

## Противостояние концепций и амбиций

Одна из самых драматических страниц в истории отечественного ракетостроения — разработка тяжелой космической ракеты Н1 — до сих пор вызывает полемику у историков космической техники в СССР. За последние годы опубликовано много различных материалов по этим работам, среди них есть и неточные, по крайней мере в части, касающейся позиции Глушко и его КБ. Попробуем на основании имеющихся материалов внести некоторую ясность в этот вопрос.

По отзывам людей, близко знавших Королева как главного конструктора ракетных систем, он обладал исключительной технической интуицией, умел предвидеть развитие событий и, определив основное направление, добивался принятия решений в государственных органах.

Так, изучив во время командировки в Германию в 1945—1946 годах конструкцию немецкой ракеты А-4, он, благодаря своему инженерному таланту, увидел ее недостатки. Понимая, что в СССР будет развиваться ракетная техника, Королев уже тогда проработал технические возможности по модернизации А-4. Однако решением правительства было определено вначале воспроизвести в точности А-4. Реализацию своих первоначальных идей Королев сумел воплотить в следующем варианте — ракете Р-2.

Аналогичную картину можно увидеть в истории разработки Р-7. По заданию правительства Королев разрабатывает боевую межконтинентальную ракету и в то же время закладывает в ее конструкцию идею космического варианта для запуска искусственного спутника Земли. И именно космический вариант Р-7 стал основным и уже многие годы является единственным для запуска пилотируемых кораблей.

В 1960 году, еще до запуска первого человека в космос, Королев от имени Совета главных конструкторов обращается в правительство СССР с предложением разработать тяжелую трехступенчатую космическую ракету, получившую впоследствии наименование Н1 ("Наука-1"), с начальной массой до 2000 т, способную выводить на околоземную орбиту полезный груз массой около 70 т. По расчетам баллистиков этой массы было достаточно для дальнейшего полета двух космонавтов на Луну, а также исследования ближайших планет Солнечной системы.

В это же время в КБ "Южное" по постановлению СМ от 16 апреля 1962 года под руководством Янгеля проводятся проектные работы также по трехступенчатой ракете — Р-56 с начальной массой до 1400 т и возможностью вывода на орбиту Земли полезного груза около 50 т. Такая ракета позволила бы выполнить космические операции по облету Луны и доставке на Луну автоматических станций. Проект предусматривал работу двигателей на высококипящих компонентах топлива. Дальнейшие работы по Р-56 в соответствии с постановлением СМ от 19 июня 1964 года были прекращены: государственные органы страны отдали предпочтение проекту Н1.

Выбор проекта Н1 объясняется более высоким авторитетом самого Королева и возглавляемого им ОКБ-1, а также тем, что ракета Н1 решала задачу высадки на Луну космонавта, в то время как Р-56 — только автоматической станции.

Получив "добро" на создание Н1, проектанты ОКБ-1 приступили к разработке проекта ракеты. Концептуальными вопросами проекта явились обоснование массы

выводимого полезного груза для лунной экспедиции и связанные с этим энергетические характеристики: величины тяг ступеней, тяга единичного двигателя и их количество на ступенях, а также используемые компоненты топлива. Энергетические характеристики ОКБ-1 увязывало с ОКБ-456, бывшим в те годы монополистом в разработке двигателей больших тяг. При выборе величины тяги единичного двигателя специалисты обоих КБ сошлись во мнении, что тягу более 150 тс у однокамерного двигателя для первой ступени закладывать нет технических оснований, хотя было совершенно очевидно, что для проектируемой ракеты такая тяга ведет к большому числу двигателей, что отрицательно может сказаться на надежности ракеты. Но проработки двигателей с существенно большей тягой в ОКБ-456 только начинались, а во время предварительной проработки предлагаемая тяга в 150 тс почти в четыре раза превышала уже освоенную для одной камеры. Исходя из согласованной величины тяги единичного двигателя, проектанты-ракетчики определили: количество двигателей на первой ступени должно быть 24.

По техническому заданию ОКБ-1 в ОКБ-456 в 1961 году были выпущены эскизные проекты на разработку двигателей для первой ракеты и их модифицированный вариант с соплами увеличенной степени расширения для второй ступени: РД-253 тягой 150 тс и РД-254 тягой 175 тс. Двигатели проектировались по схеме "газ — жидкость" при давлении в камере сгорания 150 атм.

Одной из задач эскизной проработки являлся выбор компонентов топлива. Были рассмотрены три варианта топлива: кислород+керосин, кислород+НДМГ, АТ+НДМГ. В итоге сравнения двигателей по применяемому топливу предпочтение отдавалось двигателю на высококипящем топливе АТ+НДМГ. Позиция Глушко основывалась на реалистической оценке работы над двигателями для Н1. Предстоял серьезнейший новый этап в ракетном двигателестроении: разработка ЖРД по схеме "газ — жидкость" при давлении в камере сгорания 150 атм на тягу 150 тс в одной камере в предельно сжатые сроки. По имеющемуся в ОКБ-456 самому большому в стране опыту разработки ЖРД на различных компонентах топлива трудоемкость отработки кислородных двигателей была больше, чем на высококипящих компонентах. (Во время выбора варианта топлива еще не было известно, что схема "газ — жидкость" существенно упрощает обеспечение высокочастотной устойчивости горения в камере, в том числе и на топливе кислород+керосин.)

Суммировав имеющийся опыт отработки ЖРД и предстоящие трудности в создании качественно новых двигателей, Глушко официально заявил, что ОКБ-456 берется за разработку двигателей с любым из трех вариантов топлива, но вариант АТ+НДМГ позволит создать двигатель в более короткие сроки, которые, скорее всего, будут опережать сроки других работ по ракете Н1. Рекомендуемое топливо к тому времени было уже хорошо освоено, и его применение не должно было привести к появлению каких-либо дополнительных трудностей. Несколько меньший удельный импульс тяги успешно компенсировался повышением плотности топлива, и тот же полезный груз выводился на расчетные орбиты ракетой-носителем тех же габаритов, но несколько более тяжелой.

Вторым по приоритетности вариантом Глушко считал пару кислород+НДМГ, которая по сравнению с парой кислород+керосин давала дополнительно 8 кгс·с/кг удельного импульса тяги. По его мнению, такая добавка с лихвой окупала необходимость

применения на ракете Н1 дополнительных мер безопасности, связанных с токсичностью горючего, которые успешно использовались на других ракетных комплексах.

Проектанты ОКБ-1 и сам Королев внимательно изучили предложенные ОКБ Глушко варианты топливных пар, его рекомендации и остановили свой выбор на уже привычной и хорошо ими освоенной паре кислород+керосин. Кроме получения высокого удельного импульса тяги и отсутствия токсичности на позицию повлияло еще одно серьезное обстоятельство: с учетом дефицита времени и средств, отпущенных на разработку Н1, было решено обойтись без проведения наземных доводочных огневых испытаний двигательной установки (ДУ) первой ступени. При необходимости эти огневые испытания планировалось провести непосредственно на стартовом комплексе. Такой порядок работ в случае аварийного испытания ДУ создавал риск разрушения огромной емкости с токсичными компонентами топлива. Таким образом, взгляды Королева, ответственного за все решения по космическому комплексу, и Глушко, наиболее авторитетного в стране специалиста по ракетным топливам и двигателям, оказались различными.

Различные позиции в то время они занимали и по другим вопросам. Следующее разногласие касалось выбора компоновочной схемы ДУ первой ступени. Опытный двигателестроитель Глушко отчетливо понимал всю пагубность установки на первой ступени ракеты 24 автономно работающих двигателей. И вот вся эта махина без предварительной отработки в составе ДУ первой ступени устанавливается вместе с ракетой на стартовый комплекс. Стремясь до минимума сократить риск аварийного исхода на старте, Глушко предлагает вести компоновку по пакетному принципу. В этом случае ракета комплектуется из нескольких модулей с небольшим числом двигателей в каждом модуле. Модули можно отрабатывать автономно с соблюдением всех требований существующих методик. Развивая идею сокращения числа двигателей, Глушко приходит к выводу, что без создания двигателей, мощность которых позволяет иметь их на первой ступени не более пяти или шести, создать ракету класса Н1 вряд ли удастся. Этот вывод нашел свое развитие в 1962 году, когда ОКБ-456 приступило к разработке однокамерного двигателя РД-270 тягой более 600 тс для ракеты-носителя тяжелого класса УР-700.

Чем глубже вникал Глушко в проблемы создания Н1, тем отчетливее он понимал, что эта ракета начнет летать не скоро, если вообще будет летать. Успешно эксплуатируемая ракета Р-7 по своей грузоподъемности уже не могла решать всех новых космических задач. Таким образом, создалась ничем не заполненная ниша. В связи с этим Глушко предложил создать новую космическую ракету промежуточного между Р-7 и Н1 класса. По этому поводу в апреле 1960 года он обращается к Королеву с письмом, в котором предлагает модернизировать ракету Р-7 путем установки на нее двигателей РД-111 ракеты Р-9: "Представляется крайне своевременным безотлагательно начать разработку носителя на базе модифицированной ракеты Р-7... Иное решение ставит под удар приоритет и престиж Советского Союза в деле завоевания космоса". Однако эта обеспокоенность не нашла понимания у Королева, который в мае 1960 года в своем ответе писал: "...делать какой-либо промежуточный вариант тяжелого носителя вместо Н1 нецелесообразно, так как это отвлечет силы от основной задачи... Самой же основной задачей расширения космических исследований является скорейшее создание объекта Н1, и

отвлекаться от этой задачи не следует".

Сложившейся ситуацией воспользовался Челомей. Он взялся разрабатывать ракету-носитель промежуточного класса с начальной массой 600 т УР-500 ("Протон"), способную выводить на околоземную орбиту полезный груз массой около 20 т. На первой ступени "Протона" нашли свое применение двигатели РД-253, проект которых был отвергнут Королевым. Предлагая для "Протона" разработать двигатели на топливе АТ+НДМГ, Глушко имел в виду и вспомогательную роль этой ракеты: до начала ЛКИ Н1 ее двигатель пройдет летную отработку в составе "Протона". Но и этот довод не убедил Королева принять предложение Глушко по выбору топлива для Н1. Более того, Королев ревниво относился к разработке "Протона", считая, что это отвлекает ресурсы отрасли от основной государственной задачи в области космонавтики — создания Н1.

Подводя итог работам начального периода по Н1, можно констатировать, что по концепции ДУ первой ступени между Королевым и Глушко существовали принципиальные разногласия.

Королев непоколебимо стоял на позиции, что двигатели новой ракеты-носителя должны работать на кислороде с керосином и что тяга единичного двигателя не должна быть более 150 тс. Сделав в проекте космической ракеты огромный скачок от Р-7 до Н1, Королев относился с недоверием к возможности создания двигателя тяги порядка 500—600 тс. (Американцы в это время заложили в свой проект "Сатурн-5" двигатели Р-1 тягой по 680 тс и затем успешно их довели.)

Глушко тоже последовательно отстаивал свою концепцию, убежденный в правильности своей технической позиции. Он не верил в возможность разработки кислородно-керосинового двигателя в сроки, отпущенные для создания Н1.

В практике предыдущих разработок ракетных комплексов нередко возникали разногласия между главными конструкторами ракетных систем или одним из них с Королевым, но на Совете главных конструкторов всегда находили взаимоприемлемые решения.

Примером такого спора между Королевым и Глушко может служить история с оценкой причин возникновения низкочастотных продольных колебаний в ракете при пусках Р-7. Со свойственной ему безапелляционностью и неоправданной уверенностью Королев утверждал, что источником этих колебаний является двигатель, и требовал от Глушко принятия мер для их устранения. Глушко резонно доказывал, что двигатель может быть только усилителем таких низкочастотных колебаний, но никак не возбудителем, их источник нужно искать в ракете. Спор из технической области перешел в сфер амбиций. Королев не желал допускать даже малейшего намека на причастность к этому явлению конструкции ракеты, Глушко с твердой уверенностью специалиста защищал репутацию своего КБ. Разрешение этому спору дал М.В.Келдыш, который расчетами определил источник этих колебаний в ракете и дал рекомендации по их устранению. Когда же происходили аварии ракет по причине двигателей, Королев не щадил самолюбия своего многолетнего партнера, что не способствовало укреплению их взаимоотношений.

При обсуждении концепции Н1 на Совете главных конструкторов впервые не удалось принять согласованного решения, в связи с чем была создана Межведомственная комиссия во главе с президентом АН СССР М.В.Келдышем.

Комиссия одобрила предложения ОКБ-1: "В проекте обоснована правильность выбора принципиальной компоновочной схемы ракеты, ее двигателей, компонентов топлива...методик эксплуатации и экспериментальной отработки ракет..." Авторитет ракетчика Королева взял верх над позицией двигателялиста Глушко. Но это была "Пиррова победа". Как показало дальнейшее развитие событий, выбранный вариант ДУ первой ступени не обеспечил успешного запуска Н1 в намеченные сроки и фактически привел к краху проекта.

Но это будет потом, а пока, в 1962 году, выбор был сделан.

Выбор был сделан, и Королев при горячей поддержке, а скорее по инициативе, Мишина предложил разрабатывать ЖРД для Н1 главному конструктору авиационных двигателей Н.Д.Кузнецову и получил его согласие. Напомним, что использование Кузнецова в качестве конкурента уже имело место в конце пятидесятых годов, в период затянувшейся у Глушко отработки двигателя РД-111 для ракеты Р-9. Королев тогда привлекал Кузнецова, и тоже по предложению Мишина, к разработке двигателя НК-9 для подстраховки на случай неудачи с отработкой РД-111. И вот теперь Кузнецов был выбран основным разработчиком, а Глушко была предложена роль дублера на случай задержки с отработкой у Кузнецова двигателей НК-15, работающих на кислороде с керосином. (Остается вопрос: насколько искренне было это предложение, не был ли в нем расчет на заранее прогнозируемую ответную реакцию?)

Такое распределение ролей разработчиков двигателей можно расценивать как вынужденную меру в связи с упорством Глушко в отстаивании своей позиции, а можно увидеть и стремление показать строптивому многолетнему партнеру, что можно обойтись и без него. Разумеется, Глушко не мог согласиться с отведенной ему ролью дублера, тем более разрабатывать двигатель вопреки своему убеждению. Так что не было категорического отказа участвовать в престижной "лунной" программе. В этой обстановке требовалось обоюдное терпеливое согласование концепций, уважительное отношение каждого к позиции партнера, но — "нашла коса на камень!" Королев одержал "победу", явившуюся прологом к поражению. Глушко, оказавшись на вторых ролях, счел более правильным не дублировать затраты, а сконцентрировать усилия КБ на модернизации двигателей РД-107 и РД-108 для ракет семейства Р-7 и сосредоточить все внимание на разработке двигателей на топливе "АТ+НДМГ" для КБ Янгеля и Челомея.

Тем временем в работах по Н1 наступил второй этап — проектирование собственно лунной части ракеты, состоящей из лунного ракетного комплекса (блок "Г"), лунного орбитального корабля (блок "Д") и лунного корабля (блок "Е"). Ракета в таком составе получила наименование Н1—ЛЗ. Каждый блок имел собственную двигательную установку: для разгона всего лунного комплекса с околоземной орбиты, для вывода лунного орбитального корабля на окологлунную орбиту, для посадки и взлета с Луны лунного корабля с последующим маневрированием для стыковки с лунным орбитальным кораблем.

Для разработки двигателя блоков "Г" и "Д" Королев пригласил главного конструктора авиадвигателей А.М.Люлька и главного конструктора КБ А.М.Исаева. Топливом для этих двигателей была выбрана пара кислород+водород. Разработка двигателя на высококипящем топливе АТ+НДМГ для блока "Е" была поручена

главному конструктору КБ-4 КБ "Южное" И.И.Иванову. История этого поручения, на взгляд автора, представляет интерес для понимания взаимоотношений Королева и Янгеля в то время. Королев не считал возможным обратиться непосредственно к Янгелю с предложением подключить КБ "Южное" к лунной программе. Он предварительно связался по правительственной связи с директором "Южмаша" А.М.Макаровым и попросил его переговорить с Янгелем о возможности сотрудничества в лунном проекте. По воспоминаниям Макарова, Янгель без энтузиазма дал согласие на встречу с Королевым. Результатом обсуждения предложения Королева было согласие Янгеля поручить КБ-4 разработку двигателя для блока "Е". И получилось так, что из двигателей всех шести ступеней ракеты Н1—Л3 был полностью отработан только двигатель блока "Е". Он прошел не только наземную, но и летную отработку в режиме искусственных спутников Земли: "Космоса-379" — в ноябре 1970 года, "Космоса-398" — в феврале 1971 года и "Космоса-434" — в августе 1971 года.

Вот так при разработке еще трех двигателей для ракеты Н1 — Л3 не нашлось места для приложения сил ОКБ Глушко. А теперь некоторые интерпретаторы истории разработки лунной программы заявляют, что Глушко "подвел" Королева, "отказался" участвовать в разработке двигателей. Действительно, Глушко было предложено дублировать разработку двигателя для первой ступени, но при этом были созданы такие условия для его участия, что другого решения как отказаться для Глушко не оставалось, на что некоторые и рас считывали.

Разрыв Королева и Глушко беспокоил людей, болеющих за развитие отечественного двигателестроения. Их пытались помирить, но безуспешно. Одну из таких попыток предпринял Н.С.Хрущев. По свидетельству его сына С.Н.Хрущева (Никита Хрущев. Кризисы и ракеты. Кн.2. М.: Новости, 1994), встреча состоялась на госдаче. Разговор велся втроем, подробности остались неизвестны. После разговора Глушко вышел с каменным лицом и уединился в лесу. Королев, погруженный в свои мысли, еще некоторое время побродил по террасе, поговорил с С.Н.Хрущевым на отвлеченные темы. Встреча завершилась чаепитием вчетвером. Примирения не состоялось. Оно и не могло состояться, если предметом примирения было участие Глушко в создании ракеты Н1, а это скорее всего было именно так. Двух "зубров" отечественного ракетостроения пытались примирить как поссорившихся людей, а суть разногласий была не столько в сфере человеческих отношений, сколько в сфере научно-технических взглядов на дальнейшее развитие ракетной техники и, в частности, на лунную программу. Каждый отстаивал свою концепцию и настаивал на своей правоте. Примирение в форме сдачи своей позиции было нереально, это полностью исключалось. И все-таки компромисс был возможен на паллиативной основе: нужно было взять предложенное Королевым топливо и размерности двигателей Глушко.

Компромисса не произошло, и каждый пошел своим путем. Королев (а с 1966 года сменивший его Мишин) продолжал идти путем, ведущим в тупик. И как естественный конец — прекращение разработки Н1 в 1974 году. Глушко продолжал вести работы в соответствии с высказанной им концепцией развития ракетной техники: в 1965 году завершилась отработка двигателя РД-253, под его руководством проводились проработки проектов мощных двигателей как на высококипящих компонентах топлива, так и на кислородно-керосиновом топливе. Эти проработки легли в основу новой космической программы.

## Двигатель "Протона". Второй космический долгожитель

Предыстория разработки первого в ОКБ-456 двигателя второго поколения связана с выступлением в сентябре 1960 года Н.С.Хрущева в Организации Объединенных Наций. С высокой трибуны на весь мир глава советского государства заявил, что в СССР имеются самые мощные в мире средства доставки термоядерных зарядов, обладавших огромной разрушительной силой. Как признается сам Хрущев в своих мемуарах ("Воспоминания. Избранные фрагменты"), это было сделано в чисто пропагандистских целях, это был присущий Хрущеву политический блеф. В то время в СССР еще не было баллистических ракет, способных доставить боезаряд заявленной мощности. Ракет не было, но проектные проработки велись сразу в трех основных ракетных КБ, возглавляемых С.П.Королевым, М.К.Янгелем и В.Н.Челомеем. Судьба этих проектных проработок сложилась по-разному.

Проект сверхмощной боевой ракеты на компонентах кислород+керосин в ОКБ Королева постепенно перерос в проект космической ракеты для экспедиции двух человек на Луну. ОКБ Янгеля также пересмотрело свои взгляды на дальнейшее развитие боевой ракетной техники и переработало проектные наброски РК-100 в проект универсальной космической ракеты Р-56 на высококипящих компонентах топлива АТ+НДМГ, который так и остался на бумаге. И только проект ОКБ Челомея получил "путевку в жизнь". На этой ракете, получившей обозначение УР-500 ("пятисотка"), использовалось то же высококипящее топливо. Первоначально она была предназначена для боевого применения, однако после разработки и принятия на вооружение боевых ракетных комплексов Р-36 (ОКБ Янгеля) и УР-100 (ОКБ Челомея) ракета УР-500 была переведена в разряд космических и получила наименование "Протон".

К разработке двигателей для УР-500 подключились ОКБ Глушко (для первой ступени) и ОКБ Косберга (для второй и третьей ступеней). Если ОКБ Косберга уже имело опыт работы с ОКБ Челомея в части разработки двигателей для ракет УР-100 и УР-200, то ОКБ Глушко впервые приступило к работам с новым для себя головным разработчиком.

Альянс с В.Н.Челомеем был заключен на основании сложившейся в то время обстановки в ракетостроительной отрасли. К этому моменту в ОКБ-456 разработка двигателей для ракет Р-14 и Р-16 была успешно завершена, начаты работы по двигателям ракетного комплекса Р-36, другие проработки ОКБ Янгеля были далеки от их реального воплощения. Работы по двигателям для ракеты Р-9 ОКБ Королева были тоже близки к завершению, дальнейшие работы в этом ОКБ были направлены на создание мощной космической ракеты Н1. Между С.П.Королевым и В.П.Глушко возникли разногласия по концепции двигательной установки этой ракеты. Выпущенный в ОКБ-456 эскизный проект на двигатель, работающий на высококипящих компонентах топлива, не был принят Королевым для ракеты

Н1. Таким образом, ОКБ-456 испытывал некоторый производственный "голод", так как загрузки ОКБ разработкой двигателей для ракеты Р-36 было явно недостаточно. В то же время В.Н.Челомей, пользуясь поддержкой главы государства Н.С.Хрущева, получил заказ на разработку УР-500. Разработка двигателя для УР-500, безусловно, была перспективной и хорошо финансируемой работой, причем весьма своевременной, так как производственная и стендовая базы ОКБ-456 требовали

обновления и модернизации устаревшего и износившегося оборудования.

В конструкции двигателя первой ступени УР-500 В.П.Глушко решил реализовать свои взгляды на ЖРД начала шестидесятых годов: мощный однокамерный двигатель тягой не менее 100 тс, работающий по схеме с дожиганием генераторного газа, что позволяет поднять давление в камере сгорания до 150 атм и обеспечить на компонентах АТ+НДМГ удельный импульс тяги у Земли не менее 285 кгс·с/кг. Эти предложения были приняты ОКБ Челомея, и в 1961 году была начата разработка двигателя РД-253.

Как уже упоминалось ранее, схема с дожиганием генераторного газа была экспериментально опробована в 1958—1959 годах в НИИ-1 МАП, а затем успешно применена М.В.Мельниковым в КБ Королева при разработке двигателя для верхней ступени космического варианта Р-7. В.П.Глушко не спешил с разработкой такого двигателя. Он считал, что внедрение замкнутой схемы должно быть подкреплено высокими параметрами разрабатываемого двигателя, такими как тяга и давление в камере сгорания, чтобы получить весомую добавку к удельному импульсу тяги. Если внедрять новшество, то максимально использовать его возможности. Это было творческое кредо Глушко, которым он руководствовался всю свою жизнь.

Заказ на разработку двигателей для "пятисотки" явился как раз тем случаем, когда новую схему можно было реализовать с максимальной для того времени эффективностью.

Переходя к разработке двигателей второго поколения, В.П.Глушко провел серьезные подготовительные работы. В марте 1960 года он организовал в КБ конструкторскую бригаду для проектной проработки вариантов перспективных двигателей. В основу ее комплектования был положен принцип сплыва опыта и молодости. В этом подразделении были собраны опытные конструкторы, прошедшие школу разработки двигателей, начиная с РД-100, и молодые талантливые выпускники МАИ и МВТУ с хорошей теоретической подготовкой. Возглавил бригаду доктор технических наук С.П.Агафонов, ветеран-казанец. Бригаде было поручено предварительными расчетно-конструкторскими проработками определить оптимальные параметры и предварительную конструкцию будущего двигателя по схеме "газ—жидкость". (Впоследствии эта же бригада проводила подобные расчетно-конструкторские исследования, предшествующие разработке двигателя по схеме "газ—газ".)

Основная концепция двигателя определена сразу — двигатель с дожиганием генераторного газа. Что касается типа генераторного газа, то возможны два варианта: газ с избытком окислителя — ГГО или газ с избытком горючего — ГГВ (В — восстановительный). Достоинством восстановительного газа является его малая химическая активность при контакте с материалом ротора и газового тракта турбины. Однако есть и недостаток — в связи с относительно малым расходом восстановительного газа для обеспечения необходимой мощности турбины требовалась высокая температура газа. Получались своеобразные ножницы: использование восстановительного газа повышало жаростойкость конструкции, но ее жаропрочностные характеристики вызывали опасения. Достоинством окислительного газа является его большое количество, что позволяет иметь более низкую по сравнению с ГГВ-схемой температуру газа для получения потребной мощности



турбины. Недостатком является агрессивность окислительного газа, усугубленная его температурой в несколько сот градусов.

Приведенные доводы правомерны для компонентов топлива АТ+НДМГ. Если рассматривать топливо кислород+керосин, то в дополнение к уже высказанным соображениям необходимо отметить, что крупным недостатком использования восстановительного генераторного газа на этих компонентах топлива является наличие в генераторном газе твердой углеродной фазы — сажи. Сажа не только снижает работоспособность генераторного газа, но оседает на внутренних поверхностях проточной части турбины и форсунок смесительной головки камеры, что приводит к нерасчетному изменению первоначальных характеристик этих агрегатов.

После серии расчетов и проектных проработок с учетом жаростойкости конструкционных материалов в среде окислительного газа на основе азотного тетроксиды был сделан вывод о целесообразности выбора схемы с дожиганием окислительного генераторного газа. Этот вывод подкреплялся сопоставлением обеих схем по энергетическим характеристикам генераторного газа, которое показало преимущества окислительной схемы: она позволяет получать более высокие давления в камере сгорания, что в свою очередь ведет к повышению удельного импульса тяги, для чего, собственно, и применяется схема с дожиганием. С тех пор эта схема является основной в разработках двигателей ОКБ-456 (НПО Энергомаш), да и всех остальных КБ, разрабатывающих ракетные двигатели по замкнутой схеме, за некоторым исключением, о котором будет сказано ниже.

Таким образом, с начала шестидесятых годов НПО Энергомаш является апологетом применения схемы с дожиганием генераторного газа с избытком окислителя (вначале азотного тетроксиды, а потом и кислорода). За эту приверженность его часто подвергают критике и упрекам некоторые научные сотрудники ЦНИИМаша и Исследовательского центра им. М.В.Келдыша, негативно оценивается этот выбор и работниками РКА. Однако статистика нескольких тысяч стендовых огневых испытаний и пусков в составе ракет двигателей штатной конструкции разработки НПО Энергомаш, работающих по схеме с дожиганием генераторного газа с избытком азотного тетроксиды, показывает, что аварий по этой причине нет. Генераторный газ на основе кислорода при давлении выше 300 атм оказался более агрессивным, что проявилось как при стендовой отработке двигателей РД-170 и РД-171, так и при эксплуатации двигателя РД-171 в составе ракеты-носителя "Зенит". Так, из 28 запусков "Зенита", проведенных с апреля 1985 года по декабрь 1997 года, отмечено два отказа двигателя РД-171, при этом в одном случае причиной аварии при запуске явилось сочетание производственного дефекта и влияния окислительного генераторного газа. Восемь двигателей РД-170 при запусках МКС "Энергия" отработали без замечаний. В одном наши оппоненты правы: применение схемы с дожиганием окислительного газа в случае аварии двигателя чаще всего приводит к более интенсивному выгоранию металлоконструкции двигателя по сравнению с авариями двигателей с восстановительным газом. Но какая разница, больше или меньше выгорело, если произошла авария и ракета не выполнила полетное задание? Задача двигателистов — не допустить аварийной ситуации, а не уподобляться герою анекдота, который радуется, что упавший с крыши человек погиб, а вот его галоши остались целыми.

А что же схема с дожиганием восстановительного газа? Какое место она занимает в разработках различных двигательных КБ? Ответ на этот вопрос может дать перечень двигателей с дожиганием восстановительного газа, используемых в составе ракет или прошедших полный цикл отработки.

Из множества двигателей, работающих по замкнутой схеме, автору известны только пять наименований двигателей, удовлетворяющих поставленному условию.

Первый двигатель — фтороаммиачный РД-301 разработки КБ Энергомаш — прошел полный цикл стендовой отработки. При его проектировании была однозначно выбрана схема с дожиганием восстановительного газа в связи с исключительной агрессивностью высокотемпературного газа с избытком фтора.

Второй двигатель — кислородно-водородный РД-0120 разработки КБХА — использовался на второй ступени МКС "Энергия".

Третий двигатель — тоже кислородно-водородный двигатель разработки КБХМ им. А.М.Исаева с условным наименованием КВД — прошел полный цикл стендовой отработки. Для этих двух двигателей химико-физические свойства водорода однозначно определили схему с дожиганием восстановительного газа.

Таким образом, у всех трех двигателей тип генераторного газа определялся свойствами используемых компонентов и применить альтернативный газ не представлялось целесообразным.

Четвертый и пятый двигатели — 15Д12 и 15Д169 разработки КБ-4 КБ "Южное" — в описании их особенностей могут быть объединены, так как двигатель 15Д169 является модифицированным вариантом двигателя 15Д12. Двигатели работали на компонентах топлива АТ+НДМГ и использовались в качестве второй ступени: 15Д12 на комбинированной ракете, а 15Д169 на ракете МР-УР-100. Первоначальная разработка двигателя с дожиганием восстановительного газа; проводилась в плане научно-исследовательских работ и проходила большими осложнениями в части обеспечения устойчивости горения в камере и в восстановительном газогенераторе. На решение этой задачи было затрачено в общей сложности несколько лет. И обстоятельная работа КБ-4 показала, что двигатель с дожиганием восстановительного газа на компонентах АТ+НДМГ сделать можно. Можно, но зачем, если окислительная схема, по крайней мере на этих компонентах топлива, проще в доводке и более надежна в эксплуатации? Поэтому двигателисты, знакомые с трудностями отработки такого двигателя в КБ-4, обязательно добавили бы — "но не нужно".

Таким образом, из пяти двигателей, выполненных по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа, использованных в составе ракет или прошедших полный цикл отработки, только два разработаны в условиях возможного выбора типа генераторного газа. Остальные более двух десятков наименований двигателей разработаны по схеме с дожиганием окислительного газа. Такие двигатели разрабатывали в КБ под руководством В.П.Глушко А.Д.Конопатова, А.М.Исаева, М.В.Мельникова, Н.Д.Кузнецова А.В.Климова. В это множество входят двигатели, работающие как на топливе АТ+НДМГ, так и на топливе кислород+керосин, кстати тоже допускающие альтернативный выбор типа генераторного газа.

Это с полной определенностью указывает, какая схема предпочтительнее. Так что прав был В.П.Глушко, когда в 1960 году выбрал схему с дожиганием окислительного

газа.

Но вернемся к работе проектного подразделения и разработке двигателя для УР-500.

Проектные проработки конструкции нового двигателя после их обсуждения ведущими специалистами КБ были переданы в конструкторские бригады, где подверглись детальному анализу и критике. Весьма квалифицированные и достаточно амбициозные специалисты конструкторских бригад считали, что проектная проработка совершенно необходима для первоначального выбора концепции двигателя и сравнения различных вариантов перспективных двигателей в развитие идей, предложенных В.П.Глушко. Что же касается настоящей конструкции, способной быть доведенной до передачи в серийное производство и эксплуатацию, то никаких предварительных конструкторских проработок не нужно, они сами способны сделать лучше, чем кто-нибудь другой. В общем-то это была правильная оценка, хотя были и исключения. Отдельные проработки проектного подразделения, которые делались на уровне изобретений, получали, конечно, дальнейшее применение при разработке основной конструкции двигателя и его агрегатов. Так, одной из таких разработок по двигателю РД-253 был газогенератор, наружная силовая конструкция которого имела сферическую форму. Одним из авторов был работник проектного подразделения Б.И.Каторгин, нынешний генеральный директор и генеральный конструктор НПО Энергомаш. Необходимо добавить, что на всех последующих мощных двигателях, выполненных в КБ Энергомаш по схеме с дожиганием, газогенераторы имеют сферическую внешнюю форму. Оговорка — "одним из авторов" — сделана в связи с тем, что заявки на предполагаемые изобретения действительно были коллективными, так как предложенная одним инженером компоновка будущей конструкции подвергалась обсуждению и критике коллег по работе. Таким образом идея конструкции шлифовалась, совершенствовалась, и конечный вид конструкции приобретала после коллективной работы над ней. В зависимости от вклада в совершенствование конструкции и определялся авторский коллектив.

Ранее указывалось о недостаточном внимании в пятидесятых годах к подаче заявок на предполагаемые изобретения. С середины шестидесятых годов это положение в корне изменилось, причем ударились в другую крайность. Подачу заявок стали включать в месячные планы конструкторских бригад наряду с выпуском чертежей, технических условий, технических отчетов и т.п. Кроме того, подача этих заявок стала одним из показателей в соцсоревновании между подразделениями. Конечно, при разработке новой техники появлялись новые, ранее неизвестные конструкции. Но не каждый же месяц даже в самой светлой голове рождается конструкция на уровне фундаментальных основ ЖРД. Поэтому чаще всего заявки подавались на новые конструкции отдельных узлов и агрегатов двигателя, как более совершенные по сравнению с уже имеющимися. К большому сожалению изобретателей, их технические находки оценивались в денежном выражении весьма скромно, что, безусловно, не стимулировало изобретательскую работу на предприятии.

Конструкторская бригада перспективных проработок одновременно вела расчетно-конструкторские работы по новым двигательным схемам, а также по персональным заданиям В.П.Глушко. Проводились и научно-исследовательские работы, и подготовка к разработке конструкции новых двигателей. Так, в 1963—1965 годах

бригада вместе с другими подразделениями провела проектные проработки ядерного ракетного двигателя. В 1965—1971 годах отделом (в 1966 году конструкторские бригады были реорганизованы в отделы) проведены проектные работы и экспериментальные исследования по созданию двигателей с использованием новых компонентов топлива в различных комбинациях: фтора, перекиси водорода, водорода, гидрида бериллия, жидкого лития, порошкообразного алюминия и др. В числе результатов этих работ было определение оптимальных параметров и основы конструкции двигателя с тягой 10 тс на компонентах топлива перекись водорода+гидрид бериллия.

В начале семидесятых годов очередной импульс развития получила лазерная техника. В.П.Глушко решил использовать накопленный опыт работы с жидким фтором и его соединениями для разработки устройств на новых физических принципах. В 1972 году он поручил эту работу отделу перспективных разработок. Первоначальные проработки со временем переросли в разработку непрерывных химических лазеров (НХЛ) для многофункционального применения. Для отработки НХЛ на территории опытного завода Государственного института прикладной химии (ГИПХ) — сейчас это Российский научный центр (РНЦ) "Прикладная химия" — была создана специальная стендовая база, которая после реконструкции с 1975 года используется для экспериментальных исследований НХЛ различной размерности.

Таким образом, тематика ЖРД в отделе перспективных проработок была закрыта. В КБ Энергомаш появилось новое направление работ, была проведена реорганизация: на базе этого отдела был создан конструкторский комплекс из трех отделов и испытательной лаборатории. С 1986 года направление работ по НХЛ возглавил заместитель главного конструктора КБ Энергомаш Б.И.Каторгпн. С 1992 года НПО Энергомаш является головной организацией по этому направлению и ведет научно-исследовательскую и экспериментальную работу с целью отработки ключевых технологических решений по созданию лазерных комплексов на основе НХЛ для различных областей практического применения.

Этим завершим маленькое отступление от хронологического течения событий, сделанное ради завершения истории развития подразделения перспективных разработок от начальных проектов по ЖРД до организации нового тематического направления.

Кроме предварительной проектно-конструкторской подготовки была проведена основательная подготовка производства и стендов к изготовлению и испытаниям нового двигателя для УР-500. Ведь двигателей такого размера и на такую тягу ОКБ-456 до сих пор не разрабатывало и не изготавливало. В производстве появились новые крупногабаритные станки, был построен и оборудован новый корпус для цеха покрытий, получило дальнейшее развитие инструментальное производство, были модернизированы испытательные стенды.

Кроме того, в 1961—1962 годах в ОКБ был создан вычислительный центр на базе современной для того времени отечественной ЭЦВМ "Урал-2".

Все предприятие переходило на другой производственный уровень - готовилось к разработке двигателей второго поколения, первым из которых в ОКБ-456 был РД-253.

Итак, в 1961 году конструкторские бригады ОКБ-456 приступили к разработке двигателя по замкнутой схеме.

Проектируемый тяжелый носитель УР-500 предусматривал создание двигательной установки первой ступени с тягой у земли 900 тс. Это более чем в 3,5 раза превышало тягу двигателя РД-251 для первой ступени разрабатываемой в эти годы ракеты Р-36. В этих условиях использование так хорошо себя зарекомендовавшего при проектировании двигателей первого поколения блочно-модульного принципа, когда две или четыре камеры "обслуживаются" одним ТНА, стало мало оправданным. Выходом из этой ситуации являлось создание однокамерного двигателя на большую тягу.

Проработка компоновки ДУ первой ступени предопределила установку шести двигателей тягой у земли по 150 тс каждый, при этом предусматривалось управление вектором полета ракеты путем отклонения двигателя от продольной оси ракеты до 7°.

Кроме тяги двигателя, остальные параметры также существенно превышали ранее освоенные: давление в камере сгорания составило 150 атм (максимальное давление газов в камере двигателей первого поколения составляло 91 атм), давление в газогенераторе — 245 атм (ранее это давление было не более 80 атм), расход компонентов топлива через газогенератор — 405 кг/с (ранее—не более 8,5 кг/с).

Приведенные значения параметров показывают, что сама новая схема двигателя определила наибольшие конструкторские изменения камеры и газогенератора, а именно они являлись "возмутителями спокойствия" работы двигателя и, как правило, доставляли наибольшие трудности при стендовой доводке двигателя. Поэтому разработке этих агрегатов предшествовала солидная научно-исследовательская работа.

Для успешного проектирования камеры необходимо было решить три вообще-то традиционные задачи, но для этого конкретного случая полученные ранее опытным путем рекомендации уже не годились.

Первая задача: разработать смесеобразование по схеме "газ жидкость", обеспечивающее высокую полноту сгорания для получения максимально возможного удельного импульса тяги, а также устойчивое горение в камере.

Вторая задача: обеспечить охлаждение камеры в условиях повышенных тепловых потоков.

Третья задача: максимально снизить массу камеры, так как из-за высокого уровня тяги и внутрикамерного давления эта характеристика при прежних конструкторско-технологических подходах могла быть неприемлемо высокой.

Особенности организации процесса горения в камере изучались в ОКБ-456 на модельных камерах небольшой тяги. Существенную помощь в получении предварительных рекомендаций по выбору типа газожидкостных форсунок оказали научные сотрудники ведущего в этой области отраслевого НИИ тепловых процессов (НИИТП) и особенно Центрального института авиационного машиностроения (ЦИАМ) Минавиапрома. Научный сотрудник ЦИАМа доктор технических наук В.Е.Дорошенко на модельных установках с использованием гомогенной бензиновоздушной смеси выявил влияние скорости газожидкостной смеси на выходе из форсунки и степени внедрения струи жидкого горючего в поток газообразного окислителя на полноту и устойчивость горения. Полученные закономерности были использованы при проектировании форсунок смесительной головки камеры и значительно сократили число доводочных испытаний двигателя. Имевшие место при проведении доводочных

испытаний случаи возникновения высокочастотной неустойчивости в камере были успешно ликвидированы путем дальнейшего совершенствования смесеобразования. В этом проявилось еще одно достоинство газожидкостной схемы: возможность на одной форсунке моделировать и изучать процессы смешения, полноту и устойчивость горения.

При переходе на новую схему было установлено, что вопросы обеспечения устойчивости горения в камерах с дожиганием окислительного газа вообще решаются значительно проще, чем в камерах, работающих по схеме "жидкость — жидкость". При этом необходимо отметить, что отработка устойчивости горения в камере двигателя, работающего на кислородно-керосинном топливе, требует больших усилий в сравнении с двигателем на топливе АТ+НДМГ, независимо от схемы двигателя, т.е. трудности в отработке внутрикамерных процессов определяются главным образом физико-химическими свойствами самих компонентов топлива. Кислородные двигатели более "строгие": они небрежности не терпят и ошибок не прощают.

Немаловажным фактором обеспечения высокой полноты сгорания в камере явилось равномерное распределение газообразного окислителя по всей площади смесительной головки. С этой целью была разработана методика продувки модельным газом и создан специальный стенд, на котором и была проведена эта кропотливая работа. В результате были скорректированы проходные сечения газовых каналов форсунок, что привело к увеличению удельного импульса тяги на 1,5—2 кгс·с/кг.

Проведенные теоретические расчеты охлаждения корпуса камеры показали необходимость использования для внутренней стенки высокотеплопроводного медного сплава, а также введения внутреннего охлаждения горючим через пояса завесы. Однако полученное расчетным путем значение нагрева охлаждающей жидкости — горючего — вызывало сомнение в надежной работе камеры, поэтому было решено покрыть внутреннюю стенку со стороны огня термостойкой двуокисью циркония, а внутреннее днище смесительной головки — пористым хромом. Кроме того, в пристеночный слой наиболее горячего места камеры через пояс внутреннего охлаждения подавалась пелена горючего. Методика расчета количества горючего, подаваемого в завесу, и степени снижения теплового потока была разработана в НИИТП, а сама идея конструкции щелевого пояса внутреннего охлаждения была разработана в ОКБ-456 и внедрена на камере двигателя РД-101 в конце сороковых — начале пятидесятих годов. В эти же годы была разработана более совершенная конструкция щелевого пояса завесы с тангенциальной закруткой пелены горючего. Работа такого пояса была исследована при огневых испытаниях экспериментальной камеры ЭД-140. Эффективное количество жидкости, подаваемой для внутреннего охлаждения, уточнялось экспериментально процессе доводочных испытаний РД-253.

При разработке новой камеры особое внимание было обращено на ее весовые характеристики. С целью максимального снижения массы была использована высокопрочная конструкционная сталь, весь паяный пакет сопловой части камеры изготавливался из титанового сплава, у которого характеристика "масса—прочность" имеет существенное преимущество перед другими материалами. Хороший материал титан, но "не любит" он сочетаться с другими металлами, никакая сварка не может их соединить. Однако больших трудностей от применения титанового сопла в камере двигателя РД-253 конструкторы и технологи ОКБ-456 не испытали: у них уже был

успешный опыт создания титановой камеры для двигателя РД-119.

В процессе работ по снижению массы и обеспечению охлаждения камеры был проведен теоретический анализ и ряд экспериментов для сравнения эффективности использования отечественной конструкции корпуса камеры, состоящего из паяных между собой оболочек, и американской трубчатой конструкции камеры типа "спагетти". Конструкция, разработанная в ОКБ-456 в конце сороковых годов, оказалась значительно эффективнее, особенно в области высоких давлений в камере сгорания.

Вторым агрегатом, подвергнувшимся изменениям в связи с переходом на закрытую схему, стал газогенератор. При этом изменения оказались столь значительными, что разработчикам газогенератора пришлось начать практически с "чистого листа". Действительно, необходимо было разработать газогенератор, рабочие параметры которого по давлению в 3 раза, а по суммарному секунднему расходу компонентов топлива более чем в 50 раз превышали аналогичные параметры предыдущих газогенераторов. Как уже указывалось ранее, для газогенератора была выбрана сферическая внешняя форма — оптимальная по соображениям прочности и использованию внутреннего пространства. При разработке исследовались различные смесительные головки и варианты ввода компонентов топлива. Наилучшие результаты были получены на двухзонном варианте, у которого в первую "горячую" зону подается все горючее и часть расхода окислителя. Смесительная головка имеет сотовую схему расположения однокомпонентных форсунок, причем окислитель подается через струйно-центробежные форсунки, обеспечивающие эшелонированный ввод в зону горения. Основная часть окислителя подается через два ряда радиально установленных штыревых распылителей. В процессе разработки газогенератора было определено оптимальное распределение расходов окислителя в первую и вторую зону.

Большое внимание было уделено созданию равномерного температурного поля в поперечном сечении газового потока на выходе из газогенератора, для чего были определены и скорректированы траектории струй окислителя, подаваемого во вторую зону через распылители.

Наличие "горячей" первой зоны газогенератора потребовало принятия специальных мер для охлаждения деталей в этой зоне. В конечном виде конструкция выглядит следующим образом: стальная цилиндрическая стенка-имеет со стороны огня термостойкое керамическое покрытие из двуокси циркония. Внутреннее днище смесительной головки выполнено в биметаллическом варианте: медный сплав со стороны контакта с окислителем защищен тонким листом нержавеющей стали.

В процессе доводки газогенератора отмечались пульсации давления на промежуточных частотах, которые были устранены изменением температуры горения в первой зоне. Более серьезные неприятности были связаны с неожиданными поломками распылителей. Неожиданными потому, что прочностной расчет показывал достаточно высокий запас статической прочности. Была рассмотрена динамическая картина нагружения распылителей набегающим потоком. В результате пришли к выводу, что имеем дело с эффектом Струхалья, когда происходит срыв вихрей за системой распылителей первого ряда и частота возникающих колебаний газового потока совпадает или близка к частоте собственных колебаний распылителей. В

качестве меры по устранению дефекта была изменена частота собственных колебаний распылителя путем утолщения его корневой части. Поломок распылителей больше не наблюдалось.

Кроме основного окислительного газогенератора на двигателе РД-253, впервые в практике ОКБ-456 был разработан низкотемпературный восстановительный газогенератор для наддува бака горючего.

Высокий уровень тяги и давления в камере сгорания оказал свое влияние и на конструкцию ТНА. Для уменьшения неуравновешенной составляющей осевой силы, достигающей в ТНА мощных ЖРД десяти и более-тонн, было разработано оригинальное устройство автомата разгрузки. При автономной отработке на модельном газе проточной части турбины был повышен ее коэффициент полезного действия, что дало возможность снизить температуру генераторного газа примерно на 100 °С.

Еще одним новшеством этого двигателя стал его запуск без принудительной раскрутки ТНА от дополнительного устройства. Первоначальный вариант двигателя предусматривал отдельную дополнительную турбину, работающую от порохового стартера. Исследования мощностных и гидравлических характеристик двигателя показали возможность работы при запуске основной турбины на основных компонентах топлива, поступающих в газогенератор под гидростатическим давлением столбов жидкости и давлением первоначального наддува баков. Это позволило отказаться от пороховой турбины, а бесстартерный запуск, впервые отработанный на двигателе РД-253, стал широко применяться в ЖРД, работающих на самовоспламеняющихся компонентах топлива.

Новые подходы использовались и при доводке двигателя, которая строилась на иной по сравнению с доводкой предыдущих двигателей основе, позволяющей поэтапно обобщать экспериментальные данные и оперативно управлять программой доводочных испытаний. В процессе доводки больше, чем это делалось ранее, уделялось внимание комплексной проверке работоспособности двигателя на "утяжеленных" режимах: при форсировании до 25% и при дросселировании до 60% по давлению в камере сгорания.

Наверное, сейчас немного странно читать эти строки. Все, что здесь подается как научно-технические достижения, давно уже стало обязательными элементами конструкции и методики отработки ЖРД, без этого сейчас не создается ни один двигатель. И это только подчеркивает значимость результатов, достигнутых в те далекие годы.

В ноябре 1962 года было проведено первое огневое испытание двигателя РД-253, а в 1963 году, еще до окончания доводочных работ в ОКБ-456, конструкторская документация и основные технологические процессы были переданы на Пермский моторостроительный завод им. Я.М.Свердлова, определенный в качестве серийного завода по производству двигателей РД-253. На этом заводе с 1959 года функционировал под руководством Ю.Д.Плаксина Камский филиал ОКБ-456, который занимался конструкторским сопровождением изготовления двигателей РД-214 для ракет Р-12. Это был азотнокислотный первенец ОКБ-456. И вот сразу переход к изготовлению двигателя второго поколения. Потребовалась серьезная подготовка производства и стендовой базы, а также техническая переподготовка персонала



завода и филиала.

Организацию технической переподготовки взяло на себя ОКБ-456. В.П.Глушко лично контролировал эту работу. По его приказу были созданы комплексные бригады из конструкторов и технологов по агрегатному принципу. Каждая бригада отвечала за технологическое освоение своего агрегата. Эти бригады по календарному графику выезжали на завод, длительность командировки составляла месяц и более. Это был своеобразный вахтовый метод внедрения новой разработки в серийное производство. В свою очередь технологи пермского завода также регулярно посещали завод в Химках для получения живого опыта непосредственно в процессе изготовления двигателей. Инженеры Камского филиала тоже стажировались в подразделениях КБ и испытательной базы ОКБ-456. Руководил работами по внедрению двигателя РД-253 в серийное производство заместитель главного конструктора В.И.Лавренец-Семенюк. Он проводил много времени на пермском заводе, добиваясь выполнения в производстве всех требований конструкторской документации и ограждая ее от попыток снизить жесткость требований. Это вызывало большое недовольство у производственников, но когда все было освоено, первоначальные муки возместились сторицей. Двигатели РД-253 в серийном производстве среди всех двигателей разработки КБ Энергомаш имеют наименьшее число допущенных отступлений от конструкторской документации. Это высокое качество подтверждается показателями его надежности. Сейчас вероятность безотказной работы двигателя РД-253 составляет более 0,999 при доверительной вероятности 0,95.

Пока серийный завод с участием Камского филиала осваивал изготовление нового двигателя, в ОКБ-456 успешно завершились доводочные работы. Двигатель РД-253 прошел все виды наземной отработки и был рекомендован к проведению летных конструкторских испытаний. Они были совмещены с выводом на околоземную орбиту тяжелых научно-исследовательских спутников серии "Протон". Первый запуск состоялся 16 июля 1965 года. Всего в течение года было проведено четыре запуска ракет. Работа двигателей РД-253 прошла без замечаний. Так началась штатная эксплуатация второго космического долгожителя разработки ОКБ-456.

Серьезная научно-техническая подготовка, широкий поиск оптимальных конструкторских решений, глубокое изучение физических процессов, разработка новых методик отработки агрегатов и двигателя в целом, использование последних технологических достижений — все это явилось залогом успеха. В короткие сроки был создан качественно новый мощный ЖРД, который стал первым в мире однокамерным двигателем тягой 150 тс, сданным в эксплуатацию в составе ракеты.

За создание этого двигателя академику В.П.Глушко, ведущему конструктору разработки доктору технических наук М.Р.Гнесину, главному инженеру испытательной базы Р.А.Гемранову и начальнику стенда модельных продувок А.А. Мотрову были присвоены звания лауреатов Государственной премии. Ряд работников КБ и завода Энергомаш получили государственные награды и звания Заслуженный машиностроитель Российской Федерации.

За 32 года космической службы в составе первой ступени ракет "Протон" различных модификаций было всего два отказа в работе двигателей РД-253. В обоих случаях причиной аварийной ситуации явились грубые производственные дефекты, не замеченные службами технического контроля завода и заказчика в процессе

окончательной сборки двигателей после проведения огневого контрольно-технологического испытания. Оба случая были квалифицированы как незачетный отказ. Статистика всех стендовых испытаний двигателей РД-253 штатной конструкции и их работы в составе ракет показывает, что более 1780 двигателей отработали практически без замечаний. И их суммарная наработка составляет более 300 тысяч (!) секунд.

Столь высокие показатели качества и надежности двигателей были получены благодаря хорошо продуманной и отработанной конструкции, ее высокой технологичности, качественному изготовлению и строгому соблюдению требований конструкторской документации. Немалый вклад в обеспечение достигнутых результатов внесли конструкторы Камского филиала, которым в разные годы руководили Ю.Д.Плаксин (1959—1980 годы), Н.В.Пиксотов (1980—1982 годы) и с 1982 года Д.П.Журавлев.