Реферат по КСМУ

Тема: “Ракеты С.П. Королева”

Москва 2000

Cергей Павлович Королев—выдающийся конструктор и ученый, работавший в области ракетной и ракетно-космической техники. Дважды Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии, академик Академии наук СССР, он является создателем отечественного стратегического ракетного оружия средней и межконтинентальной дальности и основоположником практической космонавтики. Его конструкторские разработки в области ракетной техники представляют исключительную ценность для развития отечественного ракетного вооружения, а в области космонавтики имеют мировое значение. Он по праву является отцом отечественной ракетно-космической техники, обеспечившей стратегический паритет и сделавшей наше государство передовой ракетно-космической державой.

13 мая 1946 г. было принято решение о создании в СССР отрасли по разработке и производству ракетного вооружения с жидкостными ракетными двигателями. В соответствии с этим же постановлением предусматривалось объединение всех групп советских инженеров по изучению немецкого ракетного вооружения Фау-2, работавших с 1945 г. в Германии, в единый научно-исследовательский институт “Нордхаузен”, главным инженером —техническим руководителем которого был назначен С. П. Королев. В Германии Сергей Павлович не только изучает немецкую ракету Фау-2, но и проектирует более совершенную баллистическую ракету с дальностью полета до 600 км.

Первой задачей, поставленной правительством перед С. П. Королёвым как главным конструктором и всеми организациями, занимающимися ракетным вооружением, было создание аналога ракеты Фау-2 из отечественных материалов. Но уже в 1947 г. выходит постановление о разработке новых баллистических ракет с большей, чем у Фау-2, дальностью полета: до 3000 км. В 1948 г. С. П. Королев начинает летно-конструкторские испытания баллистической ракеты Р-1 (аналога Фау-2) и в 1950 г. успешно сдает ее на вооружение. Эта ракета отличалась от немецкой значительно большей надежностью. Параллельно С. П. Королев ведет разработку новой баллистической ракеты Фау-2 с дальностью полета 600 км. Ракета Р-2 имела несущий бак горючего, более удобную для эксплуатации компоновку и, самое главное, отделяющуюся в полете боевую головную часть. Кроме этого, ракетная двигательная установка была существенно доработана с целью увеличения ее тяги, а система автономного управления обладала вдвое большей точностью стрельбы. Ракета Р-2 сдана на вооружение в 1951 году, т. е. всего лишь на год позднее ракеты Р-1.

Совместно с практическими работами над ракетным оружием в НИИ-88 под научным руководством С. И. Королева были начаты широкомасштабные проектно-экспериментальные исследования по темам H-I, Н-2, Н-3 с целью создания научно-технического задела для разработки качественно новых БР.

Но теме Н-1 проводились экспериментально-теоретические исследования основных технических проблем, связанных с реализацией проекта ракеты Р-3, имеющей дальность полета 3000 км: необходимо было обеспечить устойчивость полета ракеты бесстабилизаторной (аэродинамически неустойчивой) схемы и получить данные о поведении кипящего жидкого кислорода в термонеизолированном несущем баке окислителя в процессе движения на активном участке траектории при повышенных внешних теплопотоках в массу жидкого кислорода. На основе конструктивных решении ракеты Р-2 с использованием ее форсированного двигателя была создана одноступенчатая экспериментальная БР Р-ЗА бесстабилизаторной схемы с дальностью полета 1200 км. Успешные летные испытания данной ракеты дали основание Министерству обороны принять ее на вооружение в 1956 г. с ядерной боевой частью как Р-5М. Это была первая отечественная стратегическая ракета, ставшая основой ракетного ядерного щита страны.

По теме Н-2 были выполнены исследования возможности и целесообразности создания баллистических ракет, работающих на стабильных высококнпящих компонентах топлива (при использовании в качестве окислителя азотной кислоты с окислами азота). В результате была подтверждена возможность создания таких ракет и выполнен эскизный проект первой отечественной БР Р-11 с дальностью полета 250 км и стартовой массой вдвое меньшей, чем у Р-1. Однако с учетом экологической токсичности азотных окислов и меньших энергетических характеристик стабильного жидкого топлива по сравнению с топливом на основе жидкого кислорода и керосина, а также возникших тогда серьезных проблем с разработкой ракетных двигателей с необходимой тягой (большей 8 г), устойчиво работающих на этих компонентах топлива, было признано целесообразным применять азотнокислотный окислитель с окислами азота для БР со сравнительно малой дальностью полета. При создании же ракет с большей дальностью полета, и особенно межконтинентальных, было рекомендовано в качестве окислителя использовать жидкий кислород. Этому направлению развития ракетной техники Сергей Павлович оказался верен на протяжении всей своей творческой деятельности.

Министерство обороны поручило ОКБ-1 НИИ-88 разработку ракеты Н-11, и С. П. Королев блестяще решил указанную задачу, применив только что созданный для зенитной ракеты 8-тонный двигатель А. М. Исаева и впервые использовав жидкостный аккумулятор давления для подачи топлива в камеру сгорания.

На основе Р-11 С. П. Королев разработал и сдал на вооружение в 1957 г. стратегическую ракету Р-11М с ядерной боевой частью, транспортируемую в заправленном виде на танковом шасси. Серьезно модифицировав эту ракету, он приспособил ее для вооружения подводных лодок (ПЛ) как Р-11ФМ. Изменения были более чем серьезные, так как делалась новая система управления и прицеливания, а также обеспечивалась возможность ведения стрельбы при довольно сильном волнении моря с надводного положения ПЛ, т. е. при сильной качке. Таким образом, Сергей Павлович создал первые баллистические ракеты на стабильных компонентах топлива мобильного наземного и морского базирования и явился первопроходцем в этих новых и важных направлениях развития ракетного вооружения.

Окончательную доводку ракеты Р-11ФМ он передал в Златоуст, в СКБ-385, откомандировав туда из своего ОКБ-1 молодого талантливого ведущего конструктора В. П. Макеева вместе с квалифицированными проектантами и конструкторами, заложив тем самым основу для создания уникального центра по разработке баллистических ракет морского базирования.

в НИИ-88 были начаты две научно-исследовательские работы под руководством С. П. Королева с целью определения облика и параметров межконтинентальных ракет баллистического и крылатого типов (темы Т-1 и Т-2) с необходимым экспериментальным подтверждением проблемных конструктивных решении.

Исследования по теме Т-1 переросли в опытно-конструкторскую работу (главный конструктор С. П. Королев), связанную с созданием первой двухступенчатой межконтинентальной ракеты Р-7 пакетной схемы, которая и в настоящее время удивляет своими оригинальными конструктивными решениями, простотой исполнения, высокой надежностью и экономичностью. Ракета Р-7 совершила первый успешый полет в августе 1957 г.

В результате исследовании по теме Т-2 была показана возможность разработки двухступенчатой межконтинентальной крылатой ракеты, первая ступень которой была чисто ракетной и выводила вторую ступень—крылатую ракету—на высоту 23—25 км. Крылатая ступень с помощью прямоточного воздушно-ракетного двигателя продолжала полет на этих высотах со скоростью 3 М и наводилась на цель с помощью астронавигационной системы управления, работоспособной и в дневное время.

В дальнейшем С. П. Королев разрабатывает более совершенную компактную двухступенчатую межконтинентальную ракету Р-9 (в качестве окислителя используется переохлажденный жидкий кислород) и сдает ее (шахтный вариант Р-9А) на вооружение в 1962 г. Позже параллельно с работами над важными космическими системами Сергей Павлович начал первым в стране разрабатывать твердотопливную межконтинентальную ракету РТ-2, которая была сдана на вооружение уже после его смерти. На этом ОКБ-1 С. П. Королева перестало заниматься боевой ракетной тематикой и сосредоточило свои силы на создании приоритетных космических систем и уникальных ракет-носителей.

Занимаясь боевыми баллистическими ракетами, С. П. Королев, как сейчас видно, стремился к большему—к покорению космического пространства и космическим полетам человека. С этой целью Сергей Павлович еще в 1949 г. совместно с учеными АН СССР начал исследования с использованием модификаций ракеты Р-1А путем их регулярных вертикальных запусков на высоты до 100 км, а затем с помощью более мощных ракет Р-2 и Р-5 н,а высоты 200 и 500 км соответственно. Целью этих полетов были изучение параметров ближнего космического пространства, солнечных и галактических излучений, магнитного поля Земли, поведения высокоразвитых животных в космических условиях (невесомости, перегрузок, больших вибраций и акустических нагрузок), а также отработка средств жизнеобеспечения и возвращение животных на Землю из космоса — было произведено около семи десятков таких пусков. Этим Сергей Павлович заблаговременно заложил серьезные основы для штурма космоса человеком.

В 1955 г. еще задолго до летных испытаний ракеты Р-7 С. П. Королев, М. В. Келдыш, М. К. Тихонравов выходят в правительство с предложением о выведении в космос при помощи ракеты Р-7 искусственного спутника Земли (ИСЗ). Правительство поддерживает эту инициативу. В августе 1956 г. ОКБ-1 выходит из состава НИИ-88 и становится самостоятельной организацией, главным конструктором и директором которой назначается С. П. Королев. И уже 4 октября 1957 г. С. П. Королев запускает на околоземную орбиту первый в истории человечества ИСЗ. Его полет имеет ошеломляющий успех и создает нашей стране высокий международный авторитет.

Для реализации пилотируемых полетов и запусков автоматических космических станций С. П. Королев разрабатывает на базе боевой ракеты семейство совершенных трехступенчатых и четырехступенчатых носителей. Таким образом, вклад С. П. Королева в развитие отечественной и мировой пилотируемой космонавтики является решающим.

Из сказанного видна особо значимая роль С. П. Королева как генератора многих неординарных идей и прародителя выдающихся конструкторских коллективов, работающих в области ракетно-космической техники. Можно только удивляться многогранности таланта Сергея Павловича, его неиссякаемой творческой энергии. Он является первопроходцем многих основных направлений развития отечественных ракетного вооружения и ракетно-космической техники. Трудно себе даже представить, какого уровня достигла бы она, если бы преждевременная смерть Сергея Павловича не прервала творческий полет его мыслей.

*СЕРГЕЙ ПАВЛОВИЧ КОРОЛЕВ К 90-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ . РЕДКОЛЛЕГИЯ журнала "Ракетостроение и Космонавтика" ЦНИИмаш.*

**Баллистическая ракета средней дальности Р-1**

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** | |
| Максимальная дальность стрельбы, *км* | 270 |
| Стартовая масса, *т* | 13,4 |
| Масса топлива, *т* | 8,5 |
| Длина ракеты, *м* | 14,6 |
| Диаметр ракеты, *м* | 1,65 |
| Тип головной части | Моноблочная, неядерная, неотделяемая |

**Баллистическая ракета средней дальности Р-2**

|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** | |
| Максимальная дальность стрельбы, *км* | 600 |
| Стартовая масса, *т* | 20,4 |
| Масса полезной нагрузки, *кг* | 1500 |
| Масса топлива, *т* | 14,5 |
| Длина ракеты, *м* | 17,7 |
| Диаметр ракеты, *м* | 1,65 |
| Тип головной части | Моноблочная, неядерная, отделяемая |

**Баллистическая ракета средней дальности Р-5М**

|  |  |
| --- | --- |
| **Тактико-технические характеристики** | |
| Максимальная дальность стрельбы, *км* | 1200 |
| Стартовая масса, *т* | 29,1 |
| Масса полезной нагрузки, *кг* | *до* 1350 |
| Масса топлива, *т* | 24,9 |
| Длина ракеты, *м* | 20,75 |
| Диаметр ракеты, *м* | 1,65 |
| Тип головной части | Моноблочная, ядерная |

          Накопленный опыт при проектировании и испытании баллистической ракеты Р-2, а также успехи советских атомщиков, создавших ядерную бомбу, позволили в начале 50-х годов приступить к проектированию ракеты с ядерной головной частью и дальностью полета свыше 1000 км.

          В этих условиях было принято решение принять БРСД Р-5 с головной частью, снаряженной обычным взрывчатым веществом весом в 1000 кг. Ракеты этого типа стали поступать на вооружение инженерных бригад РВГК, где заменили эксплуатировавшиеся до этого Р-2. Каждая бригада имела шесть пусковых установок.   
          По требованию военных конструкторы искали пути повышения боевых возможностей своей ракеты. Чтобы повысить эффект действия в районе цели, было найдено интересное решение. Кроме стандартной ГЧ на ракету стали навешивать две, а чуть позже и четыре дополнительных боевых заряда, что позволило обстреливать площадные объекты. Правда, при этом максимальная дальность полета снижалась до 820 и 600 км соответственно. Эффективность обоих вариантов головной части была низкой.   
          Баллистическая ракета Р-5 была выполнена одноступенчатой с несущими топливными баками из листового алюминиевого сплава. Для их упрочнения и обеспечения бескавитационной работы турбонасосных агрегатов, питавших ракетный двигатель компонентами топлива, в баках создавалось небольшое избыточное давление. В качестве маршевого двигателя на ракете применялся ЖРД РД-103 с тягой на земле до 41 т, разработки ОКБ В.П. Глушко, давнего соратника Королева. В качестве компонентов топлива использовались 92 % этиловый спирт и жидкий кислород.   
          На ракете применили комбинированную систему управления. Для уменьшения бокового отклонения точки падения ГЧ добавили канал радиокоррекции. Управляющие усилия на активном участке траектории создавались аэро- и газодинамическими рулями.   
          В апреле 1954 года начались работы над усовершенствованным вариантом ракеты. Она получила обозначение Р-5М. Модернизация коснулась прежде всего боевого оснащения, двигательной установки и системы управления. В результате внесенных изменений максимальная дальность стрельбы увеличилась на 200 км. За счет впервые введенного резервирования главных блоков аппаратуры системы управления удалось повысить ее надежность.

          Ракету оснастили отделяемой от корпуса на конечном участке полета ядерной головной частью мощностью 300 кт. Ее круговое вероятное отклонение (КВО) точки падения от расчетной точки прицеливания составляло 3,7 км, предельное отклонение — 6 км.   
          Ракетный комплекс (РК) с БРСД Р-5М был принят на вооружение инженерных бригад РВГК 21 июня 1956 года. Он был более совершенным, чем его предшественники. Запуск ракеты был полностью автоматизирован. В процессе предстартовой подготовки осуществлялся контроль всех пусковых операций. Старт Р-5М проводился с наземной пусковой установки (пускового стола), которую можно было установить на подходящей местности.   
          Конечно у этого боевого ракетного комплекса (БРК) были недостатки. Предстартовые проверки, операции по заправке и прицеливанию ракеты проводились без средств автоматизации, что значительно увеличивало время подготовки к пуску. Требовалось несколько часов, чтобы подготовить ракету к старту. Применение в качестве окислителя быстроиспаряющегося жидкого кислорода не позволяло держать ракету в заправленном состоянии более 30 суток, постоянно осуществляя подпитку бака окислителя. К тому же для выработки запаса кислорода необходимо было иметь мощные производственные средства в районе базирования ракетных частей. Все это делало РК малоподвижным и уязвимым, что ограничивало его развертывание в Вооруженных Силах.   
          .   
.

**Межконтинентальная баллистическая ракета Р-7**

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

          Двухступенчатая ракета Р-7 выполнена по “пакетной ” схеме. Ее первая ступень представляла собой четыре боковых блока, каждый длиной 19 м и наибольшим диаметром 3 м, расположенных симметрично вокруг центрального блока (вторая ступень ракеты) и соединенных с ним верхним и нижним поясами силовых связей. Конструкция всех блоков одинакова и включала опорный конус, топливные баки, силовое кольцо, хвостовой отсек и двигательную установку. На каждом блоке первой ступени устанавливались ЖРД РД-107 конструкции ГДЛ-ОКБ, руководимого академиком В. Глушко, с насосной подачей компонентов топлива. Он был выполнен по открытой схеме и имел шесть камер сгорания. Две из них использовались как рулевые. ЖРД развивал тягу 78 т у земли.   
          Центральный блок ракеты состоял из приборного отсека, баков для окислителя и горючего, силового кольца, хвостового отсека, маршевого двигателя и четырех рулевых агрегатов. На второй ступени устанавливался ЖРД РД-108, аналогичный по конструкции с РД-107, но отличавшийся, в основном, большим числом рулевых камер. Он развивал тягу у земли до 71 т и работал дольше, чем ЖРД боковых блоков.   
          Для всех двигателей использовалось двухкомпонентное топливо: окислитель — переохлажденный жидкий кислород, горючее — керосин Т-1. Для обеспечения работы автоматики ракетных двигателей, применялись перекись водорода и жидкий азот. Чтобы достичь заданной дальности полета конструкторы установили автоматическую системы регулирования режимов работы двигателей и систему одновременного опорожнения баков (СОБ), что позволило сократить гарантированный запас топлива. Конструктивно-компоновочная схема Р-7 обеспечивала запуск всех двигателей при старте на земле с помощью специальных пирозажигательных устройств, установленных в каждую из 32 камер сгорания.

          Маршевые ЖРД ракеты имели высокие энергетические и массовые характеристики, а также высокую надежность. Для своего времени они были выдающимся достижением в области ракетного двигателестроения.

          Р-7 оснащалась комбинированной системой управления. Ее автономная подсистема обеспечивала угловую стабилизацию и стабилизацию центра масс на активном участке траектории. Радиотехническая подсистема осуществляла коррекцию бокового движения центра масс в конце активного участка траектории и выдачу команды на выключение двигателей, что повышало точность стрельбы. Исполнительными органами системы управления являлись поворотные камеры рулевых двигателей и воздушные рули. Для реализации алгоритмов радиокоррекции были построены два пункта управления (основной и зеркальный), удаленных на 276 км от стартовой позиции и на 552 км друг от друга.   
          Ракета несла моноблочную термоядерную головную часть мощностью 3 Мт. Она крепилась к приборному отсеку центрального блока с помощью трех пирозамков. Характеристики ГЧ позволяли поразить крупную площадную цель, посредством как воздушного, так и наземного ядерного взрыва.

          Ракетный комплекс получился громоздким, уязвимым и очень дорогим и сложным в эксплуатации. К тому же в заправленном состоянии ракета могла находиться не более 30 суток. Для создания и пополнения необходимого запаса кислорода для развернутых ракет нужен был целый завод. Комплекс имел низкую боевую готовность. Недостаточной была и точность стрельбы. БРК данного типа не годился для массового развертывания. Всего было построено четыре стартовых сооружения.   
          12 сентября 1960 года на вооружение принимается МБР Р-7А. Она имела несколько большую по размерам вторую ступень, что позволило увеличить на 500 км дальность стрельбы, новую головную часть и упрощенную систему радиоуправления. Но добиться заметного улучшения боевых и эксплуатационных характеристик не удалось. Очень быстро стало ясно, что Р-7 и ее модификация не могут быть поставлены на боевое дежурство в массовом количестве. Так все и случилось. К моменту возникновения Карибского кризиса РВСН располагали несколькими десятками таких ракет. К концу 1968 года обе эти ракеты сняли с вооружения. Но еще раньше МБР Р-7А стала широко использоваться для запуска космических аппаратов. В истории развития советской космонавтики эта ракета сыграла выдающуюся роль.

**Межконтинентальная баллистическая ракета Р-9А**

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

          Р-9А стала последней боевой ракетой, разработанной под непосредственным руководством С.П. Королева. Конструкторам требовалось повысить надежность ракеты и, главное, решить проблему от которой зависела сама возможность нахождения “девятки” на боевом дежурстве. Речь шла о способах длительного хранения больших количеств жидкого кислорода для заправки баков ракет. В результате была создана система, обеспечивавшая потери кислорода не более 2-3 % в год.

          Двухступенчатая ракета Р-9А выполнена по схеме “тандем” с последовательным делением ступеней. Конструктивной особенностью ракеты можно считать малую длину второй ступени. Первая ступень состояла из открытой решетчатой фермы, бака окислителя, приборного отсека, бака горючего и хвостового отсека. Топливные баки выполнялись по несущей конструкции.

          Корпус второй ступени состоял из конической и цилиндрической частей. Коническую часть корпуса составляли переходник, бак горючего и бак окислителя с межбаковой обечайкой. Цилиндрическая часть образовывала хвостовой отсек, внутри которого размещался маршевый двигатель второй ступени. Бак горючего был выполнен по несущей схеме, а бак окислителя — в форме сферы.

          На первой ступени стоял четырехкамерный маршевый ЖРД РД-111 с качающимися камерами сгорания, развивавший тягу 141 т. На второй ступени установили четырехкамерный ЖРД РД-461 конструкции С. Косберга. Он обладал рекордным по тому времени удельным импульсом тяги среди кислородно-керосиновых двигателей и развивал тягу в пустоте 31 т. Наддув баков в полете и работа приводов турбонасосных агрегатов обеспечивалась с помощью продуктов сгорания основных компонентов топлива, что позволило упростить конструкцию двигателей и уменьшить их массу.   
          “Девятка” отличалась сравнительно коротким участком работы двигательной установки первой ступени, вследствие чего разделение ступеней происходило на высоте, где влияние скоростного напора на ракету еще значительно. На ракете был реализован горячий способ разделения ступеней, при котором двигатель второй ступени запускался в конце этапа работы маршевого ЖРД первой ступени. При этом горячие газы истекали через ферменную конструкцию переходника. Из-за того, что в момент разделения ЖРД второй ступени работал только на 50 % номинальной тяги и короткая вторая ступень была аэродинамически неустойчива, рулевые сопла не могли справиться с возмущающими моментами. Для устранения этого недостатка конструкторы установили аэродинамические щитки на поверхности сбрасываемого обтекателя хвостового отсека второй ступени.

          С появлением систем засечки пусков МБР у США, короткий участок работы первой ступени стал достоинством “девятки”, так как стартующие ракеты засекались по мощному факелу от работающих маршевых двигателей.

          На ракете устанавливалась комбинированная система управления, имевшая инерциальную систему и канал радиокоррекции. Ее приборы были “врезаны” в обечайку межбакового отсека. Круговое вероятное отклонение точки падения головной части от точки прицеливания при стрельбе на дальности свыше 12000 км составляло 1,6 км. Со временем от радиотехнической подсистемы отказались, оставив только инерциальную подсистему. Система управления позволяла обеспечить дистанционный контроль параметров ракеты.

          Для МБР Р-9А были разработаны два варианта моноблочных головных частей. Первая мощностью 4 Мт могла быть доставлена на дальность свыше 13500 км. Вторая мощностью до 6 Мт — на дальность 12500 км. ГЧ крепилась к переходнику второй ступени с помощью двух пирозамков. Ее отделение осуществлялось пневмотолкателем после выключения маршевого ЖРД второй ступени.

          В результате применения ряда прогрессивных технических решений, ракета получилась компактной, что было важно при размещении ее в ШПУ. Для быстрой заправки баков окислителя (бак горючего заправлялся после установки ракеты в шахту) была разработана система скоростной заправки. Техническая готовность Р-9А составляла 10 минут. На одной стартовой позиции оборудовалось две шахтные пусковые установки, подземный командный пункт с системами управления ракетами, пункт радиоуправления и технологическое оборудование, необходимое для поддержания запаса жидкого кислорода. Старт ракет можно было осуществить только последовательно, так как радиотехническая система обеспечивала наведение только одной ракеты. Подготовка и проведение пуска ракеты Р-9А протекали автоматически, с дистанционным контролем каждой команды.

К тому же ракетные комплексы с Р-9А оказались достаточно дорогими в эксплуатации, что не могло сказаться на масштабах их развертывания (всего на боевое дежурство было поставлено 26 единиц). Р-9А стала последней боевой ракетой в группировке РВСН на кислородно-керосиновом топливе. Она состояла на вооружении до середины 70-х годов.