

ЭВОЛЮЦИЯ КОНСТРУКЦИИ КАМЕРЫ ЖРД ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ В КОСМОС

Анатолий Давидович Дарон,
ветеран НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко, д.т.н.,
профессор, конструктор первой паяной камеры с медной стенкой, ведущий
конструктор двигателей ракеты Р-7

Виктор Федорович Рахманин,
главный специалист НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко,
действительный член Российской академии космонавтики им К.Э. Циолковского,
к.т.н.

В статье изложена история создания конструкции камеры сгорания ЖРД первой в мире космической ракеты Р-7 ("Спутник"). Отдавая должное важности создания конструкции всех ракетных систем и ракеты Р-7 в целом, авторы отмечают, что приоритетной научно-технической разработкой, позволившей создать первую космическую ракету, является ее ЖРД, а в нем - новая паяно-сварная конструкция камеры. Эта фундаментальная конструкция используется в отечественной ракетной технике до сих пор и позволяет создавать ЖРД практически на любую тягу и давление в камере сгорания в пределах энергетической увязки параметров двигателя.

В 2007 г. отмечаются сразу три юбилея, имеющих непосредственное отношение к открытию человечеством космической эры: 150 лет со дня рождения К.Э. Циолковского - основоположника космонавтики, 100 лет со дня рождения С.П. Королева - руководителя работ по созданию первых космических комплексов, в том числе ракеты Р-7, первой ракеты обеспечившей полеты в космос, и 50 лет со дня запуска первого рукотворного спутника Земли.

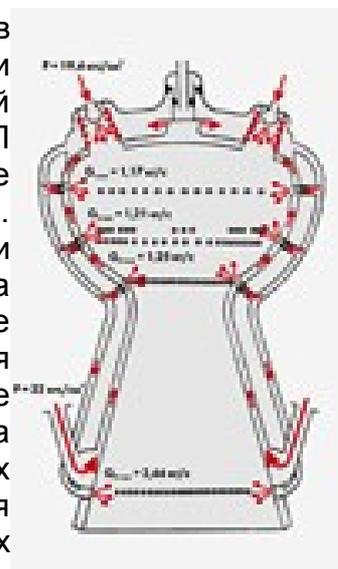
Современная космическая ракета состоит из ряда систем, каждая из которых является неотъемлемой частью всего ракетного комплекса. Не будем строить их иерархию по сложности или важности, рассмотрим эти системы по времени их появления. При таком подходе следует признать первым появление ракетного двигателя, а среди его агрегатов и элементов наиболее "древней" является камера сгорания. Здесь и доказательств не требуется, достаточно вспомнить старинные рисунки пороховых фейерверочных или сигнальных ракет. Но не только этим интересен этот агрегат. При исследовании эволюции его конструкции оказалось, что самый древний агрегат был и ключевым элементом в прогрессе технических характеристик жидкостных ракет. Немаловажно отметить, что в работах К.Э. Циолковского из всех элементов космической ракеты наиболее подробно рассмотрена камера ЖРД как агрегат, не только создающий реактивную тягу, но и как конструкция, технически трудно реализуемая с учетом экстремальных условий ее работы.

К важнейшим заслугам Циолковского следует отнести то, что он понял и объяснил людям в своих статьях и книгах реально существующую возможность преодоления силы притяжения Земли и осуществления полетов в космос. В опубликованном в 1903 г. труде "Исследования мировых пространств реактивными приборами" Циолковский предложил аппарат для полетов в космос - ракету с ЖРД. В этой же работе он вывел формулу, носящую теперь его имя, из которой следует важнейший вывод о том, что высота и дальность полета аппарата, запускаемого ракетой,

определяются двумя основными характеристиками: скоростью истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя и логарифмом отношения стартовой и конечной масс ракеты. Иными словами, ракетный двигатель должен обеспечивать максимально возможную тягу при сжигании каждого килограмма топлива (отношение тяги двигателя к расходу топлива за одну секунду принято называть удельным импульсом тяги), а конструкция самой ракеты должна обеспечивать максимальную величину отношения массы ракеты, заправленной топливом, к массе конструкции ракеты. В последующих работах Циолковский определил, что эффективность ракеты, выводящей полезную нагрузку, увеличивается при наличии двух и более двигательных ступеней. Кроме изложенного, он первым предложил и научно доказал эффективность использования в качестве компонентов ракетного топлива жидких химических веществ, теплотворная способность которых существенно превышает ранее использовавшиеся в ракетах пороха. Жидкое топливо позволяет получать удельные импульсы тяги, достаточные для преодоления жидкостной ракетой земного притяжения.

Немаловажным следствием опубликованных работ Циолковского является и то, что они привлекли молодых талантливых энтузиастов к практическому осуществлению идеи межпланетных полетов.

Первые практические работы по созданию ЖРД были начаты в 20-е годы прошлого века американцем Р. Годдардом и немецкими конструкторами во главе с Г. Обертом. В нашей стране к первым разработкам ЖРД приступили в 1930 г. в ГДЛ под руководством В.П. Глушко, в конце 1931 г. аналогичные работы начал Ф.А. Цандер, который по предложению С.П. Королева занялся разработкой двигателя ОР-2 для установки его на планер БИЧ-11. До середины 40-х годов минувшего века отечественные работы по созданию ЖРД велись как в сфере экспериментальной отработки конструкции и изучения внутрикамерных процессов, так и для установки на боевые баллистические и крылатые ракеты, ракетопланы, а также на самолеты в качестве реактивных ускорителей и маршевых двигателей. Все эти летающие объекты не требовали создания крупногабаритных двигателей, поэтому тяга отечественных ЖРД, а точнее, камер сгорания того периода, укладывалась в диапазон от 100 до 300 кгс. Этому соответствовала и конструкция камер, выдерживающих давление газов до 20 атм.



По иному пути пошли немецкие разработчики ракет. Победенной в Первой мировой войне Германии по Версальскому мирному договору запрещалось иметь наступательное вооружение, в том числе авиацию и дальнобойную артиллерию. О ракетах, как боевом оружии, в договоре не упоминалось, и германский генеральный штаб привлек энтузиастов реактивного движения для разработки боевых ракет дальностью 250...300 км с боезарядом массой не менее 1 тонны. Разработанная под руководством Вальтера Дорнбергера и Вернера фон Брауна ракета А-4, более известная под пропагандистским наименованием Фау-2, использовалась в период с сентября 1944 г. по март 1945 г. для обстрела крупных европейских городов - Лондона, Антверпена и др.

Разработка А-4 стала выдающимся достижением в мировом ракетостроении. Этому способствовало решение ряда проблемных научно-технических задач. Камера ЖРД этой ракеты создавала тягу у земли 25 тс, т.е. превышала тягу других существующих в то время в Германии, СССР и США ЖРД более чем в 10 раз. Естественно, что победители фашистской Германии немедленно приступили к тщательному изучению

трофейной ракетной техники и организации у себя ракетостроительной отрасли промышленности.



Руководство СССР придавало этому делу первостепенное значение, т.к. считало, что боевые ракеты - это убедительный путь лишения потенциального агрессора чувства безнаказанности и защищенности расстоянием. Организационные основы нового научно-технического и промышленного направления были заложены постановлением Совета Министров СССР "О реактивном вооружении" от 13 мая 1946 г. Среди множества мероприятий, намеченных к реализации, постановление обязывало миноборопром и минавиапром воспроизвести на отечественных заводах и из отечественных материалов ракету А-4.

Для создания новой отрасли промышленности в СССР были организованы или выделены из ранее существовавших новые крупные конструкторские бюро с производственными базами, научно-исследовательские институты и созданы специальные организационные структуры. Были назначены руководители организаций, ответственные за разработку ракетных систем и всего комплекса в целом. При этом главным конструктором ракетных систем назначили С.П. Королева, главным конструктором ракетных двигателей - В.П. Глушко, по системам автоматического управления полетом - Н.А. Пилюгина, по стартовым комплексам - В.П. Бармина, а также ряд других. Был образован "штаб" - Совет главных конструкторов, решения которого стали практически обязательными для всех организаций, участвующих в разработке данного проекта. В ведущих высших учебных заведениях страны началась подготовка специалистов для новой отрасли.

С первой частью задачи, указанной в постановлении, - воспроизводством отечественного прототипа ракеты А-4 из отечественных материалов, которая получила обозначение Р-1, - удалось справиться в сжатые сроки и с хорошим результатом: была обеспечена высокая надежность ракеты, чего так и не удалось достичь немцам, и в более короткий срок, чем это было сделано американцами. Немаловажным явилось и то, что исполнители работы подтвердили свою творческую зрелость и способность создавать и отрабатывать новую технику на вновь организованной промышленной, научной и испытательной базах.

Но как современное вооружение ракета Р-1 с ее дальностью полета до 300 км уже не представляла интереса. Поэтому в апреле 1948 г. вышло правительственное постановление о разработке в течение 1948-1950 гг. двух боевых ракет: Р-2 - дальностью до 600 км и Р-3 - дальностью до 3000 км, т.е. в 10 раз дальше, чем еще не освоенная на тот момент времени в производстве ракета Р-1.

Реализация этого постановления велась по двум направлениям:

- а) дальнейшая модернизация базовой модели А-4;
- б) поиск новых технических решений для создания более совершенной ракетной техники.

В русле первого направления отечественные конструкторы разработали ракеты Р-2 дальностью 600 км и Р-5 дальностью 1200 км. Изменения были внесены в конструкцию всех ракетных систем, в том числе и в двигатель. Удалось увеличить удельные импульсы тяги этих двигателей.

Указанные характеристики были получены благодаря замене струйных поясов внутреннего охлаждения на щелевую завесу горючего. При разработке ракеты Р-3 советские конструкторы столкнулись с новыми для них проблемами. В ракетах Р-1, Р-2, Р-5 использовалась имеющаяся базовая конструкция, которую они успешно модернизировали, проявив способность творчески совершенствовать новую технику. А работы по Р-3 нужно было начинать с чистого листа. Выбранные совместно с ракетчиками ОКБ-1 технические характеристики разрабатываемой камеры двигателя Р-3 существенно отличались от достигнутых в камере двигателя ракеты Р-5. Для их обеспечения требовались новые технические решения.

Одной из основных особенностей ЖРД является высокая температура продуктов сгорания топлива, превышающая температуру плавления любых конструкционных материалов. Поэтому при конструировании камер ЖРД важнейшей проблемой является разработка системы охлаждения их стенок.

Дальнейшее существенное улучшение характеристик ЖРД было возможно только путем создания новой конструкции камеры. Решение этой задачи составляло одну из основных трудностей при создании новых двигателей.

Прежде всего, необходимо было выбрать совместно со смежниками компоненты топлива для будущей ракеты. При переходе от спирта к керосину температура газа получается намного выше. Без серьезной расчетной проработки и экспериментальной проверки невозможно было установить, имеет ли эта задача положительное решение, особенно в условиях выполнения требований по организации процесса сгорания, обеспечивающего высокую экономичность двигателя.

Стало ясно, что нужно базироваться на новых принципах конструирования камер. Прежде всего, материал стенок следовало выбирать возможно более теплопроводным, что означало необходимость замены стали медью и в перспективе - использования специально разработанных новых медных сплавов: жаростойких и сохраняющих высокую теплопроводность; при этом толщина стенок должна быть минимальной, вплоть до 1 мм. Для улучшения теплоотвода от стенок было использовано известное решение: наружное их оребрение.



Параллельно с этим проводились проектно-конструкторские предэскизные проработки ракеты Р-3 дальностью 3000 км и двигателя для нее тягой 120 тс. Прорабатывались однокамерные варианты с охлаждением стенок как керосином, так и водой. Основным вариантом выбрали охлаждение керосином.

Успешный опыт эксплуатации двигателей в составе ракет типа Р-1 в какой-то мере оказывал давление на конструкторов при выборе формы камеры нового двигателя, которую представляли себе сферической, диаметром более 1 м. Были проработаны схемы двигателя, эскизные компоновки агрегатов, изготовлены макеты камеры и двигателя, однако реальность конструкции оставалась сомнительной не только из-за ее необычной громоздкости, но и из-за отсутствия ясных представлений о путях организации у стенок камеры такой конфигурации стабильного пограничного слоя, необходимого для обеспечения надежного охлаждения.

Имея уже достаточный опыт создания ЖРД и, конкретно, камер сгорания и зная

результаты работ коллег-конструкторов и исследователей из других отечественных КБ и НИИ, В.П. Глушко в 1948 г. принял решение приступить к разработке ряда конструкций экспериментальных камер с медными стенками.

Первой камерой с оребренной медной стенкой, припаянной к стальной силовой стенке, стала разработанная в 1948 г. КС-50. Камера состояла из цилиндра диаметром 60 мм и объемом 1 л, плоской головки с одной двухкомпонентной форсункой и конического сопла с критическим сечением диаметром 12 мм (рис. 3). Из-за малых размеров камера получила неофициальное название "Лилипут".



Все стенки и днище головки этой камеры со стороны огня изготовлялись из чистой меди и охлаждались водой. На наружной поверхности медной стенки имелись выфрезерованные ребра постоянной ширины по высоте и длине. На цилиндре и сопле ребра располагались по образующим, ширина канавки между соседними ребрами не превышала 3,5...4 мм. Толщина стенки - доньшка канавок между ребрами выдерживалась в пределах 1...1,5 мм. Пайка проводилась в печах с нейтральной средой, высокотемпературный припой был создан на основе серебра. Для получения паяного соединения нужной прочности было опробовано несколько марок припоев, различные способы их нанесения на поверхность деталей, разные типы печей для пайки. Технологи совместно с конструкторами определили оптимальный зазор между деталями в местах пайки, различные способы прижатия деталей в процессе пайки и т. д. Для соединений медных и стальных деталей на торцах каждого узла были впервые отработаны специальные режимы аргоно-дуговой сварки в нейтральной среде. Все эти подробности сообщаются потому, что и конструкция, и технология являлись пионерскими, а основные решения были затем использованы практически на всех последующих камерах ЖРД. Конечно, в дальнейшем, при создании камер большей тяги вносились усовершенствования, например,

замена чистой меди на хромистую и другие специально разработанные бронзы, замена фрезеруемых ребер тонкими гофрированными проставками из тех же сплавов, где это позволяли профиль стенок и интенсивность тепловых потоков; ручную сварку заменила автоматическая и др.

Паяная конструкция камеры не только полностью решила проблему обеспечения надежного охлаждения, но и позволила выдерживать любое давление газов в камере в пределах увязки мощностей турбонасосных агрегатов (ТНА). С полным основанием можно утверждать, что эта конструкция камеры дала возможность создавать ЖРД практически любой тяги в пределах ее технической целесообразности и обеспечила полет ракет на любую дальность, в том числе выводить полезную нагрузку в космос.

"Лилипут" стала первой камерой нового типа. Она нормально заработала с первого же испытания, изготовлялась многие годы и использовалась для опытного подтверждения термодинамических расчетов большого числа перспективных компонентов топлива, включая фторсодержащие окислители, разные суспензионные горючие и др. при давлении газов в камере сгорания до 100 атм. Подача компонентов в камеру была баллонной, окислитель использовался большей частью газообразным, при околоскритическом перепаде давления, что обеспечивало прекрасный распыл и смешение компонентов топлива и, соответственно, полноту их

сгорания.

Следующим этапом в процессе создания камеры новой конструкции стала камера ЭД140 тягой 7 тс (рис. 4). Она первоначально предназначалась для отработки отдельной смесительной головки камеры ракеты Р-3, а, по сути, стала основой для экспериментальной отработки практически всех основных элементов конструкции будущих камер отечественных ЖРД. Первые экземпляры ЭД140 появились в 1950 г. Тогда же был создан стенд для их испытаний с насосной системой подачи компонентов топлива и воды, использовавшейся для охлаждения стенок при большей части испытаний.

Камера ЭД140 предназначалась для работы при давлении газов 60 атм. Составлена она была из нескольких узлов с фланцевыми соединениями: цилиндра диаметром 240 мм, смесительной головки диаметром 200 мм и сопла. Было спроектировано, изготовлено и испытано до 20 различных типов смесительных головок, применялись сопла с различной длиной закритических частей и несколько вариантов остальных узлов, в том числе узел с оригинальным поясом защитной завесы горючего с обеспечением его тангенциальной закрутки при выходе из щели.

Выбрав приемлемый вариант форсунок и конструкцию пояса внутреннего охлаждения, в ОКБ Глушко приступили к отработке конструкции камеры для Р-3, которая проводилась в ходе огневых испытаний модельных камер. Однако уже первые эксперименты выявили наличие множества сложных проблем, присущих сферической камере и вообще бесперспективность создания более мощного двигателя с камерой подобной конструкции. Еще при создании камеры двигателя ракеты Р-5 были полностью исчерпаны все возможности дальнейшего повышения энергетических характеристик. Как заметил в одном из своих писем С.П. Королев: "...сам принцип, заложенный в основу конструкции таких двигателей, имел ограниченные возможности, т.к. не открывал пути для дальнейшего существенного увеличения тяги и особенно удельной тяги".

К моменту проведения этих работ выявились сложности в создании и других ракетных систем, да и сама ракета с дальностью 3000 км не решала главной стратегической задачи - иметь ракетное вооружение межконтинентальной дальности. Учитывая, что ракета Р-5 обеспечивала решение военных задач на средних дальностях, разработка Р-3 была прекращена. Этому способствовали и достигнутые успехи научно-технических исследований в ракетостроительной отрасли.

Уникальный, богатейший опыт, полученный при испытаниях вариантов конструкции ЭД140, а также результаты исследований, проводившихся в других КБ и НИИ коллективами под руководством А.П. Ваничева, А.М. Исаева, М.В. Мельникова и других авторитетных специалистов, позволил сформулировать основные выводы и обобщить важнейшие результаты, полученные при конструировании основной камеры будущего двигателя, а именно:

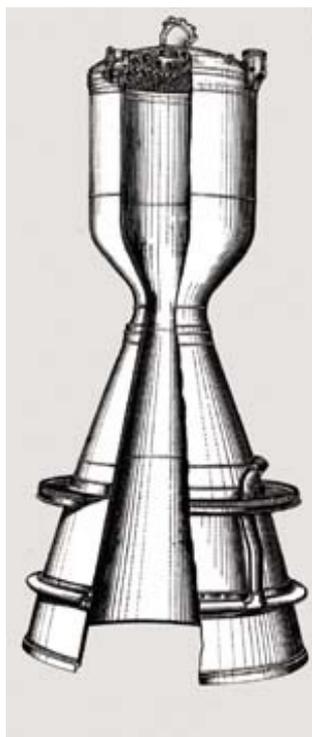
- разработанные конструкции типовых узлов камеры с медной стенкой и технология их изготовления достаточно работоспособны и надежны; при этом, несмотря на значительное повышение давления газов и температуры



- продуктов сгорания, масса камер существенно уменьшилась по сравнению с немецкой конструкцией;
- наилучшей формой камеры сгорания была признана цилиндрическая с плоской смесительной головкой. Такое конструктивно несложное решение далось не просто, так как ранее предполагали, что форма камеры и расположение отдельных форкамер, или смесительных головок, могут способствовать лучшему перемешиванию продуктов сгорания. В процессе экспериментальных исследований стало ясно, что максимальное значение удельного импульса тяги обуславливается возможностью организации оптимального соотношения компонентов топлива равномерно по всему поперечному сечению камеры, а это не может быть обеспечено макроперемешиванием потоков газов от форкамер или отдельных головок из-за очень малого времени пребывания газов в камере, не более 5...7 мс, но может быть реализовано форсунками одной общей головки. При этом конфигурация корпуса камеры должна способствовать лишь организации надежного охлаждения стенок при минимальных потерях экономичности. Последнее возможно при оптимальном и стабильном пристеночном пограничном слое газа со стороны горячей поверхности стенок, реализуемом с минимальным расходом горючего для необходимого уменьшения температуры этого слоя. Таким образом, наиболее приемлемой оказалась именно цилиндрическая форма камеры, а для организации оптимального смешения и распределения компонентов топлива по ее поперечному сечению - плоская смесительная головка;
 - проведенные испытания позволили отобрать наиболее эффективные варианты смесительных элементов, обеспечивающие полноту сгорания топлива, близкую к предельно возможной.

В результате были получены необходимые данные для создания принципиально новой конструкции камеры ЖРД для ракеты нового поколения.

К этому времени появилась возможность оценивать расчетным путем параметры и надежность охлаждения камеры. Методики расчета были разработаны В.М. Иевлевым, Л.Ф. Фроловым и их сотрудниками в НИИ-1 МАП, возглавлявшимся в те годы М.В. Келдышем.



В начале 50-х годов были получены первые результаты проектно-конструкторских и научных проработок, проводившихся по межконтинентальной ракете и всем связанным с ней системам в ОКБ С.П. Королева совместно со смежными организациями, в том числе в ОКБ В.П. Глушко - по двигателям. Были показаны объективные возможности создания ракеты такой дальности и принят ряд определяющих решений.

Для будущей ракеты требовалась, как минимум, двухступенчатая компоновка. В связи с отсутствием в то время достаточного опыта запуска двигателей на высоте (в пустоте) на выбранном несамовоспламеняющемся топливе была принята знакомая теперь всем оригинальная пятиблочная компоновка ракеты с четырьмя боковыми блоками первой ступени и одним центральным - второй ступени, с одновременным запуском двигателей всех блоков при старте ракеты. Это создавало возможность автоматической проверки факта запуска всех двигателей до момента старта ракеты. К достоинствам такой схемы относится и то, что создавались условия для максимальной унификации двигателей.

На начальном этапе проработок пятиблочной ракеты считалось, что двигатели будут однокамерными (рис. 5) Тяга на земле каждого двигателя задавалась равной 60 тс, оптимальное давление газов в них было определено на уровне 60 атм, поэтому экспериментальные двигатели на этом этапе создавались именно с такими параметрами камер. Внутренний диаметр цилиндра был принят 600 мм, смесительная головка - плоская со стороны огня, форсунки - двухкомпонентные, отобранные по результатам испытаний камеры ЭД140. Итог испытаний камеры тягой 60 тс оказался неблагоприятным: никакими способами, известными двигателям в то время, не удалось обеспечить высокочастотную устойчивость процесса сгорания в камере без ухудшения его эффективности, т.е. без снижения основной характеристики - удельного импульса тяги. Спонтанное развитие высокочастотных колебаний давления газов в камере, за сотые доли секунды приводивших к большим разрушениям, - сложный процесс, который в то время только начинал проявляться и изучаться.

Преодоление этих неприятностей было возможно в те годы, в основном, путем проведения экспериментальных исследований. Было выяснено, что такой тип колебаний проявляется чаще при увеличении давления в камере и ее диаметра, в большой степени зависит от системы смесеобразования и чем оно лучше и полнота сгорания больше, тем вероятнее развитие таких колебаний. Далеко не сразу было выяснено, что природа этих колебаний - в развитии ударных детонационных волн, распространяющихся со звуковой скоростью - отсюда и высокая частота. С особенностями этого явления, ставшего серьезным препятствием при создании камер большой тяги, можно ознакомиться в специальной литературе. А при создании мощных ракет в 1950-е годы разработчики были вынуждены прибегнуть к конструированию двигателей с камерами меньшего диаметра, что неизбежно приводило к переходу от однокамерного к многокамерному двигателю.

Ко времени получения такого вывода появилась необходимость увеличить стартовую тягу межконтинентальной ракеты на 25 %; тогда и последовало предложение разрабатывать блоки ЖРД не в одно-, а в четырехкамерном варианте. К заслугам проектировщиков ракеты и системы автоматического управления запуском следует отнести то, что они поняли трудности двигателистов и согласились с увеличением числа камер. Одним из обстоятельств, способствовавших такому отношению к увеличению числа камер, стало уменьшение массы двигателей из-за сокращения длины сопел камер, а это привело к сокращению длины двигателя, хвостового отсека и, соответственно, всей ракеты.

Ракета с четырехкамерными двигателями получила обозначение Р-7. Управление полетом ракеты по программируемым траекториям впервые было задумано осуществлять с помощью качающихся рулевых камер, располагавшихся по две на наружной стороне каждого бокового блока и еще четырех по периметру центрального блока, с подводом к ним компонентов топлива от ТНА основных двигателей. Таким образом, число одновременно запускаемых камер выросло до 32: 20 основных камер на пяти двигателях и 12 рулевых.

Для отработки оптимальных условий одновременного запуска всех 32-х камер в ОКБ В.П. Глушко создали специальный стенд, на котором было проведено более 1000 огневых испытаний с выходом на режим предварительной ступени, пока не была достигнута уверенность в надежности начального периода запуска и возможности его автоматического контроля. Следует напомнить, что на режиме предварительной ступени оба компонента топлива подаются в камеры самотеком под давлением наддува баков и столбов самих компонентов, зажигание обеспечивается от пороховых патронов и только после достижения стабильного горения во всех камерах подается команда на раскрутку ТНА всех двигателей и вывод их на

основной режим работы.

Диаметры цилиндрических частей основных камер были выбраны равными 430 мм исходя из имевшегося опыта по оптимальной расходонапряженности - отношению расхода топлива через камеру к площади ее поперечного сечения. Были созданы экспериментальные однокамерные двигатели, на которых камера прошла предварительную проверку, включая исследование возможности проявления высокочастотной неустойчивости при работе на ожидаемых режимах. Наконец, была выбрана окончательная конструкция камеры (рис. 6). В частности, остановились на двухкомпонентных форсунках, установленных на концентрических окружностях при периферийном ряде однокомпонентных форсунок горючего для создания пристеночной защитной завесы.

Испытания показали, что интенсивность завесы определяет не только достаточность охлаждения стенок камеры, но и оказывает существенное воздействие на границы областей высокочастотной неустойчивости по давлению газов и соотношению компонентов топлива. Были выявлены две зоны неустойчивости: "нижняя" - область давлений газов, соответствующая примерно 40...70 % номинального значения, и "верхняя" - с угрожающе низкой границей неустойчивости в районе 6...7 % от номинала. Было определено, что увеличение расхода керосина на завесу перемещало границу неустойчивости вверх и, что особенно важно, были установлены количественные зависимости удельного импульса тяги и положения границы неустойчивости от расхода на завесу. В результате удалось выбрать оптимальный расход топлива на завесу для создания надежного охлаждения, обеспечения минимальных потерь удельного импульса тяги и гарантированно устойчивого горения.

Одновременно установили, что кажущиеся незначительными, а иногда и не контролируемые отклонения в производственном процессе изготовления камеры, и особенно - смесительной головки, могут повлиять на положение этой грозной границы. В документации были регламентированы всевозможные тонкости в части изготовления головки, такие как, например, размеры фаски на форсунках, разброс гидравлических сопротивлений отдельных форсунок, распределение форсунок по площади головки в зависимости от фактического расхода компонента топлива и др. Кроме того, важным условием для обеспечения надежной работы двигателя стало сохранение разработанной ранее системы контроля каждого экземпляра двигателя с проведением огневого стендового технологического испытания, при котором проверяется надежность во всем эксплуатационном диапазоне изменений давления газов. Уровень границы области неустойчивости оказался настолько стабильным, что на двигателе центрального блока, на котором требуемая тяга на 15 % меньше, чем на боковых блоках, и давление газов в камерах соответственно ниже, стало допустимым уменьшить пристеночную защитную завесу горючего в камерах и повысить удельный импульс тяги.

После завершения отработки камеры на однокамерных экспериментальных установках были созданы двухкамерные опытные двигатели, уже со штатными ТНА и другими агрегатами, что позволило проверить их работоспособность в эксплуатационных интервалах параметров. Испытания прошли успешно. Но когда перешли к полной сборке в четырехкамерном варианте, то пришлось заняться обеспечением высокочастотной устойчивости в камерах при выходе этих двигателей на режим, а именно, в упомянутой ранее "нижней" области неустойчивости. Дело оказалось в том, что при одном и том же штатном ТНА двухкамерные двигатели запускались с примерно вдвое большим темпом нарастания давления в камерах, чем четырехкамерные, из-за чего в первом варианте камеры успевали "проскочить" через области неустойчивости, а во втором - высокочастотные колебания успевали

развиться до опасных значений. Выход был найден в регламентированной задержке полного открытия клапана окислителя в процессе выхода двигателя на режим (он стал выполнять роль двухступенчатой заслонки). Это привело к росту темпа раскрутки ТНА и всего процесса выхода двигателя на режим; в результате время пребывания камер в "нижней" области неустойчивости настолько сократилось, что стало заведомо недостаточным для развития опасных процессов.

Можно подытожить, что в процессе разработки и стендовых доводочных работ удалось успешно решить такие серьезные проблемы, как создание эффективной и приемлемой по массе системы охлаждения камеры, обоснование оптимальной ее формы и типа смесительных элементов, обеспечение необходимых условий для преодоления высокочастотной устойчивости рабочего процесса во всех возможных условиях эксплуатации двигателей. Была набрана удовлетворительная статистика, позволившая приступить к стендовым испытаниям блоков ракеты, а затем ракеты в сборе, после чего - к летной отработке Р-7. Она началась в 1957 г. Первый полет Р-7 состоялся 15 мая. В августе весь мир узнал об этой ракете как первой межконтинентальной, совершившей успешный полет на расчетную дальность. А 4 октября любой житель планеты Земля, следя за полетом первого искусственного спутника, мог воочию убедиться в том, что такая ракета действительно создана, что сила тяготения преодолена и дорога в космос становится доступной.

Первый спутник был внеочередным, назывался "простейшим", имел обозначение ПС, а ракета и двигатели для нее имели такой же индекс. Для обеспечения гарантированной удачи с первого же запуска спутник имел минимально приемлемую массу, а ракета была по возможности облегчена. Двигатели применили специальные: в них защитная завеса горючего на головках камер была уменьшена и, соответственно, на 1% увеличен удельный импульс тяги, что оказалось возможным благодаря только для этой ракеты введенному ограничению форсирования не выше номиналов. Стендовые испытания подтвердили работоспособность двигателей в указанном режиме.

Более 30 лет прошло после начала полетов Р-7, и лишь после этого двигателисты решились на модификацию смесительной головки камеры, используя накопленный за все эти годы опыт и конструкторские решения, которые были проверены на ряде успешно летающих ракет последующих поколений. Целью работ являлось повышение запаса устойчивости и, как следствие, увеличение удельного импульса тяги. Основным сдерживающим фактором для начала работ по модернизации была высочайшая надежность двигателей с первоначальной смесительной головкой. Требовались значительные затраты средств и времени на набор проверочной статистики нового варианта, чтобы подтвердить его хотя бы минимально соизмеримую надежность и решиться на его введение. В конце 1980-х годов решение было принято и двигатели с такими новыми камерами - с однокомпонентными форсунками и антидетонационными перегородками - были изготовлены и испытаны вначале на стенде, а затем в составе ракет. После получения положительных результатов их начали изготавливать серийно. Использование модернизированных камер нашло отражение в наименовании новой модификации ракеты с такими двигателями - "Союз-ФГ".

Еще несколько слов о рулевых камерах. Разработка таких камер началась в ОКБ Королева, где под руководством М.В. Мельникова и Б.А. Соколова ранее была создана и успешно работала экспериментальная камера подходящих параметров тягой ~3 тс. Имелся также стенд для ее автономных испытаний.

Для превращения этой камеры в рулевой агрегат (РА) пришлось разработать специальные поворотные узлы подвода окислителя и горючего и совмещавшиеся с

ними узлы качания, что и было выполнено. Этот РА, во многом универсальный для центрального и бокового блока ракеты, был принят за основу и применялся на начальном этапе летных испытаний, включая запуски первых спутников Земли. Затем, на стадии освоения изготовления ракеты и всех ее систем в серийном производстве, было признано резонным передать рулевые камеры и РА в целом в ОКБ В.П. Глушко, изменив при этом конструкцию на аналогичную основным камерам, а именно, на паяно-сварную с огневой бронзовой стенкой, что дало возможность усовершенствовать смесеобразование. Это существенно улучшило характеристики РА, заметно снизило их массу и подняло удельный импульс тяги на 15 кгс·с/кг, что положительно сказалось на массовых и энергетических характеристиках всей космической ракеты. И уже на пилотируемых ракетах, начиная с полета Юрия Гагарина, устанавливались РА с камерами нового типа. В них сохранилась только первоначальная конструкция узлов подвода и качания, но и они прошли серьезную доработку для исключения индивидуальной ручной подгонки при серийном производстве.

Рулевые камеры остались практически неизменными до настоящего времени. Для проверки надежности каждая из них, как и основные двигатели, проходит огневое контрольно-технологическое испытание перед поставкой.

Высокая надежность ракет типа Р-7, подтвержденная набранной статистикой полетов, позволила обеспечить их длительную эксплуатацию, ставшую рекордной для летательных аппаратов, ведь она началась 50 лет назад. За это время в летной эксплуатации находилось более 15 вариантов космических ракет, созданных на базе ракеты Р-7; при этом число испытаний самого напряженного агрегата - камеры маршевого двигателя - стало поистине "астрономическим". При числе полетов ракет, превышающих к настоящему времени 1700, включая все без исключения пилотируемые старты, число работавших в полете двигателей первой и второй ступеней составляет более 8500 экземпляров, а количество основных камер превысило 34000. Если еще учесть технологические испытания каждого двигателя, а также партионные и проверочные, то общее число испытаний камер штатной конструкции превышает 70000. Такой положительной статистики не имеет ни одна другая камера ЖРД в мировой практике.