

К ИСТОРИИ РАЗРАБОТКИ ДВИГАТЕЛЕЙ ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ "ВОСТОК"

А.Д.Дарон

В начале 50-х годов остро встала задача создать оружие, которое могло бы надежно обеспечить защиту СССР от потенциального противника, обеспечить, при крайней необходимости, достижимость территории такого противника. Наиболее эффективным средством доставки могла послужить только ракета. Параметры ее однозначно определялись массой так называемой полезной нагрузки и расстоянием до возможного противника. В дальнейшем эта ракета была использована в качестве первых основных ступеней носителя корабля "Восток". Создание ракеты-носителя было поручено руководством страны кооперации КБ, разработавшей в предыдущие годы и сдавшей в серию ряд ракет Р-1, Р-2, Р-5 и их модификаций.

В тесно связанную кооперацию входили:

ракетное КБ С.П.Королева (нынешнее НПО "Энергия"),

двигательное КБ В.Л.Глушко (нынешнее НПО Энергомаш),

КБ Н.А.Пилюгина, занимавшееся автономными системами управления,

КБ М.С.Рязанского — радиоуправление,

КБ В.П.Бармина — стартовые комплексы и ряд других.

Общее техническое руководство разработкой обеспечивалось Советом Главных конструкторов во главе с С.П.Королевым.

Перед началом опытно-конструкторских работ была проведена тщательная комплексная НИР, определившая оптимальные технические требования ко всем системам ракетного комплекса, получившего название Р-7.

Несколько позже, уже в процессе работы, оказались целесообразными весьма перспективные модификации ракеты Р-7 для реализации ряда крупнейших научных и народнохозяйственных задач. Стало совершенно ясно, что предстоит штурм 3-го крупного этапа в развитии ракетной техники.

Под первым этапом развития современной ракетной техники имеются в виду научные и экспериментальные поиски и исследования, проводившиеся, в основном, в СССР, в Германии, в США. Наиболее известными стали работы Циолковского, Цандера, Кондратюка, Королева, Глушко, Оберта, Годдарда. На этом этапе были созданы работоспособные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и выполнены успешные запуски

отдельных ракет.

2-ой этап, с середины 30-х годов — это создание дальней ракеты А-4 (V-2) с 25-тонным ЖРД и боеголовкой массой 1 т. В. фон Браун, возглавивший разработку, и его соратники сделали, конечно, крупнейший шаг в ракетостроении. Однако, как известно, немецкие специалисты не смогли довести надежность этой ракеты до приемлемого уровня.

Послевоенными модификациями V-2 занимались в СССР и в США. В США также не достигли полной надежности, несмотря на участие самого Брауна. А в СССР удалось обеспечить высокую надежность, что, в частности, было обеспечено благодаря созданию начал научной методики доводки, в первую очередь — доводки двигателя. Более того, столь же высокая надежность была достигнута при создании форсированных модификаций этого типа ракет, когда, благодаря ряду усовершенствований, удалось повысить тягу двигателя с 27 до 44 т., а удельный импульс тяги на Земле — с 203 до 220, в пустоте — с 237 до 248 кг-с/кг. (за счет обеспечения перехода с 75%-ного на 92%-ный водный раствор этилового спирта, служившего горючим при окислителе — жидком кислороде, а также повышению полноты сгорания в камере и степени расширения сопла).

А 3-й этап — это разработка межконтинентальной ракеты Р-7. Потребовалось увеличение стартовой тяги на порядок. По двигателям это бесспорно важнейший этап! Необходимо было предельно возможное увеличение удельного импульса тяги — более чем на 65 кг-с/кг (на 25%) в пустоте и хотя бы на 10 — 20 кг-с/кг на Земле, и минимизация массы; кроме того, возникла насущная задача обеспечения регулирования в полете.

В результате предварительно проведенных НИР было принято известное теперь определяющее решение: создавать ракету из пяти блоков — четырех боковых первой ступени и пятого центрального, запускающегося на Земле вместе с боковыми и работающего как одновременно с ними, так и после их отделения, как единственный блок второй ступени.

В качестве топлива остановились на жидком кислороде — как на окислителе, обеспечивающем максимально достижимый удельный импульс из всех, эксплуатировавшихся до того времени, наименее экологически вредном, относительно дешевом и обеспеченном производственной базой, — и керосине Т-1. По обращению с криогенным компонентом был накоплен достаточный опыт. Керосин вместо ранее применявшегося водного раствора спирта вызывал серьезные трудности по двигателю: повышенная калорийность, ради которой он и был выбран, и сниженная охлаждающая способность существенно усложняли решение задачи надежного охлаждения стенок и огневого днища камеры.

Кроме того, для обеспечения предельно достижимого удельного импульса необходимо было обеспечить максимальную полноту сгорания и степень расширения сопла, что возможно было реализовать, в основном, за счет увеличения давления газов в камере (уменьшение давления на срезе сопла было ограничено рядом серьезных объективных осложнений); оба эти момента — полнота сгорания и давление — лишь усугубляли

трудности обеспечения охлаждения камеры.

Перед началом создания двигателей РД-107 и РД-108 для ракеты Р-7 опыт НПО Энергомаш базировался в основном:

- на создании и доведении до серийного производства двигателей для ракет Р-1 — Р-5 и их модификаций,
- на многолетних разработках конструкций, технологических процессов и на испытаниях новых типов экспериментальных камер,
- на ряде проектных и экспериментальных работ, в первую очередь — по однокамерным 120— и 65-тонным кислородно-керосиновым ЖРД (с различными вариантами охлаждения).

В конце 1948 г. была впервые разработана экспериментальная камера "Лилипут" с медными оребренными стенками и огневым днищем, припаянными по вершинам ребер к силовым стальным наружным элементам конструкции. Камера тягой 50 — 100 кг (в зависимости от давления в ней) много лет использовалась для испытаний высококалорийных компонентов топлива. Она охлаждалась водой. Тогда же стало ясно, что при повышенных тепловых потоках со стороны продуктов сгорания конструкция должна базироваться на тонких, порядка 1 мм, стенках из высокотеплопроводного материала — чистой меди или жаропрочного высокотеплопроводного медного сплава. При этом силовые стальные элементы окажутся защищенными, смогут работать в условиях пониженной температуры и быть, как следствие, меньшей массы.

В "Лилипуте" были предложены и реализованы многие основные элементы будущих камер: и выфрезерованные снаружи стенок канавки, с ребрами между ними, и обеспечение изменения числа ребер на конических участках сопла, и пайка медных стенок со стальными рубашками по вершинам ребер, и сварка медных и стальных элементов конструкций друг с другом.

За "Лилипутом" последовало создание экспериментальной камеры ЭД-140 тягой 7 т. Эта камера надежно работала при давлении газов 60 кг/см² на топливе кислород + керосин. Главная задача была найти форсуночную головку, обеспечивающую максимальный удельный импульс тяги. Были отработаны важнейшие элементы будущей штатной головки, проверены возможности замены ребер гофрированными проставками, конструкция и технология сварки узлов стыков секций сопла.

В 1952-53 гг. были проведены испытания мощных экспериментальных однокамерных двигателей на кислороде и керосине. Камеры, прототипы 56 тонных, с диаметром камеры 600 мм, разрушались из-за развития высокочастотной неустойчивости. В связи с тем, что не было оснований рассчитывать на быстрое решение сложной задачи обеспечения высокочастотной устойчивости, а также, принимая во внимание просьбу ракетчиков сократить длину двигателей, было принято нелегкое в то время решение о разработке двигателей РД-107 и РД-108 в четырехкамерном варианте. Расчет на то, что камера меньшей тяги, меньшего диаметра окажется более "покладистой" по обеспечению ее высокочастотной устойчивости оказался правильным.

В результате большого объема доводочных работ удалось отработать смесительную головку с двухкомпонентными эмульсионными форсунками, подобрать пристеночную завесу, создаваемую периферийным рядом однокомпонентных форсунок горючего, обеспечить рекордные для того времени полноту сгорания и значение удельного импульса тяги при гарантированной устойчивости рабочего процесса в эксплуатационном интервале характеристик двигателя.

Задача создания многокамерных двигателей и обеспечения синхронности их работы усложнялась еще тем, что управление полетом ракеты было решено обеспечить наиболее энергетически рациональным способом поворотными рулевыми камерами. Каждому боковому блоку было придано по два рулевых агрегата (на периферии), центральному — 4, итого на ракете — 32 камеры. Вот и нужно было обеспечить их надежный запуск и работу!

Несколько слов о схеме двигателя. Конечно, была выбрана турбонасосная подача топлива, опыт по которой имелся. Мощность ТНА — в 10 раз больше, чем на РД-100 для ракеты Р-1 при массе всего в 1,5 раз больше. Привод турбины — парогазом от разложения на твердом катализаторе перекиси водорода 80%-ной концентрации. Центральное, по оси двигателя, расположение насоса окислителя с двухсторонним входом. Для достижения высоких кавитационных характеристик перед центробежными крыльчатками установлены шнековые преднасосы. От вала насоса горючего через мультипликатор осуществляется привод двух малых насосов: перекиси водорода и жидкого азота. Азот после газификации в испарителе, расположенном внутри кожуха турбины, предусмотрен был для наддува баков всех компонентов.

Новыми в ЖРД были задачи обеспечения их регулирования в полете по тяге и соотношению расходов компонентов топлива.

Первое требовалось для полета ракеты вдоль всей траектории с заданной программой скоростью и достижения, как следствие, в конечной точке моторного полета требуемых координат с заранее заданной конечной скоростью. Второе обеспечивало одновременную выработку компонентов из баков каждого блока окислителя и горючего; это позволило свести гарантийные остатки топлива к минимуму. Обе совместно работающие системы регулирования существенно улучшили баллистические характеристики ракеты в целом. От двигателистов эти системы требовали проверки работоспособности всех агрегатов ЖРД, в первую очередь - камер и ТНА, при меняющемся режиме, создания принципиально новых регуляторов и отработки агрегатов обратных связей систем регулирования.

Регулирование тяги было обеспечено с помощью перенастраиваемого приводом регулятора расхода перекиси водорода, а регулирование соотношения расходов компонентов — изменением гидравлических сопротивлений топливных магистралей за насосами с помощью дросселей, также переключаемых электроприводами.

Воспламенение топлива кислород — керосин было обеспечено с помощью пирозажигательных устройств. Своевременность срабатывания всех агрегатов при запуске пяти двигателей, включая воспламенение компонентов во всех камерах, контролировалась тщательно продуманной

системой сигнализаторов.

Двигатели боковых и центрального блоков создавались предельно унифицированными. При разработке схем принималась во внимание необходимость внесения оперативных изменений по мере выявления тех или иных неполадок. Гибкости схемы и возможности увеличения темпа доводки в немалой степени способствовали системы пневмоуправления агрегатами автоматики и регулятором тяги.

Доводка проводилась этапами, при последовательной проверке работоспособности агрегатов нового ЖРД на экспериментальных двигателях, собранных на базе серийных:

- проверка функционирования систем регулирования тяги и соотношения компонентов топлива на специальных экспериментальных ракетах Р-5РД с двигателями 5МРД;
- однокамерная установка;
- двухкамерная установка;
- четырехкамерная установка — т.е., практически полный двигатель. Здесь небезинтересно отметить, что при замедлении выхода на режим четырехкамерной установки, по сравнению с двухкамерной, двигатель при запуске успевал разрушаться от развития высокочастотной неустойчивости.

Это подсказало необходимость принятия специальных конструктивных мер для ускорения выхода двигателя на режим.

Кроме того, испытывались:

- многодвигательная установка для набора статистики по надежности одновременного запуска на предварительную ступень 32-х камер (проведено несколько тысяч запусков); удалось отработать синхронность запуска всех двигателей и обеспечить проведение его в заранее задаваемое время с точностью до долей секунды;
- проводились комплексные наземные испытания в составе ракетных блоков.

Следует отметить, что КБ С.П.Королева разработало конструкцию дросселя в магистралях окислителя для экспериментального двигателя 5МРД и рулевые агрегаты для первых ракет Р-7 — рулевые камеры с узлами качания и подвода компонентов топлива к ним. Дроссели для двигателей РД-107 и РД-108 создавались уже в НПО Энергомаш. В процессе летных испытаний и при передаче в серию, в том числе на носителях для всех пилотируемых кораблей, устанавливались уже рулевые камеры конструкции НПО Энергомаш с удельным импульсом на 15 кгс/кг больше, чем на камере конструкции НПО "Энергия" и с узлами подвода, документация на которые обеспечивала их серийное производство.

Весь период отработки двигателей доводка велась таким образом, что методически исключались возможности повторения любого отказа. Надежность двигателей оказалась на весьма высоком уровне. Многолетний опыт эксплуатации подтвердил их славу как самых надежных в мировой ракетной технике, что подкреплено беспрецедентной многотысячной

статистикой.

Первый спутник — открытие космической эры — и большая часть других советских искусственных спутников Земли и космических аппаратов и кораблей, все без исключения пилотируемые корабли были выведены в космос благодаря этим двигателям и их модификациям.

Итак, было впервые:

- освоено топливо кислород + керосин ;
- достигнуто номинальное давление в камере 60 кг/см^2 ;
- обеспечено рекордно высокое значение полноты сгорания и полноты удельного импульса тяги двигателя в пустоте (доведено до 315 кгс/кг);
- создана принципиально новая перспективная конструкция камеры — облегченная, способная работать на кислороде с керосином при высоких давлениях, обеспечивая практически полное сгорание и устойчивость рабочего процесса;
- достигнута тяга одного двигателя в пустоте более 100 т ;
- создан многокамерный двигатель (до 8 камер, четырех основных и четырех рулевых) при общей системе подачи компонентов топлива, обеспечена синхронная работа пяти таких двигателей и регулирование их в полете;
- обеспечена гарантированная высочайшая надежность;
- достигнуто невиданное долгожительство: двигатели эксплуатируются уже четвертое десятилетие.

Злободневен сегодня вопрос: благодаря чему так успешно и за сравнительно короткие сроки были созданы двигатели РД-107 и РД-108 и весь комплекс Р-7? Ответ, видимо, в следующем:

1. Была ясная, нужная, понятная всем участникам работы цель. Была однозначно определена масса полезной нагрузки и дальность полета, именно отсюда определялись характеристики ракеты и всех ее систем.
2. Была четкая и квалифицированная организация работ. Дело находилось в руках специалистов, они и принимали решения.
3. Удалось своевременно привлечь и подготовить талантливых творческих работников, которые оказались способными решить поставленную перед ними сложнейшую научно-техническую задачу.