

Р-7. Первая межконтинентальная

Речь У.Черчилля в Фултоне в 1946 году в новейшей истории принято считать началом "холодной войны" Запада против СССР. США в то время имели ядерные бомбы и средства их доставки на территорию СССР — тяжелые бомбардировщики, базирующиеся вблизи границ нашего государства. Советское правительство настойчиво искало военные средства сдерживания потенциальной агрессии. В этом причины предельной интенсификации работ по созданию первых в СССР ракет Р-1 и Р-2. Но и они, обладая полетной дальностью 300 и 600 км, не могли быть сдерживающим фактором. Создание ракеты Р-5М, имеющей полетную дальность 1200 км и несущей ядерный боезаряд, также полностью не решало основную задачу по сдерживанию агрессии, так как США чувствовали себя в безопасности, находясь вне досягаемости наших ракет. Нужна была новая более мощная ракета с дальностью полета 8—10 тысяч километров, способная нести термоядерный заряд, который в то время имел существенно большую массу, чем уже "привычная" атомная бомба. Наличие такой ракеты лишило бы заокеанского вероятного противника его географического преимущества и явилось бы мощным сдерживающим фактором.

В эти годы шло не только количественное и качественное наращивание возможностей ракетной техники, совершенствовались и формы государственного управления оборонных отраслей. Научно-технический прогресс в разработке современного вооружения, появление новых видов военной техники, насущная необходимость расширения военно-технической инфраструктуры, объем и многоплановость проводимых работ переросли задачи Министерства вооружения. В 1953 году оно было реорганизовано в Министерство оборонной промышленности во главе с министром Д.Ф.Устиновым. ОКБ-456 приказом от 30 апреля 1953 года было зачислено в состав нового министерства. В этом же министерстве было сконцентрировано большинство промышленных предприятий и исследовательских институтов, участвовавших в разработке межконтинентальной баллистической ракеты.

Задача разработать такую ракету была поставлена в начале пятидесятых годов перед ОКБ-1 С.П.Королева и созданной к тому времени кооперацией смежных ОКБ и НИИ. Двигатели для этой ракеты должны были разрабатывать в ОКБ-456 В.П.Глушко.

Разработка двигателей для первой отечественной межконтинентальной, а затем и космической ракеты для ОКБ Глушко явилась этапом, подводющим итоги собственных разработок двигателей в тридцатые—сороковые годы, работ по воспроизводству и последующей модернизации конструкции двигателя А-4 и открывающим новые горизонты в ракетном двигателестроении.

Об истории создания двигателей и особенностях принципиально новой конструкции рассказывает ведущий конструктор разработки, по сути, главный конструктор проекта доктор технических наук профессор А.Д.Дарон.

Всю свою творческую жизнь В.П.Глушко уделял первостепенное внимание следующим стержневым вопросам:

изучению термодинамических и эксплуатационных свойств существующих и потенциально возможных компонентов топлива ЖРД с целью выбора наиболее

оптимальных;

разработке конструкции камеры, способной обеспечить сгорание в ней сколь угодно высококалорийных компонентов топлива без ограничения давления газов, которое может потребоваться для повышения удельного импульса тяги, при обеспечении устойчивости процесса сгорания;

оптимизации принципиальной схемы, параметров, компоновки и конструкции для обеспечения возможно более высоких энергетических и массовых характеристик как двигателя, так и ракеты в целом;

обеспечению высочайшего уровня надежности ЖРД в реальных условиях эксплуатации путем последовательного, методичного обнаружения и радикального устранения возможных причин возникновения дефектов.

Решение всех этих проблем особо остро потребовалось в процессе подготовки и создания двигателей для межконтинентальной ракеты, необходимость которой обуславливалась задачей обеспечения обороноспособности страны.

Выбор топлива определился, во-первых, тем, что из известных и обеспеченных производственной базой окислителей, по которым был накоплен достаточный опыт эксплуатации, наибольший удельный импульс мог обеспечить только жидкий кислород. Во-вторых, горючее должно было быть более калорийным, чем спирт, при этом также хорошо освоенным. Таким был керосин. По термодинамическим характеристикам он позволял обеспечить достаточный уровень экономичности, но его использование в качестве горючего для ЖРД вызывало необходимость преодолеть серьезные трудности: температура продуктов его сгорания в кислороде почти на 1000 К выше, чем водных растворов спирта, в то время как охлаждающие свойства намного хуже. А именно горючим приходится охлаждать стенки камеры, если в качестве второго компонента — окислителя — используется кислород. Задача охлаждения усложнялась еще тем, что для обеспечения оптимальных характеристик двигателя необходимо было поднять давление газов в номере по крайней мере в два раза по сравнению с достигнутым на спиртовых двигателях.

Следует обратить внимание на то, что у всех первых мощных отечественных ЖРД, разработанных на базе двигателя А-4, внутренние стенки и наружные рубашки камер, между которыми пропускаться охлаждавший внутренние стенки спирт, изготавливались из стальных листов толщиной до 6 мм. Охладить такие стенки без дополнительных радикальных мер было невозможно. Создатели двигателя А-4 вместо чистого спирта применяли его водный раствор, также использовалось охлаждение пристеночной части потока газа в камере путем введения струй спирта через поясы отверстий в стенках. Все эти меры способствовали снижению температуры газов, омывающих стенки изнутри камеры, но существенно ухудшали экономичность. В отечественных модификациях за счет ряда мер, в первую очередь замены поясов с отверстиями, перпендикулярными стенке, на пояса со щелевым вводом спирта на стенки (практически касательно к ним), удалось резко повысить эффективность охлаждения и, как следствие, получить возможность улучшить смесеобразование и поднять удельные характеристики.

Для нового типа двигателя требовалась принципиально новая конструкция камеры. Необходимо было сочетание тонкой, не несущей, но теплопроводной стенки и силовой стальной рубашки, а следовательно, новые типы связей стенки с

рубашкой. Конструкторы и технологи ОКБ Глушко создали такую конструкцию. Ее основа — стенки из листовой меди (впоследствии заменена на хромистую, а затем на другие жаростойкие высокотеплопроводные медные сплавы, разработанные по техзаданию ОКБ-456) толщиной, по потребности, до 6 мм, на наружной поверхности стенок выфрезеровываются канавки и формируются ребра. Канавки между ребрами предназначены для протока охлаждающей жидкости. Стенки по наружной поверхности ребер спаиваются с силовой рубашкой. Ребра интенсифицируют теплоотвод от стенок. На донышках канавок остается толщина до 1 мм. Пайка производится твердым припоем, в печах. (В дальнейшем, для упрощения и удешевления изготовления камер, на не очень теплонапряженных участках стали применяться гофрированные проставки вместо ребер.) Огневое днище смесительной головки стали также изготавливать из тех же медных сплавов.

Основные особенности конструкции камер используются до настоящего времени практически во всех отечественных КБ.

К концу 1948 года была разработана со всеми необходимыми деталями, изготовлена по специальной технологии и испытана на вновь созданном стенде первая экспериментальная камера нового типа КС-50 ("Лилипут"). Она охлаждалась водой. Без особых изменений ее эксплуатировали долгие годы, были изготовлены десятки экземпляров, в ней проверялись различные топлива вплоть до фторсодержащих окислителей и такое экзотическое горючее, как суспензия гидрида бериллия. КС-50 все выдержала.

Следующим этапом отработки основных элементов конструкции камеры будущего мощного двигателя явилась модельная экспериментальная семитонная камера ЭД-140. Как необходимость такой камеры, так и размерность ее определились не случайно. Дело в том, что с конца сороковых годов Глушко занимался проектно-конструкторскими работами по определению облика камеры тягой 120 тс. В результате проведенных работ, включавших и технологические, предпочтение на том этапе было отдано кислородно-керосиновому двигателю с камерой, охлаждаемой горючим, с медными стенками, с камерой сгорания сферической формы, с подачей компонентов топлива в нее с помощью 19 смесительных головок. Были изготовлены одна такая камера, а также два макета двигателя в натуральную величину в вариантах керосинового и водяного охлаждения. Эти макеты как музейные экспонаты существуют и поныне. Вариант двигателя с водяным охлаждением перестал в дальнейшем рассматриваться, когда подтвердилась возможность надежного охлаждения керосином.

Каждая смесительная головка большой камеры была диаметром 200 мм. Вот для отработки такой головки и была создана камера ЭД-140 с цилиндрической камерой сгорания диаметром 240 мм, который был выбран из условий моделирования как параметров, так и характерных частей конструкции. Она предназначалась для испытаний при давлении газов, определенном для большой камеры, а именно 60 атм, с целью выбора наилучших смесительных элементов для обеспечения предельно возможной полноты сгорания. На ней проверялись и другие узлы, например новые пояса щелевых завес с закруткой горючего, которая была введена с целью стабилизации пленки на внутренних поверхностях стенок камер.

Для испытаний ЭД-140 в 1949 году был создан специальный стенд с насосной системой подачи жидкого кислорода и керосина. В последующие годы были

испытаны десятки вариантов смесительных головок, в результате выбран вариант двухкомпонентных форсунок с начальным внутренним смещением (так называемые эмульсионные форсунки) для дальнейших работ на большой камере. Были проверены определяющие элементы конструкции и технология их изготовления. На этой камере, как и на "Лилипуте", удалось достичь близкую к предельной полноту сгорания и подтвердить результаты термогазодинамических расчетов. Этому в значительной мере способствовала цилиндрическая форма камеры сгорания, в которой поток газа минимально размывал пристеночный слой газа, благодаря чему обеспечивалось надежное охлаждение стенок при минимальной толщине слоя газа с уменьшенной температурой (слой "внутреннего охлаждения").

Возникшее желание опробовать работоспособность большой камеры сгорания цилиндрической формы было неосуществимо из-за отсутствия представления о том, как должна выглядеть конструктивная схема смесительной головки, чтобы она была приемлемой массы. Уже в период испытаний ЭД-140 было выяснено, что для цилиндрической камеры оптимальным является плоское — не вогнутое и не выпуклое — огневое днище, с форсунками, оси которых параллельны оси камеры. Именно в этом варианте возможно с минимальными потерями организовать и оптимальное смещение компонентов, и охлаждение стенок. Была разработана головка, "мостовой" принцип которой используется и в настоящее время. Три днища: внутреннее огневое и среднее — плоские и спаянные с форсунками в один узел, наружное — силовое, выполненное в форме участка сферы, скрепленное сваркой со средним днищем посредством цилиндрических перфорированных обечаек. Полость между наружным и средним днищами — для одного компонента, между плоскими — для другого, обычно уже использованного для охлаждения стенок. С такой головкой в начале пятидесятых годов была спроектирована большая камера сгорания с внутренним диаметром 600 мм и изготовлена в нескольких экземплярах, с различными вариантами смесительных элементов и средств, предназначенных для преодоления высокочастотной неустойчивости. Испытания проводились в составе экспериментального двигателя с агрегатами подачи компонентов и автоматикой, заимствованными от двигателя РД-103 и соответственно доработанными.

Огневые испытания экспериментальных двигателей не дали возможности найти вариант большой камеры сгорания, в которой не развивались бы высокочастотные колебания давления, приводящие к стремительному разрушению материальной части.

Следует отметить, что к тому времени — в первой половине пятидесятых годов — перед всеми КБ, занимавшимися разработкой ЖРД, и перед головным институтом отрасли — НИИ-1 — во весь рост встала самая серьезная и труднопреодолимая проблема: обеспечение высокочастотной устойчивости рабочего процесса в камере сгорания. Какой-то опыт имелся, но он представлял собой частные решения задачи обеспечения устойчивости камер некоторых конкретных конструкций. Все это касалось существенно меньших давлений и размеров, чем это было в испытывавшейся новой большой камере. В то же время уже было известно, что как рост давления продуктов сгорания, так и увеличение поперечного размера камеры стимулируют развитие жестких колебаний.

Стало ясно: чтобы сделать реальной задачу создания высокоэкономичного

кислородно-керосинового двигателя большой тяги (а требуемая для достижения стратегической цели величина тяги все увеличивалась и увеличивалась), нужно вместо одной большой камеры перейти на несколько, например, четыре, удобных для компоновки двигателя, т.е. отказаться от однокамерного варианта. Но многокамерная схема, хотя и давала дополнительные преимущества, связанные с уменьшением высоты и массы двигателя, требовала решения ряда новых задач.

Таким образом, к концу рассмотренного этапа работ по камерам, а именно к началу 1954 года, ОКБ-456 был приобретен необходимый опыт для создания основного агрегата кислородно-керосинового двигателя — камеры — с давлением газа в ней 60 и более атм. Были отработаны основные элементы конструкции камеры и соответствующие технологические процессы, накоплен опыт испытаний такого двигателя, отработаны измерительные средства. Был также приобретен неоценимый опыт по части того, какие трудности предстоит преодолеть в процессе разработки и доводки двигателя для будущей межконтинентальной ракеты.

Остановимся теперь на проектных и экспериментальных работах, которые в решающей мере определили принципиальную схему и характеристики двигателей.

С конца сороковых годов всеми основными КБ, принимавшими участие в создании кислородно-спиртовых ракет дальнего действия, в преддверии предстоящих разработок велись исследования по всем основным системам ракетного комплекса с целью обеспечения его оптимальных характеристик. И, конечно, такие работы велись в головном, ракетном КБ С.П.Королева, а также в коллективах, тематика которых непосредственно касалась разработки технических требований к двигателям, к которым в первую очередь относились НИИ Н.А.Пилюгина, занимавшийся автономными системами управления полетом, и КБ В.П.Бармина, разрабатывавшее стартовый комплекс. С начала пятидесятых годов руководство страны утвердило комплексный план научно-исследовательских работ (НИР), выполнявшийся под руководством Совета главных конструкторов, целью которого было определение оптимального облика будущего ракетного комплекса. Вкратце основные результаты заключались в следующем.

Расчеты показывали, что даже при кислородно-керосиновом топливе и при высоком коэффициенте удельного импульса тяги ракета должна быть по крайней мере двухступенчатой. При отсутствии в то время опыта запуска двигателей в пустоте на несамовоспламеняющихся компонентах топлива и наличии требования обеспечения исключительно высокой надежности необходима была такая конструктивная схема ракеты, при которой обеспечивался бы контролируемый запуск всех двигателей как первой, так и второй ступеней. Отсюда и родилась идея пятиблочной ракеты, с продольным отделением боковых блоков — первой ступени — от центрального блока — второй ступени. Схема ракеты Р-7 сейчас широко известна.

Из принятой схемы следовала необходимость иметь на каждом блоке автономный двигатель, всего пять двигателей: четыре двигателя боковых блоков — одинаковые, центральный — по возможности максимально унифицированный с двигателем бокового блока.

При топливе кислород с керосином из-за высокой температуры газов нереально обеспечивать управление полетом ракеты такими органами, как газовые рули, которые использовались на кислородно-спиртовых двигателях. Кроме того, газовым

рулям присущ серьезный недостаток: они создают потери тяги двигательной установки за счет торможения газового потока на рулях. Поэтому было решено для управления вектором тяги и соответственно полетом ракеты использовать рулевые камеры относительно малой тяги. При рассмотрении вопроса о том, какое КБ возьмет на себя разработку этих камер, была учтена просьба Глушко, чтобы его ОКБ не отвлекалось на создание камер малой тяги параллельно с работами по основным двигателям, а также то обстоятельство, что в ОКБ Королева имелось подразделение во главе с М. В. Мельниковым, которое уже создало работающий прототип требуемой рулевой камеры и соответствующий стенд. Оставалось впервые разработать узлы подвода компонентов топлива к качающимся камерам. В дальнейшем, при подготовке к серийному производству, рулевые агрегаты — камеры и все узлы — были переданы в ОКБ Глушко, где в конце пятидесятых годов и были созданы новые рулевые камеры уменьшенной массы с оребренными стенками, новыми смесительными элементами, что позволило поднять их удельный импульс тяги более чем на 15кгс·с/кг. На узлы подвода пришлось заново создать техдокументацию, учитывающую требования серийного производства. При перевыпуске техдокументации на рулевые агрегаты их наименование (индекс) как рулевой системы было сохранено без изменения. При полете в космос Ю.А.Гагарина уже использовались двигательные установки с рулевыми агрегатами конструкции ОКБ Глушко.

При обоих конструктивных вариантах рулевых агрегатов подвод к ним компонентов топлива обеспечивался отборами от основного двигательного блока. Рулевые агрегаты всех блоков были почти полностью унифицированы, имели одинаковые камеры. Отличия сводились к местам стыковок узлов подвода компонентов топлива и узлов качания. На центральном блоке было предусмотрено четыре камеры, равнорасположенные по периметру двигателя, на каждом из боковых — по две, максимально отдаленные от продольной оси ракеты.

К чести С.П.Королева и сотрудников его КБ следует отнести то, что они с пониманием отнеслись к трудностям двигателистов, касавшихся преодоления высокочастотных колебаний, и согласились на четырехкамерный вариант основных двигателей, пойти на то, чтобы совместными усилиями преодолеть сложности обеспечения одновременного контролируемого запуска на несамовоспламеняющихся компонентах пяти двигательных установок, включающих в общей сложности 32 камеры (20 основных и 12 рулевых). С другой стороны, при отсутствии ограничений по диаметру двигателей места в хвостовых отсеках было предостаточно — введение многокамерности позволило заметно укоротить ракету.

К началу комплексных НИР по межконтинентальной ракете по двигателям были определены следующие основные положения:

подача компонентов топлива в камеру — насосная, с приводом от турбины, работающей от парогаса — продуктов разложения 80%-ной перекиси водорода на твердом катализаторе. Подача перекиси водорода — от насоса, который входит в основной турбонасосный агрегат;

управление пускоотсечными клапанами — с помощью пневмоавтоматики; для этой цели используется сжатый воздух, поступающий к автоматике после воздушного редуктора и электропневмоклапанов;

настройка двигателя на основной режим по тяге обеспечивается заданием расхода рабочего тела на турбину, иначе, расхода перекиси водорода в парогазогенератор. В свою очередь, расход перекиси дозируется пневмоуправляемым редуктором; в управляющую полость этого регулятора воздух поступает от отдельного воздушного редуктора точной настройки;

настройка двигателя на номинальное соотношение компонентов топлива обеспечивается шайбами, установленными за насосами;

двигатели — нерегулируемые, однорежимные на главной ступени тяги; при необходимости обеспечить конечную ступень тяги вводится дополнительная байпасная магистраль перекиси водорода со своим отсечным клапаном и жиклером малого расхода в ПГГ и на конечной ступени остается открытой только эта магистраль, что соответствует необходимому снижению мощности турбины, числа оборотов ротора ТНА и, в конечном итоге, тяги двигателя;

для наддува кислородного бака в двигатель используется испаритель, в котором кислород, отбирающийся за насосом, нагревается, испаряется и далее нагревается до требуемых параметров; для наддува бака горючего никакие системы наддува в составе двигателей не требуются;

запуск двигателя производится с предварительной ступени тяги, на которой компоненты поступают в камеру самотеком, под действием наддува баков и столбов жидкостей. Зажигание обеспечивается от штатива с установленными на нем пирозажигательными патронами и форсункой для подававшегося со старта спирта. После воспламенения патронов перегорают сигнализаторы, что обеспечивает через задаваемые моменты времени подачу в камеру кислорода, первые порции которого были газообразными, и пускового спирта. Компоненты воспламеняются от пороховых газов, температура и давление газов увеличиваются. Расходы компонентов на предварительной ступени определяются проходными сечениями основных пускоотсечных клапанов, открывающихся поначалу на небольшие проходные сечения, подбиравшиеся по соответствующим гидросопротивлениям.

Наряду с использованием в новой разработке всего ранее освоенного в ней появились новые системы.

Основное нововведение, потребовавшееся от двигателей для новой сверхдальней ракеты, это необходимость их регулирования в полете как по величине тяги, так и по соотношению расходов компонентов топлива. Регулирование в полете режима двигателя позволяло существенно увеличить дальность доставки целевого груза, так как принципиально сокращало необходимые гарантийные запасы компонентов топлива (для обеспечения требуемой продолжительности моторного полета приходилось брать на борт дополнительные массы окислителя и горючего для компенсации неточностей настройки на номинальный режим и влияния различных факторов, действующих в реальных условиях эксплуатации); "вести" ракету предельно точно по задаваемой траектории с нужным ускорением в каждой точке, благодаря чему ракета выходила в заданные координаты в момент отключения двигателя с минимальным отклонением по скорости. От двигателя потребовалась проверка его работоспособности при изменении режимов в условиях эксплуатации. Важным положительным моментом для самого двигателя стало то, что обе системы регулирования включали обратные связи, а это позволило несколько снизить

требования к точности настройки на главную ступень тяги.

В системе регулирования тяги каждой двигательной установки потребовался как регулятор тяги, так и датчик обратной связи. Приняв за основу принципиальную схему двигателя РД-103, было решено при использовании продуктов разложения перекиси водорода в качестве рабочего тела турбины сохранить также жидкостный регулятор и точный воздушный редуктор, а регулирование тяги обеспечить перенастраиванием редуктора путем поворота винта его настройки с помощью электропривода. Кроме того, разработчиками было принято решение построить обратную связь системы регулирования тяги на основе измерения давления газов в одной из основных камер, как величины, адекватной уровню тяги. Для создания прецизионного высоконадежного датчика давления было привлечено специальное авиаприборостроительное КБ под руководством Н.К.Матвеева.

Сама же система регулирования тяги разрабатывалась в НИИ под руководством Н.А.Пилюгина и строилась по принципу, получившему название "Регулирование кажущейся скорости" (РКС), основанному на измерении ускорения ракеты в полете, интегрировании этого параметра (откуда в названии и появилась "кажущаяся скорость"), автоматическом сравнении его с программным значением и по регистрируемому отклонению — введение изменения в тягу двигателя. При этом система управления строилась так, чтобы абсолютное изменение тяги не выходило за согласованные пределы, приемлемые для работоспособности двигателя. Допустимые пределы регулирования дополнительно ограничивались датчиком давления канала обратной связи, что обеспечивало надежность как самих двигателей, так и ракеты в целом.

Система регулирования соотношения расходов компонентов топлива создавалась для обеспечения одновременной выработки баков окислителя и горючего на каждом блоке ракеты. Система получила сокращенное название СОБ — система опорожнения баков. Главными разработчиками ее стали КБ во главе с А.П.Абрамовым и Институт автоматики и телемеханики Академии наук, где руководящую роль выполнял Б.Н.Петров. Исполнительным органом СОБ был выбран дроссель. В качестве командных датчиков были выбраны датчики уровней компонентов в баках, в качестве датчиков обратной связи—расходомеры-вертушки.

Важным моментом для двигателя был выбор магистрали для дросселя (ясно, что место для установки — после насоса). Но если по боковым блокам без возражений была выбрана магистраль горючего, то по центральному блоку были разногласия. Оптимизация характеристик двигательных установок, проведенная в КБ Королева, показала, что для центрального блока некоторое преимущество имеет схема с дросселем в магистрали окислителя. Глушко посчитал, что выявленные сравнительно небольшие преимущества не стоят сил, которые могут потребоваться для отработки дросселя в криогенном компоненте. Королев взял на себя разработку такого дросселя для экспериментальной отработки контура СОБ, а также для опытного двигателя и ракеты, которая специально выделялась для проверки эффективности обоих контуров регулирования. После того как было показано, что дроссель при сверхкритическом давлении в криогенной жидкости ведет себя, как в обыкновенной жидкости, Глушко согласился взять на себя создание дросселя для штатного двигателя центрального блока, что, в конечном итоге, и было сделано.

В качестве экспериментальной ракеты была разработана и изготовлена в двух

экземплярах модификация ракеты Р-5М — 5МРД (РД обозначает "регулируемый двигатель") с экспериментальным двигателем РД-ЮЗРД, доработанным в части введения регулируемого в полете воздушного редуктора точной настройки и установки дросселя за насосом окислителя (вместо штатной для этого двигателя настроечной шайбы). И упомянутый редуктор, и дроссель были состыкованы со специальными электроприводами конструкции КБ Королева. Двигатель успешно прошел автономные стендовые огневые испытания, а затем, вместе с ракетой, — и стендовые, и летные испытания. Эти работы убедительно подтвердили эффективность предложенных систем и органов регулирования.

Кроме систем регулирования тяги по величине и направлению (с помощью рулевых агрегатов) и соотношения компонентов топлива на двигательной установке каждого блока на ракете была создана еще одна система — синхронизации выработки топлива во всех баках. Эта система получила сокращенное название СОБиС — система опорожнения баков и синхронизации — и не потребовала новых исполнительных органов и датчиков. Она базировалась на имеющихся РКС и СОБ, была построена на обеспечении синхронной выработки кислорода из баков боковых блоков (а синхронная выработка баков горючего обеспечивалась уже СОБом), сравнивала показания датчиков уровня в этих блоках с образцовым, за который был принят бак центрального блока, и вырабатывала соответствующие команды по каналам РКС на форсирование либо на дросселирование двигателя, изменяя этим расход топлива через этот двигатель.

В заключение перечислений всех основных новшеств, имевших прямое отношение к двигателям, необходимо отметить еще азотную систему. В связи с отсутствием в те годы достаточно надежных агрегатов и систем наддува с использованием основных компонентов топлива было принято совместное решение наддувать все баки газообразным азотом. При этом для уменьшения массы было предложено разработать систему, состоящую из бака с жидким азотом, азотного насоса и испарителя азота с обеспечением на его выходе требуемых параметров по расходу, давлению и температуре. Разработка всей системы, кроме баков, Глушко со своим КБ взял на себя.

Таким образом, к концу проектно-экспериментальных работ, основной объем которых был выполнен к концу 1953 года, определились основные черты двигательных установок:

топливо — жидкий кислород и керосин;

пять двигательных блоков;

на каждом блоке — предельно унифицированные четырехкамерные двигатели с турбонасосной системой подачи;

для управления полетом используются рулевые камеры, подвод топлива к ним осуществляется от ТНА основных двигателей;

три дополнительные системы: сжатого воздуха — для управления агрегатами автоматики и регулятором тяги; перекиси водорода — для выработки рабочего тела турбины; жидкого азота и газификации его с последующим использованием — для наддува баков;

наличие двигательных органов, обеспечивающих регулирование в полете тяги и соотношения расходов компонентов топлива.

Было ясно, что предстоит также серьезная отработка контролируемого запуска двигателей и сопровождающих его продувок.

Для обеспечения одинаковых условий поступления топлива в камеры, с целью одновременного их запуска и останова, синхронного изменения режимов при регулировании и, наконец, для создания условий, обеспечивающих сведение разнотяговости камер к минимуму, основной задачей при компоновке двигателя было достижение идентичности магистралей кислорода и горючего ко всем камерам — не только по длине, но и по геометрии. При параллельных осях камер, расположенных по ребрам параллелепипеда, это удалось обеспечить путем расположения ТНА над головками камер, при оси его вала, перпендикулярной продольной оси двигателя, при расположении осей входного и выходного фланцев кислородного насоса на оси двигателя, при консольном расположении турбины с одной стороны насоса окислителя, а насоса горючего — с другой стороны.

Выбор в многокамерном ЖРД числа камер (четыре) и основные особенности компоновки такого двигателя в дальнейшем неоднократно повторялись в отечественном двигателестроении.

Можно сказать, что уже в 1954 году в основном установились принципиальные схемы компоновки двухступенчатой ракеты, ее блоков и двигательных установок.

К этому же времени в КБ Глушко была продумана, разработана и согласована с основными смежниками, в первую очередь с КБ Королева и КБ Пилюгина, схема автоматического контролируемого запуска как каждого отдельного двигателя, так и одновременно всех двигателей в составе ракеты. Задача решалась с учетом следующего:

несамовоспламеняющиеся компоненты требовали использования зажигательного устройства; было принято устройство на основе долгогорящих пиропатронов, размещавшихся на деревянных штативах, устанавливаемых перед заправкой двигательных установок во все камеры сгорания со стороны сопел;

воспламенение от зажигательных устройств требовало сравнительно малых начальных расходов топлива, т.е. предварительной ступени; была принята такая ступень на режиме поступления компонентов топлива в камеру самотеком, при неработающем ТНА;

все двигатели запускаются, и, следовательно, все команды на них подаются одновременно;

каждая следующая операция при запуске допустима только после надежного подтверждения успешной реализации предыдущей части процесса запуска;

при запуске двигателей на основной режим, во избежание "заваливания" ракеты на старте или для исключения нежелательных возмущений на ракету, сначала запускаются только боковые блоки, и то только на первую промежуточную ступень тяги, с тем чтобы суммарная тяга всех этих блоков оставалась меньше массы ракеты; двигатель центрального блока пока остается на предварительной ступени. Затем, после подтверждения выхода всех боковых блоков на заданную тягу, подается команда на вывод центрального блока на главную ступень. Одновременно подается команда на перевод боковых блоков на вторую промежуточную ступень тяги. Эта ступень, по величине средняя между первой и главной, вводилась для того, чтобы, в случае возможной разновременности перехода двигателей боковых блоков со

ступени на ступень, не могли появиться опрокидывающие моменты, способные опасно покачать ракету. Последний переход тяги боковых блоков со второй ступени на главную был задуман по времени после получения подтверждения о выходе центрального блока на основной режим.

Немаловажную роль при запуске двигателей имела защитная продувка полостей горючего от кислорода. В процессе доводки двигателей были отработаны специальные режимы продувки, подтверждена их достаточность для обеспечения надежности. Окончательно выбранная продувка стала состоять из двух этапов: "вялая", с начала заправки кислородом, и кратковременная интенсивная, непосредственно перед запуском. В штатной системе запуска ракеты были предусмотрены и средства контроля нормального протекания продувок.

При разработке принципиальной схемы и конструкции двигателя конструкторы старались максимально учесть, что доводочные работы потребуют внесения корректив и, следовательно, нужно обеспечить по возможности безболезненную реализацию изменений. Гибкость в доводке, закладываемая с самого начала проектных проработок, - это одна из наиболее характерных черт в работе КБ Глушко.

Основные параметры двигателей практически однозначно определились стратегической задачей, поставленной перед ракетным комплексом: дальностью полета и массой целевой нагрузки. Проектно-конструкторские проработки дадут возможность определить принципиальную и конструктивную схемы ракеты, ее массу, а затем, по оптимальной стартовой тяговооруженности — суммарную тягу на земле всех двигателей.

Перераспределение номинальных значений тяг между двигателями первой и второй ступеней в значительной мере определилось целесообразностью унификации всех основных агрегатов двигателей, за исключением тех особенностей, которые касались отборов на рулевые агрегаты.

Камеры обрабатывались на давление в них продуктов сгорания 60 атм, без особого запаса не только по прочности (во избежание утяжеления), но и по допустимому интервалу по давлению до нижней границы области высокочастотной неустойчивости рабочего процесса. Как показала оптимизация степени расширения сопла камеры, проведенная с целью обеспечения максимального интеграла удельного импульса тяги по траектории всего моторного полета первой и второй ступеней ракеты, было выбрано отношение давления газов в камере сгорания и на срезе сопла, равное 150. Диаметры критического сечения (168,5 мм) и среза сопла были определены термодинамическим и газодинамическим расчетами по методикам, принятым в КБ Глушко и во всей отрасли. Коэффициенты потерь были обоснованы экспериментальными материалами, полученными при испытаниях двигателей больших тяг и камеры ЭД-140. Внутренний диаметр цилиндрической части камеры сгорания (430 мм) был определен на основе тех же испытаний по предельному проверенному уровню удельной расходонапряженности — секундному расходу топлива, приходящемуся на единицу площади смесительной головки и относящемуся к давлению в камере.

Параллельно с решением принципиальных технических вопросов шел выпуск конструкторской и технологической документации, велась подготовка производства и достраивалась стендовая база, начался период доводочных работ, цель которого —

заставить двигатель работать надежно и с обеспечением ожидаемых характеристик. Доводка требует особо высокой квалификации. У Глушко и ведущих специалистов, выросших под его руководством, был к тому времени достаточный опыт и квалификация, остальное добавлялось "в процессе боя". Был составлен план доводочных работ, и они развернулись широким фронтом.

Самым трудным было обеспечение работоспособности камеры. Ее огневые испытания начались в 1954 году в составе экспериментальной установки с "шапкой" (ТНА с обеспечивающими его работу агрегатами), изготовленной из доработанных агрегатов серийного двигателя РД-103. При допустимом форсировании ТНА обеспечивалось почти номинальное давление в камере.

Первые же испытания дали обнадеживающие результаты. Следует отметить, что при этих испытаниях, как и при работах с камерами большого диаметра, для воспламенения компонентов топлива использовались ЖЗУ — жидкостные зажигательные устройства (пиропатроны и горючее от стенда) от РД-103 со специально подогнанными по месту деревянными штативами. Вместе с тем, для "семерки" (ракета, как и тема в целом, стала называться Р-7, либо, еще короче, "семеркой") было решено, в связи с большой сложностью одновременного запуска пяти двигателей, 32-х камер, создать отдельный стенд для отработки совместного запуска двигателей и обеспечения устойчивого горения в камерах на предварительной ступени, для выбора датчиков контроля за ходом запуска и уровня параметров их настройки, наконец, для набора убедительной статистики. Такой стенд был создан рядом с основным огневым стендом. На нем в общей сложности было проведено несколько тысяч запусков двигателей без последующих выходов на главный режим. Основные результаты испытаний на этом стенде свелись к следующему:

было отработано надежное воспламенение компонентов во всех камерах с помощью упрощенного пирозажигательного устройства (ПЗУ) из двух патронов, прочно закрепляемых на штативе, расположенном по оси камеры. Патроны располагаются так, что факел пламени от них направляется навстречу друг другу. Таким образом, удалось отказаться от более сложного в эксплуатации ЖЗУ. Продолжительность горения каждого патрона — не менее 10 секунд. В дальнейшем число пиропатронов было для надежности удвоено. ПЗУ вылетает из камеры в момент резкого повышения давления газов при запуске;

были оптимизированы места расположения патронов относительно смесительной головки и конструкция штативов, с тем чтобы исключить отказы воспламенения и повреждение стенок сопла при вылетании ПЗУ. Большая статистика подтвердила правильность сделанного выбора:

специально назначенной Советом главных конструкторов комиссией был утвержден принцип построения контроля запуска: априори принимается, что сборка двигателей проводится под достаточным техническим контролем, обеспечивающим гарантированное исключение попадания посторонних предметов ("заглушек"); контролю в процессе пуска двигательных установок должны подвергаться лишь прохождение электрических команд, своевременное открытие клапанов и завязка горения в камерах. Своевременность подачи команд обеспечивается системой управления. Факты воспламенения пиропатронов и открытия клапанов фиксируются

либо электрическими сигнализаторами, либо реле давления. Еще один принцип: каждая последующая команда должна поступать только после прохождения сигнала о нормальной реализации предыдущей, в противном случае — сброс схемы запуска.

Все это было успешно выполнено. Более того, собранный материал позволил в дальнейшем, когда при запусках различных космических кораблей и объектов потребовалось обеспечивать старт ракет с точностью до долей секунды, разработать жестко привязанную ко времени шкалу подачи команд: они стали подаваться не сразу же после суммы сигналов о нормальном прохождении предыдущей операции, а в строго зафиксированные в циклограмме подачи пусковых команд моменты времени, но с сохранением требования получения разрешающего сигнала к этому моменту. Разумеется, при этом несколько увеличился промежуток времени от команды на зажигание ПЗУ до отрыва ракеты от стартового сооружения (до двух секунд).

Наряду с испытаниями по запуску шла отработка камеры на основном режиме. На этом этапе была проведена оптимизация основных двухкомпонентных форсунок в части выбора внутри них длины зоны предварительного смешения компонентов. Увеличение этой длины приводило к увеличению времени перемешивания, что, с одной стороны, способствовало росту удельного импульса тяги, с другой — вызывало снижение по давлению газов в камере области высокочастотной неустойчивости, нижняя граница которой для этого типа смесительной головки располагалась ненамного выше уровня давления, максимально возможного при эксплуатации.

Были получены ценные экспериментальные данные по влиянию расхода горючего через периферийный ряд однокомпонентных форсунок (так называемая завеса), определяющего интенсивность внутреннего охлаждения стенок, на удельный импульс тяги. Увеличение этого расхода снижало удельный импульс тяги, но, как выяснилось при проведении опытных работ, повышало нижнюю границу области высокочастотной неустойчивости. И здесь, на этом этапе испытаний, оказалось возможным выбрать оптимальный расход на завесу.

К этому времени все агрегаты штатного двигателя успешно прошли автономные испытания на специальных стендах в условиях, по возможности приближенных к натурным, а затем на двигательном стенде в составе "шапки". При этих доводочных испытаниях, проводившихся по методикам, разрабатывавшимся и совершенствовавшимся в КБ Глушко в течение многих лет упорной работы, были внесены многие изменения в конструкцию и технологию. В итоге была получена уверенность в допустимости перехода к испытаниям в составе двигателя.

Этот двигатель в дальнейшем стал известен как РД-107 для бокового блока ракеты Р-7 и как РД-108 — для центрального блока.

В то время, когда начинались доводочные испытания многокамерного двигателя, были не известны возможные негативные влияния камер друг на друга — при запуске и на основном режиме. Поэтому было решено сначала испытать экспериментальный двигатель с двумя камерами и со всеми остальными штатными агрегатами. Испытания прошли без существенных замечаний. После предварительной ступени двигатель выводился на основной режим, все агрегаты двигателя оказались в основном работоспособными.

В начале 1955 года состоялось первое испытание, полной четырехкамерной

сборки. С самого начала испытаний двигателя возникли серьезные неприятности: в процессе перехода с режима предварительной ступени на главную в камерах развивались высокочастотные колебания разрушающей интенсивности. Значительная часть агрегатов и, главное, стенд остались невредимыми благодаря системе предупреждения пульсационных разрушений (ППР), но необходимо было принимать радикальные меры.

Сразу возник вопрос: почему при испытаниях камер в одно- и двухкамерных сборках такие колебания не развивались? В поисках ответа обратили внимание на основное различие запусков: темп роста числа оборотов ротора ТНА и всех параметров за насосами в четырехкамерной сборке был существенно ниже, чем при испытаниях двухкамерного двигателя и тем более однокамерного. Это было объяснимо, так как потребляемая в процессе разгона ТНА мощность пропорциональна расходам топлива, поступающего в четыре или две камеры. Поэтому при одном и том же ТНА чем больше камер, тем медленнее разгон. Чтобы проверить версию, оперативно доработали кислородный клапан. Прежде, как задумывалось, тарели прижимались к седлам под действием управляющего давления, при сбросе этого давления клапан открывался на предварительную ступень до упора в пружину, а уже на главную ступень он открывался под давлением компонента, от роста давления за насосом. В новом варианте ввели работающий на растяжение специальный разрывной болт с тарированным ослаблением в виде "шейки". Он был задуман как упор, препятствующий раскрытию клапана с предварительной ступени на главную. Этот болт до своего разрыва препятствовал полному открытию клапана, а значит, задерживал быстрый рост расхода кислорода при возрастании числа оборотов ТНА, уменьшая потребляемую мощность и способствуя ускорению набора всех параметров. Варьируя усилием разрыва болта за счет изменения диаметра "шейки" болта, можно изменять темп роста параметров. Доработка клапана дала требуемые результаты. При ускоренном росте числа оборотов на первой половине разгона они успевали достичь до такого уровня, что и последующий участок разгона стал проходить ускоренно, и в камерах не успевали развиться высокочастотные колебания. Цель была достигнута. Доработанная конструкция кислородного клапана сохранилась и поныне. В схему запуска был введен дополнительный контроль, исключающий преждевременный разрыв болта как аварийно опасную ситуацию.

При доводке двигателя на основном режиме также пришлось изрядно потрудиться, чтобы обеспечить стабильные характеристики устойчивости. Была найдена допустимого уровня защитная завеса для камер двигателя РД-107 и несколько уменьшенная, с соответствующим увеличением удельного импульса тяги, — для камер двигателя РД-108, что оказалось возможным благодаря меньшему номинальному давлению газов. Из-за этого камеры этих двигателей не унифицированы по смесительным головкам. В связи с большой значимостью в технической документации на головки указаны жесткие требования к их изготовлению, гидравлическим характеристикам и контролю. Большое внимание уделено поддержанию различий индивидуальных характеристик форсунок в составе каждой головки. Для того чтобы исключить какие-либо отклонения от проверенного производственного процесса, которые могли бы неблагоприятно отразиться на устойчивости рабочего процесса в камерах, было решено на все годы серийного

производства все товарные экземпляры двигателя подвергать огневому контрольно-технологическому испытанию (КТИ), с форсированием в эксплуатационном диапазоне. (Можно с улыбкой обратить внимание на тот факт, что после этого решения при КТИ двигателей разработки разных КБ стали проводиться проверки форсированием в рабочем диапазоне, далее тех двигателей, которые не имели неприятной области неустойчивости при форсировании.)

При доводочных работах пришлось столкнуться еще со значительным количеством дефектов. Разобраться в их причинах ввиду сложности того или иного явления удавалось не всегда. Иногда приходилось исключать дефект только в части его проявления, не выявив первопричины.

Здесь нет возможности изложить все моменты проведенной трудоемкой доводки, это отдельная тема. Можно лишь указать, что на стенде в Химках были проведены сотни испытаний с выводом двигателей РД-107 и РД-108 на основной режим тяги. Большая часть статистики набрана при испытаниях без рулевых агрегатов, с имитацией отборов на них компонентов топлива. Рулевые агрегаты проходили доводку отдельно: сначала — в КБ Королева, затем — в КБ Глушко, на том же стенде, где велись работы с камерой ЭД-140. Конечно, и здесь были свои трудности: и с камерами, и с пироклапанами, и, особенно, с узлами подвода компонентов топлива, но все они были успешно преодолены. Совместная отработка двигателей с рулевыми агрегатами проводилась сначала на основном огневом стенде в КБ Глушко с целью проверки приемлемости управления запуском и регулирования рулевых агрегатов автоматикой основных двигателей. Затем испытания были продолжены в составе двигательных установок блоков ракеты.

Объем совместных экспериментальных работ по комплексу Р-7, проводившихся смежными КБ-разработчиками, был велик. Программы разрабатывались совместно, планы утверждались Советом главных конструкторов.

Значительный объем "холодных" экспериментов по двигательной установке проводился без двигателей, но еще больший — с ними. Совместно создавались конструкторские макеты центрального и бокового блоков ракеты, отрабатывались электрические макеты и оборудование для проведения электропневмоиспытаний, проводились заправки компонентами и изучались температурные поля, отрабатывались средства и режимы термостатирования, средства обеспечения требуемых режимов продувки двигателей.

При доводочных испытаниях двигателей в КБ Глушко были проведены работы, связанные с вновь появившимися каналами регулирования. С помощью пультов, созданных разработчиками систем, были сняты динамические характеристики двигателей как объектов регулирования, а также проведены испытания с целью экспериментального подтверждения коэффициентов усиления по каналам регулирования параметров, характеризующих основные внешние факторы.

Важнейшими совместными доводочными работами явились наземные огневые испытания двигательных установок в составе отдельных блоков — бокового и центрального, а затем и пакета всех блоков, т.е. ракеты в целом. Для этих работ был создан уникальный стенд (в то время крупнейший в мире) на территории отраслевого института, известного теперь как НИИХиммаш. Сначала проводились испытания бокового блока. Подтвердили свою работоспособность как двигательная

установка, так и все системы стенда. Этот важный этап был пройден в 1956 году. К великой радости, двигатель не потребовал доработок. При подготовке к испытаниям центрального блока в процессе заправки кислородной системы столкнулись с неожиданностью: с гидроударами в трубе на входе в насос, самопроизвольно появлявшимися и возраставшими по интенсивности по мере увеличения количества заправляемой жидкости. Это явление, получившее название "газ—лифт", состояло в том, что кислород при заправке блока газифицировался в насосе, в результате чего скапливающийся газовый пузырь периодически "проскакивал" вверх сквозь жидкость, которая, оседая после этого, и вызывала гидроудар. Приостановленные на время ликвидации этой неприятности испытания центрального блока были успешно продолжены и завершены.

Далее по утвержденной программе следовало провести испытание пакета. С таким количеством компонентов над работающими двигателями стендовые испытания еще нигде и никогда не проводились. Ведущими специалистами КБ и института, проводившего испытания, был еще раз оценен риск с учетом накопленного опыта испытаний двигателей, состояния подготовленности стенда, надежности всех систем. И Совет главных конструкторов подтвердил решение о проведении одного испытания. Оно и было успешно осуществлено, открыв дорогу летно-конструкторским испытаниям.

К этому времени беспрецедентные работы по стартовому комплексу были, в основном, завершены. После реализации всех замечаний и рекомендаций, ряда улучшений (например, введения системы наружного обдува хвостовых отсеков при работе двигателей на режиме предварительной ступени, сокращения до предельно обоснованного минимума состава блокировок в системе запуска двигательных установок), тщательных проверок в монтажном корпусе первый летный экземпляр ракеты был вывезен и установлен на стартовое устройство.

Интересно отметить, что во всех воспоминаниях ракетчиков о начале работ в 1957 году по "семерке" на полигоне почти нет упоминаний о двигателях. Объясняется это просто: при испытаниях ракет о двигателях вспоминают тогда, когда начинаются неприятности, с ними связанные. При первых пусках ракеты Р-7 только однажды, на самом первом пуске 15 мая 1957 года, была аварийная обстановка: в хвостовом отсеке одного из блоков начался пожар, который к 98-й секунде полета привел к его аварийному прекращению. Место появления негерметичности осталось неизвестным. Было принято решение по всем системам принять эффективные меры по обеспечению и контролю герметичности.

При первом пуске ракета Р-7 не выполнила полетного задания, но все равно это был безусловный успех: были подтверждены надежность комплексного функционирования всех наземных и бортовых систем, умение стартовой команды подготовить ракету к пуску и провести пуск и, наконец, устойчивая работа в течение всего полета всех двигателей обеих ступеней вселила уверенность в правильность всех ранее принятых технических и организационных решений по созданию первой в мире межконтинентальной ракетной системы.

С.П.Королев оптимистично оценил результаты этого пуска: "Со старта ушла отлично! Ракета летать будет!"

Но последующие второй и третий пуски оказались неудачными из-за дефекта в

топливной магистрали ракеты (11 июня) и неполадок в системе управления (12 июля). Четвертый пуск, 21 августа, прошел успешно, программа полета была выполнена полностью. Об этом всему миру было сообщено 27 августа 1957 года в специальном выпуске ТАСС: "На днях осуществлен запуск сверхдальней, межконтинентальной, многоступенчатой баллистической ракеты. Испытания ракеты прошли успешно. Они полностью подтвердили правильность расчетов и выбранной конструкции. Полет ракеты происходил на очень большой, еще до сих пор не достигнутой высоте. Пройдя в короткое время огромное расстояние, ракета попала в заданный район".