

ЭВОЛЮЦИЯ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ В КОСМОС

*Анатолий Дарон, Вячеслав Рахманин **

В статье изложена история создания конструкции камеры ЖРД (ракетного двигателя на жидких компонентах топлива) первой в мире космической ракеты Р-7. Отдавая должное важности создания конструкции всех систем ракеты Р-7, авторы статьи отмечают, что приоритетной научно-технической разработкой, позволившей создать первую космическую ракету, являются ее двигатели, а в них – новая паяно-сварная конструкция камеры. Эта конструкция используется в отечественной ракетной технике до сих пор и позволяет создавать ЖРД практически любой тяги и на любое оптимальное давление в камере сгорания в пределах энергетической увязки параметров двигателя.

Три юбилея

В 2007 году отмечаются сразу 3 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 полёты в космос, и 50 лет со дня запуска первого рукотворного спутника Земли.

К важнейшим заслугам Циолковского следует отнести то, что он понял и объяснил людям в опубликованных им статьях и книгах, начиная с изданного в 1903 году труда “Исследование мировых пространств реактивными аппаратами”, что появилась возможность преодолеть силу притяжения Земли и приступить к полётам в космос. И что это осуществимо только ракетой, разгоняемой её двигателем. В этой же работе Циолковский опубликовал формулу, носящую теперь его имя, из которой следует важнейший вывод о том, что высота и дальность полёта 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 быть возможно более эффективным, обеспечивая максимально реализуемую тягу при сжигании каждого килограмма топлива (отношение тяги двигателя к расходу топлива в секунду принято называть удельным импульсом тяги), а конструкция самой ракеты должна обеспечивать максимальное заполнение её топливом. Циолковский ещё подсказал, что высота и дальность полёта увеличиваются при двух- и более ступенчатых конструкциях ракет. Кроме того, он первым предложил использовать жидкие окислитель и горючее в качестве компонентов ракетного топлива, теплотворная способность которых заметно превышает ранее использовавшиеся пороха.

Важным следствием опубликованных работ Циолковского является то, что они привлекли талантливых энтузиастов к осуществлению идеи межпланетных полетов.

Большая значимость юбилейных событий определяется ещё и тем, что С.П.Королев был действительным руководителем и организатором всех работ по созданию ракеты Р-7, а запуск спутника известил о большой победе человека: впервые удалось преодолеть силу притяжения Земли.

* – А.Д. Дарон – ведущий конструктор двигателей ракеты Р-7, конструктор первой паяной камеры с медной стенкой; В.Ф. Рахманин – действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского.

Первые практические работы

Первые практические работы по созданию ЖРД были начаты в 20-е годы прошлого века американцем Р.Годдардом и немецкими конструкторами. В СССР к таким разработкам приступили в 1930 г. в ГДЛ под руководством В.П.Глушко, а в 1931 г. – Ф.А.Цандера. Работы велись как по экспериментальной отработке конструкции и изучению внутрикамерных процессов, так и для опробования ЖРД на геофизических ракетах, опытных крылатых ракетах и ракетопланах, а также на самолетах в качестве ускорителей. В соответствии с этими задачами тяга двигателей укладывалась в диапазон нескольких сот килограммов. Давление газов в камерах было до 20 атм.

По иному пути пошли немецкие разработчики ракет. Побежденной в Первой мировой войне Германии, в соответствии с Версальским мирным договором, запрещалось иметь наступательное вооружение, в том числе авиацию и дальнюю артиллерию. О ракетах как боевом оружии в договоре не упоминалось, и германский Генеральный штаб привлек энтузиастов реактивного движения к разработке боевых ракет дальностью 250-300 км, с боезарядом массой не менее 1 тонны. Разработанная под руководством Вернера фон Брауна ракета А-4, известная под обозначением V-2, использовалась для обстрела крупных европейских городов (Лондона и др.) в период с сентября 1944 г. по март 1945 г.

Разработка А-4 стала выдающимся достижением в мировом ракетостроении. Впервые был решён ряд проблемных научно-технических задач. Так, камера ЖРД этой ракеты имела тягу у Земли 25 тонн, т.е. превышала тягу других камер, испытывавшихся в то время в Германии, СССР и США, более чем в 10 раз. Естественно, что страны-победители фашистской Германии немедленно приступили к тщательному изучению трофейной ракетной техники и к организации у себя ракетостроительной отрасли промышленности.

Руководство СССР придавало этому делу первостепенное значение, т.к. считало, что боевые ракеты – это путь лишения потенциального агрессора чувства безнаказанности и защищенности расстоянием.

Для создания новой отрасли промышленности в СССР были заново организованы (или выделены из ранее существовавших) крупные конструкторские бюро с производственными базами, научно-исследовательские институты и созданы новые организационные структуры. В мае 1946 года было выпущено специальное постановление правительства “О реактивном вооружении”. Были назначены руководители организаций, ответственные за разработку всех систем и общего ракетного комплекса. При этом главным конструктором ракетных систем был назначен С.П.Королёв, главным конструктором ракетных двигателей – В.П.Глушко, по системам автоматического управления полётом – Н.А.Пилюгин, по стартовым комплексам – В.П.Бармин, а также ряд других. Был образован “штаб” – Совет главных конструкторов под председательством С.П.Королёва, решения которого были практически обязательными для всех организаций, участвующих в работе. В ведущих высших учебных заведениях страны началась подготовка и выпуск специалистов для новой отрасли.

С первой частью задачи, предусмотренной постановлением, – воспроизводством отечественного прототипа ракеты А-4, который получил обозначение Р-1, – справились в сжатые сроки и с хорошим результатом. Была обеспечена высокая надёжность ракеты, чего так и не удалось достичь немцам, и в более короткий срок, чем это было сделано американцами (несмотря на то, что разработки велись с участием перевезенного из Германии фон Брауна). Немаловажным явилось и то, что специалисты, работавшие над Р-1, подтвердили свою творческую зрелость и созидательную способность, притом – на вновь организованной промышленной, научной и испытательной базах.

Практически одновременно с работами по Р-1 начались разработки новых модификаций этой ракеты, связанные с форсированием двигателя, и серьёзные проектные и исследовательские поиски путей создания ракет нового типа, существенно большей

дальности, по возможности – на порядок. К чести В.П.Глушко и двигателистов из смежных НИИ и КБ, безотлагательно начались активные научные и проектно-конструкторские работы по камерам с целью существенного повышения их основных характеристик, в первую очередь, – удельного импульса тяги, без чего невозможно было создание дальних ракет будущего.

Дело в том, что 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. Немецкие конструкторы вынуждены были в своё время пойти на создание камеры двигателя ракеты А-4 из стальных листов толщиной до 5-6 мм. В качестве компонентов топлива они приняли жидкий кислород и этиловый спирт. Поэтому для охлаждения стальных стенок они вынуждены были снизить температуру газов в камере, что они сделали путём балластирования горючего водой на 25% и, дополнительно, уменьшили тепловыделение за счёт загробления смесеобразования (камера имела 18 форкамер со впрыском в них топлива отнюдь не совершенным образом, лишь бы только предохранить стенки от прогаров). Кроме того, оказалось необходимым снизить температуру пристеночных газов, что было реализовано путём впрыска горючего через отверстия в стенке. Все эти решения были далеко не оптимальными и заметно снижали удельный импульс тяги камеры.

При создании форсированных модификаций ракеты Р-1 пришлось уделить особое внимание улучшению системы охлаждения камер путем введения специальных щелевых поясов защитных завес горючего и др. Это позволило использовать спирт с повышенной до 92% концентрацией, несколько увеличить степень расширения сопла, поднять давление газов в камере на ~50%, а тягу – более чем на 60%, увеличить удельный импульс тяги на ~5%. Дальность ракеты оказалось возможным увеличить до 1200-1300 км. На этом были исчерпаны возможности улучшения характеристик такого типа конструкции камеры и, следовательно, увеличения дальности полёта ракет.

Новая конструкция камеры

Дальнейшее существенное улучшение характеристик ЖРД было возможно только путём создания принципиально новой конструкции камеры, которая бы обеспечивала полную надёжность при существенном повышении теплотворной способности топлива и давления газов в камере при предельно реализуемой полноте сгорания. Все эти направления связаны со значительным ростом тепловых потоков, поэтому могли быть обеспечены лишь при качественно улучшенном охлаждении стенок. 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. Как показали расчёты, такими компонентами явились жидкий кислород, уже хорошо освоенный промышленностью и эксплуатирующими организациями, и общедоступный керосин, обеспечивающий в реакции с кислородом существенно большее тепловыделение, чем этиловый спирт. Однако замена спирта на керосин в качестве горючего для ЖРД приводила к серьёзным осложнениям. Так, температура продуктов сгорания повышается на ~1000 °С, в то же время керосин обладает по своим физическим характеристикам примерно в 1,5 раза худшей охлаждающей способностью, чем спирт; к тому же, оптимальная доля его в топливе несколько меньше, чем спирта. И нужно учесть, что жидкий кислород не удаётся использовать для охлаждения стенок, так как он вскипает при докритических давлениях, имеющих место при запуске и выключении двигателя. В итоге: при переходе от спирта к керосину задача охлаждения стенок существенно усложняется. Без серьёзной расчетной проработки и экспериментальной проверки невозможно было установить, имеет ли эта задача решение, особенно в условиях стремления к максимальной полноте сгорания.

Стало ясно, что нужно базироваться на новых принципах конструирования камер. Прежде всего, материал внутренних стенок следовало выбирать возможно более теплопроводным, что означало замену стали на медь, и в перспективе использовать специально разработанные новые медные сплавы – жаростойкие и сохраняющие высокую теплопроводность, при этом толщина стенок должна быть минимальной. Для улучшения теплоотвода от стенок было использовано известное решение: наружное их оребрение. Однако для обеспечения прочной связи внутренней стенки с силовой наружной рубашкой потребовалось создать новые технологические процессы высокотемпературной пайки и сварки меди со сталью и разработать соответствующую новую конструкцию всех узлов камеры.

В ОКБ В.П.Глушко имелся уже достаточный опыт создания ЖРД, в частности – камер сгорания. Известны были и результаты работ коллег – конструкторов и исследователей из других московских КБ и НИИ. В 1948 году В.П.Глушко принял решение приступить к разработке конкретных конструкций экспериментальных камер с медными стенками, к созданию необходимого оборудования и технологии пайки и сварки медно-стальных узлов камер, к экспериментальной проверке работоспособности различных вариантов конструкции.

Первой камерой с оребренной медной стенкой, припаянной к стальной рубашке, стала разработанная в 1948 г. КС-50 (камера сгорания, номинальная тяга – 50 кг). Она успешно работала до давления 100 атм. Камера состояла из цилиндра диаметром 60 мм, плоской головки с одной двухкомпонентной форсункой и сверхзвукового сопла с критическим сечением диаметром 12 мм. Из-за малых размеров камера получила неофициальное название «Лилипут».

Все стенки и днище головки этой камеры со стороны огня были изготовлены из чистой меди. Они охлаждались водой. На наружной поверхности стенок имелись выфрезерованные продольные рёбра постоянной ширины по высоте и длине. Ширина канавок между рёбрами не превышала 3,5-4 мм. Толщина стенки – доньшка канавок между рёбрами – 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 вариантов припоев, различные виды их нанесения на поверхность деталей, разные типы печей для пайки. Технологи совместно с конструкторами определили оптимальный зазор между деталями в местах пайки, различные виды прижатия деталей в процессе пайки и т. д.

Для соединений медных и стальных деталей были отработаны специальные режимы аргодуговой сварки в нейтральной среде.

Конструкция “Лилипута”, как и технология, были пионерскими, и основные решения затем использовались практически на всех последующих камерах ЖРД. Конечно, в дальнейшем при создании камер большей тяги последовали улучшения. Например, чистую медь заменили на хромистую или на другие, вновь разработанные, бронзы. Вместо фрезеруемых рёбер применили тонкие гофрированные проставки из тех же сплавов, где это позволяли профиль стенок и интенсивность тепловых потоков. Ручную сварку заменила сварка автоматическая и т.д.

Паяная конструкция камеры не только полностью решила проблему надёжного охлаждения, но и позволила не ограничивать выбор оптимального давления газов в камере. С полным основанием можно утверждать, что эта конструкция камеры дала возможность создавать ЖРД практически любой тяги в пределах её целесообразности и обеспечила полет ракет на любую дальность. Была обеспечена возможность выводить полезную нагрузку в космос.

Заметим, что американские конструкторы камер ЖРД также были вынуждены использовать медь для стенок и высокотемпературную пайку. Только они пошли по пути формирования тракта охлаждения из большого числа трубок сложного переменного профиля. Такой путь является более трудоёмким и дорогим.

“Лилипут” был первой камерой нового типа. Он нормально работал с первого же испытания, успешно изготавливался многие годы и использовался для опытного подтверждения термодинамических расчётов большого числа перспективных компонентов топлива, включая фторсодержащие окислители, разные суспензионные горючие и др. Подача компонентов в камеру была баллонной, окислитель использовался большей частью газообразным, при околокритическом перепаде давления, что позволяло обеспечивать прекрасный распыл и смешение компонентов топлива и, соответственно, близкую к пределу полноту их сгорания.

Следующим этапом в процессе создания камеры новой конструкции стала камера ЭД140 тягой 7 тонн, послужившая основой для экспериментальной отработки практически всех основных элементов конструкции будущих камер. Первые экземпляры ЭД140 появились в 1950 году, тогда же был создан стенд для их испытаний с насосной системой подачи компонентов топлива.

ЭД140 предназначалась для работы при давлении газов 60 ата. Составлена она была из нескольких узлов с разъёмными фланцевыми соединениями: цилиндра диаметром 240 мм, смесительной головки и сопла. Были спроектированы, изготовлены и испытаны до 20 различных типов смесительных головок, разной длины сопла и несколько вариантов остальных узлов, в том числе узел с оригинальным щелевым поясом защитной завесы горючего с обеспечением тангенциальной закрутки жидкой плёнки на выходе её из щели.

Уникальный опыт, полученный при испытаниях вариантов конструкции ЭД140, а также результаты исследований, проводившихся в других КБ и НИИ, позволили обосновать ряд основополагающих решений по конструкции основной камеры будущего двигателя, а именно:

- разработанные в ОКБ Глушко конструкции всех типовых узлов камеры с медной стенкой и технология их изготовления достаточно работоспособны и надёжны; 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 является цилиндрическая, с плоской смесительной головкой. Такое конструктивно несложное решение далось непросто, так как было представление, что форма камеры и расположение отдельных форкамер или смесительных головок могут способствовать лучшему перемешиванию газов и полноте 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 5-6 миллисекунд, но может быть создано форсунками одной общей головки. При этом конфигурация корпуса камеры должна способствовать лишь организации надёжного охлаждения стенок при минимальных потерях экономичности. Последнее возможно при оптимальном и стабильном пристеночном пограничном слое газа со стороны горячей поверхности стенок, с затратой минимального расхода горючего на необходимое уменьшение температуры этого слоя. Таким образом, наиболее приемлемой оказалась именно цилиндрическая форма камеры сгорания, а для организации оптимального смешения и распределения компонентов топлива по её 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 расчётным путём параметры и надёжность охлаждения камеры. Методики расчёта были разработаны В.М.Иевлевым, Л.Ф.Фроловым и их сотрудниками в НИИ-1 МАП, возглавлявшимся в те годы М.В.Келдышем.

Изменения камеры по результатам доводочных испытаний

Одновременно с описанными работами, в ОКБ С.П.Королёва со всеми смежными с ним организациями проводились комплексные проектно-конструкторские и научные исследования по дальним ракетам. К началу 50-х гг. были определены объективные возможности создания ракеты межконтинентальной дальности. На основе этих исследований был принят ряд определяющих решений.

Для будущей ракеты требовалась, как минимум, двухступенчатая компоновка. В то время не хватало опыта по запуску двигателей на высоте (в пустоте) на выбранном несамовоспламеняющемся топливе. Была принята всем знакомая теперь 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 ракеты относится и то, что создавались условия для максимальной унификации двигателей.

На начальном этапе проработок пятиблочной ракеты считалось, что двигатели будут однокамерными. Тяга на Земле каждого двигателя была задана 60 тонн, оптимальное давление газов в них было определено на уровне 60 ата; 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.

Итог испытаний такой камеры оказался неблагоприятным: никакими способами, известными двигателям в то время, не удалось обеспечить высокочастотную устойчивость процесса сгорания без его ухудшения, т.е. без снижения основной характеристики – удельного импульса тяги. Спонтанное развитие вч-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 этого катастрофического явления было возможно в те годы, в основном, экспериментально. Было выяснено, что такой тип колебаний появляется чаще при увеличении давления в камере, при увеличении её диаметра, в большой степени зависит от системы смесеобразования, и чем оно лучше и полнота сгорания больше, тем вероятнее развитие таких колебаний. Далеко не сразу, но было, в частности, выяснено, что природа этих колебаний – в развитии ударных детонационных волн, распространяющихся со звуковой скоростью – отсюда и высокая частота. С особенностями этого явления, ставшего серьёзным препятствием в создании камер большой тяги, можно ознакомиться в специальной литературе. А при создании мощных ракет в 1950-е годы разработчики были вынуждены искать пути конструирования двигателей, используя камеры меньшего диаметра.

Ко времени получения такого вывода выявилась необходимость увеличить стартовую тягу межконтинентальной ракеты на ~25%, что усугубило сложности по двигателям. Тогда и последовало предложение разрабатывать двигатели не в одно-, а в четырёхкамерном 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, было то, что массовые характеристики двигателей

не только не ухудшились, но даже улучшились за счёт сокращения длины сопел камер, что уменьшило как длину двигателя, так и хвостовых отсеков блоков ракеты.

Именно в таком варианте ракета получила обозначение Р-7, став впоследствии легендарной “семёркой”.

Управление полётом ракеты по программируемым траекториям впервые было задумано осуществлять с помощью дополнительных качающихся рулевых камер (тягой ~3 тонны каждая), располагаемых по две на наружной стороне каждого бокового блока, и ещё четырех – равнорасположенных по периметру центрального блока, с подводом к ним компонентов топлива от турбонасосных агрегатов (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 был создан специальный стенд, на котором было проведено более 1000 огневых испытаний с выходом на режим предварительной ступени, пока испытатели не достигли уверенности в надёжности начального периода запуска и возможности его автоматического контроля. Следует напомнить, что на режиме предварительной ступени оба компонента топлива подаются в камеры самотёком, под давлением наддува баков и столбов самих компонентов. При этом зажигание обеспечивается от пороховых патронов, и только после достижения стабильного горения во всех камерах подаётся команда на раскрутку ТНА всех двигателей и на вывод их на основной режим работы.

Диаметры цилиндрических частей основных камер были выбраны равными 430 мм на основании имевшегося опыта по оптимальной расходонапряжённости **. Были созданы экспериментальные однокамерные двигатели, на которых камера прошла предварительную проверку, включая исследование возможности проявления вч-неустойчивости при работе на ожидаемых режимах. Наконец, была выбрана окончательная конструкция камеры. В частности, остановились на двухкомпонентных форсунках, устанавливаемых на концентрических окружностях, при периферийном ряде однокомпонентных форсунок горючего – для образования пристеночной защитной завесы.

Испытания показали, что расход горючего на завесу определяет не только достаточность охлаждения стенок камеры, но и существенно воздействует на границы областей вч-неустойчивости по давлению газов в камере. Были выявлены две зоны неустойчивости: “нижняя” зона – примерно на уровне 40-70% от номинального давления в камере, и “верхняя” зона - с угрожающе низкой нижней границей неустойчивости – всего ~ +6-7% над номиналом. Оказалось, что увеличение расхода керосина на завесу перемещало эту границу неустойчивости вверх по давлению. Пришлось установить количественные зависимости удельного импульса тяги и положения границы неустойчивости от расхода на завесу и выбрать оптимальный расход. Одновременно установили, что кажущиеся незначительными, а иногда и не контролируемые, отклонения при изготовлении камеры и, особенно, смесительной головки могут повлиять на положение этой грозной границы. В документации были регламентированы такие тонкости по изготовлению головки, как, например, фаски на форсунках, разброс гидравлических сопротивлений отдельных форсунок, распределение форсунок по площади головки в зависимости от фактического расхода воды при технологических поливках через каждую из них и др. В результате удалось обеспечить главное: вполне достаточную стабильность границы области неустойчивости.

** – отношение расхода топлива через камеру к площади её поперечного сечения.
[Примеч. автора]

Отработка двигателей. Успехи

После завершения отработки камеры на однокамерных экспериментальных установках были созданы опытные двухкамерные двигатели, уже со штатными ТНА и другими агрегатами, что позволило проверить и их работоспособность в заданных эксплуатационных интервалах параметров. Испытания прошли успешно. Но когда перешли к полной штатной сборке в четырёхкамерном варианте, то пришлось заняться обеспечением вч-устойчивости в камерах при выходе двигателя 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, благодаря вдвое меньшей мощности, потребляемой насосами при вдвое меньшем расходе топлива. Поэтому в первом варианте камеры успевали “проскочить” через области неустойчивости, а во втором – вч-колебания успевали развиться до опасных значений. Решение было найдено в регламентированной задержке полного открытия клапана окислителя в процессе выхода двигателя на режим (клапан 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.

Важным обстоятельством для обеспечения надежной работы двигателя стало сохранение разработанной ранее системы контроля каждого экземпляра двигателя с проведением огневого стендового технологического испытания, при котором проверяется надёжность во всём эксплуатационном диапазоне изменений давления газов. Что касается обеспечения надёжности при работе на ракете при впервые создававшейся системе регулирования двигателей в полёте, то были разработаны специальные меры, гарантированно исключающие попадание режимов двигателей в области вч-неустойчивости. Размеры статьи не позволяют остановиться на этих мерах.

Можно подытожить, что в процессе разработки и стендовых доводочных работ по двигателям удалось успешно решить такие серьёзные проблемы, как создание эффективной и приемлемой по массе системы охлаждения камеры, выбрать оптимальную её форму и смесительные элементы, создать необходимые условия для обеспечения вч-устойчивости рабочего процесса во всех возможных условиях эксплуатации и набрать удовлетворительную статистику, позволившую приступить к стендовым испытаниям отдельных блоков ракеты, а затем ракеты в сборе, после чего – к лётной отработке Р-7. Она началась в 1957 году. Первый полёт был совершен 15 мая. В августе весь мир узнал об этой ракете как первой межконтинентальной, совершившей успешный полёт на расчётную дальность. А 4 октября любой житель планеты Земля мог воочию убедиться, следя за полётом Первого искусственного спутника, что такая ракета действительно создана, что сила притяжения преодолена и дорога в космос становится доступной.

Первый спутник назывался “простейшим”, имел обозначение ПС, ракета и двигатели для него имели такой же индекс. С целью обеспечения гарантированной удачи с первого же запуска, спутник был минимально приемлемой массы – более чем в 10 раз меньше той, которую ракета Р-7 по расчётам способна была вывести на орбиту Земли (что подтверждено было в последующем при выводе следующих спутников). Ракета ПС была по возможности облегчена, а двигатели были специальные: защитная завеса горючего на головках камер была уменьшена, а также, соответственно, увеличен удельный импульс тяги. Это стало возможным благодаря специальному ограничению форсирования, введённому только для этой ракеты, – не выше номиналов. Стендовые испытания подтвердили такую возможность.

Так началась история полётов в космос различных модификаций ракеты Р-7. Благодаря этим ракетам проводятся запуски большей части космических кораблей России и все без исключения старты космонавтов с космодрома Байконур.

Более 30 лет прошло после начала полетов Р-7, и лишь тогда двигателисты решились на то, чтобы предложить улучшенную модификацию смесительной головки камеры, использовав накопленный за все эти годы опыт и конструкторские решения, проверенные на ряде успешно летающих ракет последующих поколений. Целью работ было повышение запаса устойчивости и, как следствие, возможное 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 они начали изготавливаться серийно. Использование модернизированных камер нашло отражение в наименовании новой модификации ракеты с такими двигателями - «Союз-ФГ».

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 полётов ракет, превышающем к настоящему времени 1700, число работавших в полёте двигателей первой и второй ступеней составляет более 8500 экземпляров, а количество основных камер превысило 34000. С учетом технологических испытаний каждого двигателя, а также партионных и проверочных, общее число испытаний камер штатной конструкции превысило 70000. Такой положительной статистики не имеет ни одна другая камера ЖРД в мировой практике.

В заключение интересно упомянуть, что на двигателях РД-180, разработанных в НПО Энергомаш и поставляемых в США для установки на новейшую модификацию ракеты «Атлас», используются камеры с такой же конструкцией стенок и системы охлаждения.

Источники

Однажды и навсегда. Под редакцией В.Ф.Рахманина и Л.Е.Стернина.
Документы и люди о создателе ракетных двигателей и космических систем академике В.П.Глушко. – М: «Машиностроение». –1998.– 631 с.