложение передать работы над двигателем для ракеты Р-16 в ОКБ-456 В. П. Глушко. На химкинской фирме с энтузиазмом приступили к работе и предложили созданную на базе двигателя 8Д513 с одним турбонасосным агрегатом целую линейку двигателей. Для Р-16 были предложены шестикамерный 8Д712 и двухкамерный 8Д713, а для Р-14 — четырехкамерный 8Д514. Это решение ОКБ-456 по двигателям способствовало возобновлению работ по Р-14.

2 июля 1958 года вышло постановление правительства о разработке ракеты Р-14. Эскизный проект был разработан к декабрю того же года. В отличие от Р-12, диаметр корпуса которой для упрощения производства был выбран равным уже производившимся Р-2 и Р-5М, диаметр корпуса Р-14 был выбран равным 2,4 метра — как на 2-й ступени МБР Р-16. Успехи в разработке ОКБ-456 двигателя позволили остановиться на одноступенчатой схеме. Фактически Р-14 стала максимумом того, что можно было «вытянуть» из одноступенчатой схемы.

В начале 1959 года из-за осложнившейся международной обстановки было принято решение об интенсификации работ над Р-14 и Р-16. 13 мая 1959 года вышло постановление ЦК КПСС и Совмина СССР № 514–232сс «О сокращении сроков создания изделий Р-16, Р-14 и организации их серийного производства», которым предусматривалась передача из ОКБ-586 всех работ по морскому комплексу Д-4 с ракетой Р-21 в СКБ-385. Для Р-14 начало летно-конструкторских испытаний было установлено на сентябрь 1960 года, а поставка первых серийных ракет в войска — уже на 1961 год. К производству ракет подключались заводы № 166 (г. Омск) и № 1001 (г. Красноярск).

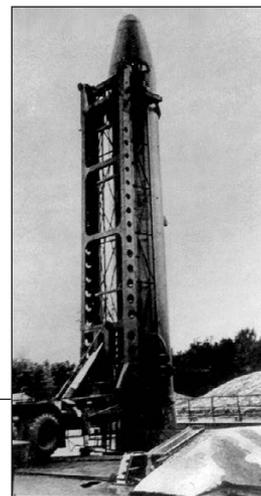
Ракета Р-14 выполнена по одноступенчатой схеме с отделяющейся головной частью. Топливные баки ракеты несущие, в конструкции применены алюминиевые панели, обработанные химфрезерованием. Наддув бака окислителя осуществляется воздухом, горючего — азотом.

Основные ТТХ БРСД Р-14, Р-14У

- Длина, м — 24,3–24,4
- Диаметр, м — 2,8
- Стартовая масса, т — 86,3–87
- Забрасываемый вес, т — 1,5 (1,546)
- Максимальная дальность, км — 4500 (5500)
- Точность (КВО), км — 0,5
- Тип головной части — ядерная
- Мощность заряда, Мт — 2,3

Летно-конструкторские испытания начались 6 июня 1960 года на полигоне Капустин Яр. По результатам первого пуска была выявлена ненормальная работа системы перелива окислителя. Во время второго запуска, 25 июня 1960 года, из-за разрушения отсечного пироклапана в конце активного участка произошло нештатное выключение двигателя.

Первые пуски выявили конструктивный недостаток, вызывавший явление кавитации, что приводило к разрушению ракет. Все недостатки достаточно быстро устранялись, и по результатам 22 пусков, завершившихся



Установка БРСД Р-14 в шахтную пусковую установку.
Фото с сайта «Военная техника»



Заброшенная стартовая позиция БРСД Р-14У

15 февраля 1961 года, Госкомиссия подписала отчет о прохождении испытаний с рекомендацией о принятии ракеты на вооружение.

Ракета Р-14 была принята на вооружение постановлением правительства от 24 апреля 1961 года.

В варианте шахтного базирования БРСД, получившая обозначение **Р-14У** (индекс ГРАУ — 8К65У), была принята на вооружение в 1964 году.

Комплексы с БРСД Р-14 и Р-14У были сняты с вооружения в 1987 году во исполнение положений советско-американского договора о ликвидации ракет средней и малой дальности.

На базе ракет Р-14 и Р-14У были созданы ракетоносители семейства «Космос», с помощью которых до 2010 года на околоземную орбиту выводились грузы военного и гражданского назначения.

БРСД РТ-1

БРСД **РТ-1** (индекс ГРАУ — 8К95) — первая попытка в нашей стране создать твердотопливную МБР.



Пуск БРСД РТ-1. Фото с сайта Military Russia

БРСД РТ-1

Разработка твердотопливной ракеты с дальностью действия 2500 километров началась в 1959 году согласно постановлению ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 20 ноября 1959 года № 1291–570сс. Головной разработчик — ОКБ-1. Было разработано два варианта ракеты — РТ-1 и РТ-1–63.

Основные ТТХ БРСД РТ-1

- Длина, м — 18–18,3
- Диаметр, м — 2
- Стартовая масса, т — 35,5
- Забрасываемый вес, т — 0,5–0,8
- Максимальная дальность, км — 1850–2500
- Точность (КВО), км — –
- Тип головной части — ядерная
- Мощность заряда, Мт — 0,6–1

Летные испытания ракеты начались в 1962 году. Всего было произведено пять пусков, из которых только два можно признать успешными — 18 марта 1963 года и осенью 1965 года.

Ввиду отрицательных результатов испытаний от развертывания ракет было решено отказаться.



БРСД РТ-15

БРСД **РТ-15** (индекс ГРАУ — 8К96) — баллистическая ракета средней дальности стационарного шахтного и подвижного базирования. Работы велись по постановлению ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 4 апреля 1961 года № 316–137. Головной разработчик — ЦКБ-7 (КБ завода «Арсенал»). Главный конструктор — П.А. Тюрин.

Создание этих комплексов было одним из шагов по практической реализации идеи об унифицированной системе ракетного вооружения на базе МБР РТ-2 (8К98). Путем комбинации ступеней этой ракеты планировалось создать ракеты на промежуточные дальности (2-я и 3-я ступени ракеты образовали ракету 8К96, 1-я и 3-я ступени — ракету 8К97) различного назначения и базирования.

Первоначально планировалось размещать ракеты в шахтах и на подвижных пусковых установках. Для чего на заводе «Большевик» были изготовлены две пусковые установки стационарного комплекса. Однако работы были прекращены на этапе монтажа, и в дальнейшем работы велись только по подвижному комплексу.

Работы были вынужденно разбиты на два этапа.

На первом этапе, в 1962 году, был разработан эскизный проект подвижного комплекса. На Кировском заводе было начато изготовление двух комплектов пусковых установок. Испытания должны были начаться в III квартале 1963 года. Однако из-за задержек в отработке топлива постановлением Правительства СССР от 16 июня 1963 года срок испытаний был перенесен до получения первых положительных испытаний ракеты РТ-2. После этого все работы по ракете РТ-15 были приостановлены.

На втором этапе, в августе 1965 года, заказчик выдал дополнения к тактико-техническим требованиям (ТТТ), в соответствии с которыми потребовались доработки эскизного проекта комплекса, выполненного в 1962 году. Изменения ТТТ потребовали разработки новой пусковой установки, новой структуры и состава комплекса. Объем работ был столь велик, что явно не выполним в установленные сроки начала испытаний. Поэтому по согласованию с заказчиком испытания были начаты с сокращенным составом оборудования, по мере готовности оборудования состав комплекса был пополнен до полного состава.

Двигатели ступеней были выполнены в разных диаметрах, сопловые блоки имели по четыре разрезных управляющих сопла, состоящих из неподвижной и подвижной частей.

Управление дальностью полета ракеты осуществлялось устройством отсечки тяги двигателя 2-й ступени.

На ракете устанавливалась автономная инерциальная система управления, осуществлявшая управление полетом ракеты с момента пуска и до перехода к неуправляемому полету головной части.

Ракета была оснащена моноблочной отделяемой в полете ядерной головной частью мощностью 600 килотонн.

Самоходная пусковая установка была выполнена на базе тяжелого танка Т-10.

Основные ТТХ БРСД РТ-15

- Длина, м — 11,93
- Диаметр, м — 1,49
- Стартовая масса, т — 16

- Забрасываемый вес, т — 0,5–0,8
- Максимальная дальность, км — 2500
- Точность (КВО), км — 0,9
- Тип головной части — ядерная
- Мощность заряда, Мт — 0,6–1

Испытания комплекса начались в 1967 году. После окончания государственных испытаний в 1970 году комплекс был принят в опытную эксплуатацию и эксплуатировался на территории Белоруссии.

Производство ракет РТ-15 было налажено на Ленинградском машиностроительном заводе № 7 имени М.В. Фрунзе (завод «Арсенал»). Серийное производство ракет прекращено в январе 1969 года.

БРСД РТ-21 «Пионер», РТ-21К «Пионер-К», РТ-21М «Пионер-М», РТ-21УТТХ, РТ-21УТТХ «Пионер-2»

БРСД **РТ-21 «Пионер»** (индекс ГРАУ — 15Ж45) — баллистическая ракета средней дальности подвижного грунтового ракетного комплекса. Головной разработчик комплекса — Московский институт теплотехники, главный конструктор — А.Д. Надирадзе.

Разработка комплекса была начата в 1971 году в инициативном порядке. Основанием для дальнейших работ стало постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 20 апреля 1973 года № 280–96сс. Документом предусматривалось создание БРСД с разделяющимися головными частями индивидуального наведения на базе 1-й и 2-й ступеней МБР «Темп-2С». Срок начала совместных летных испытаний устанавливался на II квартал 1974 года.

В декабре 1973 года был выпущен эскизный проект комплекса. Его защита прошла в I квартале 1974 года.

Конструктивно ракета состояла из двух маршевых ступеней, приборно-агрегатного отсека и ступени



Подвижные грунтовые комплексы «Пионер» на марше.
Фото с сайта «Капустин Яр»



Подвижный грунтовый комплекс «Пионер» в музее.
Фото с сайта «Военная техника»

разведения боевых блоков с тремя боевыми блоками в базовой конфигурации.

Первая ступень была оснащена твердотопливным ракетным двигателем 15Д66, имела аэродинамические и газоструйные рули с дополнительными аэродинамическими решетчатыми стабилизаторами и тормозными двигателями в хвостовом отсеке.

Вторая ступень была оснащена твердотопливным ракетным двигателем 15Д205 с системой отсечки тяги.

Ступень разведения боевых блоков 15Ф453 включает в себя боевые блоки 15Ф452, герметичный приборный отсек, преобразователь тока статический, систему дежурного терморегулирования гироблоков ракеты и четыре твердотопливных ракетных двигателя малой тяги 15Д69П.

Комплекс средств преодоления системы противоракетной обороны на ракете отсутствовал.

Система управления и наведения — инерциальная.

Основные ТТХ БРСД РТ-21М «Пионер»

- Длина, м — 16,49
- Диаметр, м — 1,79
- Стартовая масса, т — 35,26
- Забрасываемый вес, т — 1,6
- Максимальная дальность, км — 4500–5000
- Точность (КВО), км — 0,5–0,55
- Тип головной части — РГЧ ИН
- Количество боевых блоков — 3
- Мощность заряда, Мт — 0,15

Испытания ракеты велись на полигоне Капустин Яр с 21 сентября 1974 года по 11 марта 1976 года.

Комплекс был принят на вооружение в марте 1976 года и с августа того же года начал поступать в

войска. Его производство было развернуто на Воткинском машиностроительном заводе.

Максимальное развертывание было достигнуто в 1988 году, когда на вооружении состояло 443 комплекса «Пионер».

После подписания советско-американского договора о сокращении ракет средней и малой дальности все комплексы «Пионер» были уничтожены к началу 1991 года.

В процессе эксплуатации постоянно усовершенствовался и модифицировался.

По неподтвержденным данным, в конце 1970-х годов проводились летные испытания ракеты с вариантом оснащения моноблочной ядерной головной частью мощностью 1 мегатонна и массой 900 килограммов. Указанная ракета имела межконтинентальную дальность и на вооружении не состояла.

В те же годы были созданы комплексы «Пионер-К» с той же, что и комплекс «Пионер», ракетой 15Ж45, комплекс «Пионер-М» с ракетой 15Ж46, комплекс «Пионер-УТТХ» с ракетой 15Ж53 и комплекс «Пионер-2» с ракетой 15Ж54.

Последний комплекс имел улучшенные тактико-технические характеристики по сравнению с базовой моделью. Например, круговое вероятное отклонение составляло не более 450 метров.

Испытания проводились в августе 1979 года, а принят на вооружение комплекс был 17 декабря 1980 года. На ракете комплекса установлена новая система управления и двигатели ступени разведения боевых блоков.

Еще одной модификацией являлся комплекс «Горн» с командной ракетой, созданной на базе ракеты 15Ж45.

С 1986 года на испытания была поставлена очередная модификация комплекса — «Пионер-3» с ракетой 15Ж57, разрабатывавшаяся в соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 6 апреля 1983 года и в значительной степени унифицирован-



Головная часть ракеты 15Ж45.
Фото с сайта «Военная техника»

ная с комплексом «Тополь». Для этого комплекса была создана более совершенная пусковая установка с новым цифровым вычислительным комплексом и системой наземной навигации.

На ракету 15Ж57 установили полностью новую боевую ступень с усовершенствованными боевыми блоками, также был улучшен комплекс средств преодоления системы противоракетной обороны. Однако в результате заключения советско-американского договора о ракетах средней и малой дальности испытания ракетного комплекса были прекращены. Серийное производство ракет не развертывалось, на вооружение комплекс не поступал.

БРСД РТ-25

БРСД **РТ-25** (индекс ГРАУ — 8К97) — проект отечественной баллистической ракеты средней дальности.

Разработка ракеты РТ-25 была задана постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 4 апреля 1961 года № 315–137сс. Непосредственная разработка ракеты велась СКБ-172 Пермского машиностроительного завода имени В. И. Ленина (ныне — НПО «Искра»), главный конструктор — М. Ю. Цирульников.

Проект предусматривал создание двухступенчатой ракеты шахтного базирования, 1-я ступень которой была идентична 1-й ступени МБР РТ-2 [подробное описание МБР РТ-2 было приведено в первом разделе настоящего справочника], а 2-я ступень была идентична 3-й ступени МБР РТ-2.

Основные ТТХ БРСД РТ-25

- Длина, м — 14–16
- Диаметр, м — 1,84
- Стартовая масса, т — около 41
- Забрасываемый вес, т — > 1
- Максимальная дальность, км — 4500–5000
- Точность (КВО), км — ?
- Тип головной части — ядерная
- Количество боевых блоков — 1
- Мощность заряда, Мт — ?

С 1961 по 1963 год было проведено десять огневых стендовых испытаний двигателей 2-й ступени ракеты РТ-25 и 13 огневых стендовых испытаний двигателей 1-й ступени.

В 1963 году решением Министерства обороны

СССР создание БРСД РТ-25 было прекращено на этапе проектирования и огневых испытаний ступеней.

Основной причиной такого решения стало завершение испытаний и постановка на боевое дежурство БРСД Р-14.

БРСД «Скорость»

БРСД **«Скорость»** (индекс ГРАУ — 15Ж66) — мобильная баллистическая ракета средней дальности. Разрабатывалась Московским институтом теплотехники под руководством А. Д. Надирадзе.

Разработка ракетного комплекса началась в 1982 году с использованием наработок и узлов БРСД РТ-21 «Пионер», МБР «Тополь» и наработок по перспективной МБР «Тополь-М». Официальное решение о работах было принято по инициативе тогдашнего министра обороны СССР Д. Ф. Устинова. Ему также приписывается авторство наименования комплекса.

Предполагалось обеспечить средствами комплекса быстрое поражение позиций американских БРСД «Першинг-2» и других средств доставки ядерного оружия и военных объектов НАТО в Западной Европе с позиций в ГДР и Чехословакии. Развертывание в Европе БРСД «Скорость» планировалось совместить с передислокацией части БРСД «Пионер» в Анадырь (Чукотка) с нацеливанием на часть территории США и Канады (цели — радиолокационные станции, система предупреждения о ракетном нападении и другие объекты).

В декабре 1983 года Министерство обороны СССР утвердило тактико-технические требования к комплексу. Постановление Совета Министров СССР о создании комплекса было принято 9 января 1984 года. В апреле того же года Военно-промышленная комиссия утвердила план-график разработки комплекса.

Ракета разрабатывалась на базе 2-й и 3-й ступеней МБР РС-12М «Тополь» и головной части БРСД «Пионер» с тремя разделяющимися головными частями индивидуального наведения мощностью 150 килотонн каждый. Кроме того, рассматривалась возможность оснащения ракеты обычной боевой частью большой мощности. В перспективе на БРСД «Скорость» предполагалось установить управляемую ядерную боевую часть.

Конструкция ракеты включала две ступени, приборный отсек, ступень разведения боевых блоков, боевые блоки. Корпуса двигателей маршевых ступеней выполнены из органоластика намоткой типа «кокон».

Предполагаемая дальность действия ракеты составляла 4000 километров.

В 1984 году в ходе учений «Запад-84» была отработана тактика применения БРСД «Скорость».

К началу 1985 года в ГДР были построены технические позиции ракет и площадки для размещения четырех ракетных дивизионов. В те же сроки первая летная ракета комплекса была подготовлена к испытаниям. Сборка ракет велась Воткинским машиностроительным заводом.

Всего для проведения испытаний было изготовлено 10 ракет и 30 боевых блоков. Испытания нача-

лись 1 марта 1985 года пуском ракеты 15Ж66 с полигона Капустин Яр. Пуск закончился срабатыванием системы аварийного подрыва ракеты в результате прогара сопла двигателя 1-й ступени по причине дефекта сопла.

Этот испытательный пуск оказался единственным по программе испытаний. 11 апреля 1985 года по решению Совета Министров СССР разработка комплекса была прекращена. После подписания советско-американского договора о ракетах средней и малой дальности весь задел по БРСД «Скорость» был уничтожен.

Раздел 4.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ ПОДВОДНЫХ ЛОДОК

Баллистические ракеты подводных лодок (БРПЛ) — это ракеты, размещенные на подводных лодках. Практически все БРПЛ оснащаются ядерными боезарядами. Современные баллистические ракеты обладают межконтинентальной дальностью, оснащаются разделяющимися головными частями с индивидуальным наведением.

Первый успешный пуск ракет из-под воды был осуществлен в России 29 августа 1834 года на Неве в 40 верстах выше Санкт-Петербурга с борта экспериментальной подводной лодки конструкции К. А. Шильдера. В тот день запускались 4-дюймовые зажигательные ракеты, уничтожившие несколько учебных целей — парусных шаланд, стоявших на якорях.

К сожалению, разработка К. А. Шильдера так и осталась экспериментом и к вопросу о запуске ракет с борта подводных лодок возвратились более чем через сто лет. Согласно мемуарам немецкого генерала Вальтер Дорнбергера, летом 1942 года рядом с Грейфсвалдер-Ойе проводились эксперименты с запуском пороховых ракет с подводной лодки. На палубу было установлено импровизированное стартовое устройство для запуска тяжелых реактивных снарядов, созданных для многоствольной установки «Небельверфер». С глубины от 10 до 15 метров было произведено несколько залпов.

Несмотря на успешность проведенных испытаний, отдел вооружений военно-морского флота Германии, отвечавший за создание всех видов оружия морского базирования, не одобрил дальнейшую разработку, и работы были прекращены.

После войны работы были продолжены в СССР и

США. В нашей стране разработка БРПЛ велась на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 26 января 1954 года «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»). В результате данной программы была осуществлена разработка ракет Р-11ФМ с пуском ракет с подводной лодки в надводном положении. Первый в мире запуск БРПЛ был осуществлен с борта подводной лодки Б-67 16 сентября 1955 года.

БРПЛ Р-101

БРПЛ Р-101 — проект зенитной баллистической ракеты, предназначавшейся для запусков с борта подводных лодок.

Разрабатывалась на базе трофейной зенитной ракеты «Вассерфалль» на основании постановления ЦК ВКП (б) и Совета Министров СССР от 13 мая 1946 года № 1017–419сс. Работы велись отделом № 4 СКБ НИИ-88, главный конструктор — Е. В. Синильщиков.

Управляемый зенитный снаряд «Вассерфалль» был создан в Германии под общим руководством Вернера фон Брауна с использованием технологических достижений проекта «Фау-2». Проработка концепции использования была начата в 1941 году. Спустя год были сформулированы требования к ракете. Техническое проектирование велось в 1943 году.

Первый, неудачный, пуск ракеты состоялся 29 февраля 1944 года. Всего было выполнено несколько десятков испытательных пусков ракет, но наладить их серийное производство до окончания Второй мировой войны немцы не успели. Вся техническая документация и изготовленные экземпляры ракет были захвачены союзниками в поверженной Германии.

Советским специалистам достался только один комплектный экземпляр телеметрического варианта ракеты с телеметрической системой «Мессина» и некомплектная техническая документация. К лету 1947 года на основе полученных данных были разработаны чертежи ракеты Р-101. Многие узлы были разработаны заново — компоновка и крепление всей бортовой аппаратуры, конструкция рулей и антенн, рулевые машинки, прокладка кабелей, конструкция боевого отсека. Был заново разработан пусковой стол. Технический проект был утвержден в НИИ-88 5 июня 1947 года.

Испытательные пуски ракет Р-101 (в наземном варианте) состоялись на полигоне Капустин Яр в первой половине 1949 года. Всего было запущено 14 ракет. Два пуска были неудачными.

После доработки ракет, с декабря 1949 года по январь 1950 года, состоялась вторая серия испытаний. Помимо базового варианта, испытывались и модификации ракеты — Р-101А, Р-101Б и Р-101В. Всего было выполнено не более 30 пусков.

Основные ТТХ БРПЛ Р-101

- Длина, м — 7,8–8
- Диаметр, м — 0,89
- Стартовая масса, т — 3,6
- Масса боевой части, т — 0,3
- Дальность действия, км — 25
- Высота полета, км — 10
- Тип головной части — фугасная

Помимо наземного варианта базирования ракет Р-101 рассматривался и морской вариант ракеты — стартовый стол, находящийся на стабилизированной по бортовой и килевой качке. В проекте размещения ракет на подводной лодке проекта 611 для хранения ракет предполагалась установка прочного водонепроницаемого ангара длиной 17,5 метра и диаметром 2,2 метра. Ангар был рассчитан на хранение двух ракет со снятыми воздушными рулями. Ангар оборудовался специально откидывающейся торцевой крышкой. Это было связано с конструкцией снаряда, не допускающего его погружение в воду, а также отсутствием

возможности размещения снарядов внутри прочного корпуса.

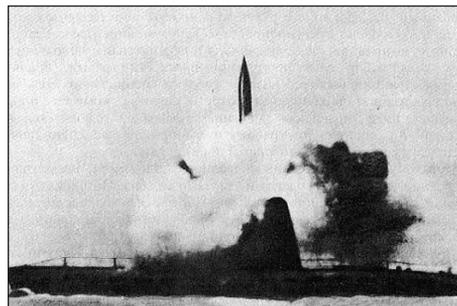
Старт предполагалось производить из вертикального положения со специального стабилизированного стола, снаряд доставлялся на стол при помощи лафета. Из-за малого времени предстартовой подготовки ракет разогрев ламп приборов управления и разгон гироскопов производились за две минуты до старта.

Работы по морскому варианту ракеты Р-101, как и по всем другим вариантам, были прекращены постановлением ЦК ВКП (б) и Совета Министров СССР от 17 августа 1951 года № 3017–1118сс. Основная причина принятия такого решения — неясная перспектива доведения до требуемого уровня системы наведения ракет. В сентябре того же года людские ресурсы, оборудование и образцы ракет Р-101 были переданы из НИИ-88 в ОКБ-301 С.М. Лавочкина, которое стало головным конструкторским бюро по созданию зенитных управляемых ракет.

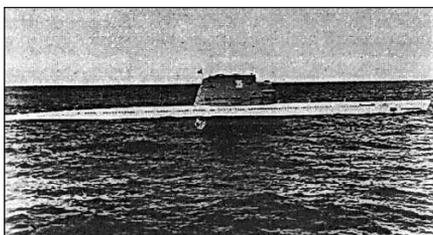
БРПЛ Р-11ФМ

БРПЛ **Р-11ФМ** (индекс ГРАУ — 8А61ФМ) — первая отечественная жидкостная одноступенчатая баллистическая ракета, размещаемая на подводных лодках. Разработана в ОКБ-1 (ныне — РКК «Энергия») под руководством С.П. Королева на базе оперативно-тактической ракеты Р-11.

Основанием для начала работ стало постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 26 января 1954 года «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». Хотя фактически работы начались задолго до принятия этого документа.



Пуск БРПЛ Р-11ФМ



Подводная лодка проекта 611АВ — первый носитель отечественных БРПЛ. Фото из книги В.В. Гагина «Советские атомные подводные лодки»

К середине 1954 года были изготовлены первые опытные экземпляры ракеты Р-11ФМ, пригодные для проведения испытаний. Пуск ракеты предполагался из надводного положения, но на испытаниях предполагалось использовать и наземные стенды.

Первые испытательные пуски были проведены в сентябре — октябре 1954 года на полигоне Капустин Яр с неподвижного стенда, имитирующего внешние обводы подводной лодки. Всего состоялось три пуска. Все успешные.

Следующие 11 пусков были выполнены в мае — июле 1955 года на том же полигоне с качающегося стенда. На стенде имитировались бортовая качка (до 12°) и рыскание по курсу (до 4°) — параметры соответствовали шторму в 4 балла. Из запущенных ракет только две не достигли цели.

Следующий этап испытаний состоялся на море. Первый пуск ракеты Р-11ФМ был осуществлен 16 сентября 1955 года из акватории Белого моря с борта экспериментальной подводной лодки Б-67 проекта 611В. В следующем месяце с борта той же подводной лодки были выполнены еще два пуска ракет Р-11ФМ.

В конце того же года документация на ракету Р-11ФМ, а также на ракеты Р-11 и Р-11М была передана в СКБ-385. Там же было организовано серийное производство ракет и дальнейшее создание новых ракетных комплексов для подводных лодок.

В 1957 году был завершён выпуск рабочей документации на ракету Р-11ФМ и стартовый комплекс, согласованы вопросы размещения на подводных лодках проектов В-611 и 629, проведены летно-конструкторские испытания серийной ракеты с качающегося стенда.

Затем последовали государственные летные испытания. Были выполнены 5 пусков с подводной лодки проекта В-611.

20 февраля 1959 года по результатам испытаний ракета Р-11ФМ была принята на вооружение.

В боевой состав ВМФ были введены пять подвод-

ных лодок проекта В-611 с ракетами Р-11ФМ — Б-62, Б-73, Б-78, Б-79, Б-89.

Всего с 1958 по 1967 год было произведено 77 пусков ракет Р-11ФМ, из которых 59 были признаны успешными. Неудачных пусков было 18 (7 — из-за ошибок личного состава, 3 — по причинам отказа систем ракет, 8 — причины определить не удалось).

БРПЛ Р-11ФМ была снята с вооружения в 1967 году.

БРПЛ Р-13, Р-13А, Р-13М

БРПЛ **Р-13** (индекс УРАВ ВМФ — 4К50) — жидкостная одноступенчатая баллистическая ракета надводного старта, состоявшая на вооружении подводных лодок проектов 629 и 658.

Решение о создании баллистической ракеты для подводных лодок с дальностью стрельбы 400–600 километров, способной нести ядерную боеголовку, было принято 25 августа 1955 года. Эскизный проект ракеты разрабатывался в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева с конца 1955 года до середины 1956 года. Затем все работы были переданы в созданное незадолго до этого СКБ-385 под руководством главного конструктора В.П. Макеева.

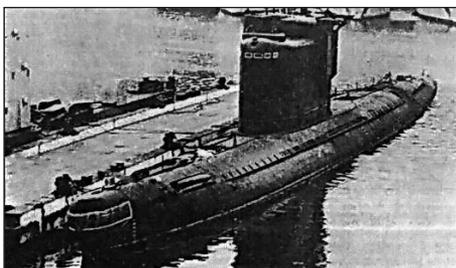
21 августа 1956 года вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1240–631сс о разработке для вооружения подводных лодок проектов 629 и 658 ракетного комплекса Д-2 с баллистической ракетой Р-13. На обоих типах лодок предусматривалась установка трех пусковых установок.

К началу 1957 года СКБ-385 подготовило конструкторскую документацию.

Ракета Р-13 конструктивно представляла собой одноступенчатую баллистическую ракету с моноблочной



Пуск БРПЛ Р-13. Фото с сайта «Авиабазы»



Подводная лодка проекта 629. Фото из книги В.В. Гагина «Советские атомные подводные лодки»

отделяющейся головной частью. Головная часть и хвостовой отсек ракеты оснащались четырьмя стабилизаторами.

Ракета была оснащена пятикамерным жидкостным ракетным двигателем С2.713 с тягой 25,7 тонны, разработанным в КБ химического машиностроения. Двигатель состоял из центральной неподвижной маршевой камеры, четырех поворотных рулевых камер и имел два режима работы. Работал на токсичных самовоспламеняющихся компонентах топлива — горючем ТГ-02 (смесь ксилидина и триэтиламина) и окислителе АК-27И (раствор четырехоксида азота в концентрированной азотной кислоте).

Баки ракеты были несущими и представляли собой цельносварную конструкцию из жаропрочной стали. Верхний бак предназначался для хранения окислителя, а нижний — горючего. Баки были разделены промежуточным отсеком.

В верхней части ракеты находилась отделяемая головная часть массой около 1600 килограммов с термоядерным боезарядом мощностью 1 мегатонна.

Основные ТТХ БРПЛ Р-13

- Длина, м — 11,835
- Диаметр, м — 1,3
- Стартовая масса, т — 13,745
- Масса боевой части, т — 1,5975
- Максимальная дальность, км — 600
- Круговое вероятное отклонение, км — 4
- Тип головной части — ядерная
- Мощность головной части, Мт — 1

Для испытаний и учебно-боевых пусков применялось так называемое инертное оснащение головной части — без ядерного боезаряда, но со штатными средствами подрыва и взрывчатким веществом массой в 300 килограммов (в штатном варианте применявшимся для подрыва ядерного заряда).

В декабре 1958 года начались испытания двигателей ракеты. Летные испытания ракеты проводились на полигоне Капустин Яр с июня 1959 года по март 1960 года. Всего с неподвижного и качающегося стенов было выполнено 19 пусков, из них 15 признаны успешными.

С ноября 1959 года по август 1960 года были проведены корабельные испытания Р-13 на Северном флоте на подводной лодке Б-62 — головной лодке проекта 629. Было проведено 13 пусков, из них 11 признаны успешными.

С августа по сентябрь 1960 года были проведены специальные испытания на взрывостойкость ракетного комплекса Д-2. Испытания проводились в Кольском заливе, на макете лодки проекта 629. При испытаниях проводились взрывы глубинных бомб, мин и шнуровых зарядов, имитирующих подводные ядерные взрывы. По результатам шести испытаний был выработан ряд рекомендаций для повышения взрывобезопасности. Так, было предложено горючее хранить в цистер-



Памятник БРПЛ Р-13 в Североморске. Фото из «Википедии»

нах на борту лодки, а ракеты, уже заправленные окислителем, в пусковых шахтах.

После окончания летных испытаний начались эксплуатационные испытания ракетного комплекса на подводной лодке Северного флота. Ракета находилась в течение трех месяцев на подводном ракетоносце, после чего был произведен пуск ракеты с боеголовкой без делящихся материалов.

По результатам всех видов испытаний постановлением ЦК КПСС и Совета Министров от 13 октября 1961 года № 1109–461сс комплекс Д-2 с баллистической ракетой Р-13 был принят на вооружение ВМФ.

С 1959 по 1962 год в строй советского ВМФ вступили 22 подводных лодки проекта 629, вооруженных ракетами Р-13.

С конца 1960 года началось вступление в строй атомных ракетоносцев проекта 658. Всего в 1960–1961 годах в состав Северного флота вошли 8 лодок.

С помощью ракеты Р-13 был выполнен единственный в СССР пуск баллистической ракеты с ядерным боезарядом с борта подводной лодки. Эксперимент состоялся 20 октября 1961 года в ходе проведения учений «Радуга». Экипажем подводной лодкой К-102 на полигоне на Новой Земле был произведен пуск ракеты Р-13 в ядерном оснащении.

Всего при эксплуатации комплекса с 1961 по 1973 год было проведено 311 пусков ракет, из которых 225 были признаны успешными.

На рубеже 1950–1960 годов СКБ-385 совместно с конструкторским бюро А.Н. Туполева велись проектные работы по воздушному старту ракеты Р-13. Разработке был присвоен индекс **Р-13А**.

С 1958 года в СКБ-385 велись работы по подводному старту Р-13. Этот вариант получил обозначение **Р-13М**. Проект сначала рассматривался как альтернатива ракете Р-15, разрабатывавшейся в ОКБ-586, но затем все работы были прекращены в связи с передачей в СКБ-385 из ОКБ-586 всех наработок по ракете Р-21.

В 1973 году ракета Р-13 была снята с вооружения.

БРПЛ Р-15 (проект)

БРПЛ **Р-15** — проект баллистической ракеты для оснащения подводных лодок проекта 639.

Разработка ракеты Р-15 была начата в инициативном порядке в ОКБ-1. Там же был выполнен и эскизный проект ракеты. Однако после выхода в свет постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 17 августа 1956 года № 1149–592сс о разработке ракетного комплекса Д-3 с ракетой Р-15, а также подводной лодки

проекта 639 все работы по ракете были переданы в ОКБ-586.

Ракета Р-15 должна была иметь дальность почти в два раза больше, чем Р-13. Старт ее должен был производиться непосредственно из ракетной шахты без выдвижения над крышей ограждения рубки, как это делалось в комплексе Д-1.

Основные ТТХ БРПЛ Р-15

- Длина, м — ~ 17
- Диаметр, м — ~ 1,5
- Стартовая масса, т — ~ 15
- Масса боевой части, т — ~ 1,5
- Максимальная дальность, км — 1000
- Круговое вероятное отклонение, км — < 2
- Тип головной части — ядерная
- Мощность головной части, Мт — 1

На подводных лодках проекта 639 предполагалось разместить три пусковые установки для ракет Р-15. Всего планировалось построить 10 лодок.

Уже на этапе эскизного проектирования стало ясно, что ракета Р-15 не удовлетворяет требованиям быстро меняющейся геополитической обстановки и ее дальнейшая разработка бессмысленна. Во второй половине 1968 года все работы по Р-15 были прекращены.

БРПЛ Р-21

БРПЛ **Р-21** (индекс УРАВ ВМФ — 4К55) — жидкостная одноступенчатая баллистическая ракета подводных лодок. В составе ракетного комплекса Д-4 входила в состав вооружения атомных подводных лодок проектов 629А и 658М.

Разработка ракеты была задана постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 20 марта 1958 года. Главным разработчиком было определено ОКБ-586. Главный конструктор — М.К. Янгель. Эскизный проект ракеты создавался вместе с ленинградскими конструкторскими бюро ЦКБ-16 (разработчик подводных лодок) и КБ-1 в ЦКБ-34 (разработчик пусковых установок).

Менее чем через год после начала разработки, 17 марта 1959 года, из-за необходимости сосредоточиться коллективу ОКБ-586 на работах по созданию БРСД Р-14 и МБР Р-16 разработка ракеты Р-21 была передана в СКБ-385, а главным конструктором ракеты назначен В.П. Макеев.

Конструктивно ракета Р-21 представляла собой одноступенчатую баллистическую ракету с жидкост-

ным двигателем и отделяющейся головной ядерной частью. Необходимость обеспечения подводного старта потребовала обеспечения герметичности отсеков ракеты, электроразъемов, кабелей и пневмогидравлической аппаратуры. Корпус ракеты выполнялся цельносварным из листовой нержавеющей стали и состоял из четырех отсеков: приборного, бака окислителя, бака горючего и хвостового отсека со стабилизаторами. Связь между системой управления, расположенной в приборном отсеке, и исполнительными механизмами осуществлялась с помощью герметичных кабелей, выходящих на внешнюю поверхность корпуса. Связь с бортовой системой управления ракетноносца осуществлялась с помощью двух специальных бортовых разъемов.

Баки окислителя и горючего одновременно служили силовым корпусом ракеты. Межбачковое пространство сообщается с хвостовым отсеком через кольцевой зазор между расходной трубой окислителя и тоннельной трубой, расположенными в баке горючего.

Жидкостный ракетный двигатель был разработан в КБ химического машиностроения. Работал на паре топлив ТГ-02/АК-27И и имел тягу у земли 40 тонн.

Основные ТТХ БРПЛ Р-21

- Длина, м — 12,9
- Диаметр, м — 1,4
- Стартовая масса, т — 16,6
- Масса боевой части, т — 1,179
- Максимальная дальность, км — 1400
- Круговое вероятное отклонение, км — 2,8
- Тип головной части — ядерная
- Мощность головной части, Мт — 0,8–1

Летные испытания ракеты были начаты 15 мая 1961 года.

На первом этапе, продлившемся до 22 июля 1961 года, с погружного стенда было выполнено пять пусков макета ракеты К1.1. Конструктивно это был прототип ракеты Р-21, на котором для уменьшения времени работы были уменьшены объемы баков окислителя и горючего.

На втором этапе испытаний, продлившемся с 29 августа по 11 сентября 1961 года, было осуществлено три пуска макета К1.1 с борта подводной лодки С-229 проекта 613, специально переоборудованной для этих целей. Пуски производились с глубины 40–50 метров и скорости лодки 2,6–3,5 узла.

Летно-конструкторские испытания начались 24 февраля 1962 года пуском ракеты Р-21 с борта под-

водной лодки К-142, переоборудованной по проекту 629Б. На лодке из трех шахт две носовых были переделаны под Р-21, а третья осталась закрыта заглушками.

Всего в ходе испытаний было запущено 15 ракет. Двенадцать пусков признаны успешными.

Затем приступили к совместным испытаниям (ракета, ракетный комплекс, подводная лодка), в ходе которых было осуществлено 12 пусков. Все они были удачными.

Ракета Р-21 в составе комплекса Д-4 была принята на вооружение постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 15 мая 1963 года № 539–191сс.

Кроме двух опытных лодок — С-229 проекта 613 и К-142 проекта 629Б — под ракету Р-21 переоборудовались лодки проектов 629 и 658 по проектам соответственно 629А и 658М.

Под проект 629А были переоборудованы дизель-электрические подводные лодки К-36, К-72, К-75, К-79, К-88, К-91, К-93, К-96, К-99, К-126, К-129, К-139, К-142 и К-163.

Под проект 658М были переоборудованы семь атомных подводных лодок: К-16, К-19, К-33, К-40, К-55, К-149 и К-178.

За время нахождения ракеты Р-21 на вооружении было произведено 228 пусков. Из них 193 пуска были успешными.

В соответствии с советско-американским договором об ограничении наступательных вооружений (ОСВ-1) с 1977 года началось снятие ракетного оружия с подводных лодок проекта 658М. В 1979 году эта процедура была закончена на головной лодке — К-19. С 1983 по 1987 год снятие ракет было проведено и на остальных лодках этого проекта. Окончательно эти лодки были списаны в 1986–1991 годах.

БРПЛ Р-27, Р-27У, Р-27К

БРПЛ **Р-27** (индекс УРАВ ВМФ — 4К10, код СНВ — РСМ-25) — жидкостная одноступенчатая баллистическая ракета подводных лодок. В составе ракетного комплекса Д-5 входила в состав вооружения атомных подводных лодок проектов 667А и 667АУ.

Разработка ракеты была задана постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 24 апреля 1962 года № 386–179сс. Главным разработчиком было определено СКБ-385. Главный конструктор — В. П. Макеев.

Основной задачей при создании ракетного комплекса с ракетой Р-27 являлась ликвидация отставания от американских ракет данного класса.

При разработке ракеты был применен ряд новатор-

ских решений, позволивших существенно улучшить характеристики как ракеты Р-27, так и последующих разработок СКБ-385. Так, максимально использовался весь внутренний объем ракеты для размещения в нем компонентов топлива — отсутствовало традиционное разбиение на отсеки, а маршевый двигатель размещался в баке горючего (так называемый «утопленник»). Цельносварной герметичный корпус был изготовлен из вафельных оболочек, полученных химическим фрезерованием плит, материалом для которых служил алюминий-магний-свинец сплав. Объем воздушного колокола уменьшался за счет последовательного пуска при старте сначала рулевых двигателей, а потом маршевого двигателя. И ряд других новшеств.

Все эти нововведения позволили уменьшить габариты ракеты, но увеличить максимальную дальность стрельбы по сравнению с ракетой Р-21 в два раза.

Ракета Р-27 была выполнена по одноступенчатой схеме с моноблочной отделяемой головной частью.

На ракете устанавливался жидкостный ракетный двигатель 4Д10 разработки ОКБ-2, состоявший из двух блоков: из маршевого блока тягой 23 тонны и рулевого блока из двух камер общей тягой 3 тонны. В качестве горючего применялся несимметричный диметилгидразин (НДМГ), а в качестве окислителя — азотный тетроксид (АТ).

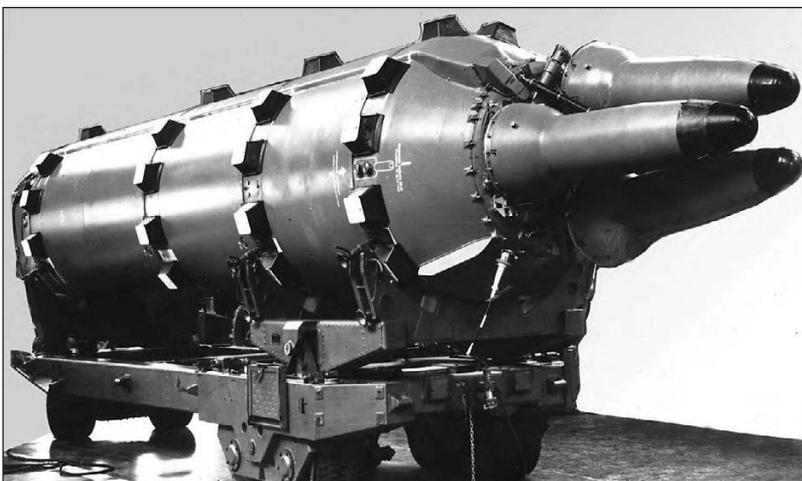
Элементы инерциальной системы управления впервые в СССР (для БРПЛ) были размещены на гиросtabilизированной платформе.

Ракета оснащалась моноблочной отделяемой головной частью весом 650 кг. Мощность размещенного на ней ядерного заряда составляла 1 мегатонну.

Пуск ракет осуществлялся с глубины 40–50 метров при скорости лодки до 4 узлов и волнении моря 5 баллов. Время предстартовой подготовки ракет 10 минут. Интервал стрельбы ракет в одном залпе — 8 секунд.

Ракета Р-27 была принята на вооружение 13 марта 1968 года.

Спустя три года, 10 июня 1971 года, было принято постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о модернизации ракетного комплекса, предусматривавшей в первом варианте оснащение ракеты головной частью с тремя боеголовками, с сохранением максимальной дальности стрельбы, а во втором варианте — увеличение дальности и повышение точности стрельбы. Модернизированная ракета получила обозначение **Р-27У** (код ГРАУ — 4К10У).



Головная часть БРПЛ Р-27. Фото с сайта Lemur_57

В результате проведенных работ была создана ракета с тремя боевыми блоками мощностью по 200 килотонн с максимальной дальностью стрельбы 2400 километров. Разделяющаяся головная часть не имела индивидуального наведения — в конце активного участка блоки «расталкивались» в разные стороны с небольшой скоростью.

По второму варианту была создана ракета с дальностью стрельбы 3000 километров и моноблочной головной частью мощностью 1 мегатонна. Круговое вероятное отклонение составляло 1,3 километра.

Корабельные испытания ракет Р-27У проходили с сентября 1972 года по август 1973 года. Было выполнено 16 пусков, все они признаны успешными.

Ракета Р-27У была принята на вооружение постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 4 января 1974 года № 8–5сс.

Ракетным комплексом с ракетами Р-27У оснащались строящиеся атомные подводные ракетоносцы проекта 667АУ, а также лодки проекта 667А после модернизации.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 24 апреля 1962 года о создании ракеты Р-27 также была предусмотрена разработка ракеты с самонаводящейся боевой частью, способной поражать движущиеся корабли. Противокорабельный вариант ракеты получил обозначение **Р-27К** (индекс ГРАУ — 4К18). Ракета оснащалась 2-й ступенью с жидкостным ракетным двигателем разработки ОКБ-2. Для сохранения габаритов ракеты были уменьшены размеры 1-й ступени, что в конечном счете привело к уменьшению максимальной дальности стрельбы до 900 км. Головная часть моноблочная, ядерная, мощностью 0,65 мегатонны.

Несмотря на достаточно ранние сроки начала разработки ракеты Р-27К, ее испытания начались только в декабре 1970 года.

Цикл наземных испытаний на полигоне Капустин Яр включал в себя 20 пусков. Из них 16 признаны успешными.

Для размещения ракет по проекту 605 была переоборудована подводная лодка К-102 проекта 629.

Первый пуск с подлодки был осуществлен в декабре 1972 года. А в ноябре 1973 года испытания завершились двухракетным залпом. Всего было выполнено 11 пусков, из них 10 признаны успешными. Во время последнего пуска судно-мишень было поражено прямым попаданием наводимого блока.

Основные ТТХ БРПЛ Р-27, Р-27У и Р-27К

	Р-27	Р-27У	Р-27К
Длина, м	8,89	8,89	~ 9
Диаметр, м	1,5	1,5	1,5
Стартовая масса, т	14,2	14,2	13,250
Масса боевой части, т	0,65	0,65	?
Максимальная дальность, км	2500	3000	900
Круговое вероятное отклонение, км	1,9	1,3–1,8	?
Тип головной части	моно	РГЧ	самонав.
Мощность головной части, Мт	1	3 x 0,2	?

Ракета Р-27 находилась на вооружении до 1988 года. В этот период было выполнено 492 пуска ракет, из которых 429 признаны успешными. Максимальное количество пусков было в 1971 году — 58. Это своеобразный рекорд для советских и российских баллистических ракет подводных лодок. Комплекс удерживает также рекорд по среднегодовому количеству пусков — 23,4 пуска.

За годы нахождения на вооружении был выполнен также пуск 161 ракеты Р-27У. Из них 150 пусков — успешные.

Последние пуски ракет Р-27 и Р-27У по планам боевой подготовки были выполнены в 1988 году. После этого пуски осуществлялись только в исследовательских целях. За время эксплуатации ракеты дважды (по одному разу на Северном и Тихоокеанском флотах) были проведены стрельбы 8 ракет в одном залпе. Все пуски были признаны успешными.

Ракета Р-27У была снята с вооружения в 1989 году.

На основе БРПЛ Р-27У была разработана ракета-носитель «Зыбь» [подробное описание РН «Зыбь» было приведено в первом разделе настоящего справочника].

БРПЛ Р-29

БРПЛ **Р-29** (индекс УРАВ ВМФ — 4К75, код СНВ — РСМ-40) — жидкостная двухступенчатая баллистическая ракета, предназначенная для размещения на подводных лодках проекта 667Б в составе ракетного комплекса Д-9.

Предэскизное проектирование ракеты Р-29 началось в СКБ-385 в июле 1963 года. Работы велись в рамках конкурсной программы по решению Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР. Было предложено два варианта: ракета УР-100 в морском варианте от ОКБ-52 и специализированная малогабаритная двухступенчатая морская баллистическая ракета комплекса Д-9 для вооружения подводных лодок. Ракета Р-29 разрабатывалась с трехкратным увеличением дальности и полторакратным увеличением забрасываемого веса по сравнению с ракетой Р-27. Морской вариант ракеты УР-100 — УР-100МР за счет перекомпоновки ступеней должен был иметь меньшие габариты по сравнению с базовой ракетой. По точности, забрасываемой массе и дальности стрельбы конкурирующие ракеты были приблизительно равны.

В 1964 году было проведено заседание Совета обороны под председательством Первого секретаря ЦК КПСС Н. С. Хрущева. Несмотря на интересное предложение и яркий доклад В. Н. Челомея, предпочтение было отдано разработке СКБ-385. После этого конкурса ОКБ-52 больше не делало предложений по баллистическим ракетам морского базирования. Постанов-



БРПЛ Р-29

ление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 808–33сс о начале работ по ракете Р-29 вышло 22 сентября 1964 года.

Главным разработчиком ракеты и комплекса было назначено СКБ-385, главный конструктор В. П. Макеев. Разработчиком двигателей 1-й и 2-й ступеней было назначено ОКБ-2, главный конструктор А. М. Исаев.

Ракета Р-29 была выполнена по двухступенчатой схеме с отделяемой моноблочной головной частью. Моноблочная головная часть с ядерным зарядом мощностью 1 мегатонна имела форму конуса со сферическим затуплением спереди. Она размещалась в баке горючего 2-й ступени и устанавливалась в «перевернутом» относительно направления полета положении. Сфероконический приборный отсек с аппаратурой управления размещался в объеме, образованном головным обтекателем и задней частью боеголовки. Разделение ступеней осуществлялось с помощью детонирующих удлиненных зарядов и энергии газов наддува баков.

Для получения необходимой точности стрельбы впервые для баллистической ракеты в СССР была применена система азимутальной астрокоррекции (коррекция плоскости полета по звездным ориентирам). Также впервые была применена бортовая цифровая вычислительная машина.

В качестве альтернативы рассматривался также вариант радиокоррекции с земли при стрельбе возле своих берегов.

Впервые были применены и средства преодоления системы противоракетной обороны. Были разработаны легкие ложные цели с эффективной поверхностью рассеяния (ЭПР), соответствующей ЭПР головной части. В сложенном состоянии они размещались в баке горючего 2-й ступени в специальных цилиндрических контейнерах. Выброс ложных целей осуществлялся при отделении головной части.

Первый этап испытаний элементов комплекса Д-9 начался на Черном море пусками полномасштабных макетов ракет с двигателями 1-й ступени с погружаемого плавстанда ПСД-9. Пуски проводились из надводного положения стенда и в погруженном состоянии с глубины 40–50 метров. Было выполнено 6 пусков из подводного положения и один из надводного.

23 сентября 1964 года был осуществлен первый запуск — из подводного положения стенда. Старт был неудачен. Из-за преждевременной остановки двигателя макет не достиг расчетной высоты и упал в воду. При ударе о воду макет взорвался. Остальные 6 пусков со стенда были признаны успешными.

Второй этап — летные испытания с наземного стен-



Погрузка БРПЛ Р-29 на подводную лодку.
Фото с сайта Lemur_57

да — производился на Государственном центральном морском полигоне на берегу Белого моря недалеко от поселка Ненокса с марта 1969 года по ноябрь 1971 года. Всего было произведено 20 пусков ракет. При одном из пусков маршевый двигатель при выходе на режим взорвался в шахте. В результате пожара пусковая установка была разрушена и испытания пришлось прервать на много недель.

Третий этап испытаний проводился с борта специально переоборудованной для этого подводной лодки К-145. Первый запуск был произведен 25 декабря 1971 года из акватории Белого моря из надводного положения, поскольку подводный старт был невозможен из-за ледовой обстановки. Первый пуск и три последующих прошли удачно. При предварительном наддуве баков во время пятого пуска в марте 1972 года началось разрушение ракеты и смешение компонентов топлива. Командир К-145 капитан 2 ранга Ю. Илларионов отдал приказ на немедленное всплытие и открытие крышки аварийной шахты. Произошел взрыв ракеты.

Испытания были продолжены после окончания ремонта лодки. Последний запуск был осуществлен 28 ноября 1972 года. Всего было выполнено 13 пусков, из них два пуска на межконтинентальную дальность — по акватории Тихого океана.

В продолжение летных испытаний ракеты Р-29 было осуществлено шесть пусков с борта К-279 и 13 — с К-118. Было выполнено 13 одиночных пусков и два залпа — двух- и четырехракетный (залповая стрельба осуществлялась с борта К-279). Три ракеты были запущены на полную дальность — с лодки, находившейся

в Белом море, по полигону на Тихом океане. Из 19 пусков один закончился аварией.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 177–67сс от 12 марта 1974 года комплекс Д-9 с ракетой Р-29 был принят на вооружение.

Всего было построено 18 подводных лодок проекта 667Б, оснащенных ракетами Р-29.

Основные ТТХ БРПЛ Р-29, Р-29Д

	Р-29	Р-29Д
Длина, м	13	13
Диаметр, м	1,8	1,8
Стартовая масса, т	33,3	33,3
Масса боевой части, т	1,1	1,1
Максимальная дальность, км	7800	9100
Круговое вероятное отклонение, км	1,5	0,9
Тип головной части	ядерная	ядерная
Мощность головной части, Мт	1	0,8

В 1972 и 1974 годах были подписаны советско-американские соглашения об ограничении систем противоракетной обороны. В связи с этим в августе 1976 года вышло постановление правительства о модернизации ракеты Р-29 — **Р-29Д**. Дальность стрельбы была увеличена на 1200 км (15%) в результате снятия средств преодоления противоракетной обороны. Также упростилась технология производства ракеты.

В рамках совместных летных испытаний в конце 1976-го — начале 1977 года было выполнено четыре пуска.

Ракета Р-29Д в составе комплекса Д-9Д была принята на вооружение в марте 1978 года.

Комплексом Д-9Д были вооружены 4 подводных лодки проекта 667БД, а также часть подводных лодок проекта 667Б.

В соответствии с российско-американскими договоренностями о сокращении стратегических вооружений в 1990-х годах подводные лодки проектов 667Б и 667БД были выведены из состава флота, а ракеты Р-29 и Р-29Д сняты с вооружения.

В июне 1983 года вышло постановление правительства о разработке модернизированного варианта ракеты Р-29Д с боевым блоком увеличенной массы и мощности — **Р-29ДУ**. Во время летных испытаний было проведено 12 пусков. Дополнительно выполне-

ны доработки математического обеспечения комплекса под новые параметры ракеты. В июне 1986 года постановлением правительства ракета Р-29ДУ в составе комплекса Д-9ДУ была принята на вооружение.

За время эксплуатации ракеты Р-29 и ее модификаций было осуществлено 368 пусков, из которых 322 были признаны успешными.

БРПЛ Р-29Р, Р-29РЛ, Р-29РК, Р-29РКУ, Р-29РКУ-01, Р-29РКУ-02

БРПЛ **Р-29Р** (индекс УРАВ ВМФ — 3М40, код СНВ — РСМ-50) — жидкостная двухступенчатая баллистическая ракета, предназначенная для размещения на подводных лодках проекта 667БДР в составе ракетного комплекса Д-9Р.

В июле 1968 года по решению Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР в КБ машиностроения была начата разработка аванпроекта ракетного комплекса Д-9М с ракетой Р-29М. Аванпроект был закончен в декабре 1970 года. В рамках научно-исследовательской работы «Вега-12» КБ машиностроения была предложена программа развития морских стратегических сил на 1971–1985 годы.

Достаточно долгое время решение по аванпроекту не принималось. В июне 1971 года Военно-промышленной комиссией было принято решение о начале опытно-конструкторских работ по морской ракете средней дальности Р-31 и комплекса Д-19 с ракетой Р-39 с межконтинентальной дальностью. Переходу на твердотопливные ракеты серьезно мешало несовершенство твердотопливных технологий. В это же время



Подводная лодка проекта 667БДР.
Фото с сайта «Подводные лодки»



Подводная лодка проекта 667БДР у берегов Камчатки.
Фото с сайта «Подводные лодки»

ядерная гонка с США потребовала создания ракет с разделяющимися головными частями.

В этих условиях министром общего машиностроения СССР в июле 1972 года был издан приказ о разработке предэскизного проекта комплекса Д-9Р (предшествующий индекс — Д-9М). Предэскизный проект был завершён в декабре 1972 года. Ракета Р-29Р была предложена к реализации в трех вариантах оснащения боевыми блоками: моноблочном, трех- и семиблочном.

13 февраля 1973 года вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о начале опытно-конструкторских работ по созданию ракетного комплекса Д-9Р с ракетой Р-29Р.

При разработке комплекса Д-9Р были максимально использованы конструктивные и технологические решения по комплексу Д-9. На ракете была использована конструкция корпуса первых двух ступеней от Р-29, а двигатели 1-й и 2-й ступеней подверглись модернизации. Для ускорения сроков работ от разработки семиблочного варианта разделяющейся головной части для Р-29Р на первом этапе работ отказались. Летные испытания с погружаемого стенда не проводились, а цикл наземных испытаний был максимально сокращен. Эффективность комплекса Д-9Р по сравнению с предшествующим комплексом Д-9 возросла за счет использования разделяющейся головной части с блоками индивидуального наведения и повышению точности стрельбы в два раза благодаря использованию полной азимутальной астрокоррекции.

Ракета Р-29Р была выполнена по двухступенчатой схеме с боевой ступенью. Все ступени были оснащены жидкостными ракетными двигателями разработки КБ химического машиностроения с использованием в качестве горючего несимметричного диметилгидразина и окислителя — азотного тетраоксида. Конструктивно маршевые ступени ракеты были аналогичны ракете Р-29. Основным отличием является использование модернизированных двигателей и немного большая длина ступеней.

Разделяющаяся головная часть являлась новой

разработкой. Корпуса 1-й и 2-й ступеней представляли собой сварную конструкцию из фрезерованных алюминиево-магниевых панелей. Применена ампулизация компонентов топлива. Ракета с завода поставлялась в термостатированном вагоне без головной части, полностью собранная и заправленная.

Боевая ступень ракеты Р-29Р изготавливается в двух вариантах боевого оснащения — моноблочном, с ядерным зарядом мощностью 450 килотонн и трехблочном с блоками индивидуального наведения мощностью по 200 килотонн. Начиная с модификации Р-29РЛ ракета получила третий вариант оснащения — семиблочную боевую часть с блоками индивидуального наведения мощностью по 100 килотонн.

Совместные летные испытания ракетного комплекса Д-9Р начались пусками ракет с наземного стенда в Неноксе. Всего было осуществлено 18 пусков (17 пусков на промежуточную дальность и один на дальность, меньшую минимальной), из них восемь ракет с РГЧ. Успешными признаны 7 пусков.

Летные испытания с борта подводной лодки К-441 проекта 667 БДР начались в ноябре 1976 года. Всего было осуществлено 10 пусков. Два пуска произведены на минимальную дальность, пять пусков — на промежуточную и три пуска — на максимальную дальность стрельбы. Шесть ракет были пущены в варианте с разделяющейся головной частью. Были произведены один двухракетный и один четырехракетный залпы. Четыре ракеты были пущены одиночно.

На вооружение ракета Р-29Р в составе ракетного комплекса Д-9Р была принята в августе 1977 года.

Основные ТТХ БРПЛ Р-29Р и Р-29РЛ

	Р-29Р	Р-29Р	Р-29РЛ
Длина, м	14,1		
Диаметр, м	1,8		
Стартовая масса, т	35,3		
Масса боевой части, т	1,65		
Максимальная дальность, км	8000	6500	6500
Круговое вероятное отклонение, км	0,9		
Тип головной части	моно	РГЧ ИН	РГЧ ИН
Количество головных частей	1	3	7
Мощность головной части, Мт	0,45	0,2	0,1

На базе ракеты Р-29Р в 1990-е годы была создана ракета-носитель «Волна».

Работы по оснащению ракеты Р-29Р семиблочной разделяющейся головной частью — **Р-29РЛ** — начались согласно постановлениям ЦК КПСС и Совета Министров СССР от августа 1975 года и июня 1976 года. Головная часть оснащалась новым высокоскоростным боевым блоком с улучшенным ядерным зарядом мощностью 100 килотонн. Для испытаний и отработки боевых блоков в 1977–1978 годах было выполнено 11 пусков специальных ракет-носителей К65М-Р с полигона Капустин Яр и использовано 65 экспериментальных блоков.

Совместные летные испытания проводились пусками с борта подводной лодки К-441: в 1977-м (4 пуска) и 1978 году (8 пусков). Для моноблочного и трехблочного вариантов было получено увеличение дальности на 8–9%.

Комплекс Д-9РЛ с ракетой Р-29РЛ был принят на вооружение в июле 1979 года.

В августе 1980 года был произведен демонстрационный пуск ракеты Р-29РЛ в семиблочном варианте.

В декабре того же года были начаты работы по модернизации ракеты. Ракета была оснащена новым высокоскоростным боевым блоком малого класса с зарядом увеличенной мощности. Боевой блок был разработан для ракетного комплекса Д-19 (ракета Р-39) в 1978–1979 годах. Была увеличена дальность стрельбы на 5–6%, диаметр зоны разведения боевых блоков увеличен на 43%, улучшена точность стрельбы на 40%. Были выполнены необходимые для эксплуатации новых ракет доработки корабельных систем.

В ходе совместных летных испытаний в 1981 году было проведено двенадцать пусков с подводной лодки.

Комплекс Д-29РК с ракетой **Р-29РК** принят на вооружение в сентябре 1982 года.

Следующая модернизация ракеты Р-29Р выполнялась по постановлениям ЦК КПСС и Совета Министров СССР от апреля 1984 года (о применении нового блока) и февраля 1985 года (о доработке систем комплекса для возможности пуска в высоких широтах). Модернизированная ракета получила обозначение **Р-29РКУ**.

Был применен новый боевой блок малого класса мощности, создававшийся для ракеты Р-29РМ.

В период с декабря 1980-го по март 1984 года было проведено 17 пусков ракет-носителей К65М-Р и испытано 56 экспериментальных блоков. Точность боевого блока была повышена почти в два раза по сравнению с блоком ракеты Р-39.

Была обеспечена возможность пуска ракет в высо-

ких широтах (до 89 градусов северной широты). Корабельные комплексы были доработаны для возможности одновременной эксплуатации и пусков ракет Р-29Р различных модификаций в любом сочетании. Совместные летные испытания комплекса Д-9РКУ проводились восемью пусками ракет с подводной лодки. Все пуски признаны успешными.

Комплекс Д-9РКУ с ракетой Р-29РКУ принят на вооружение в октябре 1987 года.

Разработка комплекса Д-9РКУ-01 с ракетой **Р-29РКУ-01** была начата согласно постановлениям правительства об обеспечении боевого использования из высоких широт (от февраля 1985 года) и об оснащении новым боевым блоком среднего класса мощности (от октября 1986 года). Новый блок создавался для комплекса Д-9РМ и испытывался в процессе 17 пусков.

В марте 1990 года комплекс Д-9РКУ-01 с ракетой Р-29РКУ-01 был принят на вооружение.

В 2006 году на вооружение была принята новая модификация ракеты — **Р-29РКУ-02**.

В период с 1976 по 1984 год в строй ВМФ СССР вошли 14 атомных ракетных подводных лодок, оснащенных ракетами Р-29Р и ее модификациями.

В связи с выполнением положений российско-американского договора по ограничению стратегических наступательных вооружений лодки проекта 667БДР постепенно выводятся из эксплуатации.

БРПЛ Р-29РМ, Р-29РМУ, Р-29РМУ1

БРПЛ **Р-29РМ** (индекс УРАВ ВМФ — 3М37, код СНВ — РСМ-54) — жидкостная трехступенчатая баллистическая ракета, предназначенная для размещения на подводных лодках проекта 667БДРМ. Разработана в КБ машиностроения.

Сроки разработки ракетного комплекса Д-19 с твердотопливной ракетой Р-39 не выдерживались и несколько раз корректировались в сторону увеличения. В связи с этим в середине 1970-х годов было принято постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о проведении работ по повышению точностных характеристик морских ракет, созданию нового малогабаритного высокоскоростного боевого блока и ряд других.

В рамках этих работ, по инициативе генерального конструктора В.П. Макеева, КБ машиностроения подготовило аванпроект на ракетный комплекс, размещаемый на подводных лодках проекта 667БДР при их модернизации. Фактически было предложено создание нового комплекса. Аванпроект комплекса Д-25 с



Подводная лодка проекта 667БДРМ выходит в море.
Фото с сайта «Подводные лодки»

Основные ТТХ БРПЛ Р-29РМ

- Длина, м — 14,8
- Диаметр, м — 1,9
- Стартовая масса, т — 40,3
- Масса боевой части, т — 2,8
- Максимальная дальность, км — 8300
- Круговое вероятное отклонение, км — 0,55
- Тип головной части — РГЧ ИН — РГЧ ИН
- Количество головных частей — 10 — 4
- Мощность головной части, Мт — $10 \times 0,1$ — $4 \times 0,2$

жидкостной ракетой в декабре 1977 года был успешно защищен на научно-технических советах Министерства общего машиностроения и Военно-Морского флота. Но выход постановления о начале опытно-конструкторской работы по разработке нового комплекса задерживался. Противником такого решения выступил министр обороны СССР Д.Ф. Устинов, считавший, что флот должен переходить на твердотопливные ракеты.

Тем не менее при поддержке Главкомандующего ВМФ С.Г. Горшкова и министра Министерства общего машиностроения СССР С.А. Афанасьева было подготовлено и в январе 1979 года подписано постановление об опытно-конструкторской разработке нового комплекса Д-9РМ (вместо первоначального индекса Д-25) с жидкостной ракетой Р-29РМ. Комплекс при межконтинентальной дальности полета должен был быть способен поражать малоразмерные защищенные объекты и предназначался для вооружения подводных лодок проекта 667БДРМ.

При разработке нового комплекса был использован опыт разработки ракет Р-29 и Р-29Р. В то же время комплекс обеспечивал повышение боевых характеристик за счет увеличения количества и мощности боевых блоков, увеличения дальности и точности стрельбы, расширения зоны разведения боевых блоков.

Эскизный проект был разработан в 1979 году. А в 1980 году была подготовлена конструкторская документация.

Ракета Р-29РМ была выполнена по трехступенчатой схеме с разделяющейся головной частью. Первые ступени были расположены по схеме «тандем». Двигатели всех ступеней оснащались жидкостными ракетными двигателями. Конструктивной особенностью ракеты является объединение двигателей 3-й ступени и ступени разведения в единую сборку с общей баковой системой.

Боевые блоки размещались на платформах на заднем днище бака горючего. Для ракеты Р-29РМ были разработаны две основные комплектации — четырехблочная с зарядами по 200 килотонн и десятиблочная с боеголовками мощностью 100 килотонн. Первой разрабатывалась десятиблочная модификация.

Летно-конструкторская отработка блоков осуществлялась на полигоне Капустин Яр пусками ракет-носителей К65М-Р.

Первый этап испытаний ракет Р-29РМ начался пусками экспериментальных ракет с погружаемого плавстенда на Южном полигоне. Всего до ноября 1982 года было произведено девять пусков, из них восемь признаны успешными.

Совместные летные испытания ракет проводились с наземного стенда. Было проведено 16 пусков, из них 10 успешные.

Заключительный этап совместных испытаний проводился с подводной лодки К-51 проекта 667БДРМ в 1983–1984 годах на Государственном центральном полигоне близ Северодвинска. С ракетоносца было выполнено 12 пусков, из которых 10 признаны успешными. Два пуска были выполнены на минимальную дальность, восемь — на промежуточную и два — на максимальную. Один из пусков был произведен из надводного положения лодки. Было выполнено шесть одиночных пусков ракет, двухракетный и четырехракетный залпы. 11 ракет были запущены в астрорадиоинерциальном режиме (с получением данных от четырех спутников).

Испытания были продолжены 27 июля 1985 года двухракетным залпом, который признан неуспешным. Затем были проведены успешные двухракетные залпы 23 октября 1985 года с борта К-51 и 12 ноября того же года с борта К-84.

В феврале 1986 года на вооружение была принята ракета Р-29РМ ракетного комплекса Д-9РМ в варианте с десятиблочной комплектацией.

После создания боевого блока среднего класса в конце 1986 года было произведено три пуска ракеты в новой четырехблочной комплектации. Один пуск был произведен на минимальную дальность, один — на промежуточную и один — на максимальную. В октябре 1987 года ракета Р-29РМ в четырехблочной комплектации была принята на вооружение советского ВМФ.

Баллистическими ракетами Р-29РМ комплекса Д-9РМ вооружены подводные ракетоносцы проекта 667БДРМ.

В феврале 1986 года вышло постановление правительства о модернизации комплекса Д-9РМ с ракетой Р-29РМ. В процессе модернизации была повышена стойкость ракет к поражающим факторам ядерного взрыва, обеспечено применение ракет до 89° северной широты, стрельба по настильной траектории с минимизацией подлетного времени. Ракета оснащалась разделяющейся головной частью с четырьмя блоками среднего класса мощности. При этом была сохранена возможность переоснащения десятиблочной боевой частью.

В процессе летных испытаний боевых блоков в 1984–1987 годах было произведено 17 пусков специализированных ракет-носителей с 58 экспериментальными боевыми блоками среднего класса. Были проведены пуски на максимальную, промежуточную, минимальную дальность и пуски по настильной траектории.

Совместные летные испытания ракет и боевых блоков были проведены пусками 13 ракет в августе — сентябре 1987 года. Отрабатывались пуски по настильным траекториям, стрельбы из высоких широт Арктики, возможности совместных пусков ракет Р-29РМ и Р-29РМУ в одном залпе.

Комплекс Д-9РМУ с ракетой **Р-29РМУ** был принят на вооружение в марте 1988 года.

В 2002 году на вооружение была принята ракета **Р-29РМУ1**, оснащенная перспективным боевым блоком повышенной безопасности.

На основе ракет Р-29РМ были разработаны ракеты-носители семейства «Штиль» [подробное описание данных РН приведено в первом разделе настоящего справочника].

БРПЛ Р-29РМУ2 «Синева»

БРПЛ **Р-29РМУ2 «Синева»** (код СНВ — РСМ-54) — жидкостная трехступенчатая баллистическая ракета, предназначенная для размещения на подводных лодках проекта 667БДРМ.

Работы по разработке новой модификации ракет Р-29РМ начались в 1999 году. Новая модификация получила обозначение **Р-29РМУ2** и шифр «Синева».

Были несколько изменены размеры ступеней, повышена устойчивость к воздействию электромагнитного импульса, установлены новые комплекс преодоления системы противоракетной обороны и система

спутниковой навигации. Также для новой модификации разработаны боевые блоки среднего класса мощности в рамках опытно-конструкторских работ «Станция-2».

Головная часть может оснащаться четырьмя высокоскоростными малоразмерными боевыми блоками средней мощности, выполненными из углеродного волокна методом намотки ткани объемного плетения, с острым углерод-углеродным наконечником. Подобное плетение исключает обнуление угловой скорости при полете в атмосфере. Скорость полета блока в атмосфере сверхзвуковая и намного выше блоков предыдущего поколения.

Основные ТТХ БРПЛ Р-29РМУ2 «Синева»

- Длина, м — 14,8
- Диаметр, м — 1,9
- Стартовая масса, т — 40,3
- Масса боевой части, т — До 2,8
- Максимальная дальность, км — 8300–11 500
- Круговое вероятное отклонение, км — 0,3
- Тип головной части — РТЧ ИН
- Количество боевых блоков — 4 или 8
- Мощность головной части, Мт — 0,2 или < 0,1

Летные испытания ракеты были завершены в 2004 году, 9 июля 2007 года комплекс с ракетой Р-29РМУ2 был принят на вооружение.

11 октября 2008 года в рамках учений «Стабильность-2008» в Баренцевом море с борта атомной подводной лодки К-114 из подводного положения был произведен запуск ракеты «Синева», которая установила рекорд дальности полета в 11 547 км и упала в экваториальной части Тихого океана.

Вечером 6 августа 2010 года с борта атомной подводной лодки К-114 был проведен успешный запуск двух ракет Р-29РМУ2 «Синева» из акватории Баренцева моря по полигону «Кура» на Камчатке. Ракеты были запущены в залпе. Российский флот выполнил та-



БРПЛ Р-29РМУ-2 «Синева».
Фото с сайта Lemur_57

кую задачу после длительного перерыва, а залповый запуск Р-29РМУ2 «Синева» был выполнен впервые.

Государственным ракетным центром им. В.П. Макеева предлагалась дальнейшая модификация ракеты Р-29РМУ2 — **Р-29РМУ3**, как альтернатива ракете «Булава». С целью минимизации изменения проекта подводной лодки для Р-29РМУ3 предлагается «сухой» способ старта. Для уменьшения длины ракеты предлагалось увеличить диаметры 1-й и 2-й ступеней. Масса ракеты должна была составить 41 тонну. В качестве оснащения предлагалось 8 боевых блоков малого класса мощности со средствами преодоления противоракетной обороны или 4 новых боевых блока среднего класса.

БРПЛ Р-29РМУ2.1 «Лайнер»

БРПЛ **Р-29РМУ2.1 «Лайнер»** — модификация баллистической ракеты Р-29РМУ2 «Синева».

Разработана ОАО «ГРЦ им. Макеева» и изготавливается в ОАО «Красноярский машиностроительный завод».

Отличие от прототипа состоит лишь в новых возможностях преодоления системы противоракетной обороны и возможностью комбинировать боевую нагрузку.

Летные испытания ракеты были проведены в 2011 году (2 пуска) и признаны успешными.

В январе 2014 года ракета Р-29РМУ2.1 была принята на вооружение.

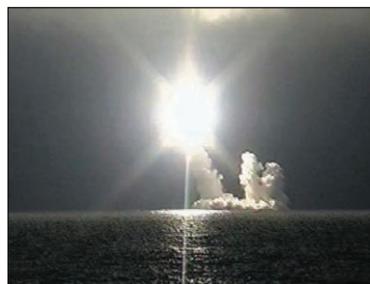
Носителями ракеты являются подводные лодки проектов 667БДРМ и 667БДР.

БРПЛ Р-30 «Булава»

БРПЛ **Р-30 «Булава»** (индекс УРАВ ВМФ — 3М30, код СНВ — РСМ-56) — твердотопливная баллистическая ракета комплекса Д-30, предназначенная для размещения на подводных лодках проектов 941 и 955 «Борей».

Решение о разработке ракеты Р-30 «Булава» было принято в 1998 году после трех неудачных испытаний законченной более чем на 70% ракеты Р-39УТТХ «Барк». Работы были поручены Московскому институту теплотехники, ранее не занимавшемуся разработкой БРПЛ. В качестве аргументов в пользу такого решения называлось стремление к унификации морских и сухопутных твердотопливных ракет.

Ракета трехступенчатая, по первым двум ступеням все источники утверждают, что они твердотопливные.



Пуск БРПЛ «Булава»

По 3-й ступени существуют два мнения: твердотопливная ступень и жидкостная ступень (в пользу версии о жидкостной 3-й ступени приводятся аргументы о возможности обеспечения маневрирования на заключительных участках траектории полета).

«Булава» способна нести 10 ядерных блоков индивидуального наведения с возможностью маневра по рысканию и тангажу.

Сообщается о наличии системы преодоления системы противоракетной обороны противника. Информация о ядерных блоках ракеты «Булава» противоречива. По некоторым данным, изменился принцип их разведения. Раньше баллистическая ракета выводила блоки в район цели и «рассыпала» их над ней. На ракете «Булава» же применили принцип «виноградной грозди» (по терминологии США, где такой принцип используют давно).

Основные ТТХ БРПЛ Р-30 «Булава»

- Длина, м — 12,1
- Диаметр, м — 2,1
- Стартовая масса, т — 36,8
- Масса боевой части, т — 1,15
- Максимальная дальность, км — 9300
- Круговое вероятное отклонение, км — 0,28
- Тип головной части — РТЧ ИН
- Количество боевых блоков — ?
- Мощность головной части, Мт — ?



Пуск БРПЛ «Булава» с борта подводной лодки из подводного положения

Летные испытания ракеты Р-30 «Булава» шли трудно и сопровождалась большим количеством неудач. В какой-то момент даже встал вопрос о закрытии разработки. Тем не менее после доработки отдельных бортовых систем, а также усиления контроля за качеством сборки удалось провести серию успешных пусков, после которых ракета в 2013 году была принята на вооружение.

Серийное производство ведется на Воткинском заводе.

В открытых источниках встречаются упоминания о модификациях ракеты Р-30 «Булава» — «Булава-М» и «Булава-47». Однако эти сведения достоверными не являются.

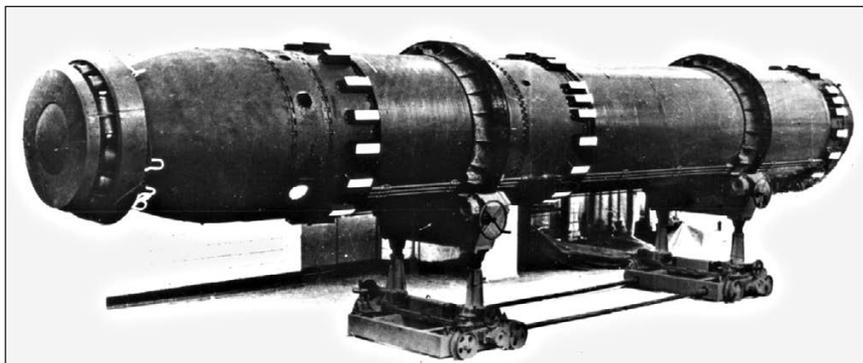
БРПЛ Р-31

БРПЛ **Р-31** (индекс УРАВ ВМФ — 3М17, код СНВ — РСМ-45) — первая отечественная твердотопливная баллистическая ракета, предназначенная для размещения на подводных лодках проекта 667АМ в составе ракетного комплекса Д-11.

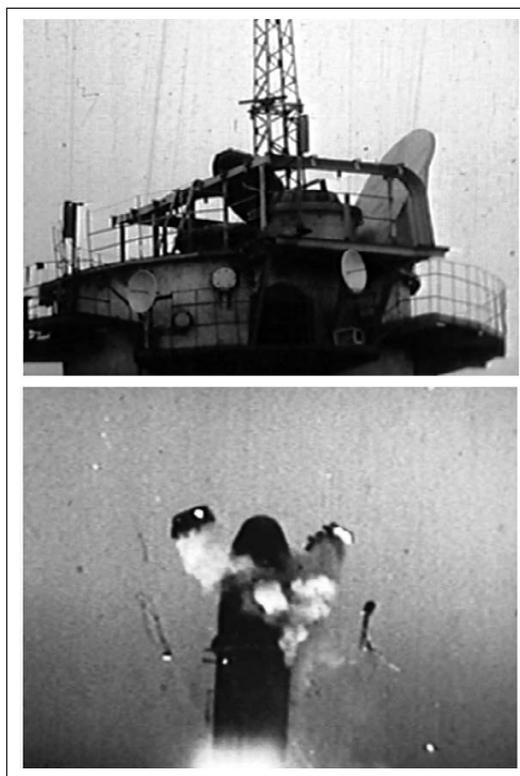
Разработана в КБ «Арсенал». Первый успешный пуск с подводной лодки — 22 декабря 1976 года.

Основные ТТХ БРПЛ Р-31

- Длина, м — 11,06
- Диаметр, м — 1,54
- Стартовая масса, т — 26,8
- Масса боевой части, т — 0,45
- Максимальная дальность, км — 3900–4200
- Круговое вероятное отклонение, км — 0,7
- Тип головной части — моноблочная
- Мощность головной части, Мт — 1



БРПЛ Р-31 в контейнере. Фото с сайта «Бастион»



Пуск БРПЛ Р-31 с наземного стенда.
Фото с сайта «Бастион»

Принята на вооружение в 1980 году. Испытания показали высокую скорострельность комплекса и некоторые преимущества при подготовке к стрельбе: залп всех 12 ракет занимал около минуты, предстартовая подготовка занимала около трех минут, при этом старт происходил из «сухих» шахт при помощи пороховых аккумуляторов, что исключало демаскирующие звуки при заполнении ракетных шахт водой.

Проект был признан весьма перспективным, но в серию не пошел. Ракетами этого типа в качестве эксперимента был вооружен один корабль — К-140.

Всего было произведено 36 ракет Р-31. 20 из них были выпущены в ходе испытаний и 5 ракетных стрельб в 1976–1988 годах. Остальные 16 ракет были утилизированы осенью 1990 года путем отстрела. При этом 10 ракет были успешно запущены, а шесть в связи с различными неполадками были уничтожены на берегу.

БРПЛ Р-39 «Осетр», Р-39У

БРПЛ Р-39 «Осетр» (индекс УРАВ ВМФ — 3М65, код СНВ — РСМ-52) — твердотопливная баллистическая ракета, предназначавшаяся для размещения на подводных лодках проекта 941 в составе ракетного комплекса Д-19.

В июне 1971 года было принято решение Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР, согласно которому КБ машиностроения задавалась разработка комплекса Д-19 с твердотопливной ракетой Р-39. Предполагалось оснащение ракеты тремя вариантами головных частей — моноблочной и двумя с разделяющейся головной частью — с 3–5 блоками средней мощности и 8–10 блоками малого класса мощности.

В июле 1972 года была закончена разработка аванпроекта комплекса.

Согласно одному из вариантов аванпроекта ракета должна была быть трехступенчатой, с массой около 75 тонн, диаметром 2,7 м и высотой 15 м. Сопла 2-й ступени совмещались с передним днищем 1-й ступени, двигатель 3-й ступени состоял из четырех блоков, размещавшихся вместе с боевым оснащением между 2-й ступенью и головным отсеком. В головном отсеке располагались приборы и двигатель боевой ступени. В отличие от разработанных ранее КБ машиностроения ракет с жидкостными ракетными двигателями предполагался сухой метод старта.

Был предложен также вариант с традиционной компоновкой — с переходным отсеком, без совмещения элементов двигателей 1-й и 2-й ступеней.

Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 692–222сс о создании нового ракетного комплекса Д-19 системы «Тайфун» вышло 16 сентября 1973 года. Документом задавалась разработка подводной лодки проекта 941, оснащаемой двадцатью твердотопливными ракетами Р-39. Головным разработчиком ракеты назначалось КБ машиностроения, разработчиком двигателя 1-й ступени КБ «Южное» совместно с НПО «Алтай».

В декабре 1974 года был закончен эскизный проект, в котором предлагался вариант ракет с использованием межступенчатого отсека и ростом погрузочной массы ракеты до 90 тонн.

Эскизный проект неоднократно подвергался изменениям. Так, в июне 1975 года вышло дополнение, согласно которому оставался только один тип боевого оснащения — десять боевых блоков мощностью 100 килотонн, применялся моноблочный двигатель 3-й

ступени и вместо стартового двигателя использовался пороховой аккумулятор давления. Изменения в компоновочной схеме ракеты привели к удлинению ракетной шахты с 15 до 16,5 метра и росту погрузочной массы ракеты до 90–95 тонн.

В августе 1975 года вышло постановление правительства, в котором сформировался окончательный вариант ракеты Р-39, единственный вариант оснащения с десятью боевыми блоками и максимальная дальность в 10 000 километров.

В декабре 1976-го и феврале 1981 года вышли постановления правительства, которыми закреплялось изменение типа топлив на 2-й и 3-й ступенях, уменьшение максимальной дальности стрельбы с 10 000 до 8300 километров и в сторону увеличения корректировались сроки создания комплекса.

Конструктивно ракета Р-39 состояла из трех маршевых твердотопливных ступеней, разделяющейся головной части с жидкостным ракетным двигателем и амортизационной ракетно-стартовой ступени. Корпуса всех маршевых ступеней выполнены из композиционных материалов с намоткой нитей типа «кокон», имеют малое относительное удлинение и утопленные сопла.

Разделяющаяся головная часть ракеты состояла из переднего приборного отсека, двигательной установки и боевых блоков. Применение инерциальной системы управления с аппаратурой астрокоррекции позволило обеспечить при стрельбе на максимальную дальность кругового вероятного отклонения точек падения боевых блоков не более 500 метров.

Для Р-39 была разработана стартовая система с размещением практически всех элементов пусковой установки на специальной амортизационной ракетно-стартовой системе в носовой части ракеты.

Старт ракеты осуществлялся из сухой шахты с помощью порохового аккумулятора давления, расположенного на днище ракетной шахты в полости сопла двигателя 1-й ступени.

С сентября 1977-го по декабрь 1978 года производились летно-конструкторские испытания по отработке начального участка полета. Осуществлялись пуски с надводного и подводного положений специального погружного стенда на Черном море в Балаклаве. Специально для этих испытаний был разработан уменьшенный аналог двигателя 1-й ступени ЗД65Б, который обеспечивал все расходно-тяговые характеристики штатного двигателя ЗД65 в течение первых восьми секунд работы. Всего со стенда РС-65 было осуществлено 9 пусков. Бросковые испытания были

продолжены в декабре 1978-го — сентябре 1979 года с борта подводной лодки К-153, переоборудованной из проекта 629 по проекту 619. Лодка была оборудована одной ракетной шахтой. Всего было выполнено 7 пусков, при этом замечаний по двигательной установке не возникало.

Параллельно с бросковыми испытаниями с октября 1978-го по ноябрь 1979 года была осуществлена отработка боевых блоков посредством запусков экспериментальных ракет К-65М-Р. Было осуществлено 9 пусков.

В январе 1980 года начались совместные летные испытания с наземного стенда НСК-65 на Северном полигоне в Неноксе. 28 января был осуществлен первый пуск. Однако он и четыре последовавших за ним были неудачными.

После доработки ряда систем летные испытания возобновились, и 27 декабря 1980 года состоялся первый удачный пуск. Всего до июня 1982 года с наземного стенда было осуществлено 17 пусков ракет — 15 на промежуточную дальность и два на минимальную. Более половины этих пусков были неудачными.

В декабре 1981 года начались совместные летные испытания Р-39 с борта головного атомного ракетно-носца проекта 941 — ТК-208. Испытания завершились 12 декабря 1982 года залповым пуском четырех ракет — двух по району «Акватория» (Тихий океан) и двух по полигону «Кура» на Камчатке. Всего было осуществлено 13 пусков, из которых 11 признаны успешными.

Постановлением правительства комплекс Д-19 с ракетой Р-39 был принят на вооружение в мае 1983 года.

Всего было развернуто 120 ракет на шести подводных лодках проекта 641.

В апреле 1984 года вышло постановление правительства о модернизации комплекса Д-19, а в мае 1985 года — ракеты Р-39. Ракета получила новый боевой блок малого класса мощности, разработанный для ракеты Р-29РМУ.

На вооружение комплекс Д-19У с ракетами Р-39У был принят в январе 1988 года.

Также была разработана модификация Р-39М «Гром», отличавшаяся от предшественниц повышенной точностью. Планировалась установка этого комплекса на подводных лодках проекта 955 «Борей».

В 1999 году было принято решение о замене ракет Р-39 и Р-39У ракетным комплексом Р-30 «Булава».

Ликвидация ракет Р-39 и Р-39У была полностью завершена в сентябре 2012 года.

БРПЛ Р-39УТТХ «Барк»

БРПЛ **Р-39УТТХ «Барк»** (индекс УРАВ ВМФ — 3М91) — отечественная твердотопливная баллистическая ракета, предназначавшаяся для размещения на подводных лодках проектов 941 и 955 «Борей». Создавалась в качестве «нашего ответа» на разработку в США ракет «Трайидент-2».

Разработка велась с 1986 года в КБ машиностроения (бывшее СКБ-385). Предполагалось, что ракета будет нести на себе 10 боевых блоков в ядерном оснащении среднего класса мощности и иметь дальность полета более 10 тысяч километров.

В конструкции ракеты предусматривалась специальная система прохода через лед, обеспечивающая пуск ракет из-под ледяного панциря Северного Ледовитого океана. Также «Барк» мог использоваться как по обычной траектории, так и по настильной. В первом случае ракета, запущенная из акватории Баренцева моря, достигала полигона «Кура» на Камчатке за 30 минут, а во втором — за 17 минут.

Основные ТТХ МБР Р-39УТТХ «Барк»

- Длина, м — 16,1
- Диаметр, м — 2,42
- Стартовая масса, т — 81
- Забрасываемый вес, т — 3,05
- Максимальная дальность, км — 10 000
- Точность (КВО), км — ?
- Тип головной части — РГЧ ИН
- Количество боевых блоков — 8
- Мощность заряда, Мт — 0,2

К 1991 году была завершена наземная отработка ракеты, однако развал СССР вынудил начать дополнительные работы по замещению элементов ракеты, производство которых оказалось за рубежом России. В частности, пришлось заменить тип топлива РДТТ с ТТФ-56/3 (с использованием гидрида алюминия) на ОПАЛ-МС ИМ.

Наземная отработка измененной ракеты закончилась в 1996 году. В 1998 году после третьего неудачного пуска Министерство обороны РФ решило прекратить работы над готовым на 73% комплексом. Это было вызвано не только неудачными пусками, но и неудовлетворительным финансированием работ. При сохранении тогдашнего уровня финансирования отработка ракеты могла растянуться еще на 10–15 лет, что было неприемлемо.

Раздел 5.

ГЕОФИЗИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ

Геофизическая ракета — ракета, предназначенная для геофизических, физических, астрофизических, химических и медико-биологических исследований верхних слоев земной атмосферы и ближнего космоса во время полета по суборбитальной траектории. Высота апогея при этом может составлять от 100 до 1500 километров. А в отдельных случаях и несколько тысяч километров.

Конструкция геофизической ракеты включает одну или несколько ступеней и контейнер с аппаратурой.

Данные могут передаваться по радио или же записываться бортовым запоминающим устройством и изыматься после приземления контейнера с аппаратурой (в этом случае он опускается на парашюте).

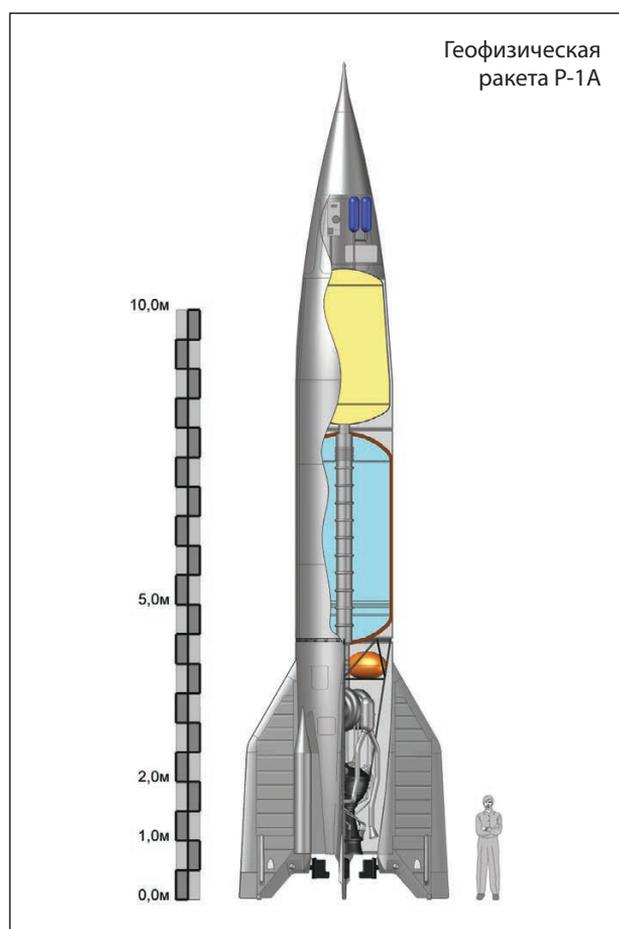
Геофизическая ракета Р-1А

Ракета **Р-1А** (1РА, В-1А, 1ВА) — первая отечественная геофизическая ракета. Создана на базе БРСД Р-1 в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева.

Была специально разработана для проверки ряда новых узлов и главным образом для отработки механизма отделения головной части в конце активного участка траектории, что предполагалось использовать в конструкции БРСД Р-2. Поскольку многие организации проявили интерес к использованию новой ракеты для своих целей, программа экспериментов была существенно расширена.

Основные ТТХ ракеты Р-1А

- Длина, м — 14,96
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 13,91
- Масса полезного груза, т — 0,8
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — 1185
- Высота подъема, км — 100



Подготовка ракеты Р-1А к летным испытаниям началась в январе 1949 года и закончилась 11 февраля. Летные испытания ракеты проводились на полигоне Капустин Яр.

Всего было проведено шесть пусков ракет Р-1А. Первые четыре пуска состоялись по военной программе, два остальных — по совместной программе Министерства вооружений СССР и Академии наук СССР.

Помимо исследования верхних слоев атмосферы, на Р-1А также предусматривалось исследование влияния газовой струи двигателя на прохождение радиоволн. Эти эксперименты имели непосредственное отношение к разработке систем радиоуправления для ракет Р-2 и Р-3. Предполагалось настраивать двигатель на меньшую тягу, чтобы отношение начального веса к тяге примерно равнялось принятому для ракеты Р-2.

Испытательные пуски по программе Министерства вооружений СССР состоялись в апреле — мае 1949 года, а по совместной программе — 24 и 28 мая. Во время пуска 24 мая из-за неисправности парашютной системы контейнеры с научной аппаратурой при приземлении разрушились. После доработки парашютной системы во время полета 28 мая были получены положительные результаты.

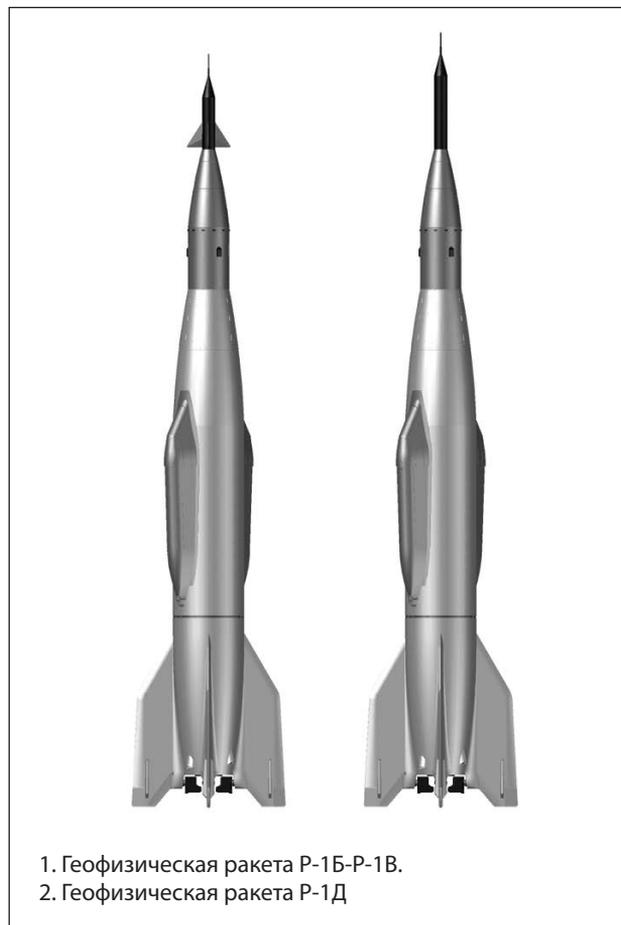
Пуски ракет Р-1А, при которых была достигнута высота 102 километра, показали большую перспективность ракетных геофизических исследований и позволили наметить их расширенную программу. При Президиуме Академии наук СССР был учрежден координационный межведомственный комитет под председательством академика А. А. Благоданова.

Геофизическая ракета Р-1Б

Ракета **Р-1Б** (1РБ, В-1Б, 1ВБ) — одна из первых отечественных геофизических ракет. Так же как и ракета Р-1А, создана на базе БРСД Р-1 в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева.

Ракета Р-1Б была предназначена для проведения комплекса научных исследований и экспериментальных работ на высотах до 100 километров:

- изучение состава первичного космического излучения и его взаимодействия с веществом;
- исследование физических и химических характеристик воздуха;
- исследование спектрального состава излучения Солнца;
- проверка поглощающей способности озона;
- проверка жизнедеятельности живых организмов в специальном герметичном отсеке в



1. Геофизическая ракета Р-1Б-Р-1В.
2. Геофизическая ракета Р-1Д

условиях больших высот и нарастающей перегрузки при подъеме на ракете, их поведение в условиях невесомости и возможности спасения после подъема с помощью парашютных систем;

- аэродинамические исследования при больших скоростях и больших высотах полета;
- экспериментальная проверка возможности спасения ракеты с помощью парашютов с целью многократного использования ракет при экспериментальных пусках.

Основные ТТХ ракеты Р-1Б

- Длина, м — 17,52
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 14,32
- Масса полезного груза, т — 1,16
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — 1185
- Высота подъема, км — 90–100

Основные ТТХ ракеты Р-1В

- Длина, м — 17,552
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 14,32
- Масса полезного груза, т — 1,16
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — 1185
- Высота подъема, км — 90–100

Состоялось два пуска ракеты Р-1В — 22 июля и 19 августа 1951 года. Оба пуска были проведены с собаками на борту и оба были успешными. В первом старте на Землю благополучно вернулись собаки Дезик и Цыган, во втором — Смелый и Рыжик.

Геофизическая ракета Р-1Д

Ракета **Р-1Д** (1РД, В-1Д, 1ВД) — одна из первых отечественных геофизических ракет. Также создана на базе БРСД Р-1 в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева.

Предназначалась для проведения комплекса научных исследований и экспериментальных работ на высотах порядка 100 километров:

- исследование физических и химических характеристик воздуха, спектрального состава излучения Солнца, изменения аэродинамических характеристик при больших скоростях и высотах;
- разработка метода определения направления и скорости ветра в верхних слоях атмосферы;
- определение физических процессов в ионосфере и плотности ионизации на высотах ~100 километров;
- проверка поглощающей способности озона на высоте 55–60 километров;
- исследование жизнедеятельности животных при подъеме на ракете на большие высоты, а также испытания систем их спасения, систем спасения агрегатов с аппаратурой и корпуса ракеты.

Кроме того, на ракете устанавливаются аппаратура и датчики телеизмерений по специально разработанной программе.

На ракете Р-1Д в отличие от ракет Р-1Б и Р-1В, где подопытные животные спасались вместе с герметичным отсеком на парашюте, каждая из двух собак катапультировалась в скафандре, смонтированном на специальной тележке, имеющей парашютную систему и систему жизнеобеспечения.

Кроме того, на ракете Р-1Д вместо отсека с регистри-

В период с 29 июля по 3 сентября 1951 года было произведено четыре пуска геофизических ракет Р-1В. Во всех пусках в головной части ракеты устанавливался контейнер с собаками.

Первый пуск, состоявшийся 29 июля, оказался неудачным — отказ электросхемы научной аппаратуры. Собаки Дезик и Лиса погибли.

Второй пуск, осуществленный 15 августа, был успешным. Контейнер с находившимися в нем собаками Мишкой и Чижиком благополучно вернулся на Землю.

А вот третий полет, предпринятый 28 августа, вновь оказался неудачным — из-за разгерметизации кабины погибли собаки Мишка и Чижик, совершавшие свой второй полет в космос.

Заключительный, четвертый, пуск Р-1В, состоявшийся 3 сентября, оказался удачным — собаки ЗИБ (Запасной Испытательный Бобик) и Непутевый благополучно возвратились домой.

Геофизическая ракета Р-1В

Ракета **Р-1В** (1РВ, В-1В, 1ВВ) — одна из первых отечественных геофизических ракет. Также создана на базе БРСД Р-1 в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева.

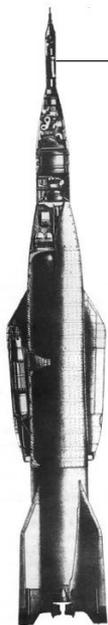
Предназначалась для геофизических, физических, астрофизических, химических и медико-биологических исследований верхних слоев атмосферы и близлежащего космоса.

Ракета Р-1В отличалась от ракеты Р-1Б только тем, что вместо регистрирующей аппаратуры монтировалась парашютная система спасения корпуса ракеты. Все поставленные задачи, обеспечивающие проведение научных экспериментов, были решены, за исключением одной — спасения корпуса ракеты.



Пуск геофизической ракеты Р-1В.
Фото с сайта «Капустин Яр»

Геофизическая ракета Р-1Д.
Фото РКК «Энергия»



рующей аппаратурой была установлена аппаратура для исследования распределения по высоте плотности ионизации в ионосфере и изучения распространения сверхдлинных волн в атмосфере и космическом пространстве.

Основные ТТХ ракеты Р-1Д

- Длина, м — 17,955
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 13,836
- Масса полезного груза, т — 1,516
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — 1230
- Высота подъема, км — 110,8

За период со 2 по 26 июля 1954 года с полигона Капустин Яр было запущено три ракеты Р-1Д с научной аппаратурой и животными на борту. Сами ракеты отработали штатно в ходе всех трех полетов. Однако во время всех трех полетов погибало по одной собаке. Вторую путешественницу спасали.



Геофизическая ракета Р-1Д.
Фото РКК «Энергия»

Геофизическая ракета Р-1Е

Ракета **Р-1Е** (1РЕ, В-1Е, 1ВЕ) — одна из первых отечественных геофизических ракет. Также создана на базе БРСД Р-1 в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева.

В основном конструкция ракеты Р-1Е была схожа с конструкцией ракеты Р-1Д.

При пусках ракеты Р-1Е была сделана еще одна попытка найти конструктивное решение, обеспечивающее спасение корпуса ракеты. Для этой цели на головной части установили три пороховых ускорителя, сообщавшие ей скорость отделения около 12 метров в секунду. Однако этого оказалось недостаточно.

Новый конструктивный вариант системы спасения корпуса ракеты заключался в использовании пиропушки, которая должна была не только вводить в действие вытяжные купола парашютов, но и одновременно освобождать парашютные пакеты, в которые были уложены основные купола парашютов.

Основные ТТХ ракеты Р-1Е

- Длина, м — 17,955
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 14,211
- Масса полезного груза, т — 1,819
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — 1183
- Высота подъема, км — 100

Все поставленные задачи, обеспечивающие проведение научных экспериментов, были решены, за исключением одной — спасения корпуса ракеты.

Всего в 1955–1956 годах состоялось шесть пусков ракет Р-1Е. Четыре из них были удачными. Во всех экспериментах в головной части ракет устанавливались контейнеры с собаками.

Геофизическая ракета Р-2А

Ракета **Р-2А** (В-2А, 2ВА) — одна из первых отечественных геофизических ракет. Также создана на базе БРСД Р-2 в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева.

Ракета Р-2А была предназначена для проведения комплекса исследований и экспериментальных работ на высоте порядка 200 километров:

- исследование химического состава воздуха и измерение давления воздуха на высотах 150–200 километров;

- регистрация ультрафиолетовой радиации Солнца в области лаймановской серии водорода (900–1200 ангстрем) и фотографирование окружающего пространства;
- исследование возможности выживания и жизнедеятельности животных при подъеме их на ракете на 200 километров;
- изучение влияния на живой организм в состоянии невесомости;
- испытание системы спасения головной части;
- определение физических процессов в ионосфере и плотности ионизации на высотах 150–200 километров.

Кроме того, на ракете устанавливалась аппаратура и датчики телеизмерений по специально разработанной программе.

Основные ТТХ ракеты Р-2А

- Длина, м — 19,98
- Диаметр, м — 1,65
- Стартовая масса, т — 20,685
- Масса полезного груза, т — > 2
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — 2050
- Высота подъема, км — 209

Ракета была разработана для проведения исследований в рамках Международного геофизического года. Первый ее пуск был произведен 16 мая



Геофизическая ракета Р-2А



Геофизическая ракета Р-2А в полете

1957 года. Ракета с животными (собаки Рыжая и Дамка) и аппаратурой поднялась на высоту 210 километров.

Следующий пуск, состоявшийся 24 мая 1957 года, был неудачным — из-за разгерметизации кабины погибли собаки Рыжая и Джойна. Еще три ракеты были запущены в августе — сентябре того же года. Эти пуски были успешными, все «пассажиры» благополучно возвратились на Землю.

Всего в период с 1957 по 1960 год было запущено 13 ракет Р-2А. Одиннадцать пусков были успешными с подъемом ракет на высоту около 200 километров.

Геофизическая ракета Р-11А

Ракета **Р-11А** (Р-11А-МВ, В-11А, 11ВА) — отечественная одноступенчатая геофизическая ракета. Создана на базе баллистической ракеты Р-11 в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева. Разработка этой ракеты была приурочена к Международному геофизическому году и выполнялась в соответствии с постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 11 июля 1956 года.

Ракета Р-11А предназначалась для исследования верхних слоев атмосферы на высотах до 160 километров. Основные задачи:

- измерение атмосферного давления на различных высотах от 60 до 160 километров;
- определение оптических свойств верхних слоев атмосферы;
- измерение концентрации положительных ионов;
- регистрация числа встреч контейнера с микрометеоритами.

Кроме научной аппаратуры, на борту была аппаратура для определения положения контейнера в полете, регистрации физических условий в контейнере, а также фотоаппараты для контрольной съемки положения контейнера в пространстве. Регистрация измерений проводилась с помощью телеметрической систе-

мы, установленной в контейнере, имеющей 48 каналов и обеспечивающей 1250 опросов в секунду.

Был разработан специальный обтекатель, защищавший контейнер от теплового воздействия потока и аэродинамических нагрузок, а также специальный переходный отсек, предназначенный для крепления контейнера, размещения пневматической системы разделения, коммутационной аппаратуры и системы успокоения.

Контейнер с научной аппаратурой имел форму шара, изготавливался из двух алюминиевых полуоболочек и был герметичным. Это позволяло поддерживать постоянное давление внутри контейнера, за счет чего обеспечивалось высокое качество экспериментальных данных. Герметичность обеспечивалась с помощью прокладки из вакуумной резины.

Основные ТТХ ракеты Р-11А

- Длина, м — 10,226
- Диаметр, м — 0,88
- Стартовая масса, т — 5
- Масса полезного груза, т — 0,25
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — 1500
- Высота подъема, км — до 160

Пуски ракет Р-11А проводились с полигона Капустин Яр и с полигона на Новой Земле.

Первый пуск был произведен 4 октября 1958 года с полигона Капустин Яр. Высота подъема ракеты составила 98,31 километра. Возмущающий момент, возникший при отделении контейнера от ракеты при первом пуске, превысил принятое в расчетах значение, и система автоориентации контейнера не могла застabilizироваться в течение 24 секунд. Затем стабилизация обеспечивалась на всем участке полета до входа в плотные слои атмосферы. Все приборы работали безотказно. Контейнер упал в болото и сильно деформировался. Однако пленки от трех фотоаппаратов уцелели и были пригодны для обработки.

Второй пуск состоялся 10 октября 1958 года. Ракета в нем достигла высоты 102,74 километра. После отделения контейнер стабилизировался по всем трем осям и сохранял это положение до конца полета. Приборы также работали безотказно. Однако контейнер, упавший в болото, найти не удалось.

Летные испытания были продолжены 31 октября того же года пуском с Новой Земли. Ракета достигла высоты 103 километра. Система ориентации контей-

нера с полезной нагрузкой не справилась с возмущениями, однако все приборы, за исключением одного, работали нормально.

Чтобы исключить подобного рода случайности, при подготовке второго пуска, который состоялся 6 ноября 1958 года, был введен в схему дублирующий временной механизм. Контейнер отделился в расчетное время. Начальные возмущения были малыми. Все приборы работали нормально.

Третий пуск на Новой Земле состоялся 19 ноября 1958 года. Для усовершенствования системы автоориентации ее в дальнейшем перемонтировали по упрощенной схеме. Во время полета такая модифицированная система работала нормально с момента отделения контейнера и до входа в плотные слои атмосферы.

Всего в 1958 году были выполнены пуски семи ракет Р-11А.

Следующие два пуска Р-11А были проведены 15 февраля 1961 года во время полного солнечного затмения для проведения исследований солнечной короны и оптических явлений в верхней атмосфере. Научная аппаратура была установлена в высотных геофизических автоматических станциях весом по 350 килограммов, которые были подняты на высоту до 105 километров. Обе ракеты были запущены одновременно с тем расчетом, чтобы в момент полного солнечного затмения станции были доставлены на высоту 70 километров.

Всего в период с 1958 по 1961 год были выполнены пуски 11 ракет.

В 1962 году проводились испытания пяти ракет Р-11А-МВ с задачей отработки аппаратуры для будущих исследований планет Марс и Венера. Основной задачей испытаний было исследование и проверка введения и работы парашютных систем спускаемых аппаратов с различными высотами ввода тормозного каскада и раскрытия основных куполов парашютов.

Геофизическая ракета Р-5А

Ракета **Р-5А** (В-5А, 5ВА) — одноступенчатая геофизическая ракета. Создана на базе БРСД Р-5М в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева.

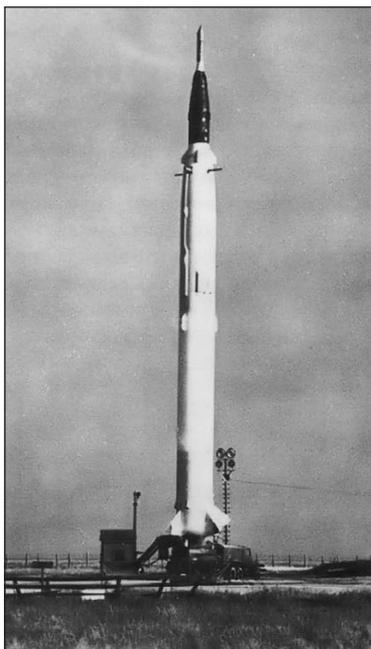
Ракета Р-5А предназначена для продолжения научных исследований и изучения верхних слоев атмосферы, связанных с полетами на больших скоростях и высотах порядка 500 километров:

- измерение давления воздуха на высотах 400–500 километров:

- исследование микрометеоритов;
- исследование ионного состава;
- исследование высоты светящихся слоев;
- исследование ультрафиолетовой части спектра Солнца;
- исследование возможности выживания и жизнедеятельности животных при подъеме их на ракете на высоту до 500 километров;
- исследование ионосферы в условиях вертикального полета ракеты до высот порядка 500 километров;
- испытание системы спасения головной части;
- разработка и создание экспериментальных стабилизированных на восходящей ветви траектории ракет.

На ракете Р-5А были также предусмотрены эксперименты для обеспечения перспективных разработок ОКБ-1.

В головной части имелся специальный герметичный отсек для медико-биологических экспериментов с двумя клетками из плексигласа, что позволяло с помощью кино съемки вести наблюдения за поведением животных во время полета. Кроме собак использовались белые крысы и мыши, которых в отсеках помещали парами — самца и самку. В герметичном отсеке размещались киноаппаратура с кассетой на 300 метров пленки, система зеркал и осветитель-



Геофизическая ракета Р-5А перед стартом.
Фото РКК «Энергия»



Возвращаемая головная часть
геофизической ракеты Р-5А.
Фото РКК «Энергия»

ная аппаратура. Для регенерации воздуха в отсеке служили два патрона с гранулами надперекисных соединений калия. Исследования показали, что полет не вызывает резких расстройств в физиологических функциях животных, заметных изменений в их поведении и в состоянии здоровья, а выбранная конструкция герметичной кабины и ее оборудование обеспечивают необходимые условия для жизни животных при полете до высот 212–450 километров. В период действия невесомости на участке падения полезной нагрузки на Землю регистрируемые физиологические параметры удерживались в допустимых пределах и возвращались к исходному уровню на 5–6-й минуте. Выбранная система спасения головной части на парашюте обеспечивала сохранение жизни животных при приземлении.

Основные ТТХ ракеты Р-5А

- Длина, м — 23,74
- Диаметр, м — 1,652
- Стартовая масса, т — 29,314
- Масса полезного груза, т — ~ 2
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — ?
- Высота подъема, км — 482

Всего с полигона Капустин Яр в период с 21 февраля 1958 года по 21 октября 1961 года было выполнено десять пусков ракет Р-5А. Ряд пусков был неудачным и закончился гибелью находившихся на борту собак.

Вместе с тем удалось провести ряд экспериментов по возвращению объектов на Землю, а также ряд экспериментов, результаты которых впоследствии использовались при пусках автоматических межпланетных станций к Луне.

Геофизическая ракета Р-5Б

Ракета **Р-5Б** (Р-5БА, В-5Б, 5ВБ) — одноступенчатая геофизическая ракета. Создана на базе БРСД Р-5М в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева.

Ракета Р-5Б существенно отличалась от ракеты Р-5А набором научных экспериментов, связанных с перспективными разработками ОКБ-1. Новая ракета имела неотделяемую головную часть с набором исследовательских установок, имевших индивидуальные системы спасения.

Основные ТТХ ракеты Р-5Б

- Длина, м — 23
- Диаметр, м — 1,652
- Стартовая масса, т — 29
- Масса полезного груза, т — ~ 2
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — ?
- Высота подъема, км — 482

Предусматривались два варианта комплектования головной части аппаратурой — Р-5Б и Р-5БА.

На всех ракетах этого типа предусматривались также исследования параметров верхней атмосферы, циркуляционных процессов в стратосфере, параметров ионосферы, природы явлений, вызываемых корпускулярным излучением твердого компонента межпланетного вещества, магнитного поля Земли.

Всего с полигона Капустин Яр в период с 18 октября 1962 года по 6 июля 1963 года было выполнено пять пусков ракет Р-5Б.

Геофизическая ракета Р-5В

Ракета **Р-5В** (Р-5ВАО, В-5В) — одноступенчатая геофизическая ракета. Создана на базе БРСД Р-5М в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева.

Техническое задание на разработку новой серии ракет для научных исследований было согласовано С. П. Королевым 27 июля 1963 года. Она предназначалась главным образом для проведения научных исследований по программе высотной астрофизической обсерватории (ВАО). Поэтому ракеты новой серии имели еще один индекс — Р-5ВАО.

Для обеспечения нормального функционирования аппаратуры ВАО и выполнения научных задач по изучению Солнца и галактических объектов пуск ракеты осуществлялся по траектории, близкой к вертикаль-



Геофизические ракеты Р-2А и Р-5В.
Фото из книги Я. Голованова
«Дорога на космодром»

ной. После завершения работы установка ВАО опускалась в специальный контейнер. Предусматривалось спасение установки целиком, без ее деления на части, что диктовалось необходимостью спасти 25 кассет с отснятыми фотоэмульсиями и дорогостоящие приборы с дифракционными решетками, кварцевой оптикой и сложными механизмами.

Также предусматривалось продолжение экспериментов для отработки перспективных разработок ОКБ-1. Намечалось исследовать аэродинамику и теплообмен на модели, соответствующие геометрической форме спускаемого аппарата нового пилотируемого корабля 7К (будущий «Союз»), который должен был сменить корабли «Восток» и «Восход».

Кроме того, на ракете Р-5В проводились эксперименты ряда институтов Академии наук СССР и отраслевых институтов.

Основные ТТХ ракеты Р-5В

- Длина, м — ~ 23
- Диаметр, м — 1,652
- Стартовая масса, т — 29
- Масса полезного груза, т — 1,3
- Скорость в момент выключения двигателя, м/с — ?
- Высота подъема, км — 463–487

Первый пуск ракеты Р-5В состоялся 26 сентября 1964 года и был аварийным.

Первый частично успешный пуск ракеты Р-5ВАО удалось осуществить только 13 октября 1965 года. Удалось выполнить почти всю программу полета, но астрофизиков постигла неудача — пневматическое устройство, открывающее полуоболочки контейнера, не сработало, и провести измерения не удалось.

В 1964–1967 годах было проведено пять пусков Р-5В. Однако в 1967 году работы были временно прекращены из-за ряда выявленных замечаний по работе систем, обеспечивающих функционирование ВАО.

Пуски возобновились в апреле 1970 года. При всех пусках Р-5В проводилось исследование аэродинамики и теплообмена на модели, соответствующей по геометрической форме спускаемому аппарату, имеющему форму «фара».

Из семи запущенных до 1971 года ракет две были выделены для проведения исследований в рамках международной программы «Вертикаль».

Всего за годы эксплуатации ракеты Р-5В было выполнено 12 пусков, из которых два были аварийными.

Геофизическая ракета 1Я2ТА

Ракета **1Я2ТА** — трехступенчатая геофизическая ракета, предназначенная для запуска ионосферной лаборатории «Янтарь» для исследования плазменно-ионного двигателя. Ракета была разработана на Долгопрудненском машиностроительном заводе в самом начале 1960-х годов на базе противоракеты В-1000 конструкции П. Д. Грушина.

К этому времени в Советском Союзе рядом ведущих научных институтов страны было создано несколько

моделей электрореактивных двигателей (ЭРД), которые надо было испытать на большой высоте в околоземном пространстве. Что и потребовало разработки специализированной ракеты, которую в кратчайшие сроки спроектировали и изготовили в подмосковном Долгопрудном.

Трехступенчатая ракета 1Я2ТА имела стартовую массу около 9 тонн. Испытуемый ЭРД был размещен на 3-й ступени ракеты — специальной ионосферной лаборатории «Янтарь» массой 530 килограммов. Его работу обеспечивало множество датчиков и приборов, программное автоматическое устройство, средства измерения электрических токов и статического напряжения, телеметрическая радиостанция с запоминающим устройством. Максимальная высота подъема ракеты составляла около 400 километров.

Первый пуск ракеты 1Я2ТА с лабораторией «Янтарь-1» состоялся 1 октября 1966 года. Экспериментальный плазменно-ионный ЭРД, работающий на аргоне, был впервые включен на высоте 160 километров, и в течение дальнейшего полета было проведено 11 циклов его работы. Была достигнута скорость истечения реактивной струи около 40 километров в секунду. Полет лаборатории «Янтарь-1» продолжался 10 минут. ЭРД работал устойчиво и развил проектную тягу в пять граммов.

Во второй серии экспериментов в ЭРД использовался азот. Скорость истечения реактивной струи была доведена до 120 километров в секунду.

Осенью 1970 года успешно выдержал испытания в реальном полете прямоточный воздушный ЭРД. Зарегистрированная скорость реактивной струи достигла 140 километров в секунду.

Всего до 1971 года было запущено четыре лаборатории «Янтарь».

Раздел 6.

МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ

Метеорологическая ракета — ракета, предназначенная для изучения верхних слоев земной атмосферы с высотой подъема обычно от 40 до 100 километров. Некоторые типа метеорологических ракет, например М-130 и МР-12, имеют большую высоту подъема.

Конструкция метеорологической ракеты включает одну или несколько ступеней и контейнер с аппаратурой. Собранные информация может передаваться по радио или же записываться на носители и изыматься после приземления контейнера с аппаратурой (в этом случае он опускается на парашюте).

Метеорологическая ракета МР-1

Метеорологическая ракета **МР-1** — первая отечественная метеорологическая ракета. Разработка была задана постановлением правительства СССР от 1948 года. Главным разработчиком являлось КБ-2 Министерства сельскохозяйственного машиностроения, главный конструктор — А. Д. Надирадзе.

Прототипом при создании МР-1 послужила американская ракета «Аэробы». Жидкостный ракетный двигатель, разработанный в КБ А. М. Исаева, однокамерный с вытеснительной системой подачи, работал на азотной кислоте и керосине.

Пуск производился по траектории, близкой к вертикали, из вышки ферменной конструкции со спиральными направляющими, придающими ракете вращение вокруг ее продольной оси. Вращение позволяло исключить влияние асимметрии тяги двигателей и аэродинамики корпуса ракеты на траекторию полета.

Для увеличения скорости выхода из вышки на ракете устанавливался стартовый ускоритель, представлявший собой связку из нескольких пороховых ракетных двигателей (предположительно от зенитного неуправляемого реактивного снаряда Р-103 «Стриж»).

На высоте около 70 километров происходило отделение головной части и раскрытие парашютов для спасения головной части и корпуса ракеты. Головная часть часто продолжала полет вверх до предельной высоты 80–90 километров с открытым парашютом, что устраняло возможность кувырканий, а затем парашютировала вниз. Парашют головной части на нисходящей ветви траектории гасил сверхзвуковую скорость на высоте около 60 километров, и по его дрейфу (с учетом инерции) определялись скорость и направление ветра.

Замер данных производился как на восходящей ветви траектории, так и на спуске. Скорость приземления не превышала 5–6 метров в секунду. Ракета могла после заправки использоваться повторно.

Информация, полученная в процессе полета, передавалась на наземные станции с помощью радиотелеметрической аппаратуры. В это же время четыре фотоаппарата, размещенных в одной плоскости под углом 90 градусов друг к другу, чтобы оси их объективов были направлены вниз между плоскостями стабилизаторов ракеты, производили синхронную съемку, фиксируя положение головной части в каждый момент времени.

Основные ТТХ ракеты МР-1

- Длина, м — 8,368
- Калибр, мм — 435
- Полная масса, кг — 915



Метеорологическая ракета МР-1

- Масса головной части, кг — 72
- Масса целевой аппаратуры, кг — 11
- Высота подъема, км — 90

Ракета МР-1 эксплуатировалась с 1952 года. До 1959 года со станции ракетного зондирования «Волгоград» было произведено несколько десятков успешных пусков ракеты, благодаря которым был накоплен материал по профилям температуры, давления и плотности воздуха до высоты 80 километров и ветра до высоты 60 километров, что позволило создать в 1962 году стандартную атмосферу СА-64.

Метеорологическая ракета MMP-05

Метеорологическая ракета **MMP-05** — жидкостная малая метеорологическая ракета.

Ракета была создана в 1956 году в ОКБ-3 Госкомитета по оборонной технике. Главный конструктор — Д.Д. Севрук. Прототипом послужила тактическая ракета класса «земля — земля» ЗР7 комплекса «Коршун».

В отличие от всех других серийных неуправляемых ракет сухопутных войск ЗР7 имела не твердотоплив-

ный, а однокамерный жидкостный ракетный двигатель СЗ.25Б тягой около 6 тонн. В качестве горючего был использован керосин, а окислителя — азотная кислота. Стабилизация ракеты производилась за счет четырех крыльевых стабилизаторов и вращения ракеты (для компенсации эксцентриситета двигателя).

Проектирование ракеты ЗР7 было начато в 1952 году в НИИ-88. В серийное производство система «Коршун» поступила в 1957 году. Ракета имела неудовлетворительную кучность, и после изготовления небольшой партии производство ее было прекращено. Но для нужд метеорологии характеристики ЗР7 оказались подходящими.

Состав бортовой аппаратуры этой ракеты был аналогичен составу бортовой аппаратуры ракеты МР-1 и отличался тем, что в нее был включен радиолокационный ответчик. На основе наземной аэрологической радиолокационной станции «Метеор» был создан мобильный и надежный радиоканал слежения за траекторией движения головной части ракеты.

Основные ТТХ ракеты MMP-05

- Длина, м — 5,535
- Калибр, мм — 250
- Полная масса, кг — 375
- Масса головной части, кг — 100
- Масса целевой аппаратуры, кг — 20
- Высота подъема, км — 50–60

Производство метеорокает MMP-05 осуществлялось на заводе № 74 Удмуртского совнархоза (ныне «Ижмаш» в г. Ижевске) с 1957 года.

Комплекс был введен в эксплуатацию в 1957 году на станции ракетного зондирования о. Хейса (арх. Земля Франца-Иосифа). В период с 4 ноября 1957 года по 18 февраля 1958 года оттуда было запущено шесть ракет. Установленные на них электротермометры сопротивления, тепловые и мембранные манометры и другие приборы позволяли собрать научные данные об атмосфере, которые передавались на Землю с помощью радиотелеметрической аппаратуры.

А 31 декабря 1957 года на траверзе только что открытой советской антарктической станции «Мирный» впервые в мире с борта корабля (дизель-электроход «Обь») был осуществлен успешный запуск метеорокаеты MMP-05.

Интенсивность пусков ракеты MMP-05 в период ее эксплуатации составляла несколько десятков пусков в год. В частности, в 1950-е годы в полярных широтах запускались только ракеты MMP-05 и MMP-08.

Метеорологическая ракета ММР-08

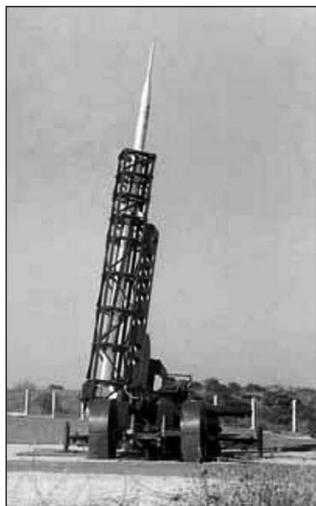
Метеорологическая ракета **ММР-08** — созданная в 1958 году на базе боевой ракеты ЗР7 «Коршун» — отечественная одноступенчатая неуправляемая твердотопливная малая метеорологическая ракета с высотой подъема 80 километров. Разработана в ОКБ-3 Госкомитета СССР по оборонной технике. Главный конструктор — Д. Д. Севрук.

По своей конструкции и по составу бортовой аппаратуры была схожа с метеорологической ракетой ММР-05, также созданной на базе ракеты ЗР7 «Коршун». Основные отличия были в двигателе и массе порохового заряда, что позволило увеличить высоту подъема ракеты. Также были установлены более современные измерительные приборы.

Метеорологические ракеты М-100 и М-100Б

Метеорологическая ракета **М-100** — отечественная двухступенчатая неуправляемая твердотопливная ракета с высотой подъема 100 километров.

Постановление Правительства СССР о разработке трех новых ракетных комплексов на базе пороховых двигателей, в том числе ракеты М-100, вышло в 1962 году, хотя фактически работа над ракетой была начата в КБ завода № 74 Удмуртского совнархоза (ныне «Ижмаш» в г. Ижевске) на рубеже 1950–1960 годов.



Метеорологическая ракета М-100
в пусковой установке.
Фото из буклета к 650-летию
Центральной аэрологической обсерватории

Прототипом послужила тактическая ракета 25–2 класса «земля — земля» с дальностью полета 70 километров и боевым зарядом 50 килограммов, которая не была принята на вооружение.

Пуск производится по траектории, близкой к вертикали, из стартовой установки со спиральными направляющими, придающими ракете вращение вокруг ее продольной оси со скоростью 3,5 оборота в секунду. Вращение позволяет исключить влияние асимметрии тяги двигателей и аэродинамики корпуса ракеты на траекторию полета.

Базовый состав аппаратуры состоял из манометров Пираны для определения давления, термометров сопротивления, предназначенных для измерения температуры, контейнеров с диполями.

Температуру атмосферы определяют четырьмя термометрами сопротивления, сделанными из тончайшей вольфрамовой проволоки. Действие этих приборов основано на способности металлов изменять электрическое сопротивление в зависимости от температуры. При этом вводятся поправки, учитывающие скорость движения ракеты, солнечное излучение, тепловую инерцию проволоки и др.

Помимо базового комплекса устанавливались на ракете и другие приборы.

Основные ТТХ ракеты М-100

- Длина, м — 8,24
- Калибр, мм — 250
- Полная масса, кг — 475
- Масса головной части, кг — 50
- Масса целевой аппаратуры, кг — 15
- Высота подъема, км — 90–100

Первый пуск М-100 состоялся в 1961 году с метеостанции «Волгоград» (район полигона Капустин Яр). По результатам этого пуска в конструкцию ракеты были внесены усовершенствования, что, однако, привело к серии аварийных пусков. Испытания были перенесены в Казахстан, где отработку ее и завершили в 1963 году. В том же году началось серийное производство М-100 на Ижевском машиностроительном заводе.

Комплекс был введен в эксплуатацию в 1964 году на научно-исследовательских судах Гидрометеослужбы СССР «Академик Ширшов», «А.И. Воейков» и «Ю.М. Шокальский», а затем на станции ракетного зондирования обсерватории «Дружная» на о. Хейса (арх. Земля Франца-Иосифа), станции «Молодежная» в Антарктиде и на судне АН СССР «Академик Королев».

Во второй половине 1970-х годов производство ракет было передано на завод «Станкомаш» в г. Челябинске, где и была разработана новая модификация ракеты **М-100Б**. Ее тактико-технические характеристики аналогичны ракете М-100.

К 1980-м годам сеть станций, с которых производились пуски ракет, расширилась. К уже названным станциям добавились: «Балхаш» в СССР, «Ахтопол» в Болгарии, «Цингст» в ГДР, «Сайн-Шанд» в Монголии, «Тумба» в Индии.

В этот период ежегодно производилось до 300 пусков ракет типа М-100 и М-100Б.

В связи с распадом социалистического лагеря, а затем и СССР и резким сокращением финансирования сеть станций ракетного зондирования атмосферы была ликвидирована. Сохранилась лишь станция «Волгоград». В настоящее время возрождается станция на о. Хейса.

Метеорологическая ракета МР-12

Метеорологическая ракета **МР-12** (Д-75, Д-75М, Д-75МГ, М-175) — отечественная одноступенчатая твердотопливная метеорологическая ракета. Высота подъема — до 180 километров.

Разработана в ОКБ-9 завода «Уралмаш» (г. Свердловск). Главный конструктор — Ф. Ф. Петров.

Прототипом МР-12 послужила управляемая тактическая ракета Д-200 (ЗМ1 «Онега») класса «земля — земля» с дальностью 50–70 километров, не принятая на вооружение. На ее базе была разработана твердотопливная метеорологическая ракета Д-75. Высота подъема по первоначальному техническому заданию должна была составить 120 километров, что и дало название ракете — МР-12. Однако реальная высота подъема ракеты составила 150–180 километров.

В связи с передачей ракетной тематики из ОКБ-9 завода «Уралмаш» в ОКБ-8 завода им. Калинина (г. Свердловск) курирование разработки МР-12 с 1963 года было возложено на Институт прикладной геофизики (ИПГ). Разработка этой ракеты была завершена к 1965 году.

Дальнейшую доработку и эксплуатацию этой ракеты осуществляло научно-производственное объединение «Тайфун».

Производились МР-12 на Петропавловском заводе тяжелого машиностроения в Казахстане.

На протяжении всего срока эксплуатации комплекса МР-12 непрерывно возрастали требования ученых и исследователей к качеству и объему бортовых измере-



Транспортировка метеорологической ракеты МР-12 к месту старта. Фото РИА Новости

ний, что вызывало усложнение и совершенствование его конструкции. Для проведения отработки моделей элементов ракетно-космической техники и ракетных исследований и было разработано более 50 типов головных частей и уникальных блоков научной аппаратуры.

В начале 1960-х годов конструкция головной части ракеты позволяла размещать на ее борту не более одного прибора для измерения параметров окружающей среды. В начале 1990-х годов конструкция головной части уже обеспечивала размещение 10–15 научных приборов, разделение измерительных модулей в полете и спасение (приземление) одного из измерительных модулей с образцами-свидетелями. Учеными и конструкторами НПО «Тайфун» была создана универсальная головная часть, способная функционировать с различными типами блоков научной аппаратуры на различных ракетах серии МР. Это в значительной мере обеспечило мировой приоритет отечественных ракетных исследований верхней атмосферы Земли.

Основные ТТХ ракеты МР-12

- Длина, м — 8,77–10,37
- Калибр, мм — 450
- Полная масса, кг — 1485–1620
- Масса головной части, кг — 122–280
- Масса целевой аппаратуры, кг — 50–100
- Высота подъема, км — 120–180



Метеорологическая ракета МР-20 на ВДНХ

Для запусков ракет МР-12 было создано пять стартовых комплексов: на полигоне «Капустин Яр» (станция «Волгоград»), на о. Хейса (арх. Земля Франца-Иосифа), на полигоне «Эмба» (Казахстан) и на научно-исследовательских судах Гидрометслужбы СССР «Профессор Зубов» и «Профессор Визе». В дальнейшем сеть пусковых установок для МР-12 расширилась. Пуски производились со станции «Тумба» (Индия), а также с французских полигонов в Ландах (юго-западная часть Франции) и в Куру (Французская Гвиана).

Ракета МР-12 имела также две модификации, **МР-20** и **МР-25** (М-250), с увеличенной до 230–250 километров высотой подъема.

За годы эксплуатации ракеты (до 1997 года) с помощью метеорокет МР-12 и их последующих модификаций МР-20 и МР-25 было осуществлено свыше 1200 пусков ракет с научной аппаратурой, в том числе свыше 100 запусков на высоты, превышающие 200 километров.

Метеорологическая ракета М-130

Метеорологическая ракета **М-130** — отечественная двухступенчатая неуправляемая твердотопливная ракета с высотой подъема 130 километров.

Является модификацией ракеты М-100 с увеличенной массой заряда и высотой подъема. Разработана и производилась на заводе «Станкомаш» в г. Челябинске.

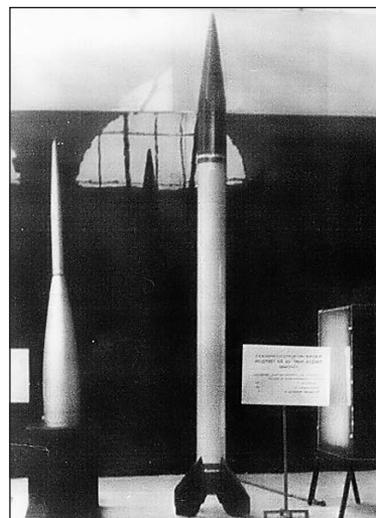
Основные ТТХ ракеты М-130

- Длина, м — 10
- Калибр, мм — 250
- Полная масса, кг — 600
- Масса головной части, кг — 100
- Масса целевой аппаратуры, кг — 80
- Высота подъема, км — 130

Метеорологические ракеты ММР-06 и ММР-06М

Метеорологическая ракета **ММР-06** — отечественная одноступенчатая неуправляемая твердотопливная малая метеорологическая ракета с высотой подъема 60 километров.

Разработана в КБ завода «Ижмаш» в Ижевске. Корпус ракеты выполнен из стеклопластика. Эксплуатация ракеты началась в 1970 году. В 1970-х годах производство ракет передали на другое предприятие (видимо, завод «Станкомаш» г. Челябинска).



Метеорологическая ракета ММР-06 на ВДНХ

Основные ТТХ ракеты ММР-06

- Длина, м — 3,475
- Калибр, мм — 200
- Полная масса, кг — 135
- Масса головной части, кг — 10
- Масса целевой аппаратуры, кг — 5
- Высота подъема, км — 60

Ракетными комплексами ММР-06 были оснащены уже упоминавшиеся станции зондирования, а также суда погоды Госкомгидромета СССР «Муссон», «Пасат», «Вихрь» («Эрнст Кренкель») и «Волна».

В 1980-х годах была проведена модернизация ракеты, получившей наименование **ММР-06М**. Была уменьшена площадь падения отработавших двигателей с одновременным увеличением высоты подъема до 80 километров. Головная часть, разработанная в Польше, выполненная в виде «дротика», отделялась от ракеты и некоторое время продолжала подъем самостоятельно.

Аппаратура этой ракеты состояла из бусинкового термосопротивления для измерения температуры воздуха. Направление и скорость ветра измерялись путем прослеживания дрейфа ракетного зонда на парашюте. Конструкция его была изменена путем введения системы принудительного наполнения, что обеспечивало ввод на высоте 70–75 километров.

Основные ТТХ ракеты ММР-06М

- Длина, м — 4,14
- Калибр, мм — 200

- Полная масса, кг — 134+5
- Масса головной части, кг — 10
- Масса целевой аппаратуры, кг — 5
- Высота подъема, км — 80

В строй ракета была введена в 1985 году.

Метеорологическая ракета «Мера»

Метеорологическая ракета «**Мера**» — вновь разрабатываемая российская неуправляемая одноступенчатая твердотопливная метеорологическая ракета. Максимальная высота подъема — до 100 километров.

Разрабатывается Тульским КБ приборостроения.

Ракетный комплекс относится к классу «DART». Пуск ракеты производится под углом 85° к горизонту, и далее она совершает баллистический неуправляемый полет. Время работы ракетного двигателя составляет 2,5 секунды, и он доводит скорость головной части до скорости в 5 махов в момент ее отделения. Высоты 100 километров головная часть типа «DART» достигает за 150 секунд и затем опускается на парашюте на удалении около 35 километров от точки пуска в безветренную погоду.

Стартовый вес ракеты — 67 килограммов. В состав головной части входит блок научной аппаратуры с телеметрической аппаратурой, парашют и система его выброса. Блок научной аппаратуры изготовлен в виде цилиндра длиной 400 миллиметров с диаметром 54 миллиметра и массой в пределах 2–3 килограммов.

Передачу данных на наземный приемный пункт обеспечит 25-канальная телеметрическая система. Во время спуска блока научной аппаратуры будут измеряться:

- температура;
- давление;

- скорость ветра;
- электронная концентрация.

Мобильный метеорологический ракетный комплекс «Мера» будет использоваться в национальных и международных программах.

Метеорологическая ракета МР-30

Метеорологическая ракета **МР-30** — российская двухступенчатая твердотопливная метеорологическая ракета с высотой подъема до 300 километров. Создана с 2008 года.

После завершения серии опытных (исследовательских) испытаний ракета МР-30 будет использоваться в системе Росгидромета для оперативного мониторинга состояния верхней атмосферы на регулярной основе. Данные будут поступать в Росгидромет в режиме online. Организация регулярных пусков ракет в разных географических районах России даст возможность оценивать физические свойства верхней атмосферы и моделировать ее динамические характеристики.

Основные ТТХ ракеты МР-30

- Длина, м — 7,988
- Калибр, мм — 450
- Полная масса, кг — < 1600
- Масса головной части, кг — до 300
- Масса целевой аппаратуры, кг — 150
- Высота подъема, км — 300

Пуски ракеты МР-30 предполагается проводить с полигона в поселке Тикси на берегу моря Лаптевых. Его начали создавать еще в 1990-е годы: построили стартовые площадки, склады, системы энергообеспечения. Из-за нехватки денег строительство было законсервировано. Ныне строительство продолжено.

Раздел 7.

ПРОТИВОСПУТНИКОВЫЕ РАКЕТЫ

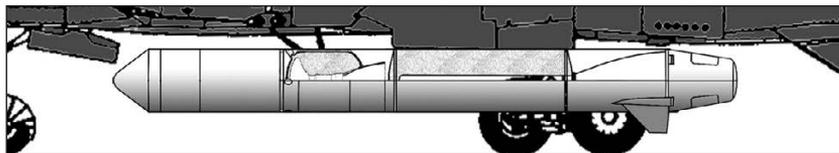
Противоспутниковые ракеты — класс ракетного вооружения, предназначенный для полного или частичного вывода из строя космических аппаратов, находящихся на околоземной орбите.

Различаются по способу базирования. Достоверных сведений об отечественных разработках нет, но предполагается, что противоспутниковые ракеты могут размещаться на наземных пусковых установках, на борту самолетов и на борту космических аппаратов.

Противоспутниковый авиационный комплекс МиГ-31Д / «Контакт»

Противоспутниковый авиационный комплекс **МиГ-31Д / «Контакт»** был разработан концерном «Алмаз» для поражения низкоорбитальных спутников. Главный конструктор комплекса — А. А. Леманский. Судя по всему, разработка комплекса была начата по решению Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР от 6 января 1983 года. Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о создании комплекса вышло 27 ноября 1984 года.

Наземные средства обнаружения целей и наведения авиационного комплекса размещались на



Ракета 79М6 комплекса 30П6 «Контакт».
Рисунок с сайта Military Russia

площадке № 74 полигона Сары-Шаган. В соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 29 ноября 1983 года № 1124–361сс, начиная с 1984 года, в интересах создания противоспутниковой системы работал также опытный образец комплекса системы противоракетной обороны «Азов» на полигоне Сары-Шаган.

В состав противоспутниковой системы входили радиолокационно-оптический комплекс распознавания космических объектов 45Ж6 «Крона», система передачи команд 46И6, противоспутниковый авиационный комплекс 30П6 «Контакт» в составе самолета-носителя МиГ-31Д и ракеты 79М6 «Контакт» с кинетическим перехватчиком спутников.

Самолет-носитель МиГ-31Д (изделие 07) был создан на основе перехватчика МиГ-31. Техническое предложение по созданию самолета-носителя было разработано по решению Военно-промышленной комиссии при Совете Министров СССР от 6 января 1983 года. Эскизный проект МиГ-31Д был разработан и защищен у Заказчика в 1985 году. В том же году была подготовлена и передана на Горьковский авиазавод техническая документация для постройки первых самолетов данного типа.

Постройка первой опытной машины (бортовой № 071) завершилась к концу 1986 года, и 17 января 1987 года экипаж в составе летчика-испытателя ОКБ им. А. И. Микояна Авиарда Фастовца и штурмана-испытателя Леонида Попова поднял ее в первый полет.

Прототипы МиГ-31Д не имели бортовой радиолокационной стан-

ции — вместо нее устанавливался массовый эквивалент массой 200 килограммов. Радиопрозрачный носовой обтекатель был заменен на цельнометаллический, установлен центральный выдвижной пилон для противоспутниковой ракеты.

В 1987 году завершилась постройка второй машины и начались ее летные испытания. К началу 1990-х годов этап летно-конструкторских испытаний МиГ-31Д был завершен, и обе машины были перебазированы для прохождения дальнейших испытаний на полигон Сары-Шаган.

Ракета 79М6 «Контакт» была разработана в КБ «Факел». Это была трехступенчатая ракета. На первых двух ступенях были установлены твердотопливные ракетные двигатели разработки ОКБ-16 (Казанское КБ двигателестроения), на третьей — жидкостный ракетный двигатель.

Длина ракеты — около 10 метров, диаметр — 74 сантиметра, масса — 4550 килограммов, масса перехватчика — 20 килограммов.

Пуск ракеты предполагалось осуществлять с высоты 15–18 километров. Она могла поражать цели в диапазоне орбит от 120 до 600 километров.

По имеющимся сведениям, до летных испытаний ракеты в составе комплекса дело не дошло. В начале



Самолет МиГ-31Д – носитель ракеты 79М6.
Фото с сайта Military Russia

1990-х годов все работы по созданию комплекса «Контакт» были свернуты. Хотя исследовательские работы велись вплоть до 1995 года.

В конце 1990-х годов рассматривался вопрос создания на базе ракеты «Контакт» ракеты-носителя «Ишим» воздушного базирования. Носитель планировали сделать совместной российско-казахстанской разработкой. Однако он так и остался на бумаге.

Начиная с 2009 года в России идут разговоры о возобновлении работ по созданию противоспутниковой системы «Контакт». Судя по косвенным признакам, такие работы ведутся, но подробности о них неизвестны.

Источники

1. *Агалаков В. С., Сире А. Ш.* Метеорологические ИСЗ. — М.: Знание, 1977.
2. *Афанасьев И.* Р-12 «Сандаловое дерево» / Приложение к журналу «Хобби», выпуск № 9, 1997 г.
3. *Афанасьев И., Лавренов А.* Большой космический клуб. — М.: РТСофт, 2006.
4. *Бородунов Е. С., Величко Н. С. и др.* Призрачная дивизия РВСН. — М.: ИПО «У Никитских ворот», 2011.
5. *Бухштаб В. И.* Ударные «Темпы» конструктора Надирадзе // Независимое военное обозрение, 17 сентября 2004 г.
6. *Валов Ю. Ф.* Работа КБ «Арсенал» по созданию подвижного боевого ракетного комплекса // Бастион, 2006, № 5.
7. *Гудилин В. Е., Слабкий Л. И.* Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы). — М., 1996.
8. *Дрогвоз И.* Ракетные войска СССР. — Минск: Аст; М.: Харвест, 2005.
9. *Еременко А., Мозжорин Ю.* От первых баллистических до... // Авиация и космонавтика, 1991, № 7–8.
10. Интернет-ресурс «Википедия» (<http://ru.wikipedia.org>).
11. Интернет-ресурс «Капустин Яр» (<http://www.kapyar.ru/>).
12. Интернет-ресурс «Отечественная военная техника» (<http://militaryrussia.ru/blog/>).
13. Интернет-ресурс «Ракетная техника» (<http://rbase.newfactoria.ru/>).
14. Интернет-ресурс «Ростовский военный институт ракетных войск» (<http://www.raur.org/>).
15. *Карпенко А. В., Уткин А. Ф., Попов А. Д.* Отечественные стратегические ракетные комплексы. — СПб.: Невский бастион, 1999.
16. Каталог «Оружие России». Том IV. Вооружение и ракетная техника РВСН / В. Агейкин, Ю. Антипов, Ю. Бабушкин и др. / Под общей редакцией генерала армии Игоря Сергеева. — М.: ЗАО «Военный парад», 1997.
17. КБ специального машиностроения: От артиллерийских систем до стартовых комплексов / Под редакцией В. С. Ушакова. — СПб., 2004.
18. *Колесников С. Г.* Стратегическое ракетно-ядерное оружие. — М., 1996.
19. *Коршунов Ю. Л., Кутовой Е. М.* Баллистические ракеты отечественного флота. — СПб.: Гангут, 2002.
20. *Лавров Л. Н., Болотов А. А., Гапаненко В. И. и др.* Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Под общ. ред. Л. Н. Лаврова. — М.: Машиностроение, 1993.
21. На стратегическом направлении. Федеральному государственному унитарному предприятию «Московский институт теплотехники» — 60 лет / Под общ. ред. Ю. С. Соломонова. — М.: Интервестник, 2006.
22. *Непобедимый С. П.* Оружие двух эпох. — М., 2010.
23. *Носов В. Т.* Стратеги. Командующие ракетными армиями, командиры ракетных корпусов. — М.: ЦИПК РВСН, 2008.
24. Оренбургская стратегическая. Хроника основных событий истории Оренбургской ракетной армии / Под общ. ред. А. С. Борзенкова. — Пермь: Пермское книжное издательство, 2001.
25. *Павутницкий Ю. В., Мазарченков В. А., Шиленков М. В., Герасимов А. Б.* Отечественные ракеты-носители. — СПб., 1996.
26. *Первов М.* Ракетные комплексы РВСН // Техника и вооружение, 2001, № 5–6.
27. Первые геофизические // Техника — молодежи, 1981, № 5, с. 28–29.
28. *Порошков В. В.* Ракетно-космический подвиг Байконура. — М.: Патриот, 2007.
29. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королева. 1946–1996 / Под ред. Ю. П. Семенова. — М., 1996.
30. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / А. Н. Мащенко, В. Н. Паппо-Корыстин,

-
- В.А. Пашенко и др. Под общей редакцией генерального конструктора С.Н. Конюхова. — Днепропетровск, 2000.
31. Северный космодром России / Под общей ред. А.А. Башлакова. — Мирный: космодром «Плесецк», 2007.
32. СКБ-385, КБ машиностроения, ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева» / Составители Р.Н. Канин, Н.Н. Тихонов / Под общей редакцией В.Г. Дегтяря. — М.: Военный парад, 2007.
33. Стратегические ракетные комплексы наземного базирования. — М.: Военный парад, 2007.
34. Сухина Г.А., Ивкин В.И., Дюрягин М.Г. Ракетный щит Отечества / Под общ. ред. В.Н. Яковлева. — М.: ЦИПК РВСН, 1999.
35. Широкопад А.Б. Энциклопедия отечественного ракетного оружия. — М.: АСТ, 2003.
36. Щит России. Системы противоракетной обороны. — М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.

Все права защищены. Книга или любая ее часть не может быть скопирована, воспроизведена в электронной или механической форме, в виде фотокопии, записи в память ЭВМ, репродукции или каким-либо иным способом, а также использована в любой информационной системе без получения разрешения от издателя. Копирование, воспроизведение и иное использование книги или ее части без согласия издателя является незаконным и влечет уголовную, административную и гражданскую ответственность.

Научно-популярное издание

РАКЕТНАЯ КОЛЛЕКЦИЯ

Железняков Александр Борисович

100 ЛУЧШИХ РАКЕТ СССР И РОССИИ

Первая энциклопедия отечественной ракетной техники

В авторской редакции
Ответственный редактор *Л. Незвинская*
Художественный редактор *П. Волков*
Технический редактор *О. Лёвкин*
Компьютерная верстка *М. Лазуткина*
Корректор *Е. Сырцова*

ООО «Яуза-пресс»
109439, Москва, Волгоградский пр-т, д. 120, корп. 2.
Тел.: 8 (495)745-58-23, факс: 411-68-86-2253.

Өндүргөн мемлекет: Ресей. Сертификация қарастырылмаған

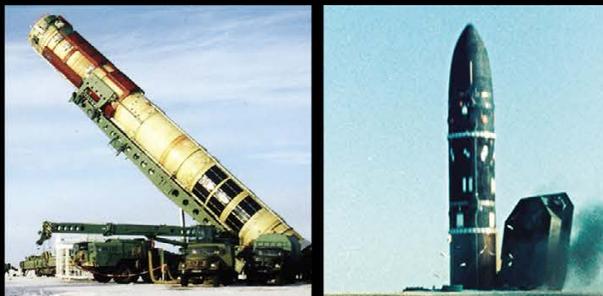
Подписано в печать 30.11.2015. Формат 84x108 ¹/₁₆.
Гарнитура «Myriad Pro». Печать офсетная. Усл. печ. л. 15,96.
Тираж экз. Заказ .

ISBN 978-5-9955-0823-6



9 785995 508236 >





Первая ракетная энциклопедия СССР и России. Всё об отечественной ракетной технике за две трети века – от первых советских проектов до новейших российских разработок, от легких до сверхтяжелых, как военного назначения, так и «гражданских».

- **Космические ракеты-носители**
- **Межконтинентальные баллистические ракеты**
- **Баллистические ракеты средней дальности**
- **Баллистические ракеты для подводных лодок**
- **Геофизические ракеты**
- **Метеорологические ракеты**
- **Противоспутниковые ракеты, предназначенные для поражения целей на околоземной орбит**

В этой уникальной энциклопедии вы найдете информацию о 100 типах советских и российских ракет, благодаря которым наша страна стала ведущей космической державой и сохраняет свой «ядерный щит».

ISBN 978-5-9955-0823-6



9 785995 508236 >