

Разработка двигателя по новой схеме

Погоня за максимально возможным удельным импульсом тяги не ограничивалась применением новых компонентов топлива. Использовались и другие возможности, в частности разрабатывались новые схемы двигателей.

Как уже указывалось ранее, удельный импульс тяги во многом зависит от степени расширения газов, т.е. от отношения давления газов в камере сгорания к давлению газов на срезе сопла. Чем выше степень расширения, тем больше удельный импульс тяги камеры. Таким образом, величина удельного импульса тяги во многом зависит от величины давления в камере, это особенно характерно для двигателей первых ступеней, у которых давление на срезе сопла не может быть существенно ниже атмосферного.

Расчеты показывают, что для двигателей, разработанных по схеме "жидкость—жидкость", т.е. с выбросом генераторного газа после турбины в атмосферу, оптимальное давление в камере сгорания для получения максимального значения удельного импульса тяги двигателя составляет 80—85 атм.

Переход на схему с дожиганием генераторного газа после турбины (схема "газ—жидкость") позволяет поднять давление в камере сгорания до 230—250 атм, что существенно повышает удельный импульс тяги двигателя.

Дальнейшее развитие схемных решений — разработка двигателей по схеме "газ—газ". Эта схема позволяет еще больше увеличить удельный импульс тяги за счет повышения давления в камере сгорания. Разработка двигателя по схеме "газ—газ" является уникальным случаем в истории отечественного ракетного двигателестроения и заслуживает изложения в этой книге.

Об особенностях конструкции и результатах отработки двигателя РД-270 рассказывает ведущий конструктор этого проекта профессор А.Д.Дарон.

В шестидесятые годы начались проектные разработки сверхмощных ракет-носителей, точнее, с максимально возможными характеристиками для современного уровня техники. Стало очевидно, что тяга единичного двигателя и приемлемое число двигателей близки к своему критическому уровню.

Ракету Р-7 с 1957 года поднимают с земли пять многокамерных двигателей, ракету "Протон", начавшую летать с 1965 года, — шесть однокамерных двигателей. В проекте Н1, создававшемся под руководством С.П.Королева, а после его смерти — под руководством В.П.Мишина, сперва предусматривалось иметь на первой ступени 24 однокамерных 150-тонных двигателя, а впоследствии — 30 (!). Потребовались критическое переосмысление путей обеспечения надежности столь крупных двигательных установок, переоценка целесообразного максимума числа двигателей (не путая число двигателей с числом камер, которых может быть в несколько раз больше при многокамерных двигателях) и, главное, поиск основ создания ЖРД существенно большей тяги.

К этому времени в нашей стране уже была освоена схема ЖРД с дожиганием рабочего

тела турбины в камере сгорания, которая позволила избавиться от неэффективного использования топлива на привод турбины и существенно повысить давление газов в камере, что в решающей степени способствовало повышению экономичности, а также позволило уменьшить объем двигателя, приходящийся на единицу тяги. Но и при этой схеме приходится считаться с тем, что стремление к увеличению давления продуктов сгорания в камере обязательно влечет за собой рост температуры газов на турбине: требуется повышение ее мощности, а количество рабочего тела ограничено расходом одного из компонентов через камеру, поэтому увеличение мощности можно обеспечить только повышением температуры рабочего тела. В свою очередь, эта температура лимитируется жаропрочностью применяемых материалов.

Поднять "потолок" давления в камере возможно путем увеличения количества рабочего тела на турбинах за счет превращения в высокотемпературный газ обоих компонентов топлива. Для этого требуются два газогенератора, один с избытком окислителя, другой с избытком горючего, две турбины, два ТНА, магистрали подачи в камеру после турбин окислительного и восстановительного газов и смесительная головка, обеспечивающая ввод в камеру двух газов, откуда схема и получила название "газ—газ".

На основании успешных работ по ракете "Протон" ее генеральный конструктор В. Н. Челомей с главным конструктором двигателей первой ступени В.П.Глушко, поддержанные некоторыми руководящими деятелями отрасли, выступили с предложением рассмотреть в качестве альтернативы Н1 и для решения еще ряда задач новую ракету-носитель, выполненную по многоблочной схеме ("пакетной", как, например, на Р-7 и впоследствии — на самой мощной в мире ракете-носителе "Энергия") с шестью сверхмощными двигателями на первой ступени. Первостепенное значение придавалось тому, что такая схема допускала, более того, предусматривала, поблочную отработку, делая ее несравненно реальнее и эффективнее.

Предусматривалось начать опережающие разработки по двигателю (по сравнению с другими системами комплекса) как наиболее сложной и трудоемкой части общей задачи. И они начались в 1962 году, когда вышло соответствующее постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР.

Комплекс решено было разрабатывать на высококипящих, самовоспламеняющихся компонентах топлива: азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине. Применение токсичного топлива не должно было вызвать больших осложнений — к тому времени уже был получен опыт эксплуатации ракет Р-14 и Р-16 с токсичными компонентами топлива (разработки КБ "Южное"). Некоторое снижение по сравнению с кислородно-керосиновым топливом удельного импульса тяги компенсировалось большей плотностью топлива, т.е. в те же объемы баков могли заправляться соответственно большие массы компонентов, самовоспламеняемость компонентов заметно упрощала задачу обеспечения их безотказного зажигания, следовательно, и схему, и конструкцию двигателя с теперь уже тремя "огневыми" агрегатами (камера и два газогенератора). Двигатель получил наименование РД-270.

На первом этапе выполнялись научно-исследовательские и проектные работы. Они состояли из выбора принципиальной схемы, оптимизации параметров двигателя, увязки и согласования их с разработчиками комплекса и важнейших его систем.

Одной из наиболее важных, проблем на этом этапе был выбор схемы агрегатов подачи компонентов топлива. В принципе, при двух турбинах — одной на газе с избытком окислителя, другой на газе с избытком горючего — возможны были два варианта назначений ТНА.

Первый вариант: один ТНА — низкооборотный, с насосами окислителя и горючего первой ступени, способными работать на минимально возможных входных давлениях; второй ТНА — высокооборотный, насосами окислителя и горючего второй ступени.

Второй вариант: один ТНА — с окислительной турбиной и с насосами только окислителя, т.е. ТНА подачи окислителя (ТНА—О); второй ТНА — с восстановительной турбиной, с насосами горючего (ТНА—Г).

Первый вариант с механически связанными насосами окислителя и горючего был понятнее и на первых порах казался проще для организации всех переходных процессов (запуск, останов, регулирование), хотя и был сложнее по компоновке из-за переплетения магистралей и тяжелее из-за низкооборотного ТНА первой ступени. Но после того как расчетами и моделированием удалось убедиться, что второй вариант при специально разработанных агрегатах регулирования способен обеспечить за счет только гидравлических линий однозначную и надежную связь друг с другом двух пар ТНА с газогенератором (ГГ), как на установившихся, так и на переходных режимах, был выбран именно этот вариант. Он позволил не только несколько упростить компоновку и снизить массу, но, что важно, и заложить основу для обеспечения относительной безопасности проведения доводочных огневых испытаний: выход из строя каких-либо агрегатов не приводил, как правило, к взрывам, так как одновременно не разрушались два ТНА, а в одном ТНА находился только один компонент.

После ряда последовательных уточнений были зафиксированы следующие основные параметры двигателя:

тяга:

у земли.....640 тс

в пустоте.....685 тс

удельный импульс тяги:

у земли.....301 кгс·с/кг

в пустоте.....322 кгс·с/кг

давление газов:

в камере сгорания.....266 кгс/см²

на срезе сопла.....0,86 кгс/см²

соотношение массовых расходов компонентов топлива2,67

регулирование тяги и соотношения

компонентой от номинала..... +5...- 5%

угол качания двигателя.....до 8°

масса двигателя.....не более 4770 кг

габаритные размеры:

высота.....4850мм

диаметр.....3300мм

Был разработан развернутый эскизный проект двигателя РД-270, который явился частью эскизного проекта комплекса УР-700.

Одним из интересных новшеств, впервые появившихся именно на двигателе РД-270, была система программного запуска и останова (СПЗО). На эту систему было получено авторское свидетельство (авторы В.П.Глушко, А.Д.Дарон, Ю.А.Плохов). Суть этого изобретения заключается в следующем. До разработки двигателя РД-270 как запуск, так и останов ЖРД производился командами на открытие и закрытие в подобранной последовательности пускоотсечных клапанов. При возрастании динамических нагрузок, что было обусловлено ростом как тяги, так и давлений в системах и агрегатах, запуск по прежней схеме становился опасным. Поэтому была предложена схема запуска и останова с программным изменением проходных сечений магистралей на переходных режимах, с корректировкой заложенных в программу расходов компонентов по регистрируемым параметрам. Такого типа система нашла применение во многих последующих разработках, правда, обратные связи пока не были реализованы.

В двигателе РД-270 по программе переключались все три дросселя. Было разработано два варианта СПЗО: с электрическими приводами дросселей и корректировкой их переключений по отличиям показаний датчиков частоты вращения от программных значений — электрическая СПЗО, и гидроСПЗО — с переключением дросселей с помощью управляемых гидроприводов.

Теперь о проведенных стендовых огневых испытаниях.

Специфика доводки двигателя РД-270 заключалась в следующем. Ясно, что чем крупнее двигатель и дороже его изготовление и доводка, тем большее внимание следует уделять автономной отработке агрегатов до установки их на двигатель. В КБ Энергомаш традиционно широко использовалась поочередная отработка основных агрегатов нового двигателя в составе экспериментальных установок, создававшихся на базе предшествующих разработок. Для доводки агрегатов двигателя РД-270 такая последовательность работ оказалась неприемлемой из-за принципиально новой схемы, так как экспериментальные установки для отработки на натуральных или близких к ним режимах камеры или любого из ГГ из-за токсичности продуктов сгорания в условиях их неполного разложения не могли быть проще самого двигателя. По этой причине невозможно было обеспечить приемлемый уровень работоспособности основных агрегатов до начала их испытаний в составе двигателя, почти вся доводка агрегатов должна была проводиться в составе двигателя. Этим и объясняется сравнительно низкий темп первых испытаний двигателя, так как полученные результаты экспериментальных пусков часто требовали внесения изменений в конструкцию агрегатов, что приводило к длительным срокам изготовления двигателей с учетом этих изменений.

Предварительная отработка камеры была успешно проведена при испытаниях натуральных смесительных головок при низких давлениях в модельных условиях, возможность которых была обоснована для схемы "газ—газ". Всего было проведено на разных стендах более 200 таких испытаний, которые позволили отобрать лучшие варианты смесительной головки и исключить высокочастотную неустойчивость при последующих испытаниях двигателя. Для испытаний при высоких давлениях была создана малая модель камеры, на которой отрабатывалась работоспособность смесительных элементов при параметрах газов, близких к ожидаемым. Таких

испытаний было проведено более 60 (и более 200 — на 50%-ном режиме). Эти предварительные работы в значительной мере определили то, что при испытаниях в составе двигателя по камере практически не было замечаний.

Окислительный ГГ прошел 20 доводочных испытаний в составе экспериментального варианта серийного к тому времени двигателя РД-253 (от первой ступени ракеты "Протон"), при которых были получены первые обнадеживающие сведения о его работоспособности, хотя и на пониженном режиме. ГГВ прошел некоторый объем отработки на моделях, но этого оказалось недостаточно для выбора перспективного варианта конструкции. В натурном варианте не удалось довести ГГВ до работоспособного состояния, что стало одной из причин, тормозивших проведение отработки двигателя.

Характеристики турбин и насосов обоих ТНА были получены и доведены до требуемых уровней на модельных установках. В частности, для насосов был создан уникальный для того времени стенд с расчетной мощностью 50 000 кВт, на нем возможно было проводить снятие характеристик на 50%-ном режиме. Однако работоспособность ТНА возможно было проверить и обеспечить опять-таки только при испытаниях в составе двигателя.

Следует отметить, что в расчетных и экспериментальных работах, предшествовавших, а затем сопутствовавших стендовым испытаниям двигателя РД-270, активное участие принимали ведущие научно-исследовательские институты отрасли.

Огневые испытания двигателя проводились с октября 1967 по июль 1969 года. Всего было проведено 27 испытаний 22 двигателями, три двигателя проходили повторное испытание, один испытывался три раза. Испытания были кратковременные, при давлении продуктов сгорания в камере до 255 атм. При 9 испытаниях двигатель нормально выходил на основной режим и нормально работал на этом режиме по заданной программе. Все экспериментальные двигатели были с укороченными соплами камер, и все, кроме последних, — без регуляторов, что не дало возможности приступить к отработке СПЗО. Несмотря на это, можно считать, что в стендовых условиях удалось обеспечить приемлемый вариант бесстартерного запуска неуправляемого двигателя через промежуточную ступень тяги.

Главным результатом работ можно считать то, что была показана полная реальность ЖРД, выполненного по схеме "газ—газ" с механически не связанными друг с другом однокомпонентными ТНА и с надежным обеспечением статической и динамической устойчивости.

Разработка двигателя РД-270 была приостановлена в III квартале 1969 года из-за отсутствия решения о проведении дальнейших работ по комплексу УР-700 после успешной высадки американских астронавтов на Луну, а также невостребования этого двигателя для какого-либо другого комплекса.

Многое из того, что было впервые создано для двигателя РД-270, нашло в дальнейшем применение в других разработках.

В заключение имеет смысл постараться дать ответ на вопрос: для каких случаев следует рассматривать возможность использования ЖРД по схеме "газ—газ"?

Ранее отмечалось, что при той же максимально допустимой температуре на лопатках турбин схема "газ—газ" по сравнению со схемой "газ—жидкость" позволяет обеспечить более высокое давление в камере, а это, в свою очередь, дает возможность повышения экономичности и уменьшения габаритов двигателя при той же тяге.

Последующие разработки показали возможность создания ЖРД по схеме "газ—жидкость" на более высокие давления в камере, благодаря применению современных жаропрочных материалов и покрытий, не говоря уже о разработке охлаждаемых конструкций ротора, статора и газопроводов, а также благодаря существенному повышению коэффициентов полезного действия лопаточных машин — насосов и турбин.

Конечно, и при этих обстоятельствах схема "газ—газ" позволяет достичь более высоких давлений в камере, чем схема "газ—жидкость", но чем выше уровень сравниваемых давлений, тем меньше повышение экономичности за счет разницы этих давлений. Если при этом учесть большую сложность конструкции ЖРД по схеме "газ—газ", большую массу, более трудоемкую доводку и затраты на нее, то вряд ли целесообразно прибегать к такой схеме двигателя ради относительно небольшого повышения экономичности.

Следовательно, остается только одна область, в которой целесообразно будет обратиться к схеме "газ—газ": когда потребуются максимальные давления в камере для предельного уменьшения объема, занимаемого ЖРД. При этом, оценивая перспективу, не следует упускать из виду то, что с увеличением размера ракеты ее габаритные размеры растут пропорционально кубическому корню из ее же массы, а габаритные размеры двигателя, определяемые в первую очередь камерой, пропорциональны квадратному корню из той же величины (принимается, что тяга двигателя прямо пропорциональна массе ракеты). Таким образом, с ростом размеров ракет двигателя все более будут определять ее габариты.