

Чтения памяти К.Э.Циолковского, Калуга, 2001г

К ИСТОРИИ РАЗРАБОТКИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ РД-270 ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ УР-700

Судаков В.С., Котельникова Р.Н., Чванов В.К.

НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко, Химки, Россия

Реферат

Жидкостной ракетный двигатель (ЖРД) РД-270 является исключительным примером попытки разработки мощного двигателя по предельной схеме – «газ – газ». В начале 60-х годов в ОКБ-456 под руководством В.П.Глушко приступили к разработке двигателя тягой 640 т на земле и удельным импульсом 301 сек на земле при давлении в камере сгорания 266 атм, работающего на долгохранимых компонентах топлива: азотный тетроксид и НДМГ. Двигатель должен был иметь два газогенератора: окислительный и восстановительный. Двигатель предполагалось использовать в альтернативном (по отношению к РН Н-1) проекте носителя УР-700 Янгеля. Была проведена автономная отработка основных агрегатов двигателя, выполнено 29 краткосрочных огневых испытаний 21 экспериментального двигателя. Работы по доводке двигателя были остановлены в связи с прекращением всей деятельности по проекту УР-700. Многие принципиально новые технические решения были отработаны на этом двигателе, позднее они были использованы при разработке двигателей РД-253, РД-264 и РД-268.

В 60-х годов в НПО Энергомаш (тогда ОКБ-456), возглавляемом академиком В.П.Глушко, было проведено экспериментальное исследование предельной схемы “газ-газ” при разработке двигателя РД-270 тягой 640т. Данная схема позволяла обеспечить существенное повышение удельного импульса за счет повышения давления в камере сгорания. Это было новое слово в практической разработке ЖРД, но надо сказать, что каждый ЖРД в НПО Энергомаш в те годы разрабатывался технически на пределе возможного на тот период. Каждый раз идеи главного конструктора ОКБ-456 В.П.Глушко и задачи, требования, которые он заявлял на новый двигатель, вызывали массу возражений оппонентов, но он вместе со своими коллегами-единомышленниками неизменно добивался своего.

Характеристики РД-270

Схема	с дожиганием (газ + газ)
Топливо	НДМГ + АТ
Тяга на земле	$R_z = 640$ тс (6272 кН)
Тяга в пустоте	$R_p = 685$ тс (6713 кН)
Удельный импульс на земле	$I_z = 301$ с
Удельный импульс в пустоте	$I_p = 322$ с
Давление в камере	$P_k = 266$ атм (26,1 МПа)
Относительная масса у земли залитого двигателя	8,5
Высота	$H = 4,85$ м
Диаметр	$D = 3,3$ м

Основными особенностями двигателя является достижение тяги 640 тонн в одной камере сгорания с применением схемы “газ-газ” с предварительной газификацией практически всего суммарного расхода компонентов топлива в двух газогенераторах, один из которых работает с избытков окислителя, а другой – с избытком горючего. Каждый из газогенераторов производит окислительный и восстановительный газы, которые идут на турбину соответствующего ТНА, в свою очередь, приводящую во вращение насосы. Это обуславливает отсутствие потерь удельной тяги на привод ТНА и возможность работы при высоком давлении в камере.

Схема состоит из: 1) системы подачи окислителя, 2) системы подачи горючего, 3) системы регулирования тяги и соотношения компонентов топлива в камере, 4) системы запуска и останова двигателя, 5) системы продувки, 6) системы наддува топливных баков, 7) системы управления клапанами двигателя.

По команде пуск компоненты топлива поступают в ГГО и ГГВ и воспламеняются. Газы идут на основные турбины ТНА О и ТНА Г. Включаются

стартеры пусковых турбин, входящих в состав как ТНА О, так и ТНА Г. С ростом оборотов ТНА растут обороты гидротурбин преднасосов О и Г, что повышает давление на входе основных насосов О и Г. Газы из ГГО и ГГВ через основные турбины и клапаны идут в камеру сгорания. Двигатель выходит на номинальный режим.

Регулирование тяги происходит благодаря исполнительному органу - дросселю 20 с приводом 19. Регулирование соотношения компонентов топлива в камере сгорания происходит благодаря исполнительному органу - регулятору перепуска 10 с приводом 9. Предусматривалось регулирование по тяге в диапазоне $\pm 5\%$ и по соотношению компонентов в диапазоне $\pm 7\%$.

В конструкции камеры сгорания был введен пояс дополнительного пленочного охлаждения с 4 щелями, а на самых теплонапряженных участках сопла применено покрытие двуокисью циркония.

Восстановительный газогенератор, как и окислительный газогенератор были выполнены по 2-х зонной схеме. Они состояли из плоской форсуночной головки с однокомпонентными форсунками и пояса разбавления для подачи горючего или окислителя. Газовод восстановительного газа был сделан охлаждаемым.

Управление вектором тяги двигателя осуществлялось за счет качания двигателя в карданном подвесе водной плоскости на угол $\pm 8^\circ$.

Впервые в практике проектирования ЖРД в нашей стране был проведен анализ аварийных ситуаций, возможных при работе двигателя с целью выбора определяющих параметров для создания системы безопасности РН.

Предэскизный проект этого двигателя был выполнен в 1963г, дополнение к нему - в 1966г, эскизный проект - в 1968г на основе технического задания ЦКБМ Челомея от 1965г на двигатели 1 и 2 ступеней для ракеты УР-700 (на первой ступени предполагалась установка 6 таких двигателей, на второй – трех двигателей). Основная конструкторская документация была выпущена в конце 1964г.

Началу работ по выпуску предэскизного проекта предшествовали Постановление Правительства от 26.05.62 и приказ ГКОТ от 18.07.62, в которых предусматривалось проведение поисковых работ по выбору оптимальной схемы и параметров мощного ЖРД с тягой до 1000 т в одной камере. Последовавшие заключения на выпущенный предэскизный проект весьма ярко отражали различные мнения на развитие ЖРД в будущем. Военные осторожно отмечали, что не все вопросы подкреплены расчетами и цифровыми данными, особенно говоря об оценке надежности двигателя. НИИ-88 (Мозжорин), одобряя предложения о проведении модельных испытаний для снижения объема натурных автономных испытаний агрегатов, а также использование самовоспламеняющегося топлива, тем не менее считал, что этот двигатель не может найти применения для стратегических ракет (требуются двигатели не более 400 т тяги), а модернизация космических ракет Н-1,

Р-56, УР-700 с его использованием не дает существенных улучшений характеристик, и что двигатель может найти применение только в будущем через 10-15 лет.

В связи с такими отзывами В.П.Глушко и его сторонникам пришлось потратить еще около полутора-двух лет, чтобы доказать, к сожалению, уже практически очевидную вещь – отставание советской программы разработки мощных ЖРД от американской. В письмах секретарю ЦК КПСС Д.Ф.Устинову, министру МОМ С.А.Афанасьеву они напоминают, что американский ЖРД типа F-1, развивающий на кислородно-керосиновом топливе тягу у земли 680т, в декабре 1964г. успешно прошёл официальные стендовые испытания с заказчиком, в то время как РД-270 на ту же тягу 600т, но с существенно большей удельной тягой (на 40 сек), в 1,5 раза более лёгкий и вдвое меньшего объёма по габариту на более эксплуатационном высококипящем топливе, до сих пор не получил должного темпа разработки. Разработана полностью техническая документация и спущена в опытное производство ОКБ-456 ещё в 1964г. Однако официально работы по ней с 1965г. прекращены министерством в связи с задержкой выхода в свет подготовленного проекта Постановления. Задержка же с разработкой мощного двигателя приведёт к безвозвратной потере времени. “Необходимо форсирование работ по созданию двигателя 8Д420 (РД-270) с целью недопущения серьёзного и недопустимого отставания отечественного ракетного двигателестроения от американского в этом классе двигателей, используемых категорий повышенной надёжности тяжёлых РН, позволяя решать задачу с ограниченным числом двигателей (на I ступени Сатурна-5 устанавливается лишь 5 двигателей вместо 30 на Н-1), - писал В.П.Глушко.

К маю 1966г были изготовлены первые узлы основных агрегатов для экспериментальных работ. На моделях и специальных стендовых установках были отработаны автономно основные узлы двигателя. Надо отметить, что стендовая база в то время не позволяла обеспечить в полной мере качественную отработку узлов двигателя. Из-за высоких давлений и больших расходов для проведения автономных испытаний в условиях, близких к натурным, необходимы уникальные стенды, на проектирование и строительство которых потребовалось очень много времени и средств. В итоге объем проверочных испытаний агрегатов двигателей был существенно меньше того, что имело место при доводке других двигателей разработки предприятия. К сожалению, даже в планах отсутствовали автономная отработка камеры, двух газогенераторов и ТНА на режимах, близких к натурным, Отработка этих агрегатов предусматривалась уже в составе двигателя. Это несомненно наложило дополнительные трудности на начальный период огневых стендовых испытаний, так как двигатель был сложнее предыдущих, а объем автономных испытаний агрегатов оказался заметно меньше.

Тем не менее, в ходе автономной отработки узлов двигателя, кроме статических испытаний силовых элементов конструкции, а также проливок и продувок жидкостных и газовых трактов, был выполнен значительный объем работ. Была проведена отработка элементов смесеобразования для газогенератора и камеры сгорания, оценены равномерности распределения расходов по их сечению.

Проведены испытания преднасосов, шнеков и отдельных ступеней насосов на воде, основных турбин на модельном газе, пусковых турбин совместно с пороховыми стартерами при работе насосов на воде и ряд других работ.

Огневые испытания двигателя проводились с 23 октября 1967г по 24 июля 1969г. Двигатели изготавливались в варианте с камерой сгорания, имеющей укороченное сопло, и без регуляторов с целью ускорения начала стендовой отработки. Всего было проведено 27 испытаний 22 двигателей. Три двигателя испытывались повторно, а один – трижды. Все испытания были кратковременными. Эти испытания проводились на стенде №2, который был специально реконструирован для доводки этого двигателя. Доводку двигателя предполагалось в основном завершить в 1972 году. Должно было быть проведено 550 огневых испытаний на 200 двигателях, в том числе для летной сертификации (ЛКИ) планировалось испытать 45 двигателей. Предполагалось также подключить к этим работам и ряд серийных заводов МАП и МОМ (Пермь, Куйбышев, Омск).

Работы по двигателю были прекращены в конце 1969г в связи с закрытием разработки УР-700. Попытки продолжения работ по двигателю такой размерности не нашли поддержки из-за отсутствия конкретной ракеты-носителя.

Тем не менее, выполненные работы по программе ЖРД РД-270 показали реальность создания двигателя по схеме «газ-газ». Был получен огромный опыт в проектировании столь крупногабаритного двигателя. Освоено изготовление таких агрегатов и двигателя. Создана стендовая база, в том числе и крупнейший в мире стенд для испытания насосов на воде и стенд для огневых испытаний двигателя. Было установлено, что одним из наиболее сложных вопросов в процессе создания мощных двигателей по схеме «газ-газ» является «укрощение» динамических характеристик двигателя и обеспечение статической и динамической устойчивости двигателя. Удалось отработать в первом приближении запуск двигателя, и в какой-то мере экспериментально убедиться в возможности обеспечения устойчивости двигателя. Конечно, надо признать, что нельзя на той стадии развития разработки ЖРД было обойтись без проведения предварительной автономной отработки всех основных агрегатов двигателя перед началом его огневых испытаний.

Вместе с тем, можно отметить, что разработка двигателя РД-270 позволила существенно упростить в последующем создание двигателей РД-264 и РД-268 для боевых ракет МР-УР-100 и Р-36М2 (РС-20, SS-18, «Сатана»), а в итоге содействовало и успешной разработке самого мощного в мире двигателя РД-170.