

ЭВОЛЮЦИЯ КОНСТРУКЦИИ И ВЫБОР РАЗМЕРНОСТИ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ РАКЕТЫ Р-7

А.Д.Дарон – ветеран НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко, д.т.н.;
В.Ф.Рахманин – главный специалист НПО Энергомаш им. академика В.П.
Глушко, к.т.н.

В XXI веке космонавтика вступила в пору зрелости. Об этом свидетельствуют не только ее научно-технические возможности, но и то количество юбилеев, которые мы отмечаем. В этом отношении 2007 год является наиболее представительным. Сразу 3 юбилея, и какие! 150 лет со дня рождения К.Э Циолковского – основоположника отечественной космонавтики, 100 лет со дня рождения С.П. Королева, реализовавшего на практике теоретические разработки К.Э. Циолковского, и 50-ти летний юбилей их совместного детища - запуска первого искусственного 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 в координатах времени их появления. При таком подходе следует признать первенство появления 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.

Первые практические работы по созданию ЖРД были начаты в 20-е годы прошлого века американцем Р. Годдардом и немецкими конструкторами. В нашей стране к первым разработкам ЖРД приступили в 1930г. в ГДЛ под руководством В.П. Глушко, в конце 1931г. 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 отечественные работы по созданию ЖРД велись как в сфере экспериментальной отработки конструкции и изучения внутрикамерных процессов, так и для установки на геофизические

баллистические ракеты, боевые крылатые ракеты, ракетопланы, а также на самолеты в качестве реактивных ускорителей и маршевых двигателей. Все эти летающие объекты не требовали создания ЖРД больших тяг, поэтому тяга отечественных ЖРД, а точнее, камер сгорания того периода укладывалась в диапазон от 100 до 300 кгс. Этому соответствовала и конструкция камер, выдерживающая давление газов до 20 атм.

По иному пути пошли немецкие разработчики ракет. Победенной в Первой мировой войне Германии по Версальскому мирному договору запрещалось иметь тяжелое вооружение, в том числе дальнобойную артиллерию. О ракетах, как боевом оружии, в договоре не упоминалось и германский Генеральный штаб привлек энтузиастов реактивного движения для разработки боевых ракет дальностью 250-300км, а учитывая высокую стоимость одного такого «выстрела», каждая ракета должна была иметь боезаряд массой не менее 1 тонны. Разработанная под техническим руководством Вернера фон Брауна ракета А-4, более известная под пропагандистским наименованием ФАУ-2, использовалась для обстрела крупных европейских городов – Парижа, Лондона, Антверпена и др. в период с сентября 1944г. по март 1945г.

Разработка ФАУ-2 стала выдающимся достижением в мировом ракетостроении, позволившим впервые создать ракету с дальностью полета в сотни километров и грузоподъемностью до 1 тонны. Этому способствовало решение ряда проблемных задач. Камера ЖРД этой ракеты имела тягу у земли 25 тонн, т.е. превышала тягу других существующих в то время в Германии, СССР и США ЖРД в несколько десятков раз. Естественно, что победители фашистской Германии немедленно приступили к тщательному изучению трофейной ракетной техники и организации у себя ракетостроительной отрасли промышленности.

В СССР организационные основы нового научно-технического и промышленного направления были заложены постановлением Совета Министров СССР « О реактивном вооружении» от 13 мая 1946г. Среди множества мероприятий, намеченных к реализации, Постановление обязывало Миноборонпром и Минавиапром воспроизвести на отечественных заводах и из отечественных материалов ракету А-4.

Для воспроизводства двигателя и развития дальнейших работ по ЖРД в г.Химки было организовано ОКБ и завод №456. Техническое руководство этими работами поручалось В.П. Глушко. С конструкцией двигателя ракеты А-4 Глушко и работники Казанского ОКБ-РД познакомились еще в Германии в 1945-1946 годах. В начале знакомства их поразили геометрические размеры двигателя и, в первую очередь, камера

сгорания и величина тяги – 25тс. Камера сгорания имела грушевидную форму, максимальный внутренний диаметр – 950 мм, работала на топливе жидкий кислород и 75% водный раствор спирта. Представляется не лишним упомянуть, что одним из основных отличий ЖРД от других тепловых двигателей является высокая температура рабочего тела в камере сгорания, достигающая в зависимости от компонентов топлива от 2500 до 4000°С, т.е. выше температур плавления конструкционных материалов. Поэтому первой задачей, которую приходится решать конструкторам камеры ЖРД, является обеспечение сохранности стенки в процессе работы камеры. С этой целью применяется наружное и внутренне охлаждение внутренней стенки, а также теплозащитные покрытия. Рассмотрим теперь, как выполнено охлаждение камеры двигателя ракеты А-4.

Корпус камеры состоял из внутренней и наружной стенок, выполненных из листовой стали толщиной 5-6мм. В щелевом зазоре между стенками протекало горючее, охлаждающее внутреннюю стенку. Дополнительно к этому вдоль образующей сферической камеры и конического сопла размещено несколько поясов впрыска горючего для снижения температуры газа в пристеночном слое. Кроме того, для снижения температуры сгорания топлива этиловый спирт на 25% разбавлен водой.

Оценивая общую систему охлаждения камеры, следует признать, что она далека от оптимальной. Во-первых, внутренняя стенка в тракте охлаждения имела гладкую поверхность, хотя об эффективности ребренной стенки немецким конструкторам было известно. Во-вторых, струи горючего из поясов внутреннего охлаждения подавались перпендикулярно к стенке, что существенно снижало как их эффективность, так и удельный импульс тяги. На эту характеристику так же отрицательно влияло и разбавление спирта водой.

Все эти недостатки лежат на поверхности и объяснить их наличие в конструкции камеры можно только нехваткой времени для отработки и острой необходимостью сокращения времени на изготовление камеры. Шла война и военные требовали производить в месяц до 1000 ракет, в лучшие по производительности месяцы изготавливалось почти 900 экземпляров.

Смесеобразование в камере выполнено с использованием форкамер – на полусферическом торце камеры в центре и на концентрических окружностях размещено 19 форкамер, в которых простейшим струйным впрыском смешивались компоненты топлива, что также отрицательно сказывалось на величине удельного импульса тяги. Но другого

технического решения для камеры таких размеров и принятой формы найти было практически невозможно. С этой конструкцией можно поздравить ее автора – доктора Вернера Тилля, погибшего 17.8.44г. при налете английской авиации на Пенемюнде.

Успешно воспроизведенная на заводах СССР ракета А-4 получила обозначение Р-1 и в сентябре 1948г. были начаты ее летные испытания. Этим была подтверждена возможность отечественной промышленности выпускать подобную технику. Но как современное вооружение ракета Р-1 с ее дальностью полета до 300 км уже не представляла интереса. Поэтому в апреле 1948г. вышло правительственное Постановление о разработке в течение 1948-1950г.г. двух боевых ракет: Р-2 – дальностью до 600 км. и Р-3 – дальностью до 3000км, т.е. в 10раз дальше, чем еще не освоенная на производстве на тот момент времени ракета Р-1. Такое задание можно было поручать в 2-х случаях: при абсолютной уверенности в способности исполнителей выполнить это задание или при абсолютном непонимании трудностей для его выполнения. Будем надеяться, что при выдаче задания руководствовались первым вариантом, хотя нельзя исключить и сочетание обоих вариантов. Нельзя оставить без внимания и замечание В.П. Глушко в письме к министру М.В. Хруничеву: «Создание двигателя для ракеты Р-3 связано с решением ряда проблем, которые находятся на границе посильного современной науке и технике.»

Работы по реализации этого Постановления велись по двум направлениям: а) дальнейшая модернизация базовой модели А-4; б) использование отечественных технических решений, разработанных в 30-40-х годах до знакомства с немецкой ракетной техникой.

Работая в русле первого направления, были разработаны ракеты Р-2 дальностью в 600км и Р-5 дальностью 1200км. Изменения были внесены в конструкцию всех ракетных систем, в том числе и в двигатель. Изменилась и конструкция камеры, которая обеспечивала в ракете Р-2 тягу у Земли 37тс, при давлении газов в полости сгорания 22 атм. и в ракете Р-5 тягу 44тс, при давлении газов 24,5 атм. Удалось увеличить и удельный импульс тяги с 203кгс с/кг у Р-1 до 210 кгс с/кг у Р-2 и 220 кгс с /кг у Р-5.

Эти характеристики были получены благодаря замене струйных поясов внутреннего охлаждения на щелевую завесу с тангенциальной закруткой горючего, что позволило ликвидировать 2 пояса внутреннего охлаждения, а также введением поясов завесы в форкамерах и организацией наружного охлаждения ранее неохлаждаемого участка стенки сопла. Эти мероприятия по улучшению охлаждения позволили поднять температуру горения топлива путем использования спирта 92%

концентрации, что также положительно сказалось и на тяге, и на ее удельном импульсе.

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 способности 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 существенно отличались от достигнутых в камере ракеты Р-5: тяга – 120 тс, давление в камере – 60 атм, удельный импульс 244 кгс с/кг. Для их обеспечения требовались новые технические решения.

Расчеты показали, что для получения заданной дальности в 3000км необходимо вместо спирта использовать керосин, имеющий более высокую теплотворность. Однако это приводило к трудностям обеспечения охлаждения камеры, т.к. температура горения керосина с кислородом выше примерно на 1000°C, охлаждающие свойства керосина почти в 1,5 раза хуже, чем у спирта, оптимальная по удельному импульсу тяги доля керосина в топливе меньше, чем спирта. Сложность обеспечения надежного охлаждения камеры усугублялась необходимостью получения высокой экономичности рабочего процесса в камере.

В процессе разработки вырисовывалась новая конструкция камеры: внутренняя стенка изготавливается из высокотемпературопроводного медного сплава, для улучшения теплоотвода используется известное решение – наружное оребрение, при этом толщина стенки в канавках выполняется минимально возможной, вплоть до 1 мм. Для восприятия внутреннего давления ребра медной стенки припаиваются высокотемпературным твердым припоем к силовой наружной стенке. Такая конструкция вызвала необходимость разработки новых технологических процессов пайки меди со сталью.

Успешный опыт эксплуатации двигателей в составе ракет Р-1, Р-2, Р-5 в какой-то мере оказывал давление на конструкторов при выборе формы камеры нового двигателя. Форма камеры представлялась сферической, диаметром более 1м, с 19-ю смесительными головками диаметром 200 мм, расположенными в центре и на 2-х концентрических окружностях по аналогии с расположением форкамер на камере двигателя А-4.

Сформировав конструктивный облик камеры, конструкторы и технологи ОКБ и завода №456 приступили к разработке конструкции

экспериментальных камер нового типа и технологии их изготовления.

Первой камерой с оребренной медной стенкой, припаянной к стальной силовой стенке, стала разработанная в 1948г. КС-50 тягой до 100 кгс. Она состояла из цилиндра диаметром 60мм и объемом 1л. с критическим сечением диаметром 12мм, плоской смесительной головкой и конического сопла. В центре головки установлена двухкомпонентная форсунка. Из-за малых размеров камера получила неофициальное наименование «Лилипут». Эта камера стала прародительницей фундаментальной отечественной конструкции камер ЖРД. Большой вклад в создание паяной конструкции камеры внесли технологи лаборатории пайки завода №456. Для получения паяного соединения нужной прочности было опробовано несколько марок припоев, различные виды их нанесения на поверхность деталей, разные типы печей для пайки, совместно с конструкторами определили оптимальный зазор между деталями в местах пайки, различные виды прижатия деталей в процессе пайки и т. д.

Следующим этапом в процессе создания камеры новой конструкции была камера ЭД140 тягой до 7 тс., первоначально предназначавшаяся для отработки смесительной головки камеры ракеты Р-3. Эта камера, разработанная и изготовленная в 1949-1950 г.г., стала основой для экспериментальной отработки практически всех основных элементов конструкции камер будущих отечественных ЖРД.

Паяная конструкция камеры не только полностью сняла проблему обеспечения надежного охлаждения, но и позволила выдерживать любое давление газов в камере в пределах увязки мощностей 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.

Выбрав приемлемый вариант форсунок при испытаниях смесительных головок в составе камер ЭД140, в ОКБ-456 приступили к отработке конструкции камеры для Р-3, которая проводилась огневыми испытаниями модельных камер. Однако уже первые испытания показали наличие множества сложных проблем, присущих конструкции сферической камеры и вообще бесперспективность создание более мощного двигателя с камерой подобной конструкции. При модернизации базового двигателя в конструкции камеры 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 приведения этих работ выявились сложности в создании и других ракетных систем, да и сама ракета с дальностью 3000км не решала главной стратегической задачи – иметь ракетное вооружение межконтинентальной дальности. Учитывая, что ракета Р-5 обеспечивает решением военных задач средней дальности, разработка Р-3 была прекращена. Этому способствовали и достигнутые успехи в проведении научно-технических исследований в ракетостроительной отрасли.

Результаты цикла испытаний камеры ЭД140, а также исследования, проводящиеся в других ОКБ и НИИ под руководством А.П. Ваничева, А.М. Исаева, М.В. Мельникова

и других авторитетных специалистов, позволили определить основные конструкторские решения для создания камеры нового типа, а именно:

- конструкция камеры с медной стенкой, припаянной к силовой наружной стенке, и технология изготовления таких камер показали достаточную работоспособность и надежность для их использования в ЖРД больших тяг;
- наилучшей формой камеры сгорания была признана цилиндрическая, с плоской смесительной головкой. Такое конструктивно несложное решение далось не просто, т.к. господствовало представление, что предварительно организованное смесеобразование в форкамерах или несколькими отдельными смесительными головками с последующим макроперемешиванием потоков газа в камере сферической формы будет способствовать улучшению полноты сгорания и приведет к повышению удельного импульса тяги. В действительности оказалось, что получение максимального удельного импульса тяги обуславливается возможностью создания оптимального по этому параметру соотношения компонентов топлива равномерно по всему поперечному сечению камеры, а это может быть организовано установкой форсунок по одной общей головке. Тогда же была установлена и роль конфигурации внутренней стенки камеры, т.к. она в значительной мере определяет возможность организации надежного охлаждения при минимальных потерях экономичности. Последнее возможно при оптимальном и стабильном пристеночном слое газа, омывающем стенку камеры, содержащим минимальное количество горючего для необходимого

уменьшения температуры пристеночного слоя газа. Эти условия можно выполнить только при наличии цилиндрической стенки;

- 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 улучшенной камеры ЖРД для ракеты нового поколения. Это в совокупности с достижениями разработчиков других ракетных систем и ОКБ-1 под руководством С.П. Королева создало объективные возможности для разработки ракеты межконтинентальной дальности, получившей обозначение Р-7. Для обеспечения дальности 8-10 тыс. км ракета выполнялась в 2-х ступенчатом варианте по пакетной схеме.

В первоначальном варианте по компоновке ракеты, согласованной с заказчиком, двигатели проектировались с одной камерой тягой 60тс., давление в камере сгорания

60 атм. Камера имела наиболее приемлемую для организации охлаждения цилиндрическую форму с внутренним диаметром 600мм, смесительная головка плоская с 2-х компонентными форсунками. В конструкции камеры были использованы все имеющиеся в то время рекомендации для ее надежной работы. Однако при первых же огневых испытаниях обнаружилось неустойчивое горение, приводящее к разрушению камеры и никакими известными в то время способами устранить появление ВЧ-колебания не удавалось. Не использован был только один известный способ – существенное уменьшение размеров полости сгорания, в частности, диаметра цилиндрической части камеры, что неизбежно приводило к переходу от однокамерного к многокамерному двигателю. Следствием такого перехода была бы не только капитальная переделка двигателя, но и внесение изменений в конструкцию ракеты. А это было проблематично, т.к. переделывать свою конструкцию из-за сложностей, возникших у соседа, никто не любит.

Ситуация разрешилась неожиданно. В связи с увеличением массы головной части потребовалось увеличить на 25% стартовую тягу ракеты, а это автоматически привело к необходимости изменения конструкции двигателей. Используя сложившуюся ситуацию, двигателисты предложили разрабатывать двигатель в 4-камерном варианте. У нового двигателя тяга возрастала до 83тс, удельный импульс на 6 кгс кг/с, высота двигателя уменьшалась на 1,3м, диаметр увеличивался на 0,46м, масса возрастала на 400кг. К заслугам проектировщиков ракеты и системы управления следует

отнести, что они поняли возникшие у двигателистов сложности пошли на изменения собственной конструкции, связанные с увеличением числа камер.

На этом трудности с отработкой конструкции камеры не закончились. Еще долго и кропотливо пришлось проводить работы по обеспечению устойчивости рабочего процесса в камере. Полученные положительные результаты позволили 15 мая 1957г. начать летные испытания Р-7, а 4 октября того же года запустить первый искусственный спутник Земли.

Более 30 лет прошло после начала полетов Р-7, когда двигателисты решились на то, чтобы использовать накопленный за все эти годы опыт и конструкторские решения, проверенные на ряде успешно летающих ракетах последующих поколений, и с целью повышения удельного импульса тяги и запаса устойчивости рабочего процесса сконструировать и начать проверку, в начале на стенде, а затем в составе ракет, измененной смесительной головки. Основным сдерживающим фактором была высочайшая надежность двигателей с первоначальной смесительной головкой и требовались значительные затраты средств и времени на набор проверочной статистики нового варианта, чтобы подтвердить его соизмеримую надежность и решиться на его введение. Ведь только эти среди отечественных двигателей вот уже почти 46 лет используются для вывода людей в космос. Использование камеры с однокомпонентными форсунками нашло отражение и в наименовании новой модификации ракеты «Союз-ФГ».

Высокая надежность ракет типа Р-7, подтвержденная набранной статистикой полетов, позволила обеспечить их длительную эксплуатацию, ставшую рекордной для ракетной техники – почти 50 лет. Число испытаний самого напряженного агрегата-камеры маршевого двигателя – стало поистине «астрономическим»: при количестве пусков ракет, составляющих к настоящему времени 1725, число работающих в полете основных камер – 34500 экземпляров. Если же подсчитать общее количество испытаний камер, проведенных при летной эксплуатации, а также при стендовых КТИ и КВИ, то это число существенно превысит 70 000 испытаний. Такой положительной статистики не имеет ни одна другая камера ЖРД в мировой практике.