

УДК 629.7

О самом мощном жидкостном ракетном двигателе

On the most powerful liquid propellant engine

Анатолий Дормидонтов¹

Anatoliy Dormidontov

¹ Державний політехнічний музей при НТУУ «КПІ», Київ, Україна, anatol_d28@bigmir.net

Ключові слова:

космонавтика, ракета,
ракетний двигун, ОКБ-456,
НВО «Енергомаш»,
комплекс «Енергія–Буран»

Анотація: У статті досліджені особливості творчості головного конструктора рідинних ракетних двигунів (РРД) В.П. Глушка, та історія створення ним самого потужного з них – РД-170. Показано підвищення його творчого потенціалу, яке призвело до його створення, особливості створення РРД та пов'язані з цим труднощі. Показана структура РРД відкритого та закритого типу та їх відмінності. Показані деякі особливості планування розвитку космонавтики та РРД. Суперечності між Глушко та Корольовим з приводу ракетних палив. Розгляд базується на публікаціях учасників цих подій та документах Глушка.

Key words:

cosmonautics, rocket,
rocket engine, OKB-456,
NVO «Energomash»,
«Energiya–Buran» complex

Abstract— The peculiarity of the creative work of V.P. Glushko, chief designer of the most powerful RD-170 liquid propellant engine (LPE) and the history of it are in report. The fact of a disagreement over the use of cryogenic or hypergolic fuel between Korolev and Glushko. The features of planning and development space activities, LPE are lighted up. Review of publications based on participants in these events and documents.

Основы любой работы закладываются в самом ее начале. Так и к созданию самого мощного двигателя нужно было пройти большой путь. На нем изучались влияние свойств основных элементов конструкции и выбора топлив на возможности двигателя и его надежность. Это путь В.П. Глушко и его коллектив прошли за 60 лет (1929–1989). Его изучение позволяет понять, как влияют на развитие космической техники политические факторы, уровень развития промышленности, характер и личные пристрастия и амбиции участников этой работы.

Глушко в Газодинамической лаборатории (ГДЛ), экспериментально подтвердил работоспособность предложенного им электрореактивного двигателя, но пришел к выводу, что для космической ракеты нужен двигатель с существенно большей тягой. Это, как показал К.Э. Циолковский – жидкостный ракетный двигатель (ЖРД). Здесь (1930–1934) Глушко спроектировал семейство опытных реактивных моторов (ОРМ) от ОРМ до ОРМ-52. Не все проекты воплощались в реальную конструкцию. Из тех, что изготавливались, не все выходили на огневые испытания. На снимке – ОРМ-52, который прошел официальные стендовые испытания в 1933 году. Но можно ли называть их двигателями. Ведь они не имели еще полной комплектации ЖРД. Участник создания самого мощного ЖРД пишет: «Впервые в качестве окислителей для ракетного топлива были предложены азотная кислота, ее растворы с четырехокисью азота, хлорная кислота, перекись водорода и др. Итогом этого периода работы группы разработчиков ЖРД под руководством В.П. Глушко является создание коллектива единомышленников и энтузиастов ракетной техники в целом и разработки

ЖРД в частности. Тогда были заложены основы для создания ракетного двигателя». [1, с. 13]



Фото 1. Валентин Павлович Глушко

Другой ветеран фирмы Глушко пишет: «Видимо, именно в те годы у него сложилось приоритетное отношение к азотнокислотному окислителю по сравнению с

жидким кислородом. Хотя использование кислорода в качестве окислителя давало некоторое увеличение удельного импульса тяги, но криогенность жидкого кислорода создавала дополнительные трудности в эксплуатации, в частности при проведении стендовых испытаний. Последнее обстоятельство усугублялось низким уровнем стендового оборудования, которым располагала в те годы ГДЛ.» [2, ср. 398]

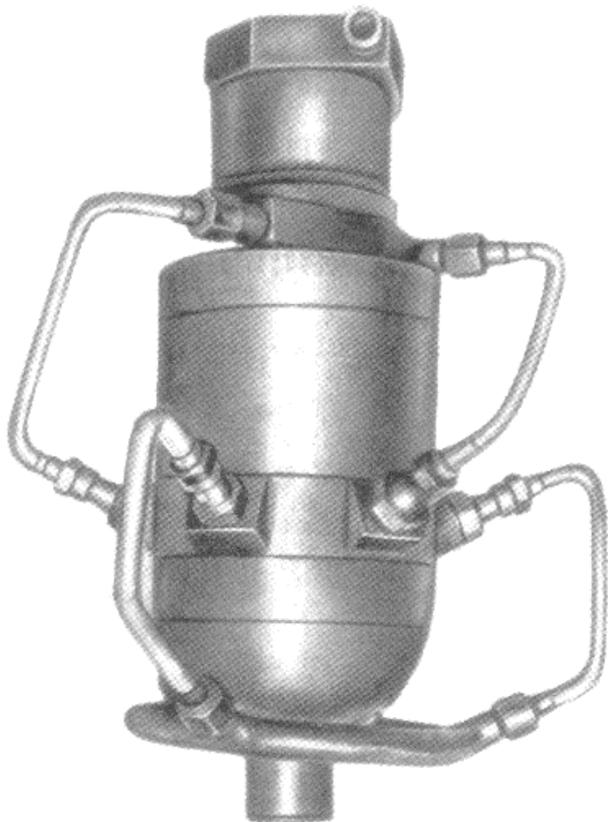


Фото 2. ОРМ-52

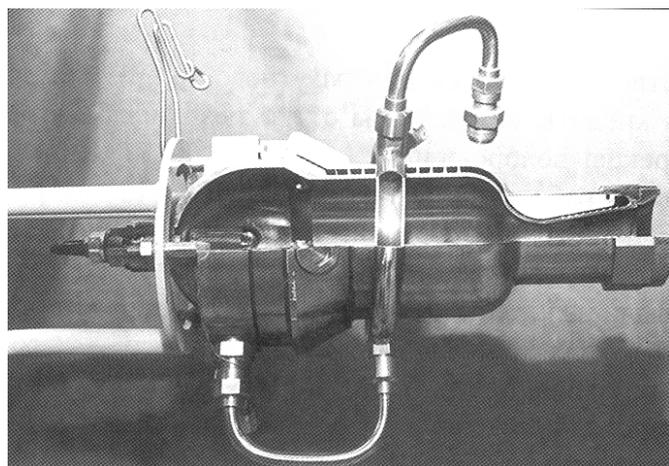


Фото 3. ОРМ-65 в разрезе

В ракетном научно-исследовательском институте (РНИИ) продолжались работы по созданию ОРМ-51 – ОРМ-102. В 1936 году ОРМ-65 прошел официальные стендовые испытания и имел на азотной кислоте с керосином тягу 175 кгс и удельную тягу – 210 с. В 1939 году он же испытан в составе крылатой ракеты 212 Королева. На фото 3 – его разрез. В это время Глушко

отрицает использование пары кислород-водород. Из 70 моторов этой серии только ОРМ-11 испытывался на кислороде с бензином. Кроме того ОРМ-4, 5, 8, 9, 16 испытывались и на кислороде и с азотистыми окислителями. Таким был опыт работы Глушко с «кислородными» двигателями к 1946 году. Более того, не без его влияния работы по кислороду в РНИИ были закрыты. [2, с. 412]

В 1940 – 1946 годах Глушко в Спецбюро Наркомата внутренних дел (НКВД) создает вспомогательные ракетные двигатели для самолетов. Они обеспечивали сокращение разбега при взлете или кратковременное увеличение скорости в воздушном бою. Наземные и летные испытания их проходили на самолетах Пе-2, Ла-7Р, Як-3, Су-6 и Су-7. На снимке слева направо двигатели с насосной подачей азотной кислоты и керосина: РД-1, РД-1Х3, РД-1Х3 (с химическим зажиганием), РД-2 и РД-3. [1, с. 15]

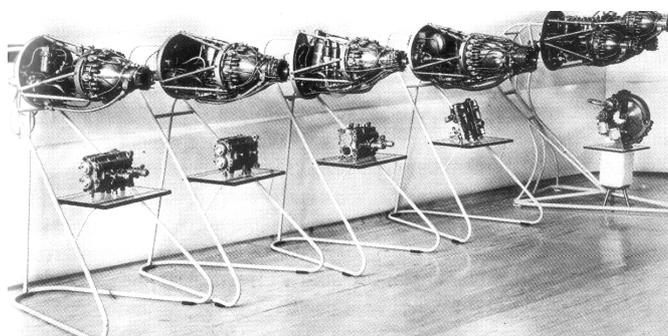


Фото 4. Двигатели В.П. Глушко для самолетов

С 1945 года Глушко периодически выезжает в Германию, где знакомится с ракетой Фау-2 и ее двигателем. Созданная им группа нашла завод, где восстанавливали и проверяли дефектные двигатели. Нашли также готовые для отправки двигатели и комплектующие для сборки до десятка новых. Все это было собрано для отправки в Союз. Кроме того обнаружена и восстановлена станция огневых испытаний двигателей в Леестене. Испытания двигателей Фау-2 на этой станции показали возможность существенного их форсирования для повышения тяги. Большую помощь в поиске и сохранении оборудования для сборки и испытаний двигателей оказали некоторые немецкие специалисты. Они помогли также понять технологию сборки и испытаний двигателей специалистам группы Глушко. Это 20 докторов наук и дипломированных инженеров, 11 техников и мастеров, 24 квалифицированных рабочих. Но, как утверждает Глушко, «... среди них не было ни одного, кто бы играл заметную роль в разработке двигателя, привлеченные кадры к самостоятельной работе непригодны». [2, с. 436] На этом заводе для контроля восстановленной технологии, из найденного задела собрали 10 камер. Двигатели Фау-2 имели тягу 25 тс в одной камере против 0.3 тс в двигателях Глушко. Изготовить такие двигатели в Союзе не могло ни одно предприятие. Глушко поставил вопрос о создании вблизи Москвы специализированного опытного завода с мощным конструкторским бюро для воспроизводства двигателя Фау-2 и его форсирования. Приказом № 424 от 3 июня 1946 года мини-

стр авиационной промышленности (МАП) М.В. Хруничев перепрофилировал полуразрушенный авиаремонтный завод № 456 в город Химки под создание ракетных двигателей. Создавать предприятие, требующее высокой точности изготовления продукции, было весьма сложно. Помогли опыт работы, поддержка МАП и даже немецких специалистов. Плохо с материалами. Из требуемых сталей, цветных металлов и неметаллических материалов советская промышленность могла заменить аналогами меньше половины. Пришлось создавать новые сплавы и материалы.

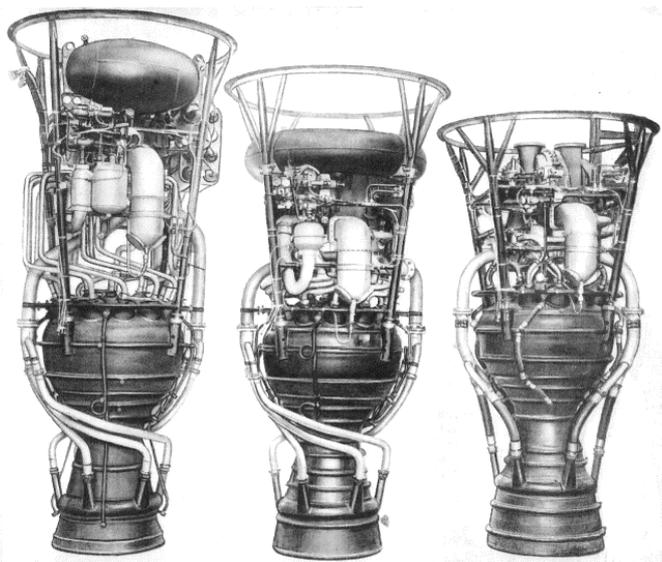


Фото 5. Двигатели РД-100, РД-101, РД-103

Так начиналось освоение производства немецкого двигателя и разработка его аналога Р-100 из отечественных материалов для ракеты Р-1. При испытаниях Р-1 выяснилось, что запуск двигателя РД-100 носил взрывной характер. При этом возникали удары и тряска, нарушавшие работу системы управления. Пуск ракеты не происходил. Дополнив пиротехническое зажигание – жидкостным, и повысив ударостойкость приборов управления исключили это явление. Для ракет Р-2, Р-5 и Р-5М двигатели созданы форсированием двигателя РД-100 путем повышения и давления в камере сгорания до 21.4 кг/см² и концентрации спирта до 92%. На фото 5 двигатели РД-100, РД-101, РД-103. [3]. Технические данные двигателей приведены в таблице 1.

Двигатель РД-110 разрабатывался для ракеты Р-3, с дальностью полета 3000 км. За основу был взят все тот же двигатель Фау-2 со сферической камерой сгорания. Получить нужный результат не удалось. Об этом пишет заместитель В.П. Глушко - В.И. Лавренец: «Но резиновый шарик до бесконечности надувать нельзя. При разработке двигателя РД-103 были исчерпаны ресурсы и возможности трофейной схемы. Однако была принята попытка создания на базе РД-103 более мощного однокамерного ЖРД РД-110 с тягой свыше 120 тс, работающего на кислороде и керосине. Сферические камеры были изготовлены и гидроиспытаны. Смесительные узлы камеры отработывались на экспериментальном двигателе ЭД-140. Планировалась установка 19 отработанных таким образом узлов на камеру двигателя РД-110. Но дальнейшие работы по этому двигателю были прекращены, так как полученные расчетно-экспериментальные данные показали наличие большого количества сложных проблем, присущих конструкции сферической камеры, и главное – ее бесперспективность. Глушко пришлось сообщить министру, что «создание двигателя на 120-140 тонн тяги связано с решением ряда проблем, которые находятся на границе посильного для современной науки и техники.» [5, с. 40] Для межконтинентальной ракеты Р-7 по пакетной схеме, возникла потребность в двигателях с тягой до 100 тс. Их создание поручено ОКБ-456 В.П. Глушко. Для этого требовалось: выбрать оптимальные компоненты топлива, создать камеру, способную выдержать высокую температуру без ограничений по давлению, оптимизировать компоновку и конструкцию. В качестве топлив были выбраны кислород и керосин. Их высокая (на 1000К выше, чем у спирта) температура горения потребовала улучшать охлаждение камеры. Создана ее новая конструкция. Это была сложная и длительная работа, полная решений многих конструктивных, термодинамических и материаловедческих задач. [2, с. 456-475]. По ее результатам двигатель для первой и для второй ступени определен четырехкамерным. Кроме 4-х основных камер и общего турбонасосного агрегата (ТНА) каждый двигатель комплектуется поворотными рулевыми камерами. На каждом из четырех двигателей первой ступени РД-107 по две рулевых камеры, на двигателе второй ступени РД-108 их четыре. Это позволило отказаться от графитовых рулей, которые приводили к потере тяги и к тому же разрушались. А рулевые камеры создают допол-

Таблица 1 (по данным [4, с.751])

Тип	Топлива: окислитель / горючее	Тяга, тс	Удельный импульс, с	Давление в камере, кг/см ²	Масса, кг	Габариты: высота / диаметр, мм	Назначение и состояние, годы создания
РД-100	Кислород / 75% спирт	26	203	16.2	885	3704 / 1650	Серийный для Р-1, 1950 (двигатель Фау-2)
РД-101	Кислород / 92% спирт	37	210	21.6	888	3354 / 1650	Серийный для Р-2, 1951 (форсированный РД-100)
РД-103	То же	43	220	24.1	870	3121 / 1650	Серийный для Р-5, 1953
РД-103М	То же	44	229	24.1	867	3121 / 1650	Серийн. для Р-5М, 1955
РД-110*	Кислород / керосин	120	243	60	1800	5200 / 1800	Проект для Р-3, 1951

нительную тягу. На фото 6 – двигатель второй ступени РД-108. [6, с. 18] Технические характеристики двигателей приведены в табл. 2.

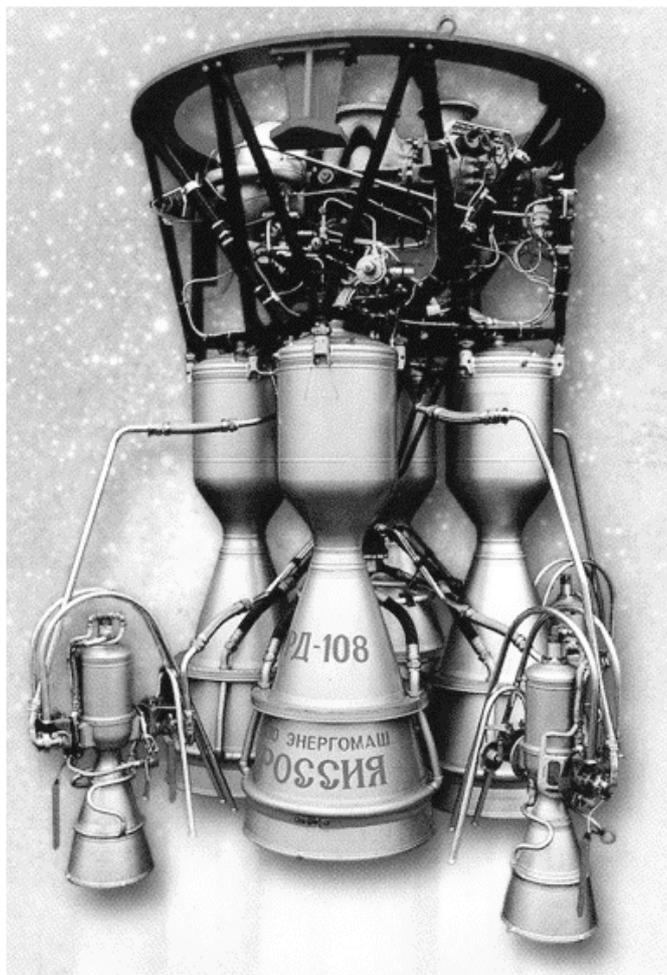


Фото 6. Двигатель РД-108

Тяга одной камеры любого из этих двигателей (до 21 т) меньше, чем тяга однокамерного двигателя Фау-2 (26 т). Но эти двигатели В.П. Глушко все еще работают. Именно они выводили на орбиту 4 октября 1957 года первый в истории человечества искусственный спутник Земли, что вызвало восторг всех народов. Огорчились американцы. Для ликвидации отставания в космонавтике в США создано Национальное Космическое Агентство (NASA).

После полета Ю.А. Гагарина Президент Кеннеди объявил национальной задачей полет американцев на Луну. Выполнение этой задачи президент Кеннеди поручил Вернеру фон Брауну. Браун предложил для первой ступени кислород с керосином, а для второй и третьей – кислород и водород. Фирма «Рокетдайн» разрабатывала

с 1960 года кислородно-водородный двигатель «J-2» с тягой 90 тс. В 1961 году начали разработку двигателя «F-1» с тягой 680 тс для первой ступени лунной ракеты. Двигатель создали к 1965 году. Это обеспечило полеты на Луну американских астронавтов в 1969 – 1972 годах.

Такая же программа была у С.П. Королева. Как же шла ее реализация?

О состоянии дел в СССР пишет Б.Е. Черток: «Сопоставление состояния работ «у нас и у них» к началу 1964 года показывает наше, по меньшей мере двухлетнее отставание по проекту в целом. Что касается двигателей, то кислородно-керосиновые на тягу порядка 600 тс и мощные кислородно-водородные ЖРД у нас в это время не разрабатывались вовсе». [7, с. 59] Еще в 1960 году Королев обратился в правительство с предложением создать трехступенчатую космическую ракету. При стартовой массе до 2000 т. она должна выводить на околоземную орбиту груз массой до 70 т. 23 июня 1960 года вышло постановление ЦК КПСС и СМ СССР «О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960–1967 годах». Этим постановлением предусматривалось «... создание новой мощной ракеты-носителя Н-1 на ЖРД в период 1961–1963 годов. Ракета Н-1 должна была выводить на орбиту ИСЗ массой 40-50 тонн и разгонять до второй космической скорости полезный груз массой 10–20 тонн. Вторым этапом на базе этой ракеты предлагалось в период 1963–1967 годов создать носитель, выводящий на орбиту ИСЗ 60-80 тонн и разгоняющий до второй космической скорости 20–40 тонн. При этом в постановлении директивно предписывалось на второй и последующих ступенях использовать электрореактивные двигатели». [7, с. 67, 68] Черток утверждает, что в 1960 году конструкторы еще не считали полет на Луну приоритетной задачей и не представляли проблем на этом пути. Кроме того он полагает, что уже тогда Королев имел в виду возможность осуществления многопусковой схемы полета к Луне. В результате обсуждений «замахнулись» на 80 тонн. Эта задача требовала мощных двигателей. Создание кислородных двигателей, по мнению Глушко, будет слишком длительным. Но в ОКБ-456 создается четырехкамерный кислородный двигатель РД-111 для ракеты Р-9. И у Глушко свои резоны: «12 февраля 1960 года он направил в ГКОТ и С.П. Королеву свои предложения по тяжелому носителю. По его мнению, следовало разрабатывать два тяжелых носителя на базе четырехкамерного двигателя разработки ОКБ-456, используемого для первой ступени ракеты Р-9, с тягой 141 т (компоненты кислород + керосин). Первый из носителей – Р-10, четырехступенчатый, с начальным весом 1500 т, второй – Р-20, тоже четы-

Таблица 2 (по данным [4, стр.751])

Тип	Тяга, тс	Удельный импульс, с	Давление в КС, кг/см ²	Масса, кг	Высота / диаметр, мм	Назначение и годы разработки	Топлива: окислитель / горючее
РД-107	83	256	60	1190	2865 / 1850	1 ступень Р-7 1954–1959	кислород / керосин
РД-108	76	248	52	1278	2865 / 1950	2 ступень Р-7 1954–1959	кислород / керосин

рехступенчатый. с начальным весом 2000 т. Безусловно реакция главного конструктора ОКБ-1 была отрицательной – здесь главный конструктор по двигателям вторгается в его область». [4, с. 589] Полный текст письма опубликован [8, с. 150–158]. Использование двигателя РД-111 может решить бы проблему, для комплектации Р-10, но, не создавало перспектив для решения главной задачи. Глушко предлагает создать кислородно-диметилгидразиновые двигатели тягой около 100 тонн. То есть создавать другую ракету на 28 новых двигателях с тягой 98 т. каждый, которые Глушко берется создать за полтора – два года. Такой тяги 1-й ступени – 2744 т было бы мало. Ведь позже Н-1 имела тягу 4500 т.

В марте 1960 года в письме Председателю Госкомитета по оборонной технике (ГКОТ) Рудневу и главному конструктору Янгелю Глушко предлагает структуру ракеты в два раза мощнее, чем Р-7. С подобными предложениями он обращался и к Королеву. При этом, предлагает использовать двигатель РД-111 ракеты Р-9, фтораммиачный РД-301 и даже фторо-водородный, который брался разработать к 1964 году. [8, с. 165–169] Так при создании Н-1 камнем преткновения стал двигатель. В споре о компонентах и схеме двигателя он в феврале 1960 года утверждал: «Не следует ждать двигателя по замкнутой схеме с дожиганием отработанного пара газа в камере сгорания, как это предлагают некоторые некомпетентные товарищи из ОКБ-1». [4, с. 588] А сам в 1962 году начал разработку стопятидесятитонника РД-253 на высококипящих компонентах с дожиганием, который до сих пор работает на ракете Челомея УР-500. Мне с группой испытателей выпало счастье 16 июля 1965 года наблюдать ее первый пуск. Он был успешным и в космос выведен спутник «Протон», давший свое имя ракете. Позже стало известно, что такая схема обеспечивает устойчивую работу и на кислороде.

31 марта 1964 года Глушко обращается к Челомею с предложением создать ракету УР-1000 с грузоподъемностью 120 тонн и двигателями первой ступени 8Д420 (РД-270) с тягой у земли 600 тонн. Эта тема развернута в предложении по УР-700 от 16.10.1965, подписанном В.Н. Челомеем, В.П. Глушко, В.П. Барминым и В.И. Кузнецовым В нем сравнением с «Сатурном-5» Брауна показаны недостатки Н-1 и отставание ее разработки от американских работ. Особо подчеркнуты опасения вызванные низкой надежностью двигательной установки Н-1. Для реализации лунной программы предлагается использовать возможности ракеты «Протон» (УР-500). Ее предлагают сделать второй ступенью над первой ступенью с 8 двигателями РД-270. Такая ракета будет надежнее, чем Н-1 и сможет вывести на орбиту вокруг Земли 120 тонн полезного груза. При этом разрабатывается только один новый модуль с одним двигателем РД-270. Для него имеется оснастка на заводе имени Хруничева. Возможна транспортировка всех блоков по железной дороге. Их сборка не требует создания на полигоне заводских сооружений. Об этом же - письмо к Л.И. Брежневу от 12.12.1965. Его подписали уже 10 главных конструкторов. [8, с. 263–265, 288–293, 294–299] Но Н-1 создается с двигателями Н.Г. Кузнецова. С 1969 по 1974 годы все 4 пуска Н-1 на неотработанных

двигателях – аварийные. В 1974 году Глушко, возглавивший научно-производственное объединение (НПО) «Энергия», в соответствии с решением правительства закрыл работы по теме Н-1.

Первый этап разработки кислородных двигателей в ОКБ-456 завершился в 1962 году созданием двигателя РД-111 с тягой 144 тс для ракеты Р-9. После этого более 10 лет Глушко создавал только двигатели на высококипящих компонентах. С 1955 года начали разработку двигателей для боевых ракет и ракет-носителей ОКБ-586 М.К. Янгеля (Днепропетровск). В 1955–1959 годах – РД-214 для 1-й ступени ракеты Р-12. В 1959–1960 – РД-214У – для ракет Р-12У, «Интеркосмос», «Космос». При этом нередким было комплектование двигателя из двух-трех базовых камер сгорания и общего ТНА. Это РД-251, РД-261 (тяга 241 т) для Р-36 и серии «Циклон». В 1962 году началась разработка РД-270 с тягой 640 тс для УР-700 Челомея. Толчком к этой работе стало создание в США кислородного двигателя «F-1» с тягой 690 тс. И она потребовала многих исследований. О них – участник этой работы: «После получения от разработчика ракеты-носителя технического задания на проектирование, создание любого двигателя начинается с увязки мощностей и формирования так называемой таблицы перепадов давления по всему двигателю, его магистралям и агрегатам. При этом необходимо, чтобы мощности турбины хватило на «проталкивание» компонентов топлива через все системы и агрегаты двигателя и добавку их в камеру сгорания, давление в которой определяется исходя из работоспособности газа – рабочего тела турбины. <...> При проектировании двигателя РД-270 выяснилось, что для обеспечения в камере сгорания двигателя давления, равного 250 атмосферам, газификации одного лишь компонента топлива – окислителя – недостаточно. Вот и появилось на свет схемное решение с газификацией обоих компонентов топлива. <...> Однако при этом значительно усложнилась схема и конструкция двигателя: вместо одного газогенератора потребовалось два, вместо одной турбины – две, вместо обычных трех насосов – шесть и, наконец, пришлось удвоить число агрегатов автоматики. Это затруднило обеспечение надежности двигателя, однако, как говорят, игра стоит свеч, так как прирост удельного импульса получился весьма ощутимым. Словом уже тогда было понятно, сколь трудную задачу взвалил на свои плечи коллектив объединения. Глобальность задачи подчеркнем еще раз, назвав значение нескольких наиболее существенных характеристик двигателя: давление газов в камере сгорания – 266 атм; давление газов в газогенераторе – до 500 атм, расход горючего – 550 кг/с, расход окислителя – 1550 кг/с, мощность обеих турбин турбонасосных агрегатов – 220 тыс. л.с.» [1, с. 36, 37] В марте 1969 года работа по РД-270 остановлена в связи с прекращением работ по ракетеносителю УР-700. На создание РД-270 было затрачено более ста миллионов рублей.

Читателю легче понять, о чем идет речь, если он будет знать, что первая цифра в маркировке двигателя показывает окислитель: 1 – кислород (РД-107), 2 – азотистый (РД-253), 3 – фтор (РД-301) и ознакомится со

структурой ракетного двигателя. О том, что же такое ракетный двигатель, расскажет один из его создателей. Надеюсь, что читатель, хорошо знающий школьный курс физики, легко разберется в этих схемах.

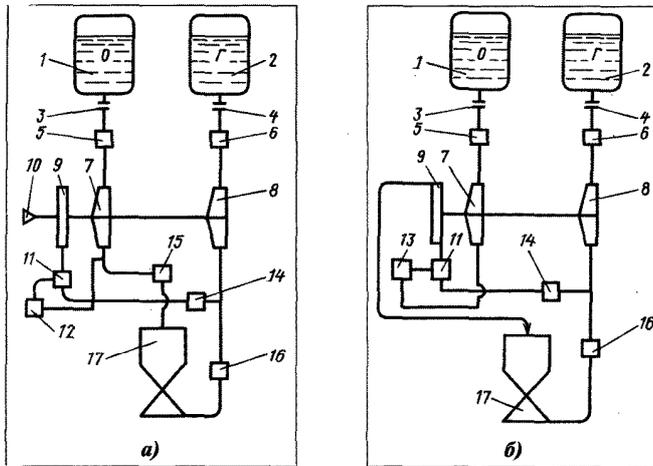


Рис. 1. Двигательная установка с ЖРД, выполненным по открытой (а) и закрытой (б) схемам:

1 - бак окислителя; 2 - бак горючего; 3 - место стыковки двигателя с ракетой по линии магистралей окислителя; 4 - то же по линии магистралей горючего; 5 - пусковой клапан окислителя; 6 - пусковой клапан горючего; 7 - насос окислителя; 8 - насос горючего; 9 - газовая турбина; 10 - "выхлоп" отработанных газов из турбины; 11 - газогенератор; 12 - клапан окислителя по линии газогенератора; 13 - главный клапан окислителя; 14 - клапан горючего на линии газогенератора; 15 - главный клапан окислителя на линии камеры сгорания; 16 - главный клапан горючего по линии камеры сгорания; 17 - камера сгорания

Фото 7. Схема двигательной установки с ЖРД [1, с. 7]

Схема а: горючее из насоса 8 поступает через клапан 16 в систему охлаждения камеры 17, а через клапан 14 - в газогенератор 11. В него же поступает из насоса 7 через клапан 12 окислитель. Парогаз из газогенератора 11 вращает турбину 9 и уходит наружу через «выхлоп» 10. Окислитель в камеру сгорания поступает через клапан 15.

Схема б: весь окислитель проходит через генератор 11, турбину 9 и поступает в камеру сгорания для «дожигания». В обеих схемах горючее проходит через клапан 16 и рубашку двигателя, охлаждая ее. В РД-270 насос горючего 8 приводится в действие своей турбиной. Эта схема отражает только самые основные элементы двигателя для иллюстрации принципа его работы.

Возглавив объединенное предприятие Научно-производственное объединение (НПО) «Энергия» Глушко стал больше внимания уделять развитию космонавтики. Он предлагает проекты новых ракет и постоянной базы на Луне, руководит созданием орбитальной станции «Мир» и проведением пилотируемых полетов.

7 февраля 1976 года вышло постановление о создании многоразовой космической системы «Энергия-Буран», а 16 марта 1976 - постановление о создании ракеты «Зенит». Именно на «Зените» должны отработать двигатель первой ступени ракеты «Энергия». А работа по двигателям: РД-171 («Зенит») и РД-170 («Энергия») началась в 1973 году. Была установлена возможность создания кислородно-керосиновой ЖРД с тягой более 500 тс. и выбрана четырехкамерная его компоновка. Для обеспечения высокой надежности принята стратегия автономной отработки всех основных агрегатов двигателя и

некоторых их узлов. Раздельная отработка позволила успешно отработать камеру сгорания, газогенератор, агрегаты автоматики двигателя. Камера сгорания двигателя РД-170 на фото 8. [1, с. 90] Сложно было с турбонасосным агрегатом. Его тщательная автономная отработка и огневые испытания модельных двигателей начались в 1978 году.

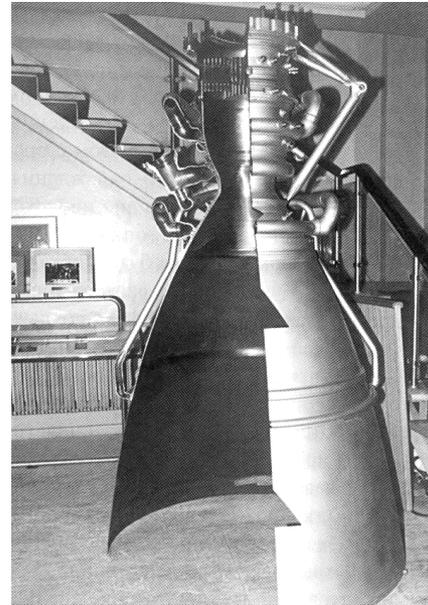


Фото 8. Камера двигателя РД-170

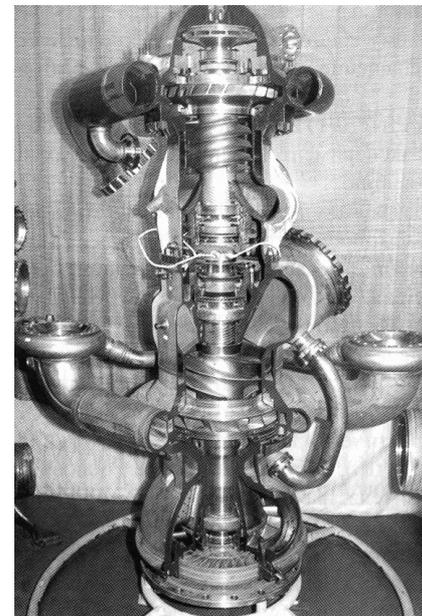


Фото 9. Турбонасосный агрегат

Первое огневое испытание РД-170 состоялось 25 августа 1980 года. Шестнадцать пусков двигателя на стенде - аварийные. Основной виновник - ТНА. Некоторое представление о нем дает снимок. [1. Стр.102] К сожалению, здесь нет ориентира для определения его размеров. Но можно предположить, что он не менее двух метров. Такая мысль появляется при взгляде на снимок стенда для испытаний ТНА. Для детального исследования причин 9 июня 1981 года - запуск с пониженной тягой (600 тс вместо 740 тс.). Анализ и доработки. В сентябре

1981 года двигатель на пониженной тяге отработал по программе. Казалось, что все причины аварий устранены, а следы соударений ротора ТНА и его лопаток с какими-то частицами не имеют значения. 26 мая 1982 года стендовые испытания первой ступени ракеты «Зенит» с двигателем РД-171 закончились разрушением двигателя и даже единственного стенда для испытаний этой ступени. Причины: частицы металла в топливах и вибрации. Ввели очистку баков и фильтры на входе ТНА. Но анализ результатов с привлечением ученых многих специальностей продолжался до конца сентября 1982 года. До июня 1983 года велись автономные доводочные испытания двигателя и его агрегатов. О сложности их проведения свидетельствуют сложность и энергоёмкость испытательных стендов. Например, стенд для испытаний насосов ТНА (фото 10) [1, с. 105] О масштабах стенда можно судить по фигуре оператора (в белом халате). Мощность стенда 50000 кВт. Он может работать при расходе более одной тонны воды в секунду. При этом ее давление несколько сотен атмосфер, что обеспечивает при испытаниях почти расчетные параметры. Испытания на воде, а не на компонентах топлив обеспечивает удобство и экономию средств. Конструктивные мероприятия этого периода обеспечивали снижение виброактивности двигателя и устранение возгораний в его кислородном и газовом трактах.

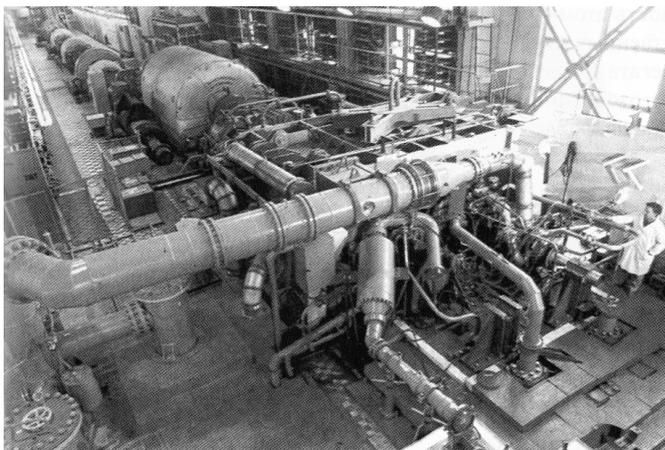


Фото 10. Стенд испытаний ТНА

Только в конце мая 1983 года на стенде прошли успешные огневые испытания двигателя РД-170, при которых он впервые достиг номинальной тяги и отработал по программе заданный ресурс. Общий вид двигателя на снимке [4, вклейка между с. 656–657] Постоянное чередование двигателей РД-170 и РД-171 может вызвать вопрос: что это за двигатели. На самом деле это один двигатель. Различие, в основном, по способу сопряжения с ракетой. При одинаковых технических характеристиках у них несколько разные габариты, компоновка и масса. Успешные огневые испытания первой ступени РН «Зенит» с ЖРД РД-171 на восстановленном стенде прошли только 1 декабря 1984 года. Успешный запуск ракеты «Зенит» состоялся 13 апреля 1985 года. И только в ноябре 1985 года проведены огневые стендовые испытания двигателя РД-170 составе блока «А» ракеты-носителя (РН) «Энергия». Допуск к летным испы-

таниям в составе РН «Энергия» получен в июле 1986 года. РН «Энергия» на двигателях РД-170 совершила два успешных полета 15.05.1987 и 15.11.1988. Ракета «Зенит» – один из самых надежных носителей до сих пор работает и в России, и в международном проекте «Морской старт».

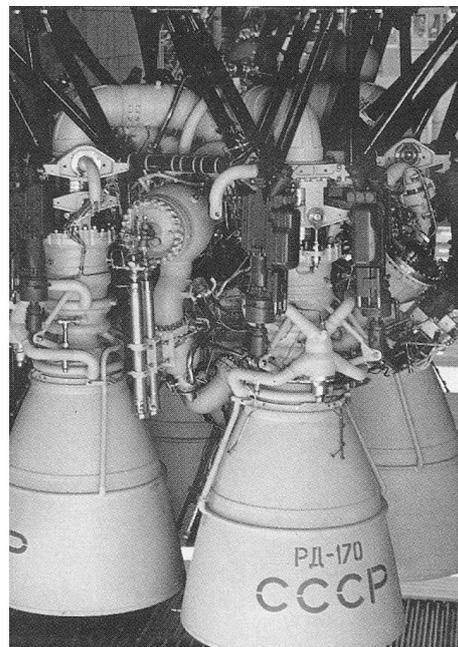


Фото 11. Стенд испытаний ТНА

Почему же этот путь растянулся на десятилетия?

1. СССР не имел научно-технического органа, способного определять научно обоснованную программу развития космонавтики как NASA в США. Программа определялась правительственными постановлениями, которые готовил Совет главных при ведущей роли Королева.

2. Королев планировал поэтапное создание ракеты Н-1 с постепенным наращиванием полезной нагрузки, и не требовал создания мощного двигателя, зная возможности Глушко. Планировал «что можно», а не «что надо».

3. Глушко имел «кислородный» опыт по ОРМ-11 и созданию двигателей Р-7. У камеры РД-107 и РД-108 максимальная тяга 21 тс. Тягу 150 тс Глушко обеспечить не мог. Настаивал на «привычных» компонентах.

4. Глушко, не согласный с Королевым, с 1959 по 1972 кислородным двигателем не занимался. Первые проработки начались в 1973 году, когда опыт РД-270 показал возможность создания кислородного двигателя с тягой более 500 тс.

5. Недостаточная автономная отработка двигателя РД-170 (РД-171) привела к его взрыву, разрушению стенда для испытаний 1-й ступени РН «Зенит» и задержке работы почти на два года.

6. Четырех камерная компоновка РД-170 (РД-171) позволила испытывать его камеры сгорания на имеющихся стендах (тяга камеры в 4 раза меньше) и уменьшить почти на 5 метров высоту ракеты.

7. РД-170 – самый мощный двигатель в мире. Однако, наибольшая тяга одной камеры – 690 тс – у аме-

риканского «F-1».

Опыт разработки РД-170 еще раз показал, что «скупой платит дважды». А как этого избежать – думать разработчикам.



Фото 12. Стенд испытаний РД-170

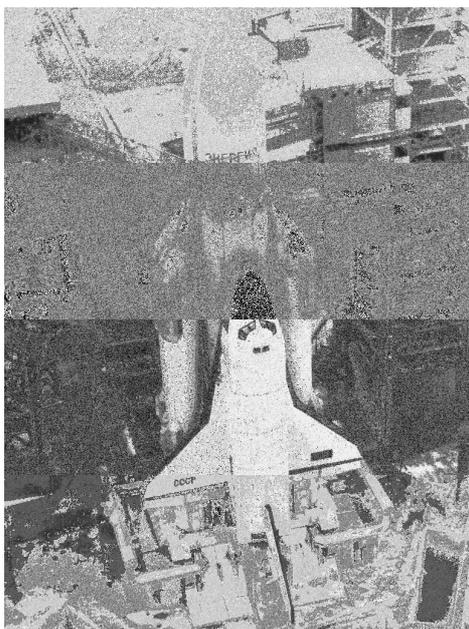


Фото 13. Комплекс «Энергия-Буран»

Источники и литература:

1. Трофимов В.Ф. Осуществление мечты / В.Ф. Трофимов. – М.: Машиностроение, 2001. – 184 с.
2. Рахманин В.Ф. Ракеты пламенный мотор / В.Ф. Рахманин // Однажды и навсегда. – М.: Машиностроение, 1998. – 632 с.
3. Академик Глушко. Видеопрезентация, слайд 17. НПО «Энергомаш» 2008
4. Качур П., Глушко А. Валентин Глушко / П. Качур, А. Глушко. – СПб.: Политехника, 2008. – 760 с.
5. Лаврентец В. На заре русской авиации и практической космонавтики. Кн.2 / В. Лаврентец. – М.: Центр, 2003. – 208 с.
6. НПО «Энергомаш». – М., 2008. – 24 с.
7. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Лунная гонка / Б.Е. Черток. – М.: Машиностроение, 1999. – 576 с.
8. Избранные работы академика Глушко. Ч.1 / Судаков В.С. (рук. гр.), Рахманин В.Ф., Козлов А.С., Котельникова Р.Н. и др. – М.: НПО «Энергомаш», 2008. – 419 с.



Анатолій Григорович Дормідонтов – старший науковий співробітник Державного політехнічного музею при НТУУ «КПІ»