

Выпавшее звено

И.Афанасьев

Создание в СССР криогенных, в частности кислородно-водородных ЖРД, – интересная, драматичная и пока еще малоизученная страница истории отечественной космонавтики.

Как компоненты ракетного топлива жидкий кислород (ЖК) и жидкий водород (ЖВ) впервые были предложены К.Э.Циолковским в 1903 г. Их высокая эффективность отмечалась в работах ведущих отечественных специалистов в области перспективных ЖРД – В.П.Глушко и Н.М.Чернышева еще в 40–50-х годах прошлого века. Однако В.П.Глушко довольно скептически относился к возможности использования водорода в качестве горючего для ЖРД. Он ссылаясь на малую плотность и взрывоопасность кислородно-водородного топлива, а также обращал внимание на эксплуатационные проблемы из-за чрезвычайно низкой температуры хранения ЖВ.



В.П.Глушко считал более перспективными высококипящие топлива, пусть и худшие по энергетике, но обладающие гораздо более высокими эксплуатационными характеристиками. В расчете на такие топлива он пытался развивать основные направления в разработке ЖРД, в связи с чем зачастую вступал в разногласия с другими ведущими специалистами отечественного ракетостроения, в том числе с С.П.Королевым.

Скепсис по поводу возможности применения ЖВ разделяли и некоторые другие ведущие советские специалисты. Нежелание начать широкие исследования в этом направлении и отсутствие хорошо оснащенной опытной базы привели к тому, что ЖВ долгое время оставался без внимания отечественных двигателистов.

Первые работоспособные криогенные ЖРД были созданы в США, где работы по практическому применению ЖВ начались в конце 1940-х. В результате в конце 1950-х – начале 1960-х годов американские фирмы Pratt & Whitney и Rocketdyne разработали кислородно-водородные двигатели RL-10 (для ступени Centaur и ракеты Saturn 1) и J-2 (для верхних ступеней РН Saturn 1В и Saturn 5).

Как бывало не раз, инициатором нового направления в отечественной ракетной технике стал С.П.Королев, в КБ которого с 1956 г. шли поисковые работы по тяжелым и сверхтяжелым носителям. 30 июня 1958 г. появилось первое постановление ЦК КПСС и Совмина о разработке тяжелой ракеты, использующей ядерный ракетный двигатель (ЯРД). Документ также предусматривал разработку носителей с использованием криогенных ЖРД. В подготовке постановления активно участвовали С.П.Королев, И.В.Курчатов, М.В.Келдыш, А.П.Александров, В.П.Глушко.

Следует отметить, что в тот период Валентин Петрович практических работ по кислородно-водородным ЖРД не начинал, но идея ЯРД его заинтересовала, и он организовал проектные работы на эту тему совместно с НИИ-1 (ныне – Центр Келдыша).

В ОКБ-1 Королев поручил исследовать возможность создания ракеты с использованием ЯРД и криогенных ЖРД В.П.Мишину, С.С.Крюкову и М.В.Мельникову. В 1959 г. провели расчеты, прикидки и компоновки различных вариантов тяжелых РН, в том числе с кислородно-водородными ЖРД и ЯРД. В отделе М.В.Мельникова начались проработки криогенного ЖРД открытой схемы для третьей ступени РН

«Восток». Двигатель тягой 5,56 тс и удельным импульсом 415 сек обеспечивал рост массы ПГ с 4722 до 6282 кг. Однако теоретические расчеты выявили ряд технических проблем и чрезмерные габариты и массу топливного отсека (низкая плотность ЖВ особенно сильно сказывается на массовом совершенстве блоков малой размерности). В результате РН такой грузоподъемности, впоследствии названная «Союз», была оснащена всем известным блоком «И» с кислородно-керосиновым ЖРД.

К работам по освоению ЖВ были подключены ведущие научно-исследовательские и проектно-конструкторские организации: Государственный институт прикладной химии (ГИПХ), Государственный институт азотной промышленности, Всесоюзный НИИ криогенного машиностроения, НИИ химического машиностроения и НИИ машиностроения, а также ряд «двигательных» фирм (включая КБ Н.Д.Кузнецова и А.М.Люльки, занимавшихся до этого авиадвигателями, но оставшихся без заказов в пору «хрущевского погрома авиации»).

В начале 1960-х началась разработка сразу нескольких криогенных ЖРД: 11Д56* в КБХМ (для блоков «С1», «Ср» 4-й ступени и блока «Р» 5-й ступени Н-1), 11Д57 и 11Д54 в КБ «Сатурн» (для блока «М» 3-й ступени и для блока «С2» 4-й ступени одного из вариантов Н-1). Несколько позднее к этим работам подключилось КБ КМЗ «Труд» под руководством Н.Д.Кузнецова. Здесь проектировались НК-5 (также для верхних ступеней Н-1 и разгонных блоков) и НК-35 (для блока 2-й ступени варианта Н-1).

Таким образом, программа внедрения кислородно-водородных ЖРД носила комплексный характер и была привязана к программе последовательного наращивания характеристик сверхтяжелого носителя Н-1.

Однако после закрытия программы Н-1 «выжил» и дошел до летной эксплуатации лишь двигатель 11Д56, модификация которого КВД-1 поставляется в составе блока 12КРБ для индийской ракеты GSLV (НК №2 и №5, 2000). НК-5 и НК-35 не вышли из стадии макетирования. Для системы «Энергия-Буран» воронежским КБХА был создан и успешно использован в двух полетах двигатель РД-0120 (11Д122), который не имел прототипов, разработанных по программе Н-1.

Практически не известен широкому кругу любителей истории отечественной ракетно-космической техники криогенный двигатель 11Д57. Он полностью прошел стендовую отработку, но применения так и не нашел. О нем и расскажем.

Работа по «водородной теме» в авиадвигателестроительном конструкторском бюро А.М.Люльки (КБ «Сатурн») началась в 1959–1960 гг. В 1960 г. предприятию поручили разработать проект кислородно-водородного двигателя РДУ-165 тягой 25 тс. По ТЗ в редакции 1962 г. предусматривалось создание ЖРД с тягой в пустоте 40 тс, удельным импульсом 445–449 сек, массой 750 кг. В разработке находилось два варианта: с карданным подвесом (собственно 11Д57) и «неподвижный» 11Д54. Последний при том же диаметре выходного сечения сопла (1860 мм) был несколько короче «карданного» (2950 против 3648 мм). Соотношение компонентов было задано как 6,5:1,0.

Помощь в разработке ЖРД оказывало КБХМ, а также специалисты КБ КМЗ «Труд» (к тому времени получившие некоторый опыт создания кислородно-керосинового двигателя НК-9 для боевых ракет Р-9 и ГР-1 разработки ОКБ-1). От Николая Дмитриевича Кузнецова был переведен Михаил Афанасьевич Кузьмин. По воспоминаниям ветеранов КБ «Сатурн», «это был поистине подарок для нашей фирмы; с Главным такого масштаба мы больше фактически уже не работали».

«В высшей степени культурный и профессиональный человек, очень коммуникабельный, – так отзываются о нем бывшие коллеги, – в общем все характеристики, которые позволяли ему в данной обстановке объединить вокруг себя весь цвет фирмы, особенно молодежь. Мы не знали ничего о водороде... Накопление знаний шло, прежде всего, совместно с академическими и отраслевыми институтами. Особенно помогал НИИ-1, совместно с которым мы занимались процессами горения. На базе ГИПХа, под Ленинградом, мы провели первые испытания. Отработка агрегатов ЖРД шла с участием стендов ЦИАМ и КБ «Сатурн». ЦИАМ внес большой вклад в создание ТНА. Стендовая база строилась в НИИхиммаш. И конечно, много участников было по материалам – и ВИАМ, и ВИЛС, и НИАТ – все эти наши авиационные институты помогали нам».

Испытания начались с автономных проверок кислородного и водородного насосов, клапанов, агрегатов, газогенератора и камеры с форсуночными головками. Нарботка агрегатов составляла более 200 тыс сек.

Первые камеры сгорания делались на базе КБ «Салют» в Тураево, а серийное производство было передано в Куйбышев, на специально выделенный завод «Металлист». Было построено 105 товарных двигателей.

Интересно, что «авиационная традиция» наложила неповторимый отпечаток на конструкцию ЖРД

разработки КБ «Сатурн» (впрочем, как и на двигатели КБ КМЗ «Труд»): ряд материалов и технических решений перекочевали с воздушно-реактивных на ракетные «изделия».

Титановые сопла со степенью расширения 142, с которых началась разработка, при первых испытаниях показали высокое наводораживание металла. Пришлось перейти на нержавеющую сталь, что привело к существенному росту массы (порядка 100 кг).

«Люльковцы» заложили совершенно новую схему ЖРД. В классическом двигателе с дожиганием весь охлаждающий компонент последовательно проходит тракт охлаждения и только потом попадает в газогенератор (ГГ). М.А.Кузьмин ввел «параллельную» схему. За насосом часть компонента, порядка 26% водорода, отбиралась для охлаждения сопла и части камеры, а 74% шло в ГГ. Так как тепловой поток был достаточно высок, и этого количества ЖВ не хватало, то цилиндрическая часть камеры сгорания и форсуночная головка охлаждались кислородом.

Оригинальная схема проточного тракта позволяла сохранять неизменной охлаждаемую часть камеры при использовании сопловых насадков с различной степенью расширения, без дополнительных доводочных работ. Вскоре началось применение насадков с радиационным охлаждением: они нагревались при работе ЖРД до 1300 К и изготавливались из жаропрочного сплава, применявшегося в форсажных камерах турбореактивных авиадвигателей.

Стендовые испытания ЖРД с насадком проводились в газодинамических трубах, где имитировался космос. Вокруг насадка был сформирован специальный отсек, охлаждаемый водой. Коэффициенты черноты подбирались опытным путем, сам насадок был покрыт шпинелью, чтобы коэффициенты излучения точно соответствовали условиям эксплуатации. В отсеке создавалось разрежение, которое имитировало вакуум и отсутствие конвективного теплообмена.

Форсуночная головка комплектовалась двухкомпонентными форсунками. В камере ЖРД выполнены три щелевых пояса завесного охлаждения: в цилиндрической части, перед критическим сечением и непосредственно перед неохлаждаемым насадком. Форсуночная головка и часть камеры сгорания, примерно до «критики», дополнительно защищены циркониевым покрытием.

При расчетном рабочем давлении 80–100 атм камера ЖРД при испытаниях опрессовывалась давлением около 1000 атм.

Зажигание – пиротехническое, в последних вариантах – от «гирлянды» пороховых шашек, что позволяло производить 4–6 запусков двигателя без съема со стенда. Совместно с ГИПХ прорабатывался вариант химического (на самовоспламеняющихся компонентах) зажигания. Однако из-за сворачивания программы эти работы не были доведены до конца.

Двигатель имел весьма миниатюрные жидкостные бустерные насосы. Кислородный насос имел КПД = 0.72, а водородный – более 0.6. Температура газа в газогенераторе 860–900 К.

Тяга регулировалась: двигатель управлялся по двум командам – от регулятора кажущейся скорости и от системы одновременной выработки компонентов топлива из баков.

Характеристики 11Д57	Величина
Номинальная тяга в вакууме	40 тс
Номинальный удельный импульс в вакууме	456.5 сек
Соотношение компонентов	5.8:1.0
Диапазон изменения соотношения компонентов	+10%
Диапазон изменения давления в КС*	+5.5/-7.5%
Ресурс	800 сек
Масса	840 кг
Длина	3660 мм
Диаметр сопла	1860 мм
* При испытаниях достигался диапазон +10/-20 %	

В окончательном виде, после официальных заключительных испытаний в 1973 г., 11Д57 с

фиксированным сопловым насадком имел реально достигнутые параметры, приведенные в таблице.

Карданный подвес обеспечивал качание ЖРД в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Узел качания расположен в районе критического сечения сопла, примерно около центра масс двигателя, что уменьшало шарнирные моменты (облегчение силовых приводов). При этом бустерный насосный агрегат оставался неподвижным.

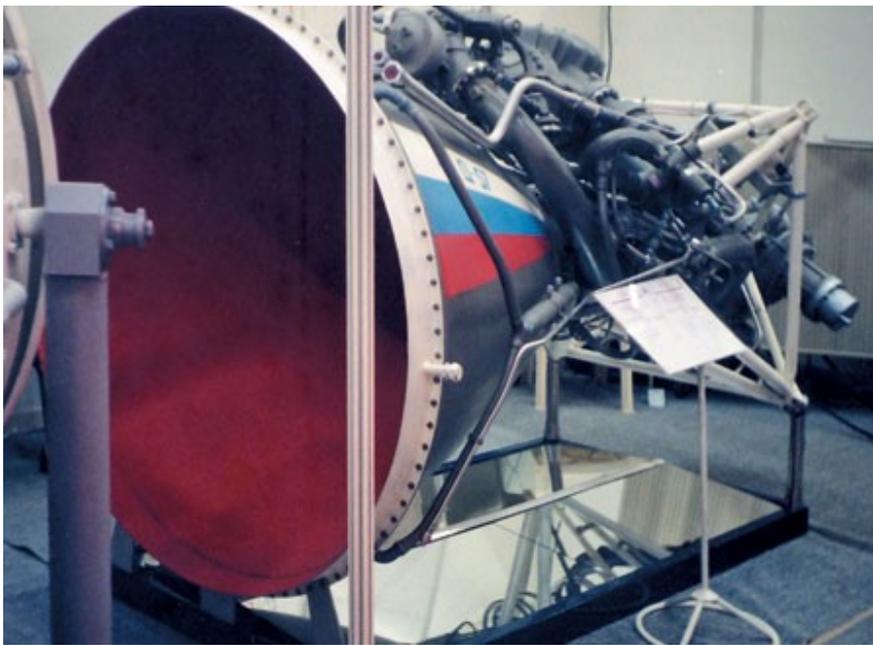
Фактически двигатель был выполнен в многоразовом исполнении. Его работоспособность подтверждена стендовой отработкой всех 105 экземпляров ЖРД в 470 испытаниях с суммарной наработкой 53500 сек. Максимальная наработка одного двигателя составила 5293 сек, а максимальное число запусков ЖРД – 11.

К 1974–75 гг. КБ «Сатурн» приступило к отработке двигателя 11Д57М с выдвигаемым сопловым насадком (максимальный диаметр 2000 мм). Был получен удельный импульс 461 сек, а масса выросла всего на 1.5–2.0%! Насадок сдвигался в рабочее положение на роликах по легким балочным направляющим. Приводы насадка работали на газообразном водороде, отбираемом из рубашки охлаждения. При этом обеспечивалось и горячее («на струе»!), и холодное выдвижение соплового насадка. Время перекладки составляло 1.5–2.0 сек и было подобрано путем сложных газодинамических расчетов. Режим перекладки имел несколько фаз: разгон, торможение, «причаливание» и фиксация. Это было первое в мире реально раскладывающееся сопло.

Создание 11Д57 финансировалось Министерством авиационной промышленности, которое после закрытия программы Н-1, естественно, утратило к теме интерес. К 1977 г. работы над этим ЖРД были прекращены, а его разработчики вернулись к основной теме – авиадвигателям.

Тем не менее применение 11Д57М рассматривалось в проектах НПО «Энергия»: в разгонном блоке «Везувий» для сверхтяжелого носителя «Вулкан» (альтернативный вариант предусматривал установку четырех-шести 11Д56), а также в одном из вариантов РН воздушного старта «Бизань».

В начале 1990-х НПО «Сатурн» пыталось предложить 11Д57М потенциальным заказчикам за рубежом. В частности, компания McDonnell Douglas рассматривала этот ЖРД, наряду с двигателями РД-701 и НК-33, в проектах суборбитальных демонстраторов Delta Clipper и X-2000 ракетно-космических и авиационно-космических систем. В Центре Маршалла (NASA) состоялась презентация 11Д57М (см. фото в начале статьи). Американские специалисты высоко оценили ЖРД. Но дальше интереса и восторгов дело не пошло...



Несмотря на великолепные параметры, которыми можно гордиться и сегодня, ЖРД семейства 11Д57 остались не у дел. А ведь двигатель имел очень удачную размерность, позволявшую использовать его, например, на третьих ступенях РН «Протон» (такой вариант рассматривался) и «Онега». Более того, умеренное давление в камере сгорания (порядка 115–120 атм) не только обеспечивало высокую надежность, но и создавало предпосылки для дальнейшего наращивания характеристик ЖРД. Кто знает, каким бы стал этот уникальный двигатель, оптимизированный с использованием современных достижений в области вычислительной газодинамики и конструкционных материалов?

Остается только сожалеть, что превосходные кислородно-водородные ЖРД, на создание которых в СССР были затрачены огромные интеллектуальные и материальные ресурсы, так и остались невостребованными отечественной ракетно-космической отраслью.