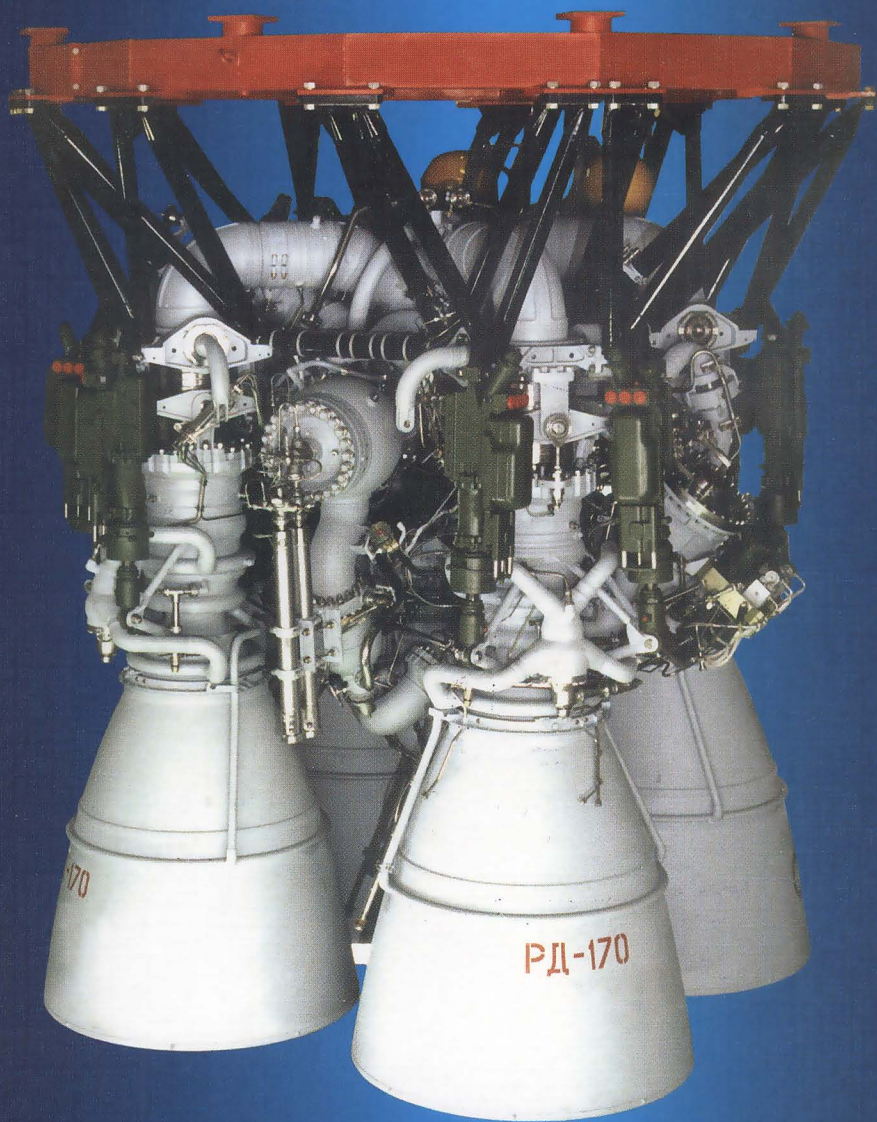


В.Ф. ТРОФИМОВ

# Осуществление мечты



**В.Ф. ТРОФИМОВ**

# **Осуществление мечты**

Пол редакцией  
члена-корреспондента РАН Б.И. Каторжна



Москва "Машиностроение"

---

"Машиностроение - Полет"

2001

УДК 621.454.2

ББК 27.5.14.4

Т70

**Трофимов В.Ф.**

Т70 Осуществление мечты. - М.: Машиностроение / Машиностроение - Полет, 2001. - 184 с: ил.

ISBN 5-217-03096-8

Написана специалистом по жидкостным ракетным двигателям (ЖРД). В доступной форме дано понятие о ЖРД, рассмотрены агрегатный состав и основные схемы двигателя, рассказана краткая история создания НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко, где был создан мощный, не имеющий аналогов в отечественном и мировом ракетном двигателестроении ЖРД РД-170 (171), о котором идет речь в книге. Изложению материала сопутствуют субъективные размышления автора, касающиеся различных обстоятельств создания ЖРД.

Для широкого круга читателей.

ББК 27.5.14.4

О В.Ф. Трофимов, 2001

О ОАО "НПО Энергомаш им. академика  
В.П. Глушко", 2001

О ООО "Машиностроение -  
Полет", 2001

ISBN 5-217-03096-8

## ПРЕДИСЛОВИЕ

*Ушедший в историю двадцатый век по праву можно назвать веком атомной энергии и ракетной техники. Действительно, достижения в освоении атомной энергии позволили человечеству решать энергетические проблемы, связанные с ограниченностью ресурсов нашей планеты.*

*Использование ракетной техники в мирных целях открывает огромные перспективы в развитии прогресса во всех отраслях человеческой деятельности. Как атомная энергия, так и ракетная техника развиваются на основе самых передовых технологий, предопределяя при этом необходимость существенного развития смежных с ними отраслей промышленности.*

*Автор настоящей книги - специалист в области ЖРД (жидкостных ракетных двигателей) - при написании книги поставил цель рассказать широкому кругу читателей, в общем мало сведущих в ракетной технике, о научно-производственном объединении Энергомаш им. академика В.П. Глушко - разработчике мощных ЖРД, начиная от двигателей, вынесших в космос первый спутник Земли, до самых совершенных, установленных на ракетах-носителях "Зенит". При этом автор постарался отразить все основные трудности создания этих двигателей.*

*Входе повествования упоминаются разработчики и создатели ЖРД. Все изложение в книге идет в укрупненном плане и на фоне основных событий того времени, в котором создание этих двигателей проводилось.*

*Автору достаточно убедительно удалось решить поставленную задачу и, видимо, написанная книга представит интерес для широкого круга читателей.*

*Обширнейший материал о разработке двигателя РД-170 (171) и его создателях изложен компактно и выглядит достаточно конспективно, однако дает общее представление о всех перипетиях создания мощных ЖРД для ракет-носителей типа "Зенит".*

**Б.И. Каторгин**

## ВВЕДЕНИЕ

Космос...: Что это такое?! Спросите себя, любого другого...

Представляется, что многие ответят не словами, а жестом: они широко разведут руки на уровне плеч, всем своим видом демонстрируя, что космос - это что-то необъятное, слабо изученное, что одновременно кажется добрым и зловещим, близким и непостижимо далеким; это что-то такое, что находится над нами не только в пространственном, но и в духовном смысле.

Попробуем обратиться за ответом на этот вопрос к какому-нибудь справочному изданию, например к "Большому энциклопедическому словарю" (1997 г.): "Космос (греч. kósmos), синоним астрономического определения Вселенной; часто выделяют так называемый ближний космос, исследуемый при помощи искусственных спутников Земли (ИСЗ), космических аппаратов и межпланетных станций, и дальний космос - мир звезд и галактик". Скупое, а для непосвященных, прямо скажем, - невнятно.

Однако в этой цитате для нас есть хорошая "зацепка" в словах "...исследуемый при помощи ИСЗ, космических аппаратов и межпланетных станций..." Все это надо обеспечить соответствующей технической базой: нужны космодромы, ракеты-носители, системы слежения, связи и многое другое. Сузим этот перечень до ракеты-носителя и тем самым вплотную подойдем к цели, которой посвящена эта книга.

Сразу же начнем с главного: ракета-носитель не выполнит своей задачи, просто даже не взлетит без ракетного двигателя. Но ракетных двигателей, находящихся в эксплуатации, - сотни, а их создателей - многие тысячи. Сузим еще раз свою задачу и будем рассматривать только один двигатель - РД-170 (171) - и его создателей - конструкторов, производителей и испытателей научно-производственного объединения энергетического машиностроения имени академика В.П. Глушко.

В Москве, на территории Кремля, есть непревзойденные образцы литейного мастерства: царь-колокол и царь-пушка. Так вот, ракетный



***Открытие памятника В.П. Глушко на Аллее Героев космоса в октябре 2001 года***

двигатель РД-170 (171) на сегодня - это царь-двигатель. Только в отличие от уникальных экспонатов, которые никогда не использовались по назначению, двигатель РД-170 (171) успешно эксплуатируется в составе ракет-носителей.

Двигатель РД-170 (171) - это энергетическая установка, размеры которой вписываются в цилиндр, имеющий диаметр и высоту, равные четырем метрам. Турбина этого двигателя мощнее атомных силовых установок трех крупнейших в мире ледоколов, ее мощность составляет 250 тысяч л.с.

НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко - это крупнейшая в нашей стране организация по разработке и изготовлению жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Все запуски в космос отечественных спутников, автоматических станций, космических кораблей с космонавтами на борту осуществлены с помощью ракетных двигателей, разработанных НПО Энергомаш.

Итак, в этой книге рассказывается о создании самого мощного и совершенного в мире ракетного двигателя РД-170 (171) и его создателях.

Автор заранее благодарен читателям, которые пришлют какие-либо замечания или предложения по материалу, изложенному в книге.

# Глава 1

## *Что такое ЖРД*

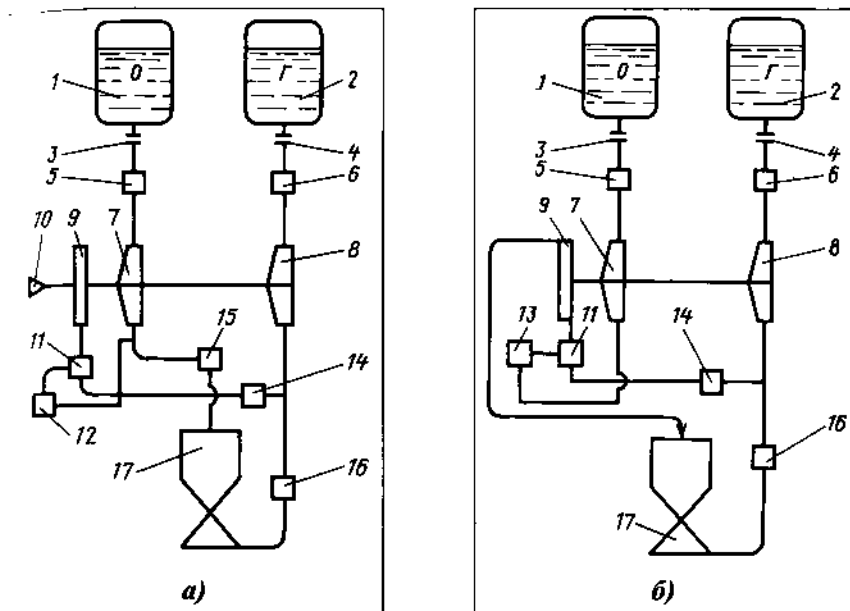
Прежде всего в упрощенной и доступной непосвященным форме расскажем, что такое ЖРД.

Жидкостный ракетный двигатель - это двигатель, работающий на жидких компонентах топлива, находящихся на борту ракеты. Для двигателя РД-170 (171) это окислитель - жидкий кислород - и горючее - керосин (вернее, горючее типа керосина).

Основным отличием ЖРД от других двигателей внутреннего сгорания является независимость от атмосферного воздуха как окислителя. Эта особенность позволяет ЖРД работать в условиях космоса, то есть в условиях безвоздушного пространства, и при этом развивать необходимую тягу. Рассмотрим простейшие схемы ЖРД и их принцип действия.

Существуют две принципиально отличные друг от друга схемы работы ЖРД: открытая, когда отработанные на турбине газы идут на "выхлоп", и схема с дожиганием отработавших на турбине газов в камере сгорания.

Рассмотрим принцип действия двигателя, выполненного по открытой схеме (рис. 1, *a*). По команде "пуск" с помощью инертного газа (чаще всего гелия) поднимается давление в баках окислителя и горючего, то есть осуществляется наддув баков. Открываются пусковые клапаны окислителя 5 и горючего 6. Компоненты топлива через насосы окислителя 7 и горючего 8 заполняют магистрали двигателя до клапанов окислителя и горючего газогенератора 12, 14 и камеры сгорания 15 и 16 соответственно. В заданный момент по достижению определенного давления наддува открываются клапаны окислителя 12 и горючего 14 газогенератора, топливо поступает в газогенератор 77, где воспламеняется от специальной системы за-



**Рис. /.** 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

жигания или самостоятельно в том случае, если его компоненты самовоспламеняющиеся. Далее продукты сгорания из газогенератора поступают на турбину 9, которая начинает раскручивать насосы 7 и 8, повышая давление на их выходе.

По достижению заданного давления компонентов топлива за насосами открываются клапаны окислителя и горючего, и компоненты топлива поступают в камеру сгорания 77, где воспламеняются аналогично тому, как это происходит в газогенераторе. Турбина набирает расчетную мощность и двигатель выходит на режим.



Недостаток открытой схемы жидкостного ракетного двигателя заключается в том, что часть расхода компонентов топлива, идущего на привод турбины, выбрасывается на "выхлоп". При этом не полностью используется его энергия, так как температура этой части топлива существенно ниже, чем в камере сгорания и, кроме того, эта часть расхода практически не участвует в создании тяги двигателя.

Энергетически более выгодна так называемая замкнутая схема ЖРД (рис. 1, б), в которой отработанные в турбине газы поступают не на "выхлоп", а в камеру сгорания. В двигателе РД-170 (171) в качестве компонентов топлива используются жидкий кислород и керосин.

Сравнение схем, представленных на рис. 1, показывает, что они отличаются отсутствием в схеме на рис. 1, б "выхлопа" 10 и главного клапана окислителя 15 по линии окислителя камеры сгорания, а главное, газы после турбины поступают в камеру сгорания 17.

Принцип действия двигателя, выполненного по замкнутой схеме, мало отличается от принципа действия двигателя, выполненного по открытой схеме. Заключаются эти отличия в следующем: весь расход окислителя идет через газогенератор, а горючее практически все поступает сразу в камеру сгорания за исключением незначительного количества, которое идет в газогенератор для обеспечения процесса горения и образования газа и рабочего тела для привода турбины.

Таким образом, ЖРД состоит из следующих основных агрегатов: камеры сгорания, обеспечивающей основной параметр двигателя - тягу; турбины и насосов окислителя и горючего (в целом эти агрегаты называют турбонасосным агрегатом - ТНА), повышающих давление компонентов топлива на входе в камеру сгорания и газогенератор до десятков МПа; газогенератора, обеспечивающего создание рабочего тела для привода ТНА (в частности, в газогенератор двигателя РД-170 (171) подается весь расход окислителя и незначительная часть - около одного процента от суммарного расхода окислителя и горючего - горючего; в результате процесса горения образуется окислительный газ с температурой около 500 °С); агрегатов автоматики, которые обеспечивают управление запуском и

остановом двигателя, а также регулирование тяги на режиме его работы; наконец, трубопроводов и узлов общей сборки, соединяющих все агрегаты двигателя в единую систему.

Рассмотрим основные характеристики жидкостного ракетного двигателя.

Техническое задание на разработку двигателя выдают, естественно, разработчики ракеты-носителя, и в этом задании обуславливаются десятки, а то и сотни требований.

Академик В.П. Глушко обращал особое внимание на следующие характеристики - параметры двигателя, обусловленные техническим заданием:

тяга двигателя;

удельный импульс тяги двигателя;

массовое соотношение компонентов топлива в ЖРД;

давление компонентов топлива на входе в двигатель;

масса двигателя;

удельная масса двигателя;

габаритные размеры двигателя.

Рассмотрим каждый из этих параметров.

*Тяга двигателя* - сила, развиваемая двигателем и равная реактивной силе, которая представляет собой силу реакции (отдачи) струи газов, вытекающей из двигателя; другими словами, реактивная сила - равнодействующая всех сил давления газов на внутренние поверхности камеры сгорания жидкостного реактивного двигателя.

А вот как определяется основной параметр ЖРД государственным стандартом "Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определение": тяга ЖРД - это равнодействующая реактивной силы ЖРД и сил давления окружающей среды, действующих на его внешние поверхности, за исключением сил внешнего аэродинамического сопротивления. Скорее всего, такое определение широкому кругу читателей не совсем понятно. Попробуем в более доступной форме пояснить, что такое тяга двигателя.

Представим себе двух спортсменов, перетягивающих канат. В какой-то момент их усилия одинаковые, а напряжение борьбы максимальное. В этот момент один из них бросил канат. Что произой-

дет? Верно: второй упадет, так как его усилие, приложенное в определенном направлении, не будет уравновешено.

А теперь представим себе замкнутый объем шаровой формы, в который накачивается какой-либо газ. Что будет происходить? Несомненно, в сосуде будет повышаться давление. А если в этом сосуде сделать большое отверстие? Из сосуда газ будет истекать, и если количество газа, поступающего в сосуд и истекающего из него, будет одинаковым, то в сосуде давление будет неизменным. Но ведь в том месте, где имеется отверстие, газу давить не на что, а с противоположной отверстию стороны будет стенка сосуда, на которую воздействует давление, существующее в сосуде за счет постоянного поступления газа. Вот и возникает сила тяги. Конечно, это только лишь принципиальная схема.

*Удельный импульс тяги ЖРД* - это отношение тяги ракетного двигателя к массовому расходу топлива ЖРД. Чем выше удельный импульс тяги ЖРД, тем меньше топлива надо брать на борт ракеты для решения поставленной задачи.

*Массовое соотношение компонентов топлива в ЖРД* - отношение массового расхода окислителя при работе ЖРД к массовому расходу горючего. Этот параметр определяет не только исходные данные для проектирования всех агрегатов двигателя, но и для баков ракеты. Соотношение компонентов топлива диктуется выбранным топливом, которое должно обеспечивать оптимальную энергетику для проектируемой ракеты.

*Давление компонентов топлива на входе в двигатель.* Название параметра говорит само за себя, и определения не требуется. Здесь есть некоторое расхождение интересов разработчиков ракеты и двигателя. Для двигателестроителей выгоднее иметь большее входное давление компонентов топлива, так как оно влияет на эффективность работы насосов. Такой бытовой пример. Представьте себе, что вы пропускаете мясо через мясорубку. Если вы не создаете пальцами рук подпора кускам мяса на входе в мясорубку, процесс идет вяло, в противном случае - совсем другое дело. Грубо говоря, такая же картина наблюдается при подаче топлива в насосы двигателя: чем выше давление, тем лучше работают насосы.

Однако чем выше входное давление, тем выше давление надду-

ва в баках. Это влечет за собой утолщение стенок баков и в конечном счете увеличение массы баков и ракеты в целом. Для летательного аппарата это особенно плохо. Значит, необходимо выбирать этот параметр наименьшим.

*Масса жидкостного ракетного двигателя* - масса конструкции ЖРД. Чем она меньше, тем большей может быть полезная нагрузка ракеты.

*Удельная масса ЖРД* - это отношение массы заправленного компонентами топлива ЖРД к его наибольшей тяге на основном режиме. Как и в предыдущем случае, чем меньше удельная масса ЖРД, тем выше его совершенство.

*Габаритные размеры двигателя.* Чем они меньше, тем лучше для характеристик ракеты.

Будем считать, что минимально необходимых данных о том, что такое ЖРД, изложено достаточно. Но прежде чем приступить к изложению существа настоящего повествования, дадим краткую историческую справку о создании коллектива НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко и его деятельности.

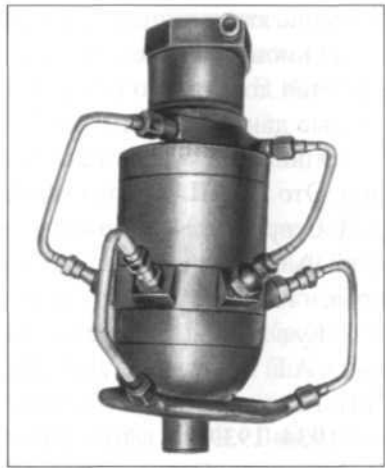
## Глава 2

### *НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко*

Научно-производственное объединение энергетического машиностроения имени В.П. Глушко носит это название с начала 1990-х годов и базируется в подмосковном городе Химки. До этого времени организация не один раз изменяла наименование и месторасположение, однако основная тематика объединения - разработка жидкостных ракетных двигателей - оставалась прежней. Для простоты восприятия условимся и далее называть эту организацию так, как она называется в настоящее время, а для краткости одним словом - "объединение". Кстати, организация В.П. Глушко, по существу, всегда была объединением, поскольку в ее состав входили конструкторские, исследовательские, производственные и испытательные подразделения.



*Генеральный конструктор  
В. П. Глушко*



*Рис. 2. Двигатель ОРМ-52 прошел официальные стендовые испытания в 1933 году*

Официальной датой основания объединения принято считать 15 мая 1929 г., когда молодой инженер В.П. Глушко предложил создать в составе первой отечественной организации по разработке ракетной техники подразделение, тематикой которого должна была стать разработка жидкостных ракетных двигателей.

Деятельность объединения можно условно разделить на четыре этапа.

**1929-1933 гг.** Это так называемый Ленинградский период работы Газодинамической лаборатории (ГДЛ) по разработке и испытанию ЖРД. В этот период создано семейство двигателей, начиная с ОРМ-1 по ОРМ-52 (рис. 2) с тягой до 300 кгс. ОРМ - это опытный ракетный мотор.

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. Создание работоспособного творческого коллектива высококвалифицированных специалистов академик В.П. Глушко считал главным достижением своей деятельности, а этому периоду деятельности пионеров будущего НПО Энергомаш придавал особо важное

значение как периоду становления тематики и самой организации.

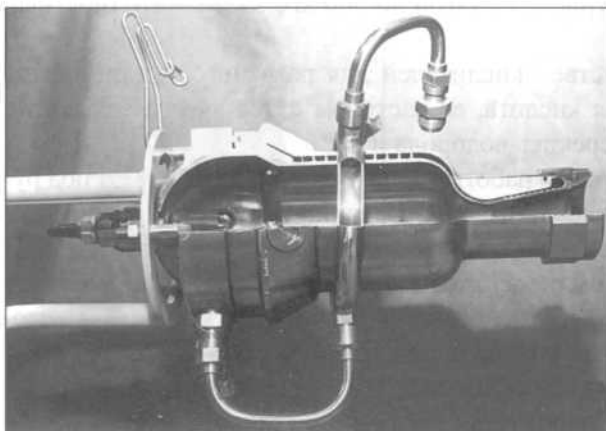
О пионерах ракетной техники в области ЖРД, работниках объединения достаточно полно рассказано в брошюре В.П. Глушко "Ракетные двигатели ГДЛ - ОКБ".

Однако не будет лишним хотя бы перечислить здесь их фамилии. Это - С.П. Королев (начало сороковых годов), Г.С. Жирицкий, Д.Д. Севрук, Н.Н. Артамонов, В.А. Витка, А.И. Гаврилов, Н.Г. Уманский, А.С. Назаров, Н.А. Желтухин, Г.Н. Лист, Н.С. Шнякин, А.А. Мереров, К.И. Страхович, Н.П. Алехин, А.Л. Малый, Е.С. Петров, Е.Н. Кузьмин, И.И. Кулагин, Н.Г. Чернышов, П.И. Минаев, Б.А. Куткин, А.Г. Прокудин, Д.А. Шитов, Ф.Л. Якайтис, С.С. Ровинский, В.Н. Галковский, В.Ф. Велтистов, Г.В. Авербух и другие.

**1934-1939 г.** Это Московский период работы коллектива В.П. Глушко. Осенью 1933 г. был создан Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ), в состав которого вошел актив ГДЛ по созданию ЖРД под руководством В.П. Глушко.

В этот период продолжались работы по созданию опытных ракетных моторов ОРМ-53...ОРМ-102.

В 1936 г. прошел официальные стендовые испытания опытный двигатель ОРМ-65 (тяга 175 кгс, удельная тяга 210 с, азотная кислота с керосином) для ракетоплана РП-318 и крылатой ракеты 212 конструкции С.П. Королева (рис. 3). В 1939 г. ОРМ-65 прошел летные испытания в составе этой ракеты.



*Рис. 3.  
ОРМ-65 - первый  
отечественный  
ЖРД, пригодный  
для пилотируемого  
полета*

В 1937 г. прошел официальные стендовые испытания газогенератор ГГ-1, работавший часами на азотной кислоте с керосином и впрыском юды.

Этот период характерен тем, что двигатели разработки В.П. Глушко прошли летные испытания на летательных аппаратах.

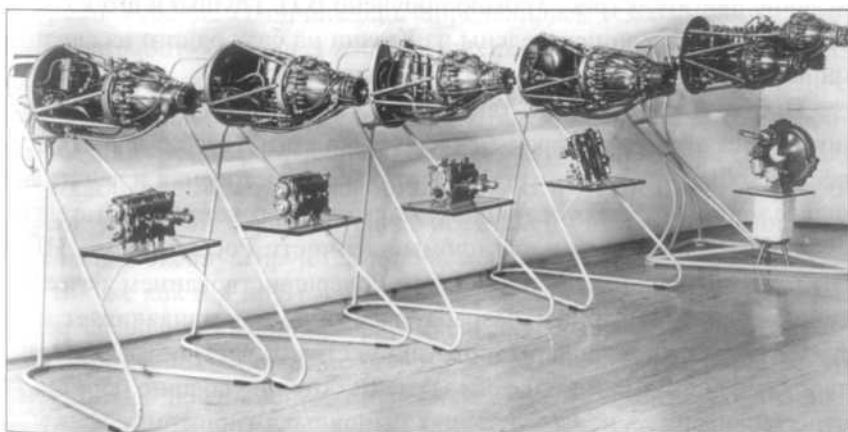
**1940-1946 г.** Это Казанский период деятельности объединения. Работа велась "за колючей проволокой" под эгидой НКВД.

В это время прошел официальные, стендовые и летные испытания вспомогательный самолетный ЖРД РД-1 (РД - ракетный двигатель) тягой 300 кгс с насосной подачей топлива (азотная кислота с керосином) и автоматическим многократным пуском. Кроме того, прошел официальные стендовые и летные испытания двигатель РД-1ХЗ с такой же тягой.

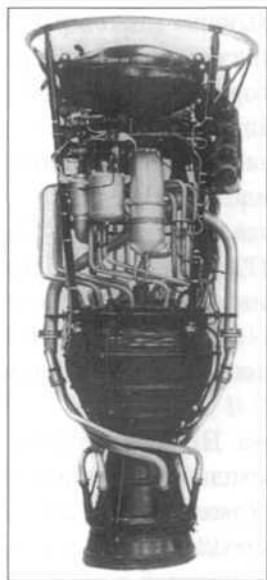
В этот же период на самолетах Петлякова Пе-2, Лавочкина Ла-7Р, Яковлева Як-3, Сухого Су-6 и Су-7 проходили наземные и летные испытания двигателей РД-1 и РД-1ХЗ (около 400 пусков); кроме того, проводилась разработка опытного трехкамерного двигателя РД-3 тягой 900... 1000 кгс с турбонасосной подачей топлива в камеру сгорания двигателя, прошел официальные испытания вспомогательный самолетный двигатель РД-2 тягой 600 кгс с насосной подачей топлива (рис. 4).

Тем временем в Германии была создана мощная ракета-носитель Фау-2. С ее помощью во время второй мировой войны нем-

*Рис. 4. Семейство самолетных ЖРД конструкции В.П. Глушко*







*Рис. 5. На базе конструкции этого двигателя была сделана попытка разработать двигатель тягой около 100 тс*

цы с территории Польши и других стран обстреливали Лондон.

Руководители держав-победителей срочно направили в Германию квалифицированные комиссии за техническими новинками немецких разработок в области ракетной техники. В нашей стране была поставлена задача в кратчайший срок воспроизвести ракету Фау-2, используя вывезенную из Германии техническую документацию. Воспроизведение двигателя (рис. 5) было поручено В.П. Глушко и его коллективу, которые были переведены из Казани на базу одного из авиационных заводов в подмосковный город Химки.

Произошло это в 1946 г. Так начался **Химкинский период** деятельности организации, которой суждено было стать Научно-производственным объединением энергетического машиностроения и занять ведущее место в разработке мощных жидкостных ракетных двигателей.

Сейчас, в непростое для промышленности России время, НПО Энергомаш продолжает работу над совершенствованием разработанных ранее двигателей, разрабатывает новые, устанавливает контакты для международного сотрудничества, в частности, с американскими фирмами и таким образом достаточно успешно борется за свое выживание в новых условиях рыночных отношений.

# Глава 3

## *Разведка боем*

Нет, содержание этой главы не о войне и вообще не про какие-нибудь боевые действия. Здесь будет рассказано о большом количестве проектных исследовательских и экспериментальных работ, которые были проделаны объединением в разное время, прежде чем оно приступило к опытно-конструкторским работам по разработке мощного жидкостного ракетного двигателя РД-170 (171).

Ранее мы выделили четыре периода деятельности объединения, характеризующихся становлением организации, началом разработки ЖРД, разработкой ЖРД для самолетов различных типов и закончили эту градацию так называемым Химкинским периодом работы.

Чтобы лучше представить себе разработку ЖРД РД-170 (171), целесообразно Химкинский период работы объединения в свою очередь разделить на несколько характерных этапов.

*1946-1962 гг.* Окончательно определилась тематика объединения - разработка мощных жидкостных ракетных двигателей. С точки зрения технического совершенства разрабатывались двигатели с так называемой открытой схемой работы. Это означает, что отработанное на турбине рабочее тело не используется в камере сгорания.

Наиболее известны разработанные в этот период двигатели для первой и второй ступеней ракет-носителей "Космос" и "Восток". Последние эксплуатируются и в настоящее время.

Так же как и в других отраслях промышленности, где основой является энергетика, при разработке и создании жидкостных ракетных двигателей постоянно чувствовалось отставание мощностей имеющихся двигателей от потребных. Уже в 1950-х годах возникла необходимость в двигателях для ракет-носителей, способных

доставить на различные орбиты полезные нагрузки, масса которых измерялась тоннами.

Актуальность создания жидкостного ракетного двигателя тягой более 500 тс подчеркивал еще и тот факт, что к началу 1960-х годов в США был создан ЖРД F-1 с тягой 680 тс для ракеты-носителя "Сатурн- V<sup>м</sup>", предназначенной для решения задач околоземного космоса, в частности задачи посещения человеком спутника Земли Луны.

В объединении с целью разработки проектов перспективных ЖРД был создан проектно-конструкторский отдел. В частности, в его задачи входила разработка двигателя с тягой более 500 тс для решения космических задач, аналогичных выполняемым ракетой-носителем "Сатурн-V". Начальником этого отдела был назначен доктор технических наук, кавалер высших государственных наград тех времен Сергей Петрович Агафонов. В состав отдела были включены лучшие представители всех конструкторских отделов, специалисты высокой квалификации, большие энтузиасты ракетной техники. В частности, из отдела разработки камер сгорания в новый проектный отдел был переведен будущий генеральный директор и генеральный конструктор объединения, а тогда молодой специалист Борис Иванович Каторгин.

Истоки создания мощного отечественного жидкостного ракетного двигателя ведут в конец пятидесятых - начало шестидесятых



*Начальник отдела С/7. Агафонов*

годов XX века. Сразу же возникли две серьезные организационно-технические проблемы: во-первых, какую размерность двигателя, то есть тягу, выбрать; во-вторых, на каких компонентах топлива должен работать будущий двигатель: на кислороде с керосином или на азотном тетроксиде с несимметричным диметилгидразином. В каждом случае были весомые "за" и "против".

Здесь для не слишком посвященного в вопросы ракетной техники читателя просто необходимо сделать некоторые отступления.

Надо сказать, что начальный период создания отечественных ЖРД с 1946 по 1962 год можно считать началом становления ракетной промышленности в нашей стране.

Основополагающую роль в организации разработки и изготовления ракет сыграл созданный С.П. Королевым Совет главных конструкторов, в состав которого вошли: С.П. Королев - главный конструктор ракет и ракетных систем, В.П. Глушко - главный конструктор жидкостных ракетных двигателей, В.П. Бармин - главный конструктор наземных систем, то есть стартовых комплексов, Н.А. Пилюгин - главный конструктор систем управления ракет, В.И. Кузнецов - главный конструктор специальных систем управления ракет, М.С. Рязанский - главный конструктор наземных радиотехнических систем. Все они были специалистами высочайшей квалификации и обладали выдающимися организаторскими способностями. При этом каждый имел свой, зачастую отличный от других взгляд на дальнейшее развитие ракетной техники, у всех были свои особые амбиции. Это была великолепная шестерка. К началу шестидесятых годов каждый из членов Совета главных имел на своем счету не одну разработанную ракету или систему для ракет. Их труд был отмечен высшими государственными наградами.

В указанный период этот Совет действовал удивительно продуктивно и слаженно, решая практически все вопросы технического и организационного плана, касающиеся разработки, изготовления, испытаний как составных частей ракетных систем, так и ракетных систем в целом.

До определенного момента отечественная ракетная техника была в роли лидера: наша страна первой осуществила запуск спутника Земли, первой вывела на околоземную орбиту космический

корабль с человеком на борту. Однако после появления американского двигателя F-1 она оказалась в роли догоняющей в области создания мощного двигателя и мощной ракеты-носителя. С отставанием от американской разработки ракеты "Сатурн-V" в организации С.П. Королева, которая называлась тогда ОКБ-1, велись работы по созданию мощной ракеты-носителя Н1. На первой ступени этой ракеты предполагалось установить тридцать стопятидесяти-тонных двигателей, работающих на топливе жидкий кислород и керосин.

Вот тут-то мнения членов Совета главных конструкторов принципиально разделились. Собственно, разделились мнения двух академиков АН СССР С.П. Королева и В.П. Глушко, поскольку вопросы выбора компонентов топлива и размерности двигателя прежде всего касались их организаций.

С.П. Королев считал, что компонентами топлива для новой мощной ракеты должны быть жидкий кислород и керосин, так как они нетоксичны и хорошо освоены в промышленности. А В.П. Глушко категорически настаивал использовать в качестве компонентов топлива азотный тетроксид с несимметричным диметилгидразином. Эти компоненты топлива в отличие от кислорода с керосином существенно, по мнению В.П. Глушко, были лучше в эксплуатации и доводке ЖРД.

Как говорится, нашла коса на камень, никто не уступал и рассудить оказалось некому.

По мнению С.П. Королева, размерность двигателя должна была быть не более 150 тс, так как такая размерность была близка к освоению. Кроме того, при числе двигателей на первой ступени порядка тридцати можно вводить систему резервирования. Это означает, что при выходе из строя одного из двигателей первой ступени ракеты-носителя тяга остальных с помощью специальной системы увеличивается до восстановления исходной по всей двигательной установке.

В.П. Глушко был прав, когда утверждал, что двигателей на ракете должно быть как можно меньше, это способствует повышению ее надежности. По этому поводу он ссылаясь на опыт разработки отечественных и американских ракет-носителей. В подавляющем

большинстве случаев число двигателей не превышало пяти. Из американских ракет только "Сатурн-Г" имела восемь двигателей.

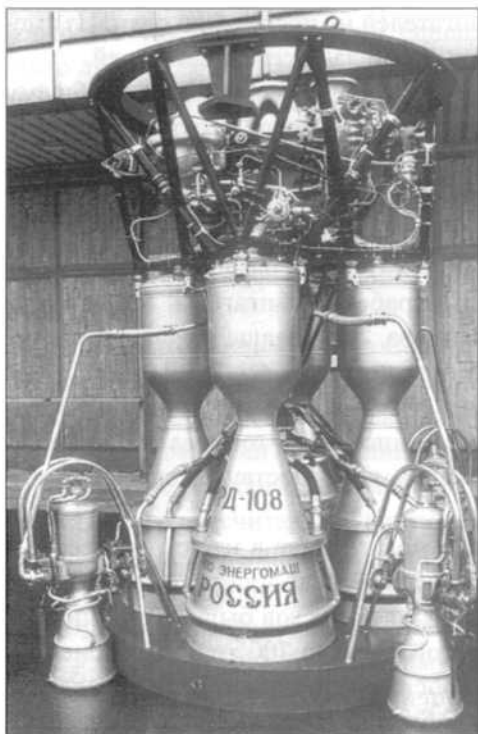
К сожалению, два крупнейших ученых не пришли к общему мнению, а оптимальным, как выяснилось более десяти лет спустя, был выбор в качестве компонентов топлива жидкого кислорода и керосина и двигателя с тягой порядка 700 тс. Итак, две крупнейших фирмы по разработке ракетных систем и жидкостных ракетных двигателей более чем на десять лет, как говорят, разошлись как в море корабли. С.П. Королев заказал разработку двигателей для ракеты-носителя Н1 фирме Н.Д. Кузнецова, занимавшейся авиационными двигателями и не имевшей опыта разработки ЖРД, а на фирме В.П. Глушко более чем на десять лет прекратили разработку двигателей, использующих в качестве компонентов топлива жидкий кислород и керосин, то есть отказались, по существу, от своего многолетнего опыта.

Такова была ситуация в ракетной технике в нашем отечестве в конце 1950-х - начале 1960-х годов. Разработка ракеты Н1 после четырех аварийных по вине двигателей пусков была прекращена, а создание мощного двигателя тягой порядка 700 тс на компонентах топлива жидкий кислород и керосин было начато через несколько лет, уже после того как американцы побывали на Луне.

К концу 1950-х годов самыми мощными двигателями, разработанными в объединении, были двигатели РД-107 и РД-108, предназначенные для первой и второй ступеней ракеты-носителя "Восток" и других ракет - разновидностей известной ракеты-носителя Р-7 (рис. 6). Тяга эксплуатируемого до настоящего времени двигателя РД-107 равна 102 тс в пустоте.

Первые попытки создания жидкостного ракетного двигателя тягой, превышающей 100 тс, были предприняты в объединении в начале 1950-х годов на базе конструкции немецкого двигателя для ракеты Фау-2. Работы успеха не имели и были достаточно быстро прекращены. Видимо, в ту пору объединение еще не было готово технически для решения этой задачи. Да и работы велись в научно-исследовательском плане.

К началу 1960-х годов ситуация изменилась, были разработаны двигатели с тягой более 100 тс. В частности, был создан двигатель



*Рис. 6. Двигатели для первой и второй ступеней знаменитой "семерки". Впервые достигнута тяга более 100 тс*

РД-111 (рис. 7) тягой 145 тс для ракеты военного назначения Р-9, которую разработала организация СП. Королева\*. Этот двигатель имел четыре камеры сгорания. В каждой обеспечивалась тяга около 40 тс. Давление в них было 80 атм, что в пять раз больше давления в камере сгорания двигателя ракеты Фау-2.

В это же время в конструкторском бюро по разработке ракетных систем главного конструктора академика В.Н. Челомея было начато проектирование ракеты-носителя тяжелого класса УР-500 (универсальная ракета-500), получившей в дальнейшем название "Протон". Для первой ступени этой ракеты потребовался ЖРД, в котором в качестве компонентов топлива использовались азотный тетроксид и

---

\* Эту ракету можно увидеть и сейчас: она в качестве экспоната стоит на входе в Музей Вооруженных Сил в Москве.



*Рис. 7. Двигатель РД-111  
для ракеты-носителя Р-9  
(тяга около 150 тс)*

несимметричный диметилгидразин. Задание на разработку такого двигателя получило НПО Энергомаш.

Необходимые проработки конструкции такого двигателя были сделаны уже в конце 1961 года, затем был выпущен эскизный проект на разработку ЖРД с определением его облика. При этом была показана реальная возможность создания двигателя с тягой 150 тс. Тогдашние представления о разработке, доводке и эксплуатации ЖРД, работающего на азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине, не вызывали сомнения в возможности обеспечения его надежности.

Таким образом, в период 1946-1962 годов НПО Энергомаш впервые переступило черту в 100 тс тяги отечественных однокамерных ЖРД, а "стопятидесятитоннику" РД-253, работающему на высококипящем топливе азотный тетроксид с несимметричным диме-



тилгидразином, суждена была долгая жизнь в составе одной из самых надежных ракет-носителей отечественного и зарубежного ракетостроения.

Кроме того, в начале 1960-х годов в объединении был осуществлен переход на качественно новую схему ЖРД. В конце 1940-х и в 1950-х годах в объединении разрабатывались двигатели на различных компонентах топлива, но все они были выполнены по открытой схеме, когда газы, выработанные в газогенераторах для привода турбины, шли после турбины на "выброс". В спроектированных в начале 1960-х годов "стопятидесятитонниках" отработанные в турбине газы использовались для дожигания в камере сгорания. При этом эффективность их использования увеличивалась на несколько процентов.

Еще только были спроектированы "стопятидесятитонники", определен их облик, не было еще технической документации на их изготовление, а уже было ясно, что размерность 150 тс - далеко не предел в потребностях ракетной техники в достаточно обозримом будущем.

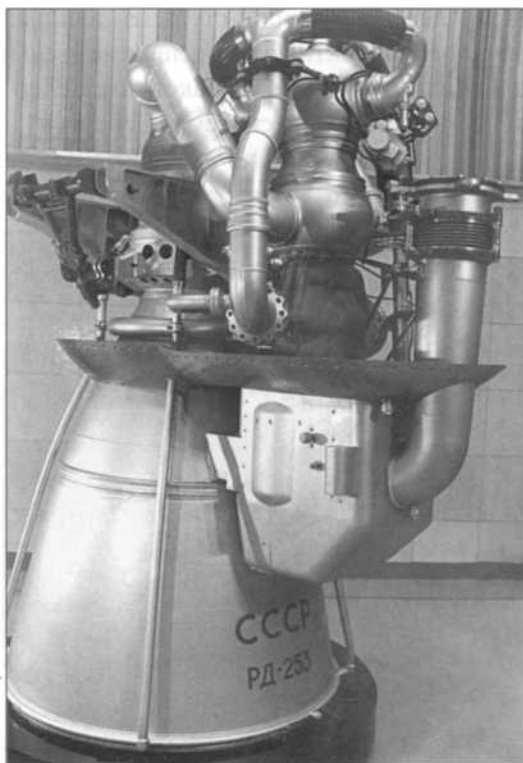
Исходя из возможностей производства и испытательных баз необходимо было определить оптимальную размерность мощного ЖРД. Оказалось, что ее значение в зависимости от требований разработчиков ракет колеблется от 500 до 1000 тс.

Надо сказать, что в то время определенное влияние на выбор оптимальной размерности тяги двигателя оказал американский двигатель F-1 тягой 680 тс, имеющий высоту около 9 м и значительную массу. В результате было решено для дальнейших проработок принять размерность, равную 600 тс (в дальнейшем она была уточнена до 640 тс). Этот двигатель, которому присвоили индекс РД-270, имел сразу же привязку, так как в конструкторском бюро В.Н. Челомея начали разработку ракеты-носителя УР-700, близкой по размерности двигателя к НИ, но в качестве компонентов топлива там использовались азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин.

Итак, подведем итог деятельности объединения за период с 1946 по 1962 год: воспроизведен двигатель немецкой разработки для ракеты Фау-2; разработано несколько модификаций этого дви-

гателя с увеличением тяги примерно в два раза без увеличения габаритных размеров; разработаны двигатели для ракет-носителей "Космос" и "Восток"; выполнены проектные проработки по двигателям с тягой 150 тс и в диапазоне 500... 5000 тс; выбрана оптимальная размерность двигателя, равная 640 тс. Кроме того, разработан ряд двигателей для ракет Министерства обороны.

*1963-1973 гг.* Этот условно выделенный период деятельности объединения отличается от более раннего двумя особенностями. С 1946 по 1962 год в объединении разрабатывались мощные двигатели для космических и оборонных целей с использованием топлив как на основе жидкого кислорода, так и на основе азотного тетроксиды и других азотно-кислотных окислителей. А в рассматриваемый период (начиная с 1962 года) двигатели с использованием топ-

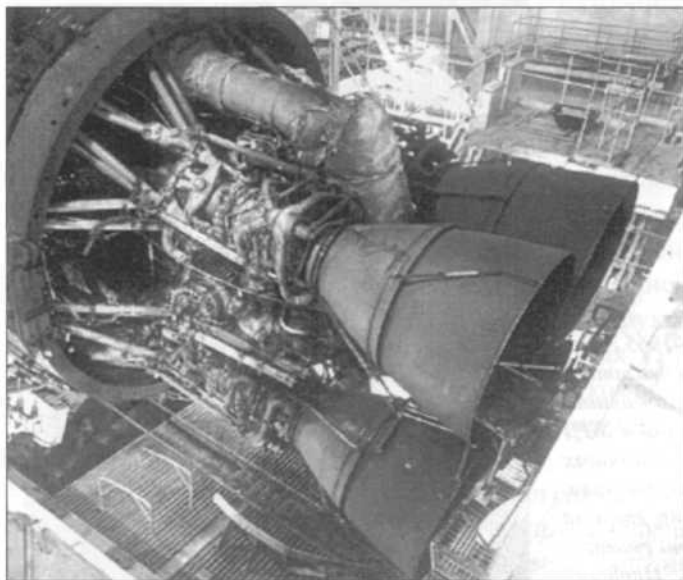


*Рис. 8. В 1961-1965 годах был разработан двигатель РД-253, положивший начало мощным ЖРД на высококипящих компонентах топлива. Эксплуатируется на первой ступени ракеты-носителя "Протон"*

лив на основе кислорода в объединении практически не разрабатывались. Это первая особенность.

Вторая особенность заключается в том, что в 1940-х - 1950-х годах в объединении разрабатывались ЖРД, выполненные только по открытой схеме; работы же по двигателям, функционирующим по закрытой схеме или, как еще принято говорить, по схеме с дожиганием, да и то только в проектном плане, развернулись в начале 1960-х годов. В течение следующих двух десятилетий в основном разрабатывались двигатели, выполненные по закрытой схеме.

В рассматриваемый период основные усилия конструкторов, производителей и испытателей объединения были направлены на разработку "стопятидесятитонника" РД-253 (рис. 8) для ракеты УР-500 и двигателя РД-270 тягой 640 тс для ракеты УР-700, двигателей первой и второй ступеней для ракеты "Циклон" и, наконец, начались проектные и экспериментальные работы по созданию двигателя для мощных ракет-носителей "Зенит", "Энергия" и ракетно-космической системы "Энергия" - "Буран", где в качестве



*Рис. 9.  
Экспериментальный  
двигатель  
РД-170(171)  
на стенде  
для огневых  
испытаний*

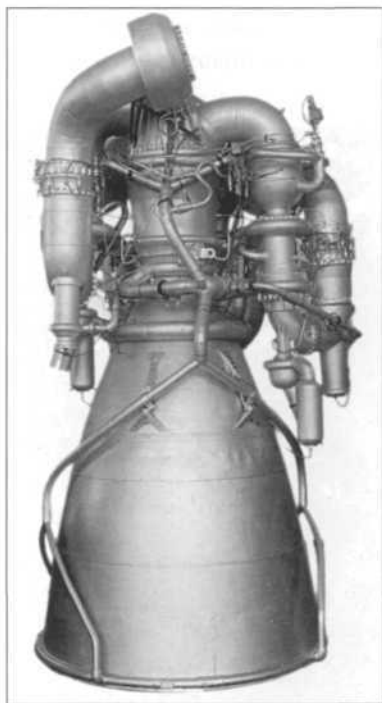
компонентов топлива использовались жидкий кислород и керосин. Кроме того, как всегда продолжались работы по проектированию, изготовлению и испытаниям двигателей для нужд Министерства обороны.

*С 1973 года по настоящее время* продолжается очередной период работы объединения. С 1973 года НПО Энергомаш приступило к разработке двигателя РД-170 (171) (рис. 9), летные испытания которого прошли в апреле 1985 года. Работы над модификациями этого двигателя, в том числе и в сотрудничестве с американскими фирмами, объединение ведет и сейчас.

# Глава 4

## *Разработка двигателя РД-270*

Первой опытно-конструкторской работой по созданию двигателя с тягой более 500 тс была разработка двигателя РД-270 (рис. 10) для ракеты-носителя УР-700, разрабатываемой в конструкторском бюро академика В.Н. Челомея. Тяга двигателя в конечном счете была выбрана 640 тс, в качестве компонентов топлива - азотный тетроксид с несимметричным диметилгидразином.



*Рис. 10. Полноразмерный макет двигателя РД-270*

Конечно, сейчас, по истечении сорока лет, которые, по существу, являются для развития ракетной техники целой эпохой, легко занимать позицию критика. Однако и тогда, в конце 1961 года, многим специалистам ракетной техники было ясно, что принятое решение о разработке ракеты-носителя УР-700 на токсичных самовоспламеняющихся компонентах топлива, имеющей стартовую массу несколько тысяч тонн, мягко говоря, не слишком продуманное.

Трудно было даже вообразить последствия аварии такой ракеты на старте, да и в полете тоже. Взрыв нескольких тысяч тонн топлива не только смел бы с лица земли стартовый комплекс, но и натворил бы еще массу бед экологического характера. Впрочем, представление о таких последствиях уже было. В октябре 1960 года произошла авария на старте ракеты-носителя Р-16 военного применения: погибло более 100 человек, в том числе командующий Ракетными войсками страны маршал артиллерии М.И. Неделин. Среди погибших были несколько эксплуатационников НПО Энергомаш, в частности заместитель главного конструктора по летным испытаниям Г.Ф. Фирсов. Так что трагедия, которая была возможна в случае аварии гораздо более крупной ракеты, чем ракета Р-16, была бы огромной. А ущерб, причиненный окружающей среде при эксплуатации такой ракеты, доводке и испытаниях двигателей, был бы также очень велик. Впоследствии те времена были определены как волюнтаристские, то есть когда решения принимаются на основе желаемого, а не действительного. К слову сказать, тогдашний глава государства Н.С. Хрущев весьма благосклонно относился к ракетной технике; скорей всего, потому что она в то время приносила значительные политические дивиденды. По причине задержки создания ракеты НИ группа главных конструкторов убедила Никиту Сергеевича в необходимости разработки альтернативы НИ на основе высококипящих компонентов топлива, и решение состоялось.

Заметим, что несоизмеримо более богатые американцы, вероятно, детально оценив свои возможности, пошли на создание только одного варианта мощной ракеты-носителя "Сатурн-V", жестко привязали ее к одной глобальной задаче - посещение человеком Луны -, выделили на это лимит средств и в конце концов решили задачу. Во всем, что касается ракетной техники, для американцев характерен

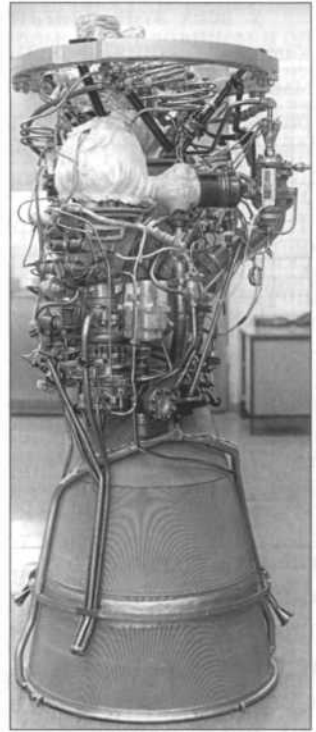
глубоко продуманный и экономически обоснованный подход. В частности, это заметно в отношении выбора компонентов топлива. Они, как правило, используют твердые топлива. Различные экзотические топлива, пусть высокоэффективные, но дорогие и токсичные практически не применяют.

В 1961 году главный конструктор объединения Валентин Петрович Глушко был избран действительным членом Академии наук страны. В дальнейшем его деятельность в академии осуществлялась в рамках председателя комиссии академии по жидкостным ракетным топливам; экспериментально-производственной базой этой комиссии стало наше объединение.

Каких только самых дорогостоящих топлив наше объединение не изучало, причем практически все без привязки к конкретным темам. Самые большие затраты были сделаны в процессе освоения жидкого фтора с аммиаком. На этих компонентах топлива был создан, правда, имеющий конкретную привязку к практической теме, двигатель РД-301 (рис. 11). В эксплуатацию двигатель не пошел, разработка была "положена на полку", а затраты составили сотни миллионов рублей.

Все это излагается, уважаемый читатель, для того, чтобы показать, насколько несовершенна была наша экономическая система, система затратного механизма планового хозяйства. Средства не мои и незачем их экономить, лучше и проще тратить. А рачительный хозяин, который вынужден платить за различные экспериментальные работы свои деньги, многие работы просто не стал бы делать. Словом, во главе угла должен быть здравый смысл и русская пословица "по одежке протягивай ножки", и древнеримская поговорка "ничего лишнего" должна лежать в основе любой деятельности.

Но вернемся к разработке двигателя РД-270 - первого двигателя с тягой более 500 тс, предшественника двигателя РД-170 (171). Мы конспективно с позиции сегодняшнего дня рассмотрели представления о начале разработки двигателя РД-270. Ясно, что эти взгляды отражают критическое отношение к техническим решениям того времени. А в то время подавляющее большинство специалистов как в объединении, так и в прикладных научно-исследовательских институтах восприняли появление этой темы с большим



*Рис. 11. Фторно-аммиачный двигатель  
РД-301 тягой 10 тс*

энтузиазмом, считая себя причастными к созданию жидкостного ракетного двигателя века.

Объединение к началу шестидесятых годов двадцатого века было хорошо технически оснащено, а коллектив высококвалифицированных специалистов разрабатывал каждый новый двигатель на уровне мирового рекорда на данный момент по основным параметрам. Для примера рассмотрим повышение одного из основных параметров ЖРД - давления газов в камере сгорания двигателей РД-107, РД-108, РД-111 и РД-253, которые разрабатывались с 1954 по 1965 г.

Двигатели РД-107, РД-108 эксплуатируются и поныне в составе ракеты-носителя "Спутник" и ее модификаций. На ракете-носителе "Протон" до настоящего времени используется двигатель РД-253, а двигатель РД-111 длительное время эксплуатировался на ракете военного применения Р-9.



У всех этих двигателей соизмеримы геометрические размеры камер сгорания, а диаметры цилиндров одинаковые и равны 430 мм. При этом тяга камеры сгорания двигателей РД-107, РД-108 равна около 20 тс при давлении газов в камере примерно 60 атм, у двигателя РД-111 тяга камеры сгорания около 40 тс, давление 80 атм, у двигателя РД-253 тяга камеры сгорания уже 150 тс, давление 150 атм. То есть за десять лет при одних и тех же габаритных и геометрических размерах, диаметрах камер сгорания тяга камеры возросла почти в 8 раз, а давление в 2,5 раза.

Таким образом, каждый новый двигатель в объединении разрабатывался технически на пределе возможного на тот период. Каждый раз это вызывало массу возражений оппонентов, но главный конструктор объединения Валентин Петрович Глушко при полной поддержке коллег-единомышленников неизменно добивался своего, и двигатели всегда разрабатывались с использованием новейших достижений ракетной техники на текущий момент разработки.

Валентин Петрович неоднократно, загадочно улыбаясь, говорил, что двигатель надежнее тот, который спроектирован и работает на пределе возможного. С этим можно спорить, можно не соглашаться. Но вот несколько примеров из жизни некоторых ведущих работников НПО Энергомаш. Хотя сравнивать людей и технику правомерно ли? Но, по крайней мере, занимательно.

Главный инженер опытного завода, заместитель главного конструктора объединения по экспериментальному производству, кавалер практически всех высших государственных наград Николай Сергеевич Шнякин всю трудовую жизнь проработал с огромным напряжением моральных и физических сил, зачастую ежедневно по 12-14 часов, при этом, как правило, без выходных. Он прожил 96 лет.

Первый заместитель главного конструктора, доктор технических наук, очень заслуженный человек Владимир Андреевич Витка, работая в таком же режиме, прожил 89 лет.

Начальник отдела проектирования камер сгорания, доктор технических наук Григорий Николаевич Лист, проживший такую же интенсивную трудовую жизнь, умер в результате несчастного случая на 93-м году жизни.

Испытатель, доктор технических наук Владимир Леонидович

Пржеславский прожил 96 лет. Из них в годы репрессий 17 лет просидел в застенках НКВД. Я жил с Владимиром Леонидовичем в одном доме на одной лестничной клетке, когда он был уже на пенсии. При случайных встречах Владимир Леонидович, а ему было уже далеко за восемьдесят, останавливал меня, брал за пуговицу пиджака и не отпускал до тех пор, пока не получал от меня всю возможную информацию об объединении и работающих там людях.

Так что, видимо, так оно и есть: одержимые своей деятельностью, проработавшие всю трудовую жизнь с огромным напряжением, влюбленные в свою работу люди, становятся потом долгожителями. Кстати, и Валентин Петрович Глушко прожил достаточно долгую жизнь - 80 лет. А уж как напряженно он работал, трудно себе даже представить, он без всякого преувеличения был великим тружеником.

Уважаемый читатель, ощущаю твою снисходительную улыбку. Но ведь я ничего не утверждаю, я только привожу факты, но согласишься, читатель, в этом что-то есть.

Однако в таком режиме работы жили не только перечисленные заслуженные работники объединения. Так жили и работали все творческие работники организации, поскольку постоянно была конкуренция с предполагаемым противником, постоянно в разработке находилось по нескольку двигателей различного назначения, кроме того, велись проектные разработки, постоянно давили сроки. Что такое времена застоя, мы, работники объединения НПО Энергомаш, просто-напросто не знаем. Хотя организационные трудности, связанные с бывшей затратной экономической системой, постоянно ощущались.

Итак, в начале 1960-х годов весь коллектив опытно-конструкторского бюро Энергомаш был одержим мечтой о создании самого мощного и совершенного жидкостного ракетного двигателя в мире. Двигатель должен быть создан на основе не только всех последних новшеств отечественного и зарубежного ракетного двигателестроения, но и всех новейших задумок того времени в области науки и техники. И уж, конечно, этот двигатель должен был быть существенно совершеннее американского двигателя F-1 для ракеты-носителя "Сатурн-V"<sup>и</sup>.

Разработка двигателя РД-270 велась с некоторым сдвигом во времени относительно разработки двигателя РД-253. Вернее, разработка

РД-253 уже завершилась, а РД-270 еще только по-настоящему началась.

В середине 1960-х годов двигатель РД-253 для первой ступени ракеты-носителя "Протон" был самым мощным и совершенным отечественным жидкостным ракетным двигателем, поэтому логично основные характеристики двигателя РД-270 сравнивать именно с двигателем первой ступени ракеты "Протон". Безусловно, уместно вести сравнение и с американским двигателем F-1 (см. таблицу).

Напомним, что в двигателях РД-253 и РД-270 в качестве компонентов топлива используются азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин, а в двигателях F-1 - жидкий кислород и ке-

Т а б л и ц а

Индекс двигателя	Тяга, ic	Удельный импульс на земле, с	Удельный импульс в пусе, с	Давление в камере сгорания, атм
РД-253	150	280	316	150
РД-270	640	301	322	266
F-1	690	266	304	79

росин (типа керосина). Для корректного сравнения приведенных табличных данных заметим, что топливо, компонентами которого является жидкий кислород и керосин, имеет несколько более высокие энергетические характеристики, чем топливо на основе азотного тетроксида и несимметричного диметилгидразина. Несмотря на то что по своим энергетическим параметрам топливо, компонентами которого являются жидкий кислород и керосин, примерно на два процента превосходит топливо на основе азотного тетроксида и несимметричного диметилгидразина, характеристики и параметры двигателей РД-253 и РД-270 существенно превосходят аналогичные показатели американского двигателя F-1. Это обусловлено значительно более высоким давлением газов в камерах сгорания, поскольку чем выше давление газов в камере сгорания двигателя, тем выше его удельный импульс, меньше габаритные размеры двигателя, тем совершеннее двигатель. То есть техническое совершенство жидкостного ракетного двигателя определяется прежде всего давлением газов в его камере сгорания и удельным импульсом, при этом удельный импульс имеет прямую зависимость от степени рас-

ш ирения, связанной с давлением газов в камере сгорания двигателя.

Для обеспечения давления в камере сгорания более 250 атм потребовалось применить новые схемные и конструктивные решения. Так, двигатель РД-270 выполнен по схеме "газ-газ".

В главе 1 рассмотрены две основные схемы двигателей: с выбросом рабочего тела на привод турбины и с дожиганием отработавшего на турбине газа в камере сгорания. Установлено, что вторая схема энергетически более выгодна.

Для понимания принципа действия схемы "газ-газ" необходимо ввести понятия окислительной и восстановительной схем жидкостного ракетного двигателя.

Основной отличительной чертой окислительной схемы ЖРД является газификация, как правило, практически всего расхода окислителя с незначительным расходом горючего в газогенераторе с последующей отдачей энергии газа на турбине. Далее этот газ направляется в камеру сгорания, где он сгорает вместе с направляемым системой подачи топлива основным расходом горючего, истекая затем из камеры сгорания в окружающую среду, создавая силу тяги двигателя.

В свою очередь основной отличительной чертой восстановительной схемы ЖРД является газификация горючего в газогенераторе двигателя с такой же дальнейшей схемой работы, как и в окислительной схеме.

Открытая, закрытая, окислительная и восстановительная схемы могут сочетаться друг с другом в различных вариантах: например, закрытая схема, то есть схема с дожиганием в камере сгорания отработанного на турбине газа может быть одновременно окислительной или восстановительной и т.п.

Теперь перейдем к рассмотрению схемы "газ-газ", по которой был выполнен двигатель РД-270.

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 опре-

деляется исходя из работоспособности газа - рабочего тела турбины.

Работа, которую может совершить турбина, зависит от комплекса *GRT*. *G* - это расход газа через турбину, который, в частности, для окислительной схемы равен расходу окислителя через двигатель плюс незначительная часть горючего, обеспечивающая газификацию окислителя за счет процесса горения в окислительном газогенераторе. Величина *G* - фиксированная и имеет конечный предел. *T* - газовая постоянная, равная работе, которую может совершить один килограмм газа при расширении за счет нагрева на один градус. Газовая постоянная данного газа или смеси газов характеризует работоспособность данного газа или данной газовой смеси. Так же как и расход рабочего тела через турбину, *R* - величина фиксированная (об этом говорит и ее название).

И, наконец, *T* - это температура газа или газовой смеси. Значением температуры рабочего тела можно варьировать, но в известных пределах. Ведь рассматривается окислительная схема ЖРД, где состав газов или газовой смеси близок к чисто окислительной среде, а это означает большую опасность возгорания конструкции газового тракта турбины. В то время технические возможности материалов газового тракта турбины позволяли выбрать температуру газа в пределах 500 °С.

Таким образом, значение комплекса *GRT*, так же как и его отдельных составляющих, практически постоянно, поэтому мощность турбины может обеспечить какое-то предельное зависящее от комплекса значение давления в камере сгорания двигателя.

Здесь надо иметь соответствие между потребной и располагаемыми мощностями, чтобы обеспечить устойчивую надежную работу двигателя.

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.

В состав схемы вошли два турбонасосных агрегата и два газогенератора: окислительный и восстановительный. В этом случае энергии газифицированных обоих компонентов топлива - азотного тет-

роксида и несимметричного диметилгидразина - оказалось более чем достаточно для обеспечения давления в камере сгорания свыше 250 атм. В конечном счете было принято давление 266 атм.

Схема двигателя РД-270 даже в упрощенном виде достаточно сложная, и поскольку двигатель РД-270 не является предметом нашего рассмотрения, ограничимся ее кратким описанием.

Итак, чтобы обеспечить давление в камере сгорания 266 атм, пришлось пойти на дважды замкнутую схему "газ-газ". Это позволило получить существенный прирост удельного импульса по сравнению с самым совершенным на тот период двигателем РД-253 разработки НПО Энергомаш.

Однако при этом значительно усложнились 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 стоила 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 газогенераторах - до 500 атм, расход горючего ~ 550 кг/с, расход окислителя ~ 1550 кг/с, мощность обеих турбин турбонасосных агрегатов - 220 тыс. л.с.

Таким образом, размерность и параметры двигателя РД-270 значительно превосходили аналогичные параметры самого совершенного в то время двигателя РД-253 для ракеты-носителя "Протон".

В процессе доводки двигателя предстояло выполнить значительный объем работ по его отработке и обеспечению высоких значений параметров. Сложность этой задачи во многом была обусловлена принципиально новыми особенностями схемы и конструкции.

Обычно в процессе доводки двигателей предварительно осуществляется широкая программа автономных испытаний большинства узлов и агрегатов. Лишь после обеспечения положительных результатов таких испытаний агрегат начинает испытываться в составе

двигателя и совместно с другими агрегатами и двигателем в целом проходит завершающую стадию отработки.

Доводка двигателя РД-270 была построена по такому же принципу, однако относительный объем автономных испытаний пришлось вынужденно сократить. Это связано с тем, что из-за высоких давлений и больших расходов для проведения автономных испытаний большинства агрегатов в условиях, близких к натурным, необходимы уникальные стенды, на проектирование и строительство которых потребовалось бы больше средств и времени, чем на отработку агрегатов в составе двигателя.

Считалось, что при намеченной методике доводки сократится срок и стоимость доводочных работ по двигателю в целом. То обстоятельство, что к моменту огневых испытаний двигателя РД-270 объем проверочных испытаний его агрегатов был существенно меньше того, что имело место при доводке других двигателей разработки объединения, наложило дополнительные трудности на начальный период стендовых испытаний, так как двигатель был сложнее предыдущих, а объем автономных испытаний агрегатов оказался заметно меньше.

До огневых испытаний двигателя по его узлам и агрегатам при их автономной отработке, кроме статических испытаний силовых элементов конструкции, а также проликов и продувок жидкостных и газовых трактов, были проведены следующие работы.

По камере сгорания:

оценка равномерности распределения расходов по площади смесительной головки - узла камеры сгорания, обеспечивающего смешение и горение компонентов топлива в ее объеме; определение коэффициентов гидравлических сопротивлений различных конструктивных элементов и изучение параметров потоков на срезе смесительных элементов при продувке моделей и натурной материальной части;

сравнительная оценка различных вариантов смесительных головок по устойчивости и полноте сгорания; изучение продольных колебаний и методов борьбы с ними; проверка акустических резонансных поглотителей на полноразмерной модели камеры сгорания при давлении в камере сгорания 2,5...5,0 атм в составе модельной установки, работающей на натуральных компонентах по схеме "газ-газ";

сравнительная оценка различных вариантов смесительных элементов по полноте сгорания и отработка стойкости их по отношению к выгоранию при испытаниях модельной установки с диаметром камеры сгорания 180 мм при давлении в ней 8...200 атм, работающей по схеме "газ-газ" на натуральных компонентах.

По турбонасосным агрегатам:

испытания уплотнений и шарикоподшипников на установках-имитаторах;

испытания шнеков насосов на воде при работе на стенде мощностью 2500 л.с;

испытания преднасосов - агрегатов, предназначенных для повышения давления на входе в насосы, - при работе на воде;

испытания отдельных ступеней насосов и насосов в целом при работе на воде на стендах мощностью 10 000 л.с. и 5000 л.с;

исследование проточной части основных турбин при испытаниях специальной установки на модельном газе;

испытание основных турбин на модельном газе на стенде модельных испытаний турбин;

испытания пусковых турбин совместно с пороховыми стартерами при работе насосов и преднасосов на воде;

проверка работоспособности роторов турбин при рабочей температуре и максимальной частоте вращения;

определение частоты собственных колебаний шнеков насосов и преднасосов;

испытания по определению собственной частоты крутильных колебаний роторов преднасосов и насосов совместно с рессорами;

испытания по определению критических чисел оборотов валов насосов и преднасосов.

По газогенераторам:

отработка элементов смесеобразования (форсунок, втулок, распылителей) при их проливке и продувке в барокамере с противодавлением до 100 атм;

отработка равномерности распределения компонентов по сечению газогенераторов при их продувке и проливке;

оценка элементов смесеобразования восстановительного газогенератора с точки зрения полноты сгорания и равномерности поля



температур, а также выбор оптимального времени пребывания компонентов и уточнение зависимости  $\Gamma_{ггв} = / (1^{\wedge})$  при испытании модельной установки на стенде с баллонной системой подачи компонентов;

проверка различных схем смесеобразования окислительного газогенератора при испытаниях модельных окислительных газогенераторов в составе двигателя РД-253.

По агрегатам автоматики:

проверка работоспособности резиновых и фторопластовых деталей после выдержки их под компонентами;

отработка надежной герметичности мембранных узлов;

отработка надежного срабатывания пироклапанов при открытии и закрытии, с обеспечением величин гидроударов в допустимых пределах, при их испытаниях на воде;

проверка надежности функционирования пироклапанов после выдержки под компонентами, а также после тряски и вибраций.

По узлам, деталям общей сборки и двигателю в целом:

отработка герметичности стыков при испытаниях имитаторов соединений;

испытания узлов подвода и элементов их крепления;

отработка характеристики пороховых зарядов стартеров при испытаниях совместно с имитатором соплового аппарата статора пусковой турбины;

отработка характеристик пороховых зарядов стартеров при испытаниях совместно с турбонасосным агрегатом при работе насосов на воде;

определение времени заполнения магистралей, величин гидроударов, возникающих при заполнении, а также выбор циклограммы подачи команд на запуск при проливке двигателя водой;

определение сопротивления и влияния вращения ротора турбины на сопротивление газовых трактов и равномерность распределения расходов по поперечному сечению камеры сгорания при проливке специальной установки.

Огневые стендовые испытания двигателя РД-270 проводились в испытательном комплексе объединения на стенде № 2. Они начались 23 октября 1967 года испытаниями экспериментальных двига-

телей с неполноразмерной камерой сгорания (с укороченным соплом) и несколько упрощенной схемой (отсутствовали некоторые агрегаты автоматики).

В процессе доводочных испытаний двигателя проводились следующие основные работы:

определение оптимальных законов изменения параметров двигателя при запуске и останове;

отработка надежного функционирования агрегатов и двигателя в целом при форсировании, дросселировании, изменении соотношения секундных расходов компонентов топлива и т.д.;

отработка заданной тяги и удельного импульса;

отработка надежного функционирования двигателя при изменении вектора тяги.

Доводку двигателя предполагалось в основном завершить в 1972 году. К этому времени должно быть проведено 550 испытаний на 200 двигателях, в том числе на 45 двигателях, предназначенных для летных конструкторских испытаний. Для выполнения этого плана предполагалось изготовление части экспериментальных двигателей и всех товарных двигателей на серийном заводе, а также проведение контрольно-технологических испытаний товарных двигателей на стенде серийного завода.

Естественно, что до начала осуществления этого плана доводки двигателя необходимы были этапы проектирования, подготовки производства, изготовления материальной части, отработки технологий, подготовки стендовой базы и другие.

Ну что, уважаемый читатель? Из всего этого понятно, видимо, лишь то, что объем работы по созданию жидкостного ракетного двигателя огромный, требует высокого уровня техники и технической культуры, а приведенные здесь разделы доводки являются лишь иллюстрацией этого.

Специалист, прочитав этот укороченный план доводки, наверняка заметит ряд существенных прорех и недостатков. Прежде всего бросается в глаза, что в плане доводки отсутствует автономная отработка основных агрегатов двигателя на режимах, близких к натурным, то есть не предусмотрена автономная отработка камеры сгорания, обоих газогенераторов и турбонасосных агрегатов. Отра-

ботка этих агрегатов предусматривалась уже в составе двигателя. Как показал дальнейший ход работ (после экспериментальных работ на модельных режимах при модельных размерах) при испытаниях уже натурных экспериментальных двигателей на натуральных режимах, принятое решение об отработке этих агрегатов в составе двигателя было необоснованным. Проведение испытаний двигателя сложнейшей схемы и конструкции при наличии нескольких сложнейших агрегатов, практически неотработанных, показало невозможность или во всяком случае крайнюю трудность доводки двигателя в такой комплектации.

Кроме того, такая методика доводки двигателя требовала огромного количества доводочных двигателей (200 экземпляров) и доводочных испытаний (порядка 550). Правда, как уже говорилось, автономная отработка этих агрегатов требовала затрат на создание стендовой базы, но, как выяснилось в дальнейшем, альтернативы решения проблемы создания двигателя РД-270 без автономной отработки основных агрегатов не было.

К слову сказать, экономные американцы при создании двигателя F-1 поняли это и, прежде чем перейти к испытаниям двигателя, провели автономную отработку всех его основных агрегатов, что позволило им затратить на отработку своего мощного двигателя на порядок меньшее число доводочных двигателей, чем было запланировано у нас.

Работы по созданию двигателя РД-270 велись практически с конца 1961 года по март 1969. Это была первая крупная работа в нашей стране по созданию двигателя с тягой больше 500 тс. Мы рассматриваем эту разработку как предшествующую разработке двигателя РД-170 (171). В связи с этим покажем ее положительные аспекты.

Прежде всего, был получен огромный опыт в проектировании крупногабаритных агрегатов двигателя и двигателя в целом. Освоено изготовление этих агрегатов и двигателя. Создана необходимая стендовая база, в том числе крупнейший в мире стенд для испытания насосов на воде и стенд для огневых испытаний двигателя. Другими словами, на базе опыта разработки для двигателя РД-270 полного комплекта документации и технологических процессов по изготовлению и испытанию двигателя, проведенной подготовки про-

изводства и стендовой базы, изготовленных нескольких десятков экспериментальных двигателей натуральных размеров и доводочных работ, заключающихся как в автономных и модельных испытаниях агрегатов и систем, так и в огневых испытаниях экспериментальных двигателей с выходом на номинальный режим, правомерно было сделать вывод о реальности создания мощного однокамерного двигателя по схеме "газ-газ".

Установлено, что наиболее сложным в процессе создания мощного двигателя по схеме "газ-газ" является преодоление специфики динамических характеристик крупногабаритных агрегатов и магистралей и обеспечение статической и динамической устойчивости двигателя при наличии двух механически не связанных друг с другом турбонасосных агрегатов.

Удалось выявить и оценить количественно все особенности динамических характеристик звеньев мощного двигателя. В частности, удалось отработать в первом приближении неуправляемый бесстартерный запуск двигателя. С помощью расчетов и в какой-то мере экспериментально удалось убедиться в возможности обеспечения статической и динамической устойчивости двигателей типа РД-270.

По разработке основных агрегатов двигателя РД-270 отмечено следующее.

По камере сгорания: упрощается задача преодоления высокочастотной неустойчивости рабочего процесса, имеется более строгая, чем при других схемах, система модельных испытаний натурной материальной части.

По газогенераторам: несмотря на то, что по сравнению с камерами сгорания схем "жидкость-жидкость" требования к совершенству процесса сгорания могут быть заметно снижены, обеспечение устойчивости рабочего процесса в крупногабаритных газогенераторах остается одной из наиболее сложных задач в создании двигателя. Это в значительной степени было обусловлено необходимостью доводки газогенераторов не автономно, а в составе двигателя РД-270.

По турбонасосному агрегату: по сравнению с турбонасосными агрегатами двигателей других схем принципиальной разницы нет. При схеме "газ-газ" приходится создавать вторую турбину, но при турбонасосных агрегатах, раздельно подающих окислитель и горю-

нее, упрощается задача разработки узлов уплотнения, что важно при необходимости обеспечения многократной работы двигателя.

По системе регулирования и выбору оптимальной системы и характеристик регуляторов: представляет собой намного более сложную задачу, чем для других схем двигателей. Однако при имеющихся возможностях автоматического регулирования эта задача вполне разрешима.

Основной результат работы по созданию двигателя РД-270 состоит в признании необходимости проведения предварительной автономной отработки всех основных агрегатов двигателя перед началом его огневых испытаний.

В марте 1969 года в самом начале натурных испытаний двигателя разработка его была прекращена в связи с прекращением работ по ракете-носителю УР-700.

Сейчас, когда после окончания работ над двигателем РД-270 прошло более 30 лет, впечатление об этой работе складывается двоякое.

С одной стороны, без этого этапа создание двигателя РД-170 (171) было бы затруднено и во всяком случае обошлось бы гораздо дороже. С другой стороны, при разработке двигателя РД-270 был принят целый ряд не получивших дальнейшего развития решений, например: выбор токсичных компонентов топлива и схемы "газ-газ", принятие стратегии доводки двигателя с отсутствием автономной отработки основных агрегатов двигателя, планирование опытного завода НПО Энергомаш по системе хозяйственного расчета, что свойственно серийным заводам, а не опытным. Все это приводило к существенным трудностям экономического и технического характера и в конечном счете к дополнительным затратам.

На работы по созданию двигателя РД-270 было затрачено более ста миллионов рублей.

# Глава 5

## *Накануне*

16 июля 1969 года в 16 часов 32 минуты со стартовой площадки полигона на мысе Кеннеди был запущен космический корабль "Аполлон-И" с экипажем в составе Н. Армстронга - командира корабля и астронавтов М. Коллинза и Э. Олдрина с целью посещения Луны.

Маневрируя с помощью ручного управления, для того чтобы миновать кратеры и огромные камни, лунная кабина, пилотируемая Н. Армстронгом, успешно прилунилась 20 июля в 23 часа 18 минут на освещенной Солнцем поверхности Луны. Астронавты пробыли там 21 час 36 минут и благополучно вернулись на Землю.

У нас в этом году была прекращена разработка мощного жидкостного двигателя РД-270 и аварийно закончились первые летные испытания ракеты-носителя Н1. Причиной аварии компетентная высшая комиссия признала ненадежность двигателей. В январе 1966 года умер Сергей Павлович Королев - главный конструктор ракеты-носителя Н1. Его уход из жизни не мог не сказаться на ходе разработки этой ракеты.

Как бы там ни было, надо было "догонять" американцев. Возник вопрос о замене двигателей на ракете Н1: вместо тридцати их должно быть восемь. В результате наше объединение получило задание на проработку возможности создания шестисоттонного двигателя, компонентами топлива которого являются жидкий кислород и керосин, а ОКБ-1 под руководством теперь уже В.П. Мишина, назначенного на место С.П. Королева, начало проработку возможности установки на ракету-носитель Н1 вместо двигателей Н.Д. Кузнецова тягой 150 тс двигателей В.П. Глушко (еще не существующих) тягой 600 тс.

На основании приказов и решений высоких инстанций, в том числе Министерства общего машиностроения, в нашем объединении был определен облик двигателя тягой 600 тс на компонентах топлива жидкий кислород и керосин. Конструкторское бюро В.П. Мишина также выполнило поставленную задачу. Естественно, эти проработки дали отрицательный результат, так как установка на ракету нового двигателя в четыре раза большей тяги привела к необходимости создания практически новой ракеты. Вопрос остался открытым. А тем временем наступали 1970-е годы.

Но прежде чем перейти к изложению событий 1970-х годов, касающихся разработки двигателей РД-170(171), хочется вернуться к 1960-м годам и немного порассуждать о прошедших событиях.

В 1960-е годы Москва была чистой, как бы постоянно умытой, по улицам приятно было пройти. Каких-либо опасений за свою безопасность ни на улицах, ни уж тем более у себя дома просто не существовало. Ограбления, убийства были крайней редкостью. Страна была читающей (читали везде, особенно в метро), а отношения между людьми благожелательные.

1960-е годы - одно из наиболее насыщенных существенными свершениями десятилетий второй половины двадцатого века. Рассмотрим интересующие нас события в хронологическом порядке.

1960 год. В Свердловской области сбит американский разведывательный самолет У-2. Знай наших! Безнаказанно ничего не пройдет. Возникало чувство самоуважения и гордости за свою отечественную технику, уверенность в своей защищенности.

1961 год. Первый в мире полет в космос совершил гражданин нашей страны Ю.А. Гагарин. Это событие еще больше повысило в нашем сознании уверенность в правоте существующего строя, привело к дальнейшему росту самоуважения.

Полет в том же году второго космонавта Г.С. Титова укрепил мнение, что мы в этом вопросе, безусловно, впереди планеты всей.

1962 год. Карибский кризис. Возникла угроза развязывания ядерной войны. Человечество было на грани гибели. Компромисс был найден лидерами США и СССР. Самоуважение продолжает расти. Очередным успехом в области освоения космоса стал пер-

ый в мире групповой полет наших космонавтов А.Г. Николаева и П. Поповича, совершенный в августе 1962 года.

1963 год. У нас в стране в июне впервые космический полет совершила женщина-космонавт В.В. Терешкова.

1964 год. 14 октября осуществил посадку космический корабль с космонавтами В.М. Комаровым, К.П. Феоктистовым и Б.Б. Егоровым. Впервые в мире в одном космическом корабле работал экипаж из трех человек.

1965 год. 18 марта, летая на космическом корабле "Восход-2", впервые вышел в открытый космос космонавт нашей страны А.А. Леонов. В этот период у нас уже полным ходом велись работы по созданию мощной ракеты-носителя Н1, а в США - ракеты "Сатурн-V". Правда, специалистам уже было ясно, что в этом соревновании нам вряд ли удастся опередить американцев. И хотя в СССР начались работы по освоению Луны автоматическими луноходами, все же чувствовалось, что наш приоритет в освоении космоса поколебался.

1966 год. В самом начале года умер Главный конструктор ракетных систем Сергей Павлович Королев. Его смерть не могла не сказаться на работах по созданию ракеты-носителя Н1. Наметилось явное отставание этих работ по сравнению с созданием американской ракеты-носителя "Сатурн-V".

1967 год. Погиб космонавт В.М. Комаров при испытании нового космического корабля "Союз-Г".

1968 год. Погиб при выполнении тренировочного полета на самолете Ю.А. Гагарин.

В этом году продолжались работы по созданию мощных ракет-носителей советской Н1 и американской "Сатурн-V". Обострилась конкурентная борьба за престиж и приоритет в решении задач по освоению космического пространства, в частности по посещению человеком Луны.

И, наконец, 1969 год. Прошли первые летные испытания ракеты-носителя Н1. Результаты, к сожалению, были отрицательные по вине двигателей первой ступени. В этом году свершилось событие, которое по своей значимости можно сравнить с полетом Ю.А. Гагарина в космос: американские астронавты впервые посетили Лу-



ну. Генерал Шарль де Голль, будучи главой французского государства, как-то изрек: "Франция без величия - это не Франция". Так вот, в 1960-е годы советский народ испытывал настоящие чувства самоуважения, патриотизма и ощущал величие своей страны. Рост валового продукта, успехи в освоении космоса положительно характеризовали общее экономическое состояние нашей страны и социалистического лагеря в целом. Вроде бы были основания для величия. Даже успех американцев в освоении Луны как-то прошел незамеченным, тем более что на Луну были доставлены советские автоматические устройства.

Итак, шестидесятые годы двадцатого века - это годы многих значительных событий и свершений. Абсолютное большинство наших соотечественников, преисполненных национального величия и заслуженного самоуважения, были готовы продолжать строительство призрачной мечты - коммунизма. Однако за кажущимися успехами уже проглядывали неумолимые ростки надвигающегося упадка в экономическом и общественном развитии государства, который грозил последующим застоём. А вот это было ясно уже очень малому числу наших соотечественников, таким как А.Д. Сахаров. Понимал это и руководитель нашей организации В.П. Глушко. Он часто повторял, что в наших условиях надо заниматься прежде всего сроками, качеством и надёжностью, а что касается экономики, то в нашем родном государстве - это "уголовщина". К слову сказать, наше объединение, несмотря на успехи и неудачи в государственных свершениях, глобальные события в мире, продолжало целенаправленно и продуктивно решать поставленные перед ним задачи. Мы напряженно работали, а все события местного и мирового значения на нас практически никак не влияли.

К началу 1970-х годов в НПО Энергомаш был создан ощутимый задел по разработке, изготовлению и испытаниям двигателей с тягой более 500 тс.

В конце 1973 года в жизни и деятельности нашего объединения произошло знаменательное событие. В.П. Глушко провел совещание, по существу, научно-технический совет расширенного состава, по вопросу окончательного выбора конструктивного облика мощного двигателя с тягой более 500 тс. Были предложены два ва-

дианта конструкции двигателя: с одной камерой сгорания и с четырьмя.

Конструкцию в однокамерном исполнении представлял и защищал отдел - разработчик двигателей РД-107, РД-108 и их модификаций, РД-1П и РД-270, то есть отдел, обеспечивший разработку двигателей для ракет-носителей типа Р-7 и ракеты-носителя Р-9.

Такие же квалифицированные и опытные специалисты отстаивали четырехкамерную конструкцию двигателя. Ими были разработаны двигатели для первых ступеней ракет-носителей "Космос" и "Протон", а также двигатели для ракет-носителей военного назначения.

На совещании присутствовали все ведущие специалисты объединения. После многодневного обсуждения был выбран вариант конструкции двигателя с четырьмя камерами сгорания, так как в этом случае можно было проводить автономные испытания основных наиболее трудоемких в изготовлении и доводке агрегатов двигателя на базе материальной части двигателей предыдущей разработки тягой 100 тс. В этих двигателях в качестве компонентов топлива используют азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин. Вследствие этого двигатели необходимо было доработать путем замены материалов на такие, которые позволили бы работу на компонентах топлива жидкий кислород и керосин (типа керосина). Это оказалось возможным, поскольку соотношение компонентов топлива у жидкого кислорода с керосином и азотного тетроксида с несимметричным диметилгидразином практически одинаковое.

Интересен один факт. После проведенного совещания меня посетил представитель службы безопасности и довольно детально, будем говорить, допросил на предмет правильности принятого решения - разрабатывать двигатели большой тяги четырехкамерными. Его интересовало, нет ли в этом плохого умысла. Я ответил, что нет, все правильно. Вроде бы убедил.

Итак, по истечении более десяти лет после первых проработок по двигателю с тягой более 500 тс была начата опытно-конструкторская работа по созданию мощного жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива жидкий кислород и керосин.

Однако техническое задание на разработку этого двигателя было получено несколько позже, в начале 1976 года. Предыдущие три года ушли на экспериментальное обоснование реальности создания задуманного двигателя. Экспериментальные работы велись на модельной материальной части на основе двигателей предыдущей разработки тягой 100 тс. Доработка "стотонников", то есть перевод их на компоненты топлива жидкий кислород и керосин, а также доработка стендовой базы были осуществлены в течение первых трех неполных кварталов 1973 года. В августе этого же года были начаты испытания на модельных, так называемых установках УК по восстановлению опыта работы с жидким кислородом и проведение экспериментов для обеспечения разработки мощного двигателя с тягой более 500 тс, которому был присвоен индекс РД-170(171).

Таким образом, началу разработки двигателя нашей мечты предшествовала многотрудная предыстория, которая длилась без малого 15 лет.

# Глава 6

## *Начало разработки*

Началом разработки правомерно, пожалуй, считать состоявшееся в конце 1973 года совещание, на котором было принято решение о выборе четырехкамерной конструкции двигателя, принципиально отличной от предыдущей.

Однако это было внутреннее решение и пока еще не было ясно, кто будет заказчиком предлагаемого к разработке двигателя РД-170(171).

Наступивший 1974 год оказался знаменательным в развитии отечественной ракетной техники. Высокими постановлениями был освобожден от занимаемой должности начальник и главный конструктор ЦКБЭМ (Центрального конструкторского бюро энергетического машиностроения) академик Василий Павлович Мишин. Кроме того, были осуществлены структурные изменения, которые кроме ЦКБЭМ кардинально задели и нашу организацию, в то время называемую КБЭМ (Конструкторское бюро энергетического машиностроения), которой руководил академик В.П. Глушко. На основе этих двух крупнейших организаций - ракетной фирмы и фирмы, разрабатывающей жидкостные ракетные двигатели, - было создано научно-производственное объединение "Энергия". Во главе этого объединения был поставлен Валентин Петрович Глушко. Валентин Петрович, которому в это время было 66 лет, согласился взвалить на себя эту тяжелейшую ношу только при условии, если его родное КБЭМ останется под его началом. Так наша фирма стала структурной единицей крупнейшего в стране ракетного научно-производственного объединения.

КБЭМ осталось не только в административном подчинении В.П. Глушко, но и в научном - как генеральный конструктор НПО

"Энергия" он являлся нашим научным руководителем. Начальником и главным конструктором нашего конструкторского бюро энергетического машиностроения НПО "Энергия" был назначен Виталий Петрович Радовский, который до этого почти пятнадцать лет был заместителем В.П. Глушко по разработке двигателей, - человек многоопытный во всех отношениях и специалист-профессионал высочайшей квалификации. Первым заместителем начальника и главного конструктора КБЭМ НПО "Энергия" назначили автора этих строк.

В состав нашей организации входил опытный завод, который одновременно являлся структурной единицей НПО "Энергия": с одной стороны, завод был подчинен КБЭМ НПО "Энергия", а с другой - непосредственно НПО "Энергия". Завод стал называться «Опытный завод энергетического машиностроения НПО "Энергия"». Должность руководителя завода имела очень сложное название: первый заместитель директора НПО "Энергия" и начальника КБ "Энергомаш" - директор опытного завода энергетического машиностроения. На эту должность был назначен опытный организатор производства, высококвалифицированный специалист С.П. Богдановский, который до этого с 1968 года был директором опытного завода нашей организации. С созданием НПО "Энергия" его функции расширились: он стал еще и первым заместителем директора НПО



*Главный конструктор  
В.П. Радовский*

"Энергия", по сути вторым человеком в КБЭМ НПО "Энергия".

Однако в дальнейшем в отсутствие начальника и главного конструктора нашего предприятия его замещал первый заместитель начальника и главного конструктора КБЭМ НПО "Энергия". Вот такая сложная административно-производственная структура взаимоотношений. Вероятнее всего, так было сделано для того, чтобы руководство НПО могло бы при необходимости командовать нашим опытным заводом напрямую, но делалось это в дальнейшем крайне редко.

Назначение В.П. Глушко генеральным директором и генеральным конструктором НПО "Энергия" было обусловлено создавшимся к тому времени серьезным отставанием развития ракетной техники нашей страны по отношению к американской в области создания тяжелых ракет-носителей, включая системы многоразового применения. С приходом В.П. Глушко в НПО "Энергия" были сделаны существенные изменения: в частности, была приостановлена, а затем закрыта тематика по разработке ракеты-носителя Н1, поскольку к тому времени не было ни одного успешного запуска этой ракеты, да и, по мнению В.П. Глушко, конструктивная схема этой ракеты изначально была ошибочной, так как основывалась на нереальной концепции использования большого числа двигателей прежде всего на первой ступени ракеты.

Итак, в мае 1974 года было создано научно-производственное объединение "Энергия". Новая тематика, вернее, стратегия создания тяжелых ракет-носителей на основе блочного принципа поставила перед двигателестроителями задачу разработки двигателя для первой ступени ракеты тягой более 700 тс.

Формально началом разработки двигателя РД-170(171) следовало бы считать дату получения технического задания от головных разработчиков, а это февраль - март 1976 г. Головными разработчиками стали НПО "Энергия" (генеральный конструктор В.П. Глушко), которое в феврале 1976 года заказало нашей организации двигатель тягой 740 тс для ракетно-космического комплекса "Энергия"- "Буран", и конструкторское бюро "Южное" (генеральный конструктор В.Ф. Уткин), заказавшее в марте того же года двига-

тель для ракеты-носителя "Зенит". Двигатели для ракет-носителей "Энергия" и "Зенит" отличались по техническим заданиям обеих организаций очень незначительно, поскольку 1-я ступень ракеты-носителя "Зенит" была задумана как боковой блок ракеты-носителя "Энергия". Однако облик двигателя РД-170(171), как уже указывалось, был определен в 1973 г. В 1973 году начались экспериментальные работы с испытаниями модельных двигателей с тягой более 100 тс. В 1974 и 1975 годах проведены необходимые проектные работы. Исходя из этого началом разработки двигателей РД-170(171) следует считать не 1976 год, а, скорее всего, 1974 год, т.е. год создания НПО "Энергия", тогда уже был ясен путь, по которому пойдет в нашей стране развитие двигателей большой мощности.

Дальше непременно хочется сказать о людях. К сожалению, всех достойных просто невозможно перечислить. Поэтому здесь выделим руководящее творческое звено, а все остальные будут охвачены в главах разработки узлов и агрегатов и др. Ближайшее окружение В.П. Глушко, имеющее с ним непосредственные рабочие контакты, не нуждается в каких-либо дополнительных оценках и характеристиках, бестолковых сотрудников В.П. Глушко не держал. Все они были профессионалами своего дела и беззаветно преданы ракетной технике. В свою очередь соратники В.П. Глушко, подбирая себе подчиненных, предъявляли к ним требования, аналогичные требованиям В.П. Глушко к ним самим. Поэтому в целом коллектив объединения был подобран на основе самых высоких требований.

Представляю руководящее творческое звено работников НПО, участвовавших в разработке двигателя РД-170(171): В.П. Глушко, В.П. Радовский, С.П. Богдановский, В.Ф. Трофимов, М.Р. Гнесин, В.И. Лаврентец-Семенюк, А.К. Сакалов, Ю.Н. Ткаченко, А.И. Мужичков, Г.Г. Деркач, М.С. Салит, Н.Н. Четвериков, К.Н. Чупятов, Ю.А. Пестов, О.А. Маслюков, Е.И. Гольдман, В.Л. Шабранский, В.Г. Захаров, Р.А. Гемранов, В.Т. Егорцев, В.С. Радутный, А.В. Сафонов, С.А. Шумаков, В.Ф. Рахманин, Ю.А. Фатуев, Ю.С. Антипов, Ф.В. Думацкий, Ю.В. Мовчан.

Подавляющее большинство руководители к началу разработки двигателя имело за своими плечами более двадцати лет работы над



*Директор опытного завода  
СИ Богдановский*



*Первый заместитель главного  
конструктора В. Ф. Трофимов*



*Начальник отдела М.Р. Гнесин*



*Заместитель главного  
конструктора В.И. Лаврентец*





*Заместитель главного  
конструктора А.К. Соколов*



*Начальник комплекса  
Ю.Н. Ткаченко*



*Главный инженер опытного завода  
А.И. Мужичков*



*Главный инженер опытного завода  
Г. Г. Деркач*



*Начальник производства  
опытного завода М.С. Салит*



*Начальник инструментального  
производства опытного завода  
Н.Н Четвериков*



*Главный технолог  
К.Н. Чупятов*



*Главный металлург  
Ю.А. Пестов*



*Главный сварщик О.А. Маслюков*



*Заместитель главного  
конструктора В.Л. Шабранский*



*Заместитель главного  
конструктора В.Г. Захаров*



*Главный инженер научно-испытательных подразделений Р.А. Гемранов*



*Главный инженер научно-производственных подразделений  
В. Т. Егорцев*



*Заместитель главного конструктора В. С. Радутный*



*Заместитель главного конструктора А. В. Сафонов*



*Заместитель главного конструктора В. Ф. Рахманин*



*Руководитель военного  
представительства ЮЛ, Фатуев*



*Начальник комплекса  
Ю.С. Антипов*



*Начальник отдела  
Ф.В. Думацкий*



*Главный технолог  
Ю.В. Мовчан*

созданием жидкостных ракетных двигателей. Многие были отмечены высшими государственными наградами того времени, имели научные степени. Это были большие энтузиасты своего дела, и создание жидкостного ракетного двигателя с тягой более 500 тс, спроектированного на основе новейших достижений ракетной техники, было их заветной мечтой. Словом, было с кем идти в бой! Среди них - конструкторы, производственники, испытатели. Курирование документации на разработку двигателя РД-170(171) на серийных заводах производственного объединения "Полет" в Омске и заводе "Металлист" в Самаре осуществляли начальники Омского и Приволжского филиалов А.А. Ганин и А.В. Умрихин.

Особого внимания заслуживает сотрудничество нашего предприятия в течение всего времени разработки РД-170(171) с представительством Министерства обороны, которое было ответственным за качество изготовления при приемке готовой продукции. В условиях нашего предприятия всегда с заказчиком было требуемое взаимопонимание, так как оно базировалось на принципиальной основе, исходя из пользы дела.

Вспоминается такой случай. Кабинет министра общего машиностроения. Кроме хозяина присутствуют генеральный директор производственного объединения "Полет", ныне покойный, С.С. Бовкун, директор опытного завода энергетического машиностроения КБЭМ



*Заместитель главного  
конструктора А.А. Ганин*

НПО "Энергия" СП. Богдановский и ваш покорный слуга. Речь идет о создании филиала в Омске при серийном заводе для курирования конструкторской документации в процессе серийного изготовления двигателя РД-170(171). Естественно, оба директора настаивают, чтобы этот филиал и административно, и технически подчинялся генеральному директору ПО "Полет" С.С. Бовкуну. Министр сначала их поддерживал достаточно активно, но потом, выслушав мои доводы, надо отдать ему должное за понимание вопроса, принял мою сторону.

А доводы, если коротко, были такими: нельзя "бросать щуку в реку", а "козла пускать в огород". Другими словами, нельзя подчинять конструктора, отвечающего за качество продукции, изготавливаемой по его документации, руководителю любого ранга, отвечающего за выполнение плана, поскольку в этом случае неизбежны отступления при решении вопросов по соблюдению документации при изготовлении продукции. Конструктор-разработчик должен быть независим от руководителя, ответственного за план.

Когда на серийном предприятии существует только служба технического контроля, подчиненная директору, это не может не сказаться на качестве продукции. А вот на предприятиях оборонного комплекса кроме службы технического контроля, подчиненной руководителю предприятия, существует независимое представительство Министерства обороны, состоящее из высококвалифицированных специалистов, контролирующих все ответственные операции при изготовлении продукции. Военное представительство сыграло значительную роль при разработке двигателя РД-170(171).

# Глава 7

## ***Основные стратегические направления разработки двигателя РД-170 (171)***

Как уже упоминалось, в конце 1973 года на расширенном совещании ведущих специалистов предприятия была определена конструктивная схема двигателя: она была выбрана четырехкамерной, так как эта схема имеет целый ряд существенных преимуществ. Основным преимуществом является возможность автономной отработки камеры сгорания. Кроме того, тогда же были выбраны стратегические направления доводки двигателя. основополагающим стало решение об автономной отработке сначала основных агрегатов двигателя, а уже затем отработка двигателя в целом. Это решение далось очень мучительно, так как в то время бытовало мнение, что автономная отработка агрегатов двигателя ничего не дает. Считалось, что агрегаты в целом оказывают друг на друга воздействие, которое, по существу, требует их передоводки уже в составе двигателя.

К тому времени имелся положительный опыт доводки двигателя с отработкой основных агрегатов в модельных установках натурной величины, например отработка камеры сгорания двигателя РД-111, предназначенного для ракеты военного назначения Р-9. В то же время был и отрицательный опыт попытки доводки двигателя без автономной отработки основных агрегатов при создании 640-тонного двигателя РД-270.

Однако было еще одно немаловажное обстоятельство, которое склонило чашу весов в пользу поагрегатной доводки двигателя



РД-170(171). В тот период заканчивалась отработка двигателя специального назначения тягой 100 тс, у которого основные параметры, в частности давление в камере сгорания, были близки к аналогичным параметрам разрабатываемого двигателя РД-170(171). Эти проработки показали возможность создания экспериментальных установок, а по существу экспериментальных двигателей, позволяющих проводить автономную отработку газогенератора, камеры сгорания и значительной части уплотнений, других элементов общего назначения. Эти установки получили условное название УК - установки кислородные.

Повторим, что использование в качестве модельных УК "стотонников" затруднялось тем, что они работают на компонентах топлива азотный тетроксид с несимметричным диметилгидразином. Однако проблема состояла лишь в замене материалов на соответствующие компонентам топлива, поскольку соотношение компонентов топлива у жидкого кислорода с керосином и азотного тетроксида с диметилгидразином практически одинаковое.

Соответствующими проработками для автономных испытаний различных элементов двигателя общего назначения, газогенератора, камеры сгорания и турбонасосного агрегата (ТНА) было предопределено создание установок УК пяти разновидностей: кислородных для отработки элементов двигателя общего назначения (УК 1,2), для отработки камеры сгорания (2УКС), газогенератора (ЗУК) и ТНА (6УК). Позже рассмотрим каждую из этих установок отдельно. Кроме переделки "стотонников" путем соответствующей замены материалов необходимо было провести определенные доработки всех стендов по окислительной линии, включая и основной огневой стенд. Эта задача была посложнее, но вся работа была выполнена за первые восемь месяцев 1973 года и в августе начались первые огневые испытания.

Итак, одним из основных стратегических направлений разработки двигателя РД-170(171) стала автономная наземная отработка основных агрегатов двигателя.

Другим важным решением в разработке двигателя было вынужденное решение о передаче изготовления камер сгорания двигателя в Самару, тогда еще город Куйбышев, на завод "Метал-

лист". Это было связано с нехваткой производственных мощностей на опытном заводе энергетического машиностроения КБЭМ НПО "Энергия". Дело в том, что экспериментальные двигатели, а также доводочные да и первые серийные двигатели разработки нашего конструкторского бюро, как правило, изготавливались этим опытным заводом. Трудоемкость изготовления двигателя РД-170(171) не позволяла вести его изготовление в полном объеме на нашем опытном заводе. Особенно возросла трудоемкость изготовления турбонасосного агрегата. Поэтому и было принято решение изготавливать камеры сгорания на Самарском заводе "Металлист", используя предназначенные для этого производственные мощности также для изготовления турбонасосных агрегатов. В сложившейся ситуации это было единственно возможное решение, хотя и очень трудное для разработки двигателя. Коллектив завода "Металлист" уже имел солидный опыт производства камер сгорания: в начале 1960-х годов там серийно изготавливались камеры сгорания двигателя РД-111 для ракеты разработки конструкторского бюро СП. Королева, предназначенной для военных целей. Тогда же там изготавливались камеры сгорания жидкостных ракетных двигателей для ракеты НИ. Словом, другого выхода не было, все было обосновано, но все-таки это решение было вынужденным, а опытный завод энергетического машиностроения практически потерял камерное производство.

К одному из основных стратегических направлений разработки двигателя РД-170(171) относится принятое решение уделить повышенное внимание наземной отработке деталей, узлов, агрегатов двигателя и двигателя в целом. В самом начале был разработан расширенный план отработки всех составляющих двигателя, где был учтен опыт отечественного и зарубежного ракетного двигателестроения. Он получил название КПЭО - комплексный план экспериментальной отработки. В этом плане, состоящем из 661 пункта, были учтены практически все особенности двигателя, экспериментальной отработке предписывалось подвергнуть все мыслимое и немислимое.

Аналогичный план был разработан по отработке технологии всех составляющих двигатель, его конструктивных элементов. Кро-

ме того, был разработан план обеспечения надежности, который предусматривал контроль качества всех комплектующих деталей уже на стадии их поступления на предприятие.

И, наконец, из числа наиболее крупных стратегических направлений при разработке двигателя следует отметить решение о строительстве стенда для огневых испытаний на территории стендовой базы предприятия, которая уже функционировала с 1948 года и где был отработан не один жидкостный ракетный двигатель различного назначения. Создание такого многосложного и энергетически чрезвычайно емкого сооружения в пределах города Химки рядом с Москвой требовало основательного безоговорочного обоснования. Обоснование было представлено, и решение о строительстве стенда состоялось.

Таковы основные стратегические направления, которые легли в основу разработки двигателя РД-170(171).

# Глава 8

## *Задел*

Условно можно считать, что работы над двигателем РД-170(171) начались с 1973 года, так как в этом году был определен основной признак облика двигателя - четырехкамерная конструкция. В этом же году была проведена реконструкция стендовой базы под кислород с керосином и начаты экспериментальные работы на кислородных установках.

Наиболее интересным перед получением технического задания на разработку двигателя был 1974 год. В этом году на базе организаций В.П. Мишина и В.П. Глушко было создано объединение по разработке мощных ракет-носителей и ракетных двигателей. Известно, что во главе этого объединения был поставлен академик В.П. Глушко. Начался, по существу, новый этап развития ракетно-космической техники в нашей стране. Требовалось восстановить в известной степени утраченный нашей организацией опыт по работе над двигателями, использующими в качестве компонентов топлива жидкий кислород и керосин, вернее, горючее типа керосина. (С 1962 года наше конструкторское бюро энергетического машиностроения практически не работало над разработкой двигателей на жидком кислороде в качестве окислителя, если не считать отдельных разработок в плане научно-исследовательских работ.)

Но главное все-таки не в этом. Существо вопроса скрывалось в необходимости восстановления утраченных производственных и творческих связей между конструкторским бюро, основанным С.П. Королевым, и нашей организацией. Например, с конструкторским бюро "Южное", созданным в свое время академиком М.К. Янгелем, подобных вопросов не возникало. Наша совместная работа продолжалась с середины 1950-х годов непрерывно. А в объ-

единение "Энергия" должны были войти предприятия, которые с 1962 года практически совместно не работали, и этот факт, естественно, не мог не сказаться на производственных отношениях. Не могу говорить о какой-то отчужденности, но некая настороженность, безусловно, вначале была.

Можно представить себе ситуацию в организации, созданной С.П. Королевым, в момент прихода туда в качестве руководителя В.П. Глушко. Не сомневаюсь, что большинство сотрудников этой организации признавали В.П. Глушко, уважали в нем большого ученого и организатора, но ведь С.П. Королева, кроме того, еще и любили. Сергей Павлович был кумиром своих соратников, это чувствуется даже сейчас, а прошло уже более тридцати лет со дня его смерти. В середине 1970-х годов жизнь В.П. Глушко была очень напряженной: шла смена тематики, переформировывался коллектив, имевший свои традиции, амбиции, творческие и производственные связи.

Приблизительно в середине июля 1974 года в машине на пути в Министерство общего машиностроения (Валентин Петрович уже работал в НПО "Энергия") я спросил Глушко, как ему работает на новом месте. После продолжительного, как мне показалось, молчания последовал ответ: "Никогда не думал, что будет так тяжело; главное, трудно налаживать контакты с новыми сотрудниками, находить взаимопонимание, да и объем работы, количество вопросов несоизмеримо больше, чем было в родном конструкторском бюро. Вот, казалось бы, простейший вопрос - работа с почтой. А вот нет. Ведь надо знать суть каждого вопроса, изложенного в том или ином документе, да и чтобы адресовать его, надо знать адресатов. Я нуждаюсь в поддержке. Все вы в конструкторском бюро энергетического машиностроения должны это, дорогой мой, понимать".

У Валентина Петровича было три типа обращения к своим соратникам: уважаемый, глубокоуважаемый и дорогой. Причем в зависимости от ситуации количество "дорогих" возрастало или резко падало. По тому или иному употребленному эпитету можно было определить степень расположения шефа в настоящий момент. А уж если шеф "обругал" тебя "коллегой", значит, ты попал в немилость.

Вспоминаю из своей практики общения с В.П. Глушко один случай. 1967 год. Докладываю шефу состояние дел по разработке двигателя РД-270, в частности по турбонасосному агрегату. Он вспоминает, что к такому-то сроку по разработке турбонасосного агрегата должен быть выпущен план-график; срок выпуска графика еще не подошел, но приближался. Докладываю, что график в черновике готов и в срок будет выпущен. "Покажите", - говорит Валентин Петрович. Черновик графика был со мной, показываю. Валентин Петрович внимательно его изучает, и вдруг на его лице изобразилась брезгливая гримаса. Он подчеркнул какое-то слово и передал график мне. Волосы мои на затылке зашевелились: вместо слова "турбонасосный" написано "трубонасосный". Пытаюсь пояснить, что это черновик и он еще никем не подписан, но тщетно - следует резкое: "Это не случайно". Валентин Петрович много лет вспоминал мне этот случай. Всего лишь неаккуратный черновик.

Без сомнения, 1974 год был самым трудным в период подготовки технического задания на разработку двигателей для ракет-носителей "Зенит" и "Энергия".

Американцы уже полным ходом работали над созданием возвращаемого носителя, разрабатывали к нему двигатель также многоразового использования. Мы явно отставали. Если учесть, что на поверхность Луны первым ступил американский гражданин, положение складывалось достаточно напряженное - успехи в освоении космоса были тогда индикатором в противостоянии двух систем общественного развития в мире. Опять требовалось в жесткие сроки решать технически труднейшие проблемы, а работу в противовес американскому "челноку" мы только начинали.

В 1974 году была завершена организационная работа, да и то только вчерне. Все службы и подразделения вновь созданного научно-производственного объединения "Энергия" работали на пределе технических и физических возможностей. По понятным причинам Валентин Петрович в основном занимался делами ракетными, передоверив работы по созданию двигателей руководству нашего конструкторского бюро энергетического машиностроения, в частности его главному конструктору Виталию Петровичу Радовскому.

В 1975 году была завершена разработка технического задания на создание двигателя. Надо сказать, что проходила она весьма напряженно, так как существовало несколько взаимоисключающих предложений по выбору основных параметров двигателя. Прежде всего имеется в виду размерность двигателя, то есть его тяга и давление в камере сгорания. Кроме того, высказывались противоречивые мнения при выборе схемы двигателя. Многие специалисты по ЖРД, сотрудники отраслевых научно-исследовательских институтов, работники Министерства общего машиностроения предлагали установить размерность двигателя 150 тс, ссылаясь на то, что такая размерность двигателя уже освоена, легче в освоении в производстве, проще в испытаниях и т.п. Оппоненты приводили не менее весомые доводы: при тяге 150 тс число двигателей на ракете-носителе "Энергия" увеличивается в четыре раза и достигает 20. Это в 2,5 раза больше, чем на ракете американского производства "Сатурн-Г". Увеличение числа двигателей на ракете неизбежно ведет к усложнению ее конструкции, а следовательно, к понижению надежности.

В таких спорах решающее слово, как правило, принадлежит разработчику. Поэтому решение было принято в пользу двигателя тягой 740 тс, которая, естественно, была определена исходя из оптимального выбора тяги для ракеты.

Извечные споры велись по поводу величины давления в камере сгорания. Предлагалось выбрать это значение равным не более 200 атм. Мотивация: чем меньше давление газов в камере сгорания, тем надежнее двигатель, поскольку в этом случае уменьшается давление компонентов топлива во всех конструктивных элементах двигателя. Доводы против: уменьшение давления газов в камере сгорания неизбежно влечет увеличение габаритных размеров двигателя, а следовательно, ухудшает характеристики ракеты. Окончательное решение должен был принять генеральный конструктор, и давление в камере сгорания было выбрано равным 250 атм, что оказалось оптимальным.

Трудным оказался также выбор схемы двигателя: с дожиганием восстановительного газа или окислительного. Многие заявляли, что схема с дожиганием восстановительного газа надежнее, так как

меньше предрасположена к возгораниям в горячем тракте турбины. Однако эта схема, во-первых, энергетически менее выгодна и, во-вторых, исключает возможность многократных запусков двигателей без переработки из-за обилия сажи, удаление которой является серьезной проблемой. В конечном счете выбрали схему с дожиганием окислительного газа, поскольку она по сумме преимуществ оказалась предпочтительнее.

И вот, в феврале 1976 года, мы получили техническое задание от головного конструкторского бюро научно-производственного объединения "Энергия" на разработку двигателя для первой ступени ракеты-носителя "Энергия", а в марте - на разработку двигателя для первой ступени ракеты-носителя "Зенит" от конструкторского бюро "Южное".



# Глава 9

## *Техническое задание на разработку двигателя РД-170(171)*

Надеюсь, уважаемый читатель, мне удалось показать в предыдущих главах книги, сколь многотруден процесс творчества по созданию такого технически уникального ракетного двигателя, каким является двигатель РД-170 (171). На создание производственной и испытательной баз, воспитание высококвалифицированного коллектива профессионалов уходит значительное время, порой десятилетия.

Техническое задание на разработку жидкостного ракетного двигателя - основной документ, определяющий параметры двигателя и условия, которым он должен удовлетворять для обеспечения функционирования ракеты-носителя. Это совместный труд ракетчиков, управленцев, наземщиков и других специалистов. Оно разрабатывается на основе тактико-технических требований головного заказчика, которым, как правило, является Министерство обороны, реже - Академия наук или другие организации. Определяющая часть технического задания на разработку двигателя принадлежит, конечно, ракетчикам. Этой работе, как правило, предшествует большой объем экспериментальных исследований, выпуск технических проектов по определению облика двигателя, ракеты-носителя и ракетно-космического комплекса в целом, включая наземные комплексы, старты и т.д.

Наибольший объем исследовательских экспериментальных работ проводится в том случае, когда создаваемый жидкостный ракет-

ный двигатель не имеет прототипа и его технические характеристики отличаются от существующих. Мы рассматриваем как раз такой случай. Двигатель РД-170 (171) в техническом отношении представляет существенный шаг вперед в отечественном и мировом ракетном двигателестроении.

Вспомним, что для отработки двигателя предполагалось провести целый комплекс экспериментальных работ по отработке технологий. Безусловно, все это требовало ощутимых затрат. Однако, как показал дальнейший ход событий по разработке, эти затраты были полностью оправданы. Такой подход осуществлялся в ходе разработки не только двигателя, но и всех систем, предназначенных для ракет-носителей "Зенит" и "Энергия". В результате первые же летные испытания этих ракет прошли успешно. Причем затраты на разработку уникальных ракетно-космических комплексов благодаря успешной наземной отработке всех их элементов были значительно сокращены.

# Глава 10

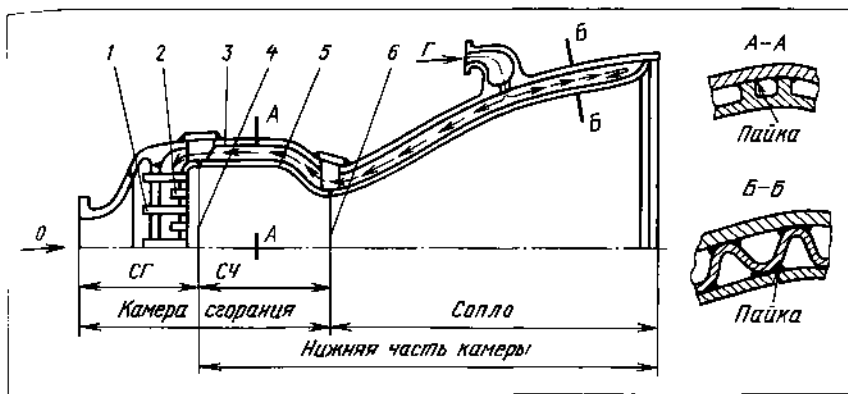
## *Камера ЖРД*

Камера жидкостного ракетного двигателя - это агрегат, в котором топливо или продукты газогенерации в результате химических реакций преобразуются в продукты сгорания, создающие при истечении реактивную силу. Камера жидкостного ракетного двигателя состоит из собственно камеры сгорания и сопла. Назначение этой камеры помимо создания реактивной тяги состоит в обеспечении устойчивого горения и максимально эффективного сгорания топлива.

Техническое задание (ТЗ) на разработку камеры выдает подразделение (отдел), отвечающее за разработку двигателя в целом. В ТЗ указываются основные требования к камере - ее осевые и радиальные габаритные размеры (длина и, грубо говоря, ширина), удельный импульс, масса, координаты подсоединения к двигателю, потери давления в трактах охлаждения - и ряд менее важных требований.

В целом камера ЖРД представляет собой паяно-сварную конструкцию, состоящую из трех основных элементов: наружной прочностной оболочки, называемой условно рубашкой, внутренней огневой оболочки, называемой огневой стенкой и, наконец, из деталей, обеспечивающих соединение этих двух оболочек и представляющих собой гофрированные проставки или ребра, конструктивно выполненные в огневой стенке. Соединение наружной и внутренней оболочек осуществляется пайкой.

Описанная конструктивная схема является принципиальной, а не конкретной для двигателя РД-170 (171). Она поможет не посвященным в ракетную технику читателям получить общее представление об этом важнейшем агрегате любого ракетного двигателя.



**Рис. 12. Конструктивная схема камеры ЖРД:**

1 - форсунка окислителя; 2 - форсунка горючего; 3 - наружная прочностная оболочка камеры; 4 - сварной шов, соединяющий нижнюю часть камеры со смесительной головкой (СГ) камеры сгорания; 5 - внутренняя огневая оболочка камеры; 6 - сварной шов, соединяющий сопло и камеру сгорания; СЧ - средняя часть камеры сгорания (О - окислитель; Г - горючее)

Камера жидкостного ракетного двигателя (рис. 12) состоит, как правило, из пяти узлов: смесительной головки, средней части, камеры сгорания, сопла и нижней части. Все эти узлы изготавливаются отдельно, а затем стыкуются сваркой. Приведем один из самых интересных технологических процессов в изготовлении камеры.

Возьмем узел средней части. Изготовление его идет в следующей последовательности. Вначале штамповкой в несколько переходов изготавливаются наружная и внутренняя оболочки, затем наносится припой: на наружной оболочке с внутренней стороны, а на внутренней оболочке с наружной стороны. Далее наружную оболочку одевают плотно на внутреннюю и торцы полученной сборки завариваются. В один из торцов узла вваривают специальный штуцер, который предназначен для подсоединения вакуумного насоса.

Из внутренней полости, образованной наружной оболочкой, и внутренней, на которой с помощью фрезы сделаны ребра (см. сеч. Б-Б на рис. 12), предназначенные для образования каналов охлаждения, вакуум-насосом откачивают воздух. После этого

узел на специальном приспособлении помещают в паяльную печь, крышку которой герметично закрывают. Узел, во внутренней полости которого создан вакуум, подвергается воздействию среды, находящейся в герметично закрытой печи под давлением в несколько атмосфер. В печи в течение около полутора часов будет поддерживаться примерно 1000 °С. Под влиянием высокой температуры оболочки узла значительно теряют прочность, что позволяет под воздействием имеющегося в печи давления окружающей среды осуществить прижатие их друг к другу. За счет того что оболочки покрыты припоем, и происходит процесс пайки.

Затем узел вынимают из печи и подвергают охлаждению. Качество пайки проверяют с помощью рентгена, а главное, испытывая каждый узел под давлением воды, существенно бóльшим рабоче-го.

Аналогична технология пайки других узлов. Для освоения изготовления узлов камеры необходимо выполнить большой объем экспериментальных работ. Ведь технологический процесс пайки основных узлов камеры необходимо отработать, экспериментально обеспечить надежность и технологичность.

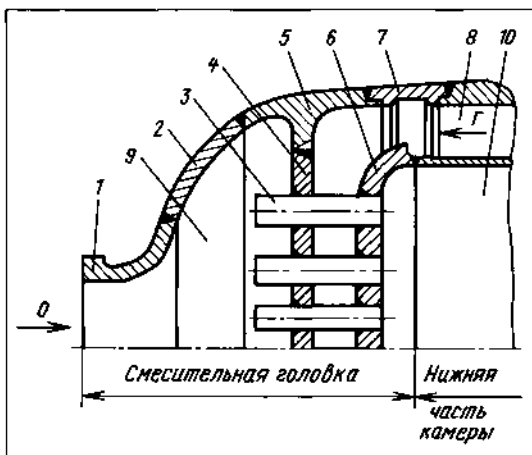
Отработка самого важного и сложного узла камеры - смесительной головки - еще сложнее. Здесь кроме тех же условий, которые предъявляются к соплу и средней части, необходимо обеспечить смесеобразование. Это означает, что в огневую полость камеры через форсунки необходимо впрыскивать оптимально подготовленную смесь горючего и окислителя. В данном случае смесь продуктов газогенерации представляет собой в основном окислительный газ и жидкий керосин.

Смесительная головка (рис. 13) конструктивно оформлена так, что полости окислителя и горючего разделены днищем. При этом конструктивные элементы, разделяющие эти полости, должны быть абсолютно герметичны. В противном случае соприкосновение компонентов топлива неизбежно приведет к взрыву.

Смесительная головка камеры жидкостного ракетного двигателя функционально является наиболее важным узлом, обеспечивающим работу двигателя в целом. От этого узла в значительной степе-

*рис. 13. Принципиальная схема смесительной головки камеры ЖРД:*

*1 - патрубок подачи окислителя в камеру; 2 - наружное днище смесительной головки; 3 - двухкомпонентные форсунки; 4 - среднее днище; 5 - силовое кольцо; 6 - огневое днище; 7 - кольцо, соединяющее смесительную головку с нижней частью камеры; 8 - полость горючего (Г); 9 - полость окислителя (О); 10 - огневая полость камеры*



ни зависит устойчивость процесса горения топлива в камере двигателя и, кроме того, удельные параметры и качество, то есть эффективность, горения. Поэтому при отработке камеры двигателя особое внимание уделяется смесительной головке как при ее изготовлении, так и непосредственно в процессе работы в составе камеры сгорания, а затем и в двигателе. Коротко рассмотрим все эти процессы.

Для полноты картины рассмотрим технологию сборки смесительной головки камеры жидкостного ракетного двигателя. Сваривают силовое кольцо 5 со средним днищем 4. Далее в специальном приспособлении одновременно сверлят в среднем днище 4 и огневом днище 6 отверстия под форсунки 3. Сверление ведется с обязательным выдерживанием расстояния между ними. Затем собирают основную часть смесительной головки, вставляя в отверстия огневого днища и среднего днища форсунки, на которых одеты кольца припоя в местах соприкосновения форсунок с этими днищами. При этом отверстия на огневом и среднем днищах относительно друг друга выполнены строго соосно. Основную часть смесительной головки паяют в специальной паяльной печи при температуре около 1000 °С в течение почти одного часа. Время подбирается экспериментально и назначается затем как обязательное в технологии пайки.

Отдельно сваривается патрубок 1 подачи окислителя в камеру с наружным днищем 2. Затем этот узел, состоящий из деталей 7 и 2, приваривается к силовому кольцу 5. Перед этим проверяется в специальных приспособлениях герметичность сварного шва между силовым кольцом 5 и средним днищем 4, а также герметичность паяных швов между форсунками и средним и огневым днищами. Особо тщательно проверяются на герметичность паяные швы между форсунками и средним днищем, так как эти швы разделяют полости окислителя и горючего. Смесительную головку испытывают на прочность в специальном приспособлении под воздействием давления, примерно в два раза больше рабочего. Наконец, торцы днища 6 и силового кольца 5 обрабатывают под стыковку смесительной головки с нижней частью камеры.

Для изготовления смесительной головки каждую из описанных технологий необходимо было обеспечить экспериментально. Понятно, что объем этих экспериментальных работ значителен. Однако самый большой объем экспериментальных работ приходится проводить для обеспечения необходимого смесеобразования компонентов топлива в камере сгорания. Эти работы начинаются с отработки смесительных элементов смесительной головки форсунок.

На камере сгорания размерности двигателя РД-170 (171) форсунок - сотни. Все они должны быть идентичными, иметь необходимые расход, перепад давления, угол распыла компонентов топлива. Прежде всего необходимо выбрать тип форсунки.

По опыту известно, что для схемы двигателя с дожиганием компонентов топлива после прохождения ими ротора турбины турбонасосного агрегата, как правило, используются двухкомпонентные форсунки. Через них одновременно проходит в камеру весь расход компонентов топлива, причем горючее в жидком виде, а окислитель в газообразном.

Для двухкомпонентных форсунок наиболее предпочтительным на основе предшествующего опыта является расположение форсунок на днищах смесительной головки по концентрическим кругам. Известны и другие типы форсунок (например, однокомпонентные). Кроме того, расположение форсунок в смесительной головке может

быть "сотовым" или "шахматным". Эти случаи здесь не рассматриваются, поскольку используются, как правило, для двигателей, работающих по схеме жидкость - жидкость, когда в камеру сгорания поступают оба компонента топлива в жидкой фазе.

Итак, после выбора на основе предыдущего опыта типа форсунок, их расположения в смесительной головке начинается отработка собственно смесительных элементов. Для этого необходимо знать выделяемый для форсунок перепад давления, то есть потери давления при прохождении компонентов топлива через форсунки, а также расход компонентов топлива через форсунку.

Заметим, что экспериментальные работы освещены здесь схематично, хотя на самом деле все эти работы требуют больших затрат времени, средств и интеллекта. Основные же экспериментальные работы состояли в отработке рабочего процесса в камере. Необходимо было установить оптимальный процесс горения компонентов топлива в камере, когда горение качественное и устойчивое.

В описании стратегических направлений разработки двигателя РД-170 (171) уже упоминалось об экспериментальных двигателях типа УК, созданных на основе материальной части разработанных ранее двигателей тягой порядка 100 тс. Так вот, для отработки камеры сгорания двигателя РД-170 (171) был создан экспериментальный двигатель, который имел условное обозначение 2 УКС. Характерно, что в целом камера сгорания этого экспериментального двигателя имела конструкцию практически такую же, как натурная камера двигателя РД-170 (171). Кроме того, она была спроектирована под параметры натурной камеры этого двигателя. Однако в связи с тем, что турбонасосный агрегат для этого экспериментального двигателя был заимствован с более ранних разработок, он мог развивать тягу примерно 80 % от камеры натурального двигателя, то есть вместо давления 250 атм в камере при огневых испытаниях достигалось давление чуть больше 200 атм.

В дальнейшем этого оказалось достаточно, и камера двигателя РД-170 (171) в составе экспериментального двигателя 2УКС была доведена практически полностью. Было проведено 68 огневых испытаний на соответствующем стенде. Были достигнуты все основ-



ные параметры камеры, включая и удельный импульс, а также показатели устойчивости рабочего процесса горения компонентов топлива.

Правильность выбора хода доводки основных агрегатов двигателя на модельных экспериментальных установках, близких по размерности к натурным агрегатам, очевидна.

Допустим, что основные агрегаты двигателя РД-170 (171) стали бы доводить в составе натурального двигателя. При этом затраты и технические проблемы по отработке агрегатов и двигателя в целом возросли бы в несколько раз. В частности, пришлось бы потратить те же 68 испытаний на отработку камеры, но в натурном двигателе материальная часть была бы гораздо более дорогостоящая, поскольку камер уже было бы четыре, газогенераторы - неотработанные, турбонасосный агрегат - трудоемкий и дорогостоящий и так далее. Казалось, идеология поагрегатной доводки была очевидна, но за ее внедрение пришлось потрудиться.

Основной довод специалистов, которые в общем-то не без основания считали автономную отработку агрегатов неэффективной, состоял в том, что после автономной отработки агрегатов при сборке двигателя и последующем его испытании на огневом стенде проявится неучтенное взаимное влияние агрегатов друг на друга. В результате придется агрегаты передоводить, а доводку двигателя по отношению к агрегатам нужно будет проводить повторно. Однако на деле автономная отработка агрегатов двигателя РД-170 (171) оказалась оправданной.

Забегая немного вперед, изложим последствия использования экспериментального двигателя 2УКС для автономной отработки камеры сгорания для двигателя РД-170 (171). Мысленно перебросимся из середины 1970-х годов, а именно в этом времени мы находимся в ходе нашего повествования, в начало 1980-х. (Читатель, видимо, уже обратил внимание, что изложение материала в данной книге идет либо в хронологическом порядке, либо в технологическом, то есть в порядке разработки и доводки двигателя.)

В основу технического задания на создание двигателя были заложены максимально достижимые основные парамет-

рби двигателя, что вызывало всестороннюю критику оппонентов.

Уже было сказано, что длительные дискуссии проходили вокруг выбора основного параметра двигателя - тяги. Оппоненты с упорством, достойным лучшего применения, доказывали, что этот параметр должен быть как можно меньшим, поскольку чем меньше размерность двигателя, тем, якобы, он надежнее. Эти дискуссии проходили еще на самой ранней стадии проектной разработки двигателя. Предлагалось даже использовать для новых разработок перспективных ракет-носителей "Зенит" и "Энергия" двигатели с первой ступени ракеты-носителя Н1, размерность которых близко подходила для этой цели.

Перенесемся в начало 1980-х годов. Уже идет доводка полноразмерного двигателя, а в мае 1982 года прошло первое испытание двигателя в составе первой ступени ракеты-носителя "Зенит". Прошло оно с аварийным исходом из-за поломки двигателя. Был разрушен дорогостоящий, созданный специально для совместных испытаний ракетной ступени и двигателя стенд, разработка мощных ракет-носителей была заторможена на полтора-два года. Возникла критическая, если не сказать катастрофическая, ситуация.

И без того имеющее место отставание от аналогичных американских разработок увеличилось еще больше. Это отставание исчислялось уже годами, да и средства для восстановления разрушенного комплексного стенда надо было изыскать, что было очень непросто.

Эта неудача не только привела к растерянности на некоторое время, но и затормозила разработку других систем ракет, поскольку все поняли, что теперь по срокам разработки остальные разработки ракетных систем получили по времени ощутимую фору. Это могло привести к дальнейшему увеличению сроков разработки носителей, что по тем временам было крайне плохо: мы во всех элементах развития ракетной техники добивались паритета с американцами, а они теперь уходили далеко вперед по срокам разработки аналогичных ракетных систем.

В середине 1982 года снова появились сторонники создания двигателей для ракет-носителей "Зенит" и "Энергия" размерностью

не более 200 тс, а точнее, 185 тс. Именно такая размерность единичного двигателя удовлетворяла указанным носителям, но увеличивала число двигателей на ракете "Зенит" с одного до четырех, а на ракете "Энергия" и ее разновидностях с пяти до двадцати пяти. Оппоненты - ведущие специалисты прикладных институтов министерств авиационной промышленности и общего машиностроения, академических институтов и целого ряда проектных организаций, головные заказчики, то есть военные, и, главное, некоторые ведущие специалисты нашего собственного конструкторского бюро и опытного завода - к выдвигаемым доводам добавили еще один в общем-то аргумент: двигатель тягой 185 тс практически уже создан и его прототипом, незначительно отличающимся от требуемого, является экспериментальный двигатель 2УКС, созданный нашей организацией для автономной доводки камеры сгорания двигателя РД-170 (171), тяга которого, как известно, была определена равной 740 тс.

Возникла трудно разрешимая ситуация: с одной стороны, разработка двигателя тягой 740 тс зашла уже довольно далеко как по технической сути, так и по затратам, а с другой стороны, трудность прогнозирования конечных результатов разработки такого двигателя позволяла оппонентам заявлять, что организация академика В.П. Глушко взялась за непосильную задачу на данном этапе развития ракетного двигателестроения, то есть такой двигатель в настоящее время просто невозможно создать. Отбиваться от таких доводов было почти невозможно. Но не надо забывать, что во главе разработки этого двигателя стоял академик В.П. Глушко и его верные соратники, прежде всего главный конструктор двигателя В.П. Радовский. Они сумели защитить тему от закрытия, однако для оценки ситуации высокими инстанциями была создана техническая комиссия во главе с директором научно-исследовательского института тепловых процессов доктором технических наук профессором Валентином Яковлевичем Лихушиным. Этот человек имел высочайшую техническую квалификацию и, кроме того, обладал дипломатическими способностями. В состав комиссии вошли такие авторитеты отечественного авиационного и ракетного двигателестроения, как академики А.М. Люлька, Н.Д. Кузнецов,

В.С. Авдудевский, В.П. Глушко, а также специалисты из прикладных и академических институтов различных министерств и Академии наук.

По завершению своей работы авторитетная комиссия должна была дать рекомендации, следует ли продолжать работы по разработке 740-тонного двигателя РД-170 (171) для перспективных ракет-носителей или необходимо переориентироваться на 185-тонный двигатель, который может быть создан на базе экспериментального двигателя 2УКС.

Это, надо сказать, была третья волна попыток заменить на перспективных ракетах-носителях 740-тонный двигатель на двигатель, имеющий тягу не более 200 тс. Первая волна относится к периоду эскизного проектирования двигателя, а вот о второй волне поговорим подробнее.

Так вот, испытания экспериментального двигателя 2УКС были завершены в 1979 году выбором конструкции основного узла камеры смесительной головки, были выбраны конструкции и других узлов камеры. Словом, была определена конструкция этого основного агрегата двигателя РД-170 (171). При этом попутно были в основном отработаны конструкции других основных агрегатов двигателя тягой примерно 185 тс. Это был вынужденный шаг, поскольку без турбонасосного агрегата, автоматики невозможно было отработать камеру сгорания для двигателя РД-170 (171).

Вот тогда-то и возникла вторая волна предложений по замене на новых ракетах-носителях двигателей тягой 740 тс на двигатели тягой 185 тс. Опасения о нереальности создания 740-тонника способствовали тому, что руководство Министерства общего машиностроения приняло решение создать резервный вариант двигателей для ракет будущего. Видимо, это решение было продиктовано обстановкой и в конечном счете было правильным. Уже говорилось, что предложение о замене 740-тонного двигателя на двигатель существенно меньшей тяги исходило, в частности, и от работников нашего предприятия, например от заместителя начальника двигательного отдела кандидата технических наук И.А. Клепикова. Надо сказать, что в то время это "диссидентство" вызывало у большинства работников организации крайне негативное отношение. Но в той ситуа-

ции альтернативное предложение было необходимым. Это понимали многие, хотя высказывались по этому поводу далеко не все.

Однако вскоре эти предложения стали известны в Министерстве общего машиностроения и дошли до министра С.А. Афанасьева. Он, как и следовало большому руководителю, принял единственно правильное в той обстановке решение - выпустил приказ об эскизной проработке двигателя тягой 185 тс и целесообразной замене этим двигателем 740-тонника. Естественно, эта работа была поручена нашему конструкторскому бюро, были выделены средства для оплаты ее выполнения в неурочное время и поставлена задача выполнять эту работу без ущерба основной по созданию двигателя РД-170 (171).

Во главе разработки этого проекта был поставлен И.А. Клепиков, который за время своей многолетней работы в двигательном отделе руководил выпуском многих эскизных проектов и имел огромный опыт разработки и доводки жидкостных ракетных двигателей различного назначения. В подчинение ему были выделены 17 специалистов высокой квалификации различного направления, можно сказать, было создано конструкторское бюро в миниатюре. Ну а в технической работе по выпуску этого проекта участвовало практически все наше конструкторское бюро. Естественно, проект был выпущен в срок и на высоком уровне качества.



*Начальник отдела И.А. Клепиков*

Должно быть понятно, что при этом работы по двигателю РД-170 (171) продолжались с той же интенсивностью, что и раньше. Это достигалось за счет интенсификации труда и напряжения всего коллектива предприятия, но, как говорится, не впервой: мы практически всегда работали на пределе человеческих возможностей.

Двигателю нарекли индекс МД-185, что означает: М - модульный (его предполагалось использовать на нескольких ракетах-носителях); Д - двигатель; 185 - значение тяги двигателя (соответствует одной четвертой тяги двигателя РД-170 (171) и тяге одной камеры этого двигателя). Среди разработчиков двигатель МД-185 был окрещен "четвертушкой".

Положение с разработкой двигателя РД-170 (171) оставляло желать лучшего и надо было принимать решение о его судьбе: буквально, быть или не быть.

Посмотрим, как относились к этому вопросу наиболее авторитетные члены комиссии. Так, известный генеральный конструктор авиационных двигателей академик Архип Михайлович Люлька прилагал максимум усилий, чтобы найти позитивные решения, помочь разработчикам выйти из кризисного состояния в разработке двигателя РД-170 (171). Он имел собственный опыт разработки ЖРД, так как в его организации разрабатывался ракетный двигатель на компонентах топлива жидкий кислород + жидкий водород. По его инициативе к работе комиссии были привлечены специалисты отраслевых научно-исследовательских институтов авиационной промышленности. Словом, на гамлетовский вопрос Архип Михайлович твердо словом и действием отвечал "быть".

Диаметрально противоположно вел себя не менее известный и заслуженный генеральный конструктор авиационных двигателей академик Николай Дмитриевич Кузнецов. С самого начала уже в период эскизной разработки двигателя РД-170 (171) он выступал против его разработки, не соглашаясь с размерностью двигателя и, главное, с окислительной схемой. Кузнецов считал ее ненадежной, поскольку привод турбины в этом случае осуществляется газовой смесью практически окислительного состава. При этом он игнорировал опыт создания отечественных и зарубежных двигателей, прежде всего жидкостного ракетного двигателя РД-253 для извест-

ной ракеты-носителя "Протон", надежность которого просто уникальна. Кроме того, по другой схеме двигатель энергетически просто не завязывался. Это подтверждал и его собственный опыт разработки ЖРД, таких как НК-9 и двигатели для НІ.

Он также привлекал к работе комиссии своих высококвалифицированных специалистов, и на тот же вопрос из классической пьесы В. Шекспира академик Н.Д. Кузнецов отвечал "не быть".

И уж совсем негативную позицию занял ответственный представитель Центрального научно-исследовательского института машиностроения Министерства общего машиностроения академик Всеволод Сергеевич Авдудевский. Сейчас, по истечении почти двадцати лет с тех памятных тяжелых времен в творческой жизни нашего конструкторского бюро, вызывает просто удивление та непримиримость, с которой Всеволод Сергеевич доказывал, что разработка мощного двигателя зашла в тупик и ее надо прекратить.

Ну, а что же председатель комиссии Валентин Яковлевич Лихущин? Многоопытный, умный, в разумных пределах хитрый, он с самого начала работы комиссии совершенно ясно дал всем понять, что цель комиссии не "зарубить" разработку 740-тонника, а помочь найти те рекомендации, которые дадут возможность разработчикам выполнить поставленную перед ними задачу. Короче говоря, в конечном итоге было принято решение разработку двигателя с тягой 740 тс продолжать, но и не бросать работу по двигателю МД-185 в качестве резервного варианта на случай неудачи. Кстати, в это время в производстве находились двигатели с конструктивными изменениями в турбонасосном агрегате и других агрегатах, которые должны были решить все проблемы.

Итак, уважаемый читатель, вынужденное отклонение от хронологии повествования, связанное с экспериментальным двигателем 2УКС, предназначенным для отработки камеры сгорания двигателя тягой в 740 тс, на этом закончено. Вернемся к содержанию данной главы - описанию основного агрегата жидкостного ракетного двигателя.

Проектирование камеры сгорания жидкостного реактивного двигателя невозможно без применения знаний из областей гидравлики, теории теплопередачи, технической термодинамики, газовой

динамики, металлургии, сопротивления материалов и целого ряда других технических дисциплин. Все это обусловлено тем, что камера сгорания жидкостного ракетного двигателя весьма сложный агрегат, проектирование, изготовление и доводка которого наталкиваются на целый ряд противоречивых обстоятельств. В то же время конструктивно этот агрегат достаточно прост. Объем технической документации на его изготовление существенно меньше, чем, например, объем технической документации на те же операции у турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя.

Гидравлика применительно к проектированию и доводке жидкостных ракетных двигателей представляет собой прикладную техническую науку, занимающуюся движением жидкостей, то есть компонентов топлива, по магистралям и другим проточным трактам двигателей. Основной задачей этой науки является создание расчетных методик, позволяющих определить потери давления движущейся по этим трактам жидкости. Должно быть понятно, что при одном и том же давлении газов в камере сгорания конструктивно совершеннее тот двигатель, у которого меньше разница между давлением компонентов топлива на выходе из насосов и давлением газов в камере сгорания. Чем меньше эта разница давлений, тем меньше потери давления в проточных трактах двигателя.

В техническом задании на разработку камеры сгорания одним из основных требований является наличие разности давления газов в камере сгорания и давления охлаждающего камеру сгорания компонента топлива на входе в "зарубашечную" полость охлаждения камеры. "Зарубашечная" полость - это пространство между наружной "рубашкой" и огневой стенкой камеры сгорания.

Эти потери рассчитываются с использованием методик, составленных на основе законов гидравлики.

Гидравлические расчеты по камере сгорания ведутся совместно с расчетами ее охлаждения с использованием прикладной технической дисциплины - теории теплопередачи. Охлаждение камеры сгорания двигателя - важнейший элемент ее проектирования и создания вообще - в значительной степени определяет надежность не только самой камеры сгорания, но и двигателя в целом.

Вот здесь-то и возникает одно из основных противоречий в про-



ектировании и создании камеры сгорания ЖРД в частности и двигателя в целом. С одной стороны, для меньших гидравлических потерь зазор между наружной "рубашкой" и огневой стенкой камеры должен быть как можно большим, то есть проходное сечение будет большим и, следовательно, скорость охлаждающей жидкости меньшей, значит, и гидравлические потери будут меньше.

В то же время давление продуктов сгорания в камере сгорания для большей эффективности работы ЖРД должно быть как можно большим, а это возможно при повышении температуры продуктов сгорания. В связи с этим требуется уменьшение зазора между наружной "рубашкой" и огневой стенкой камеры для повышения скорости движения охлаждающей жидкости в ее "зарубашечном" пространстве, так как чем с большей скоростью обтекает охлаждающая жидкость нагретый до значительной температуры объект, тем эффективнее будет его охлаждение.

Таким образом, с помощью гидравлических расчетов совместно с расчетами охлаждения необходимо выбирать оптимальные значения всех конструктивных параметров "зарубашечного" пространства, скорости и температуры охлаждающей жидкости, а также температуры внешней со стороны "зарубашечного" пространства и внутренней, со стороны огневой полости камеры, сторон огневой стенки проектируемого агрегата.

Конечные результаты этих расчетов зависят от целого ряда факторов: охлаждающей способности жидкости, прочности, жаростойкости используемых в конструкции проектируемой камеры материалов и других граничных условий. Словом, расчеты гидравлических потерь и охлаждения камеры - это процесс достаточно сложный и трудоемкий.

В тепловом отношении режим работы современных камер сгорания жидкостных ракетных двигателей крайне напряженный. В связи с этим охлаждение камер организуется двойным способом: внутренним и наружным. Наружное охлаждение уже в основном рассмотрено. Оно представляет собой охлаждение за счет протекающей в "зарубашечном" пространстве жидкости.

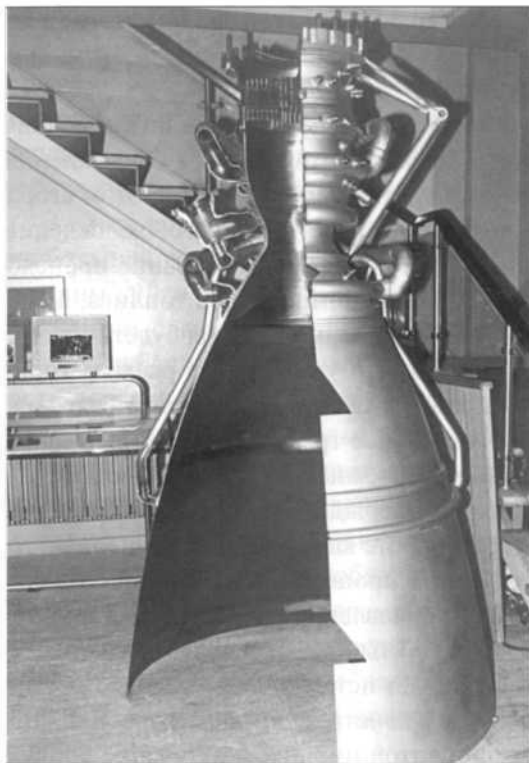
Внутреннее охлаждение представляет собой впрыск части расхода горячего через пояса завесы охлаждения в огневое простран-

ство камеры. Этот впрыск организуется так, чтобы впрыснутое в камеру сгорания горючее распространялось в ней в виде пелены, движущейся вдоль огневой ее стенки.

Здесь опять возникает противоречие, требующее оптимального выбора. С одной стороны, чем больше расход на завесу охлаждения, тем лучше охлаждение огневой стенки камеры, но при этом сгорание расхода горючего, используемого для завесного охлаждения, будет неоптимальным, так как у стенки камеры сгорание происходит при неоптимальном соотношении компонентов топлива, а следовательно, эффективность работы камеры сгорания будет ниже теоретически достижимой. Понятно, что уменьшение расхода горючего повысит эффективность работы камеры, но ухудшит ее охлаждение. Таким образом, и в этом случае требуется расчетный поиск оптимума, и это тоже достаточно сложная задача, требующая, как правило, экспериментального подтверждения.

Однако основной процесс в работе камер - воспламенение и горение компонентов топлива. Этот процесс обеспечивает создание тяги двигателя за счет повышения давления при превращении жидкого топлива в газообразные продукты при химической реакции горения; этот же процесс обеспечивает истечение продуктов сгорания топлива через специальный узел конструкции камеры-сопло. Все эти процессы (и горение компонентов топлива, и истечение продуктов их горения из камеры) требуют тщательного анализа на предмет оптимизации их параметров. Для этого при проектировании камеры сгорания используются сведения из области технической термодинамики и газовой динамики. Кроме того, поскольку камера сгорания ЖРД - сложный и высоконагруженный как в тепловом, так и в прочностном отношении агрегат, необходим еще большой объем прочностных расчетов при проектировании как узлов, так и самой камеры сгорания.

В камере сгорания (рис. 14) двигателя РД-170 (171) использована оригинальная схема подвода охлаждающей жидкости, в данном случае керосина, к охлаждающему тракту, применены новые конструкции щелевых завес охлаждения, создающих внутреннее охлаждение камеры. Подвод охлаждающей жидкости осуществляется к наиболее напряженным в тепловом отношении элементам камеры.



**Рис. /-/. Камера сгорания  
РД-170 (171)**

За счет того, что к наиболее напряженным местам камеры подводится охлаждающая жидкость с минимальной температурой, повышается эффективность охлаждения.

Конструктивное совершенство камеры сгорания двигателя РД-170 (171) отвечает самому высокому уровню отечественного и зарубежного ракетного двигателестроения.

Особое место в проектировании рассматриваемого агрегата ЖРД занимает обеспечение устойчивой работы камеры сгорания при ее работе в составе двигателя. Дело в том, что при горении компонентов топлива в камере зачастую возникают высокочастотные пульсации давления, представляющие собой колебания давления продуктов сгорания компонентов топлива. Частота этих колебаний достигает сотен, а то и тысяч колебаний в секунду. Понятно, что

такая "тряска" конструкции камеры двигателя неизбежно передается на конструкцию двигателя в целом. Как правило, из-за этого возникают поломки элементов конструкции двигателя (и в первую очередь камеры сгорания) с последующим аварийным исходом.

Высокочастотные пульсации давления продуктов сгорания в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя - самая большая проблема как при проектировании и доводке, так и в ходе последующей эксплуатации. Трудность решения этой проблемы в каждом конкретном случае заключается в том, что до настоящего времени не удалось создать строгой теоретически обоснованной методики борьбы с этим пагубным для ЖРД явлением. Каждый раз задачу приходится решать применительно к разработке конкретного двигателя. В связи с этим необходимо проведение экспериментальных работ по доводке смесительных элементов форсуночной головки и непосредственно самой форсуночной головки для обеспечения высокой эффективности горения, с одной стороны, и поддержания устойчивого горения - с другой.

Одной из основных причин создания экспериментального двигателя 2УКС по автономной отработке камеры сгорания двигателя РД-170 (171) является необходимость экспериментального обеспечения устойчивого горения компонентов топлива в камере сгорания. Известно, что такая стратегия поагрегатной автономной доводки основных агрегатов двигателя РД-170 (171) полностью себя оправдала.

Наконец, конструкция камеры сгорания, как и конструкции других агрегатов ЖРД, должна удовлетворять всем условиям прочности и одновременно иметь минимально возможную массу. Это еще одно обстоятельство в разработке камеры сгорания, которое представляет существенное противоречие, требующее поиска оптимального решения.

В результате была разработана конструкция агрегата, отвечающая всем требованиям мировых стандартов. Сравнивая камеры сгорания двигателей РД-107 для знаменитой ракеты-носителя Р-7 и РД-170 (171) для ракет-носителей "Зенит", "Энергия", получаем, что при практически соизмеримых габаритных размерах этих камер, примерном равенстве диаметров цилиндров их основной пара-

метр - тяга - отличается примерно в 10 раз, то есть тяга камеры двигателя РД-107 равна 19 тс, а двигателя РД-170 (171) - 185 тс, давление продуктов сгорания в первой камере равно 60 атм, а во второй 250 атм. Это сравнение показывает, насколько ощутимо возрастание совершенства ЖРД, разработанных нашим конструкторским бюро в общем-то за короткий срок, исчисляемый тридцатью годами. Все оригинальные решения конструктивного оформления камеры сгорания двигателя РД-170 (171) запатентованы и являются "ноу-хау" в разработке жидкостных ракетных двигателей.

Теперь вспомним о людях, создавших этот уникальный по своим характеристикам агрегат ЖРД. Начальник бригады камер сгорания лауреат Ленинской премии, доктор технических наук Григорий Николаевич Лист работал над двигателями большой тяги в самый начальный период разработок. Это были первые попытки создания ЖРД с тягой более 100 тс в одной камере сгорания. Специалист высокой квалификации, он, по существу, создал коллектив энтузиастов ракетной техники, который в дальнейшем разработал не один десяток камер сгорания. Григория Николаевича Листа отличали беззаветная преданность инженерному делу, кристальная честность абсолютно во всем, огромное трудолюбие и редкая работоспособность. Все это позволило ему накопить просто гигантский объем разносторонних знаний в областях науки, техники, искусства. Он умел предельно строго, если это было надо, требовать выполнения своих поручений, был также требователен к себе. Словом, это был уникальный во всех отношениях человек, к тому же обладающий весьма привлекательной внешностью. Г.Н. Лист прожил долгую (92 года) интересную жизнь, интенсивно трудился, никогда не изменял своим жизненным и профессиональным принципам, любил и умел ценить толковых людей, не выносил лодырей и пассивных людей.

В 1959 году в нашем конструкторском бюро был создан отдел проектированию и созданию перспективных энергетических установок, и Г.Н. Лист перешел на работу в этот отдел. Этому неутомимому в своих стремлениях ко всему новому человеку в это время было 58 лет и он был готов начать жизнь заново.

Начальником конструкторской бригады по разработке камер сгорания конструкторского отдела был назначен достаточно моло-

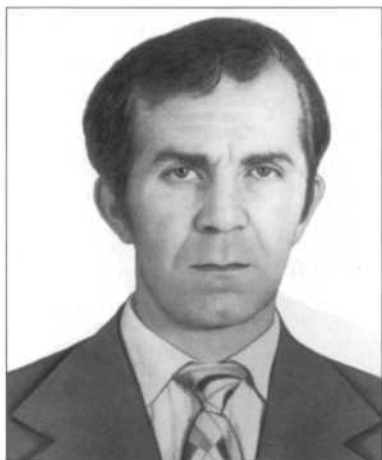


*Начальник отдела А.Д. Вебер*

дой (34 года) энергичный преемник Г.Н. Листа Анатолий Дмитриевич Вебер. Вскоре конструкторская бригада была преобразована в конструкторский отдел, и Анатолий Дмитриевич Вебер был бесменным начальником этого отдела почти сорок лет, вплоть до своей преждевременной кончины в 1988 году.

Анатолий Дмитриевич был достойным учеником своего учителя Г.Н. Листа. Он перенял все его деловые качества, хотя эти качества были заложены и в нем самом. А.Д. Веберу были свойственны трудолюбие, работоспособность, стремление к постоянному самообразованию, всесторонний профессионализм, умение работать с людьми и многое другое. Участвуя в разработке всех двигателей нашей организации, он заслуженно стал доктором технических наук, лауреатом Государственной премии, кавалером нескольких высоких государственных наград. А самое главное, он приобрел огромный авторитет специалиста - разработчика камер сгорания жидкостных ракетных двигателей, с ним по многим вопросам советовались Валентин Петрович Глушко и потом Виталий Петрович Радовский. Словом, А.Д. Вебер был одной из самых весомых личностей нашего конструкторского бюро, его вклад в разработку камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя РД-170 (171) переоценить невозможно.

К сожалению, мудрый Анатолий Дмитриевич Вебер, имея слабое больное сердце, не придавал этому должного внимания и в ре-



*Начальник отдела А.А. Васин*

зультате поплатился жизнью. В 1988 году он отдыхал в Кисловодске в санатории "Крепость". Имея предупреждение от врачей о необходимости выполнения щадящего режима по сердцу, он не послушался и пошел в поход на "большое седло". Затем прилег отдохнуть и не проснулся: больное сердце не выдержало - остановилось.

После смерти А.Д. Вебера начальником отдела разработки камер сгорания стал его заместитель в течение многих лет кандидат технических наук Александр Александрович Васин. Грамотный, обладающий большим опытом специалист А.А. Васин достойно нес нелегкую ношу ответственного за разработку и эксплуатацию камер сгорания. Он имеет практически те же деловые качества, которые были присущи двум предыдущим начальникам камерного отдела.

В молодости А.А. Васин занимался парашютным спортом на профессиональном уровне, совершил свыше 2000 прыжков с парашютом, то есть это человек всесторонне развитый и целеустремленный.

Подбор кадров, не устаю об этом говорить, в нашем конструкторском бюро велся чрезвычайно тщательно, и выдвинуться в "святая святых" предприятия бездарному или ленивому человеку было практически невозможно. Поэтому надо бы писать о каждом. Кратко расскажу еще об одном конструкторе. Станислав Дмитриевич Каменский - конструктор "от Бога", в основном всю свою трудовую

деятельность, а это более 45 лет, занимается разработкой смешанных головок камер сгорания. Он кандидат технических наук, кавалер высоких государственных наград, всесторонне "подкованный" инженер, интересный собеседник во всех областях человеческих знаний. Он автор многих разработок, отличающихся оригинальностью и надежностью.

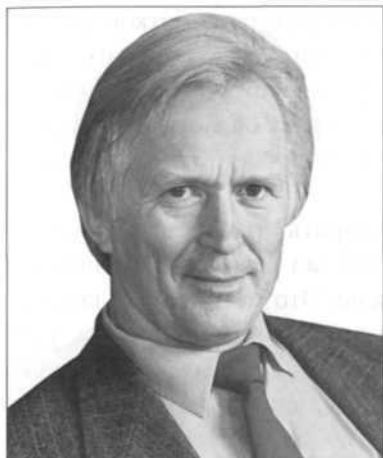
Интересна его манера работать, "творить" так сказать. Он клал перед собой лист ватмана и часами рисовал револьверы, пистолеты, маузеры и другое стрелковое оружие. Это могло продолжаться несколько дней. Недавно работающие сослуживцы шептались в таких случаях: "Стае опять "филонит". Однако через несколько дней, а иногда и недель, рождался новый вариант какой-нибудь конструкции или вообще что-то оригинальное. Вклад Станислава Дмитриевича Каменского в разработку камеры сгорания очень и очень весом.

Здесь, уважаемый читатель, хочу сообщить, что мое отношение к отделу разработки камер сгорания и "камерщикам" - особое. Дело в том, что начал я свою трудовую деятельность в 1955 году именно в этом отделе (тогда бригаде) и проработал там конструктором почти восемь лет, то есть все молодые годы. А что может быть прекраснее этого времени? Уже будучи на высоких должностях вплоть до первого заместителя генерального директора и генерального конструктора предприятия, я с особым интересом занимался вопросами, связанными с разработкой камер сгорания. Конечно, изо всех сил старался не допускать никакого лоббизма в решении спорных вопросов, но, каюсь, при прочих равных условиях всегда принимал решения в пользу "камерщиков".

Объективно этот отдел, созданный и воспитанный Григорием Николаевичем Листом, заслуживает, чтобы его по-хорошему похвалить.

В камерном отделе ранее трудились многие руководители служб и структурных единиц. Долго и продуктивно работал заместителем генерального конструктора по серии Вячеслав Федорович Рахманин. Директор в течение 25 лет опытного завода предприятия Станислав Петрович Богдановский длительное время был начальником цеха по производству камер сгорания. И, наконец, генеральный ди-





*Генеральный директор и генеральный конструктор Б.И. Каторгин*

ректор и генеральный конструктор научно-производственного объединения энергетического машиностроения (так теперь называется наша организация) член-корреспондент РАН, профессор, академик академии космонавтики имени К.Э. Циолковского Борис Иванович Каторгин также несколько лет работал в этом отделе и прошел его школу.

Хотелось бы упомянуть и перечислить буквально весь отдел "камерщиков", но их достаточно много, поэтому отмечу только нескольких. Это В.В. Федоров, А.И. Ставрулов, А.И. Колесников, А.А. Абель.

# Глава 11

## *Газогенератор ЖРД*

Газогенератор жидкостного ракетного двигателя - это агрегат, в котором весь расход окислителя и незначительная часть горючего за счет особым образом организованного их горения преобразуются в рабочее тело для привода турбины турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя. Газогенератор, как и камера сгорания, является одним из основных агрегатов жидкостного ракетного двигателя. Он имеет много похожего с камерой сгорания, поэтому и в требованиях к нему много сходного с требованиями, предъявляемыми к камере сгорания. Однако не будем отсылать читателя к главе о камере сгорания, а изложим требования к газогенератору отдельно.

Техническое задание на разработку газогенератора подразделению-разработчику выдается отделом, отвечающим за разработку двигателя в целом.

Основные требования к газогенератору - это его осевые и радиальные габаритные размеры, то есть длина и ширина, температура газовой смеси - рабочего тела, предназначенного для привода турбины турбонасосного агрегата, масса, координаты подсоединения газогенератора к двигателю и, кроме того, ряд других менее важных технических требований. Однако об одном из главных требований к разработке газогенератора следует сказать особо. Газогенератор должен обеспечивать равномерное поле температур газовой смеси, вырабатываемой им для привода турбины турбонасосного агрегата. Это будет способствовать обеспечению надежной работы турбины. В противном случае, если две соседние точки потока газовой смеси имеют температуры, значительно отличающиеся по значению, то довольно высока вероятность возгорания газового тракта или рабочего колеса турбины.

Как и камера сгорания, газогенератор жидкостного ракетного двигателя представляет собой паяно-сварную конструкцию.

В самом начале разработки газогенератора для двигателя РД-170 (171) (рис. 15) возникла, казалось бы, непреодолимая проблема. Газогенератор с расходом более полутора тонн в секунду получался огромных размеров. Не представлялась вообще схема его разработки, изготовления и доводки. И вот было принято беспрецедентное решение вписать в конструкцию двигателя не один, а два газогенератора. Это, безусловно, усложняло схему двигателя, его конструкцию, но позволяло решить поставленную задачу.

Однако вернемся к техническому заданию на разработку двигателя, с которого начинается любая работа по двигателю.

Как уже неоднократно говорилось, жидкостный ракетный двигатель РД-170( 171) предназначался изначально для первой ступени ракеты-носителя "Энергия". С учетом большой трудоемкости и стоимости двигателей в проектных разработках предусматривалось спасение двигателей после их отключения в процессе полета РН "Энергия" для повторного использования. Это, безусловно, накладывало на разработку двигателей дополнительные условия.

Кроме того, были заданы еще два дополнительных существенных условия: двигатель должен быть ремонтпригодным и позволять повторное использование без переработки. Обычная схема, вернее, технология обеспечения надежности двигателя перед отправкой его для уста-



*Рис. 15.  
Газогенератор  
двигателя  
РД-170(171)*

новки на ракету-носитель состоит в том, что после изготовления двигателя испытывают на наземном стенде на ресурс, соответствующий ресурсу работы двигателя в составе ракеты-носителя, после чего двигатель перебирают и далее отправляют для установки на ракету-носитель.

В процессе переборки может возникнуть потеря надежности двигателя, так как после этого никаких существенных проверок двигателя не производится. Таким образом, многократность использования, ремонтпригодность, проведение контрольно-технологических испытаний без последующей переборки - это новые требования, практически впервые введенные в техническое задание на разработку мощного ЖРД.

Спрашивается, почему об этих основных пунктах технического задания на разработку двигателя автор вспомнил в главе о газогенераторе? Есть вполне обоснованная для этого причина. Дело в том, что согласно выбранной стратегии разработки двигателя была запланирована автономная отработка газогенератора в составе модельной установки, изготовленной из той же материальной части. Она, как и в случае с камерой сгорания, была позаимствована с разработанных ранее "стотонников". Модельная установка представляла собой, по существу, модельный двигатель с тягой, близкой к натурной величине, обеспечивавшей доводку генератора проектируемого двигателя. Установка имела индекс ЗУК. На ней было проведено 132 испытания, которые осуществили в основном доводку газогенератора.

Здесь настало время пояснить причину привязки требований многократное™, ремонтпригодности двигателя к разработке и доводке газогенератора.

Доводка газогенератора, как и других "горячих" агрегатов ЖРД, в основном представляет собой отработку смесеобразования компонентов топлива с целью их равномерного смешения и обеспечения устойчивого их горения. При этом создается равномерное по сечению газового потока поле температуры. Другими словами, основная часть доводки газогенератора - это отработка смесительной головки генератора и форсунок. Для ускорения процесса доводки генератора было принято беспрецедентное решение осуществить крепление смесительной головки к камере горения газогенератора с помощью фланцевого соединения. Это позволяло существенно ускорить доводку газогенера-

тора и резко сократить число установок модельной установки на стенд. При этом ощутимо уменьшалось количество изготавливаемой материальной части. А суть заключается в том, что фланцевое крепление смесительной головки позволяло ее замену прямо на стенде. За одну установку модельного двигателя на стенд могли быть проверены по нескольку вариантов смесительных головок. Выгода очевидна.

Казалось бы, все предельно просто: одну смесительную головку после получения нужных результатов при огневых испытаниях снял, другую с конструктивными новшествами поставил и можно продолжить испытания. Но, нет! Сложность этой технической задачи состоит в том, что надо обеспечить не только герметичность фланцевого соединения диаметром около четырехсот миллиметров, но и его прочность, причем все это в окислительной среде газогенераторного газа при давлении более 500 атм. Тем не менее эта задача была решена. Очевидно, что если была решена такая проблема на самом большом и напряженном стыке двигателя, то остальные фланцевые соединения были конструктивно обеспечены с меньшими затруднениями. Тем самым ремонтпригодность двигателя была обеспечена.

Теперь, видимо, понятно, почему вопросы ремонтпригодности как одного из основных условий технического задания на разработку двигателя изложены в главе про газогенератор.

На последнем этапе работ по доводке газогенератора в составе модельной установки ЗУК были выбраны два варианта смесительных головок, которые показали практически одинаковые характеристики. Эти два варианта было принято отрабатывать далее в составе натурального двигателя и уже по результатам этих испытаний выбрать основной вариант.

Теперь о людях. Не устаю повторять, что на нашем предприятии непутевые работники не задерживались, их "выталкивали" из нашего коллектива и окружающая среда, и дух творчества и трудолюбия. Поэтому назвать самых заслуженных очень трудно. И все же я назвал бы в дополнение к начальникам отделов следующих разработчиков газогенератора: Г.В. Данилина - заместителя начальника отдела, А.П. Аджяна, В.С. Богушева, В.В. Муреева.

# Глава 12

## *Турбонасосный агрегат ЖРД*

Турбонасосный агрегат (ТНА) - основное звено в системе подачи компонентов топлива в камеру сгорания для обеспечения в ней заданного давления за счет их горения с последующим за этим истечением продуктов сгорания из камеры и созданием в результате основного параметра двигателя - тяги.

ТНА - наиболее трудоемкий агрегат в составе жидкостного ракетного двигателя как по объему конструкторской и технологической документации, так и в оснащении производства на его изготовление и испытания.

Пожалуй, и доводка ТНА РД-170(171) как по затратам на ее осуществление, так и по числу экспериментов занимает в работах по доводке двигателя первую позицию.

Техническое задание на разработку турбонасосного агрегата выдается подразделению - разработчику этого агрегата исходя из задания на двигатель в целом. Задание выдается подразделением, отвечающим за разработку двигателя.

Основные требования на разработку агрегата - это давление компонентов топлива на входе в двигатель и их давление на выходе из насосов турбонасосного агрегата, габаритные размеры, точки подсоединения к магистралям двигателя, масса агрегата. Укрупненно турбонасосный агрегат практически всех двигателей, в том числе двигателя РД-170(171) (рис. 16), состоит из четырех основных узлов: турбины, насоса окислителя, насоса горючего первой ступени, насоса горючего второй ступени. Естественно, ТНА немислим без вала, на котором устанавливаются крыльчатки насосов и рабочее колесо турбины, уплотнения, преднасосы и другие элементы конструкции ТНА. Особое место в конструкции агрегата занимают

подшипники. Они осуществляют конструктивную связь между основной подвижной частью ТНА - валом - и неподвижными элементами - корпусами насосов и неподвижной частью турбины статором. К подшипникам предъявляются особые требования.

Систему подачи компонентов топлива в камеру сгорания, в которую входит, как уже было сказано, турбонасосный агрегат, условно можно разделить на несколько составляющих систем. Назовем самые основные: система подачи в камеру сгорания и газогенератор окислителя, система подачи в камеру сгорания и газогенератор горючего. В систему подачи окислителя в камеру сгорания входят следующие узлы и агрегаты: магистраль, соединяющая окислительный бак ракеты со входом в двигатель; фильтр, расположенный на входе в двигатель; входной пусковой клапан; магистраль, соединяющая



*Рис 16.*  
*Турбонасосный*  
*агрегат двигателя*  
*РД-170(171)*

пусковой клапан со входом в насос; далее преднасос; насос окислителя; магистраль, соединяющая насос окислителя с главным клапаном окислителя; магистраль, соединяющая клапан окислителя с регулирующим расход окислителя дросселем окислителя; затем магистраль от дросселя к газогенератору; после газогенератора уже в виде окислительного газа расход окислителя попадает на турбину и далее через газовод в камеру сгорания.

Поскольку мы сейчас рассматриваем основной элемент системы подачи топлива в камеру сгорания - турбонасосный агрегат, - то и разберем только те узлы, которые относятся к этому агрегату.

Прежде всего преднасос (рис. 17) - это агрегат, который обеспечивает повышение давления окислителя на входе в насос, обеспечивая тем самым эффективность работы насоса для выдачи на его выходе высокого давления. Основным элементом преднасоса является шнек, который и обеспечивает повышение давления на входе в насос. Далее по тракту магистралей системы подачи окислителя в газогенератор и затем в камеру сгорания следует насос окислителя. Основными элементами этого агрегата являются корпус и крыльчатка. Именно крыльчатка обеспечивает необходимое давление компонента топлива окислителя на выходе из насоса. Давление этого компонента в насосах на выходе различных жидкостных ракетных двигателей достигает сотен атмосфер, в то время как на входе в насос после преднасоса - нескольких десятков атмосфер.



*Рис 17.  
Один из преднасосов  
ТНА двигателя  
РД-170(171)*



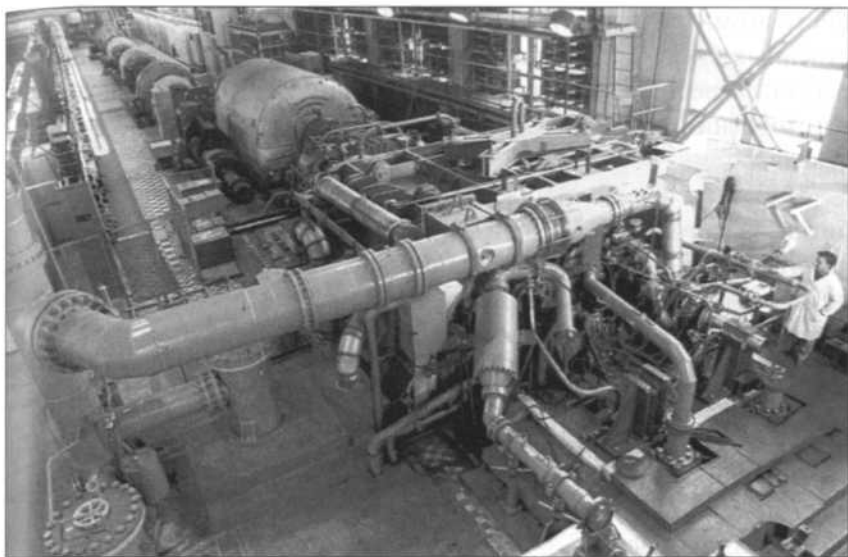
Насос окислителя, расположенный, как и другие агрегаты турбонасосного агрегата, на валу, должен быть изолирован от турбины и насосов горючего надежными уплотнениями. В противном случае неизбежно соприкосновение жидкого кислорода, находящегося в насосе окислителя, с горючим насоса горючего, что приведет к аварии. Таким образом, основными элементами насоса окислителя являются корпус насоса, вал, крыльчатка, уплотнения, подшипники и преднасос.

Особо надо сказать об уплотнении между насосом окислителя и турбиной. Это так называемое стояночное уплотнение. Оно должно обеспечить герметичность линии окислителя между этими узлами во время стоянки ракеты-носителя в заправленном состоянии, когда магистрали между ракетой и основными клапанами двигателя уже залиты, то есть залита полость окислительного насоса. Вот в это время обязательно необходимо обеспечение практически полной герметичности между насосом окислителя и коллектором турбины. В противном случае произойдет натекание жидкого кислорода в полость двигателя, находящуюся за турбиной. Вследствие этого в момент запуска может произойти несанкционированное увеличение расхода окислителя в какой-то момент с последующим хлопком от соединения основного газообразного расхода окислителя с натекшим из-за негерметичности жидким кислородом. Все это может привести к аварии.

Перечисленные конструктивные элементы насоса окислителя турбонасосного агрегата проходят автономную доводку, это относится и к уплотнениям, и к подшипникам, а также к преднасосам. Доводку автономно проходит и насос окислителя в целом.

Для автономной доводки окислительного насоса и насоса горючего был создан стенд (рис. 18), позволяющий проводить доводку насосов автономно при практически натуральных расходах. Создание такого стенда мощностью 50 000 кВт - уникальное явление.

Система подачи горючего в газогенератор и камеру сгорания во многом сходна по своим составляющим элементам с системой подачи окислителя в те же агрегаты. Различие состоит в том, что система подачи горючего имеет две ступени насосов. Это обусловлено тем, что большая часть расхода горючего из насоса горючего



*Рис. 18. Стенд испытаний насосов двигателя РД-170 (171)*

первой ступени направляется в охлаждающий тракт камеры сгорания, после чего в огневую полость камеры сгорания, малая часть расхода отбирается на выходе из насоса первой ступени, направляется на вход в насос второй ступени и далее в газогенератор. Наличие второй ступени неизбежно, так как в газогенераторе давление почти в два раза больше, чем в камере сгорания. Отсутствие второй ступени привело бы к необходимости существенного повышения потребляемой мощности одного насоса, а расход, направляемый в камеру сгорания, имел бы такое же, то есть практически в два раза больше давление, чем это необходимо. Поэтому схема ТНА в подавляющем числе случаев имеет двухступенчатый насос горючего, хотя конструктивно это усложняет турбонасосный агрегат, но в итоге упрощает энергетические проблемы увязки мощностей двигателя в целом.

Чтобы ощутить уникальность турбонасосного агрегата двигателя РД-170(171), достаточно назвать всего одну цифру: 250 000 л.с. – это мощность турбины этого двигателя. Она соизмерима с мощностью Днепровской гидроэлектростанции и больше, чем мощ-

ность атомных энергетических установок трех крупней<sup>ш</sup>их отечественных атомных ледоколов. Создание такого турбонасосного агрегата потребовало титанических усилий как в проектировании и изготовлении, так и особенно в отработке узлов и отдельных составляющих.

В связи с этим в комплексном плане экспериментальной отработки двигателя автономной отработке элементов турбонасосного агрегата было уделено особое внимание. Так, для обеспечения принятой стратегии отработки двигателя в целом была создана модельная установка БУК, позволяющая доводку агрегата в полном составе его узлов. По существу, это был двигатель с натурными агрегатами, но без камер сгорания, которые были заменены сопротивлениями. Причем раз эта установка была создана на основе натурной материальной части, то все составляющие этой установки уже прошли предварительные доводочные испытания и были освоены в опытном производстве.

В конце 1970-х годов были проведены 32 испытания этой установки, которые показали, что основными проблемами, с которыми необходимо будет бороться, являются возгорание проточной части турбины агрегата и виброактивность всех его узлов. В дальнейшем при доводке уже натурального двигателя эти прогнозы подтвердились.

Вскоре испытания установки БУК были прекращены в связи с изготовлением первых натуральных камер сгорания на серийном заводе "Металлист". Как оказалось, стоимость натурального двигателя ненамного больше, чем стоимость установки БУК. В целом попытка доводки ТНА в составе этой установки оказалась менее эффективной, чем доводка камеры сгорания и газогенератора в установках 2УКС и 3УК соответственно. С конца августа 1980 года доводка двигателя велась только с использованием натурального двигателя в целом.

Возвращаясь к описанию турбонасосного агрегата, подытожим выполнение автономных работ. Были проведены автономные отработки всех составляющих элементов этого сложного агрегата: уплотнений, подшипников, насосов, преднасосов и других. Установлено, что в дальнейшем при доводке двигателя в целом основными проблемами будут возгорание проточной части турбины и виброак-



*Начальник отдела Ю.А. Плехое*



*Начальник отдела А.М. Кашкаров*



*Начальник комплекса  
В.И. Плюснин*



*Начальник комплекса  
Г.С. Дюжее*



*Начальник комплекса  
О.Д. Габриель*



*Начальник комплекса  
В.А. Базанов*



*Начальник комплекса  
В. В. Троицкий*

тивность самого агрегата. Всем этим автономным доводочным работам предшествовали освоение технологии, изготовление узлов и агрегатов ТНА в опытном производстве.

Теперь, как и в главах о камере сгорания и газогенераторе, самый сложный вопрос - назвать наиболее отличившихся в разработке, изготовлении и автономной доводке работников конструкторского бюро, опытного завода и испытательных подразделений.

Из разработчиков-конструкторов я бы назвал С.П. Агафонова, Г.А. Вельта, Ю.А. Плохова, А.М. Кашкарова, Е.Н. Ромасенко, И.Г. Егорова, М.И. Прожигу, Р.К. Кильметова, Л.А. Толстикова; из производственников - А.Г. Наумова, В.Г. Рыжова; из испытателей - В.И. Плюснина, Г.С. Дюжева, О.Д. Габриеля, В.А. Базанова, В.В. Троицкого и многих других, всех все равно не перечислить.

# Глава 13

## *Агрегаты автоматики ЖРД*

Предназначение агрегатов автоматики жидкостного ракетного двигателя - обеспечение запуска и отключения двигателя, а также обеспечение работы двигателя в заданных пределах на режиме, при форсировании (повышении тяги) или дросселировании (понижении тяги).

В составе любого двигателя имеются от нескольких экземпляров агрегатов автоматики до многих десятков, как это имеет место в двигателе РД-170(171). Здесь упомянем только наиболее важные агрегаты автоматики двигателя РД-170(171) и обозначим также общие черты для всех агрегатов, прежде всего в доводке. Из десятков агрегатов различного назначения выберем наиболее сложные.

Разработка агрегатов автоматики проектируемого двигателя начинается с выдачи технического задания подразделению - разработчику агрегатов автоматики. Задание выдает подразделение, отвечающее за разработку двигателя в целом, то есть так же, как и для всех узлов и агрегатов двигателя.

Основные данные для технического задания на разработку агрегата автоматики берутся из таблицы увязки мощностей, так называемой таблицы перепадов, и эскизной (предварительной) компоновки двигателя. Увязка мощностей проектируемого двигателя представляет собой соответствие между мощностью, развиваемой турбиной турбонасосного агрегата двигателя, и потерями этой мощности при перекачке компонентов топлива от насосов до камеры сгорания. При этом мощность турбины турбонасосного агрегата должна быть несколько больше ее потерь, затраченных на проталкивание компонентов топлива по тракту двигателя, то есть магистралям, соединяющим агрегаты двигателя. Все так же, как и у предыдущих агрегатов. Предварительная компоновка двигателя, определяющая его

конструктивный облик, дает исходные данные для назначения габаритных размеров агрегата, координат подсоединения агрегата к магистралям двигателя и соединения агрегатов между собой. И, наконец, на основе функционирования схемы двигателя устанавливаются значения давления открытия и закрытия проектируемого агрегата.

Итак, имеем техническое задание на разработку агрегата автоматики соответствующего назначения. Далее работа идет в следующем порядке: разрабатывается эскизная компоновка агрегата, определяются его габаритные размеры, координаты его подсоединения к системам двигателя, создается конструктивный облик агрегата в соответствии с заданием его разработки, определяется его масса исходя из требований технического задания. Словом, выполняется вся необходимая конструкторская работа, позволяющая сдать эскизную компоновку в подразделение, отвечающее за разработку двигателя в целом.

Отметим, что на этапе эскизной разработки любого агрегата автоматики или двигателя, а также двигателя в целом работа ведется в тесном творческом и техническом контакте с производителями и испытателями с целью учета возможностей имеющихся производственной и испытательной баз опытного завода объединения и его экспериментальной базы. В этот период таким образом выявляются потребности в создании новых производственных и испытательных баз для обеспечения изготовления и испытания вновь создаваемого агрегата.

Итак, сначала предэскизная компоновка двигателя, выдача на ее основе технических заданий на агрегаты и узлы общей сборки, в том числе на агрегаты автоматики, разработка эскизных компоновок всех элементов двигателя. Далее все эскизные компоновки агрегатов после детального технического обсуждения высококвалифицированными специалистами-разработчиками, производителями и испытателями направляются в подразделения, отвечающие за разработку двигателя в целом, для разработки эскизной компоновки двигателя. После ее проведения эскизные компоновки агрегатов двигателя с соответствующими уточнениями и изменениями вновь направляются в подразделения-разработчики для проведения их рабочих компоновок. В этот период разработки (имеется в виду окончание рабочих компоновок всех элементов, составляющих двигатель)



детали, узлы и агрегаты двигателя принимают практически окончательный вид. И вновь компоновки элементов двигателя направляются в подразделение, ответственное за разработку двигателя в целом, на этот раз для завершения работы по созданию рабочей компоновки двигателя на основе рабочих компоновок агрегатов. Агрегатов автоматики много, и они существенно влияют на компоновку двигателя.

И, наконец, по завершению работы по созданию рабочей компоновки двигателя в целом, включая техническое обсуждение ее специалистами-производственниками, испытателями, данные по этой компоновке направляются в подразделения-разработчики для окончательного уточнения соответствующих рабочих компоновок агрегатов двигателя.

Далее начинается ответственный этап - разработка рабочей конструкторской документации на изготовление всех агрегатов, в частности агрегатов автоматики и двигателя в целом.

Огромная ответственность ложится на конструктора, выпускающего рабочие чертежи, по которым изготавливается дорогостоящая материальная часть. Малейшая неточность может привести к огромным потерям - материальным и моральным. Особенно неприятно, когда это происходит по ошибке, недомыслию, халатности. Чертеж должен быть безупречным в техническом отношении, а это требует предельного напряжения сил конструктора.

Особое место в выпуске рабочих чертежей занимает их согласование с технологами, испытателями, смежниками. Процесс мучительный, поскольку прийти к согласию очень непросто, каждый тянет в свою сторону, а истина, как всегда, посередине.

Есть еще один момент, который нельзя упускать, когда речь идет о выпуске технической документации на изготовление жидкостного ракетного двигателя. Выпуск этой документации должен быть спланирован таким образом, чтобы чертежи на наиболее трудоемкие и технологически сложные детали выпускались в первую очередь, что позволит раньше по срокам провести подготовку производства и стендовой базы. Однако здесь неизбежны трудности, поскольку, как правило, чертежи деталей наиболее сложных технологически наиболее сложны в чертежном исполнении.

И, наконец, этап выпуска конструкторской документации на из-

і отовление деталей, узлов, агрегатов и двигателя в целом завершен. Чертежи поэтапно в течение примерно полугода-года направляются в производство и подразделениям испытательной базы.

Подготовка производства уже идет полным ходом. Испытатели пока чувствуют себя вольготнее, ведь испытания нельзя начать, пока не будет изготовлена материальная часть опытным заводом: "Пусть изготовят, а мы уж испытаем".

Итак, техническая документация поступила на завод, поступили согласованные программы на испытания узлов, агрегатов и двигателя в целом. На некоторое время конструкторы вздохнули свободнее. Для них начинается длительный и тяжелый этап по выпуску технологической документации на изготовление и испытание агрегатов двигателя в целом. Объем этой документации существенно больший, чем на техническую конструкторскую документацию. Как правило, на один лист конструкторской документации приходится до десяти листов технологической. А подход тот же: не дай Бог допустить ошибку, последствия зачастую очень и очень ощутимые. Опять же нельзя забывать, что необходимо разработать документацию на оснастку, а ее - "море". Похожее положение и у испытателей. Словом, для обеспечения выполнения всего в сжатые сроки времени постоянно не хватает. Всегда цейтнот.

Параллельно с выпуском технологической документации, насколько это возможно, идет освоение новых технологий, применяемых при изготовлении материальной части вновь разрабатываемого двигателя. Это, как правило, освоение крупногабаритного литья, применительно к агрегатам автоматики это освоение литья крупногабаритных корпусов и других деталей, освоение сварки деталей большой толщины, новых покрытий и многих других новых технологий. Все это ведется с целью изготовления в конечном счете агрегатов для проведения так называемых предварительных доводочных испытаний (ПДИ). Конечной целью ПДИ является решение всех технических требований задания на разработку в данном конкретном случае агрегатов автоматики. Надо отметить, что выпуск технической конструкторской документации на разработку агрегатов автоматики завершается заказом опытному производству пяти-семи комплектов агрегатов и еще пяти комплектов деталей россыпью.

Итак, конструкторская документация выпущена, технологическая документация тоже, разработана технология, изготовлены агрегаты для проведения предварительных доводочных испытаний и, наконец, начинается доводка агрегатов на соответствие техническим требованиям технического задания. Трудоемкость и сложность доводки зависят от функциональной сложности агрегата, его габаритных размеров, сложности его изготовления, включая сборку.

Доводка длится месяцы, и в это время по результатам первых испытаний изготавливаются агрегаты для доводочных испытаний уже двигателя в целом, и доводка агрегатов ведется уже комплексно, то есть как индивидуально, так и в составе доводочных двигателей.

Причем ряд агрегатов автоматики был отработан в составе экспериментальных установок в процессе доводочной отработки камеры сгорания, газогенератора, агрегатов ТНА. Наконец, ПДИ агрегатов автоматики завершены. Что же дальше?

Вслед за проведением предварительных доводочных испытаний следует довольно длительный этап анализа результатов этих испытаний с целью уточнения конструкции агрегатов для достижения всех характеристик агрегатов на соответствие техническим требованиям.

Как правило, к этому времени идут испытания агрегатов в составе экспериментальных доводочных двигателей. Дальнейший этап отработки агрегатов автоматики - это проведение завершающих доводочных испытаний (ЗДИ). Заказанные ранее детали агрегатов в россыпи дорабатываются по результатам предварительных доводочных испытаний, и осуществляется сборка агрегатов для проведения ЗДИ.

Составляется программа этих испытаний, и они длительное время проходят на подготовленной к этому времени испытательной базе. А затем так же, как после ПДИ, проводится анализ испытаний, уточнение конструкторской документации по результатам этих испытаний. И теперь уже делается заказ на изготовление агрегатов автоматики комплексно для доводочных испытаний экспериментальных двигателей и далее для двигателей, изготовленных для товарных поставок, то есть двигателей, предназначенных для испытаний в составе ракет-носителей.

Эта технологическая последовательность разработки агрегатов автоматики характерна практически для всех агрегатов и узлов двигателя.

В начале этой главы, уважаемый читатель, мы условились рассмотреть всего два агрегата автоматики, наиболее важных по своей функциональной значимости, технологически самых трудоемких и в доводке самых сложных. Это, как уже упоминалось, обусловлено практической невозможностью описать все агрегаты автоматики двигателя РД-170(171) в связи с их количеством, да и в этом просто нет необходимости.

Итак, рассмотрим главный клапан расхода окислителя и дроссель окислителя. Эти два агрегата в наибольшей степени отвечают поставленной нами задаче.

Дроссель окислителя функционально задействован не только в системе агрегатов жидкостного ракетного двигателя, но и в системе управления полетом ракеты-носителя. Конкретно этот агрегат входит в так называемую систему опорожнения баков. Дело в том, что во время полета ракеты расходование компонентов топлива должно производиться синхронно в соответствии с заданным соотношением компонентов. Только в этом случае к концу полета ракеты в ее баках выработка топлива будет соответствовать заданной. В противном случае, если какой-то компонент будет по времени расходоваться в меньшем (или большем) количестве, чем это задано, то в момент отключения работы двигателей ракеты в каком-то из баков останется часть горючего или окислителя (или компонент вырабатается). Следовательно, выработка компонентов топлива будет неоптимальной, что приведет к недостижению заданной скорости полета и в конечном счете к невыполнению задачи пуска.

Чтобы избежать такого явления, в составе двигателя задействован специальный агрегат - в данном случае дроссель окислителя, который должен парировать возмущения, приводящие к рассогласованию расхода компонентов топлива.

Происходит все следующим образом: в баках ракеты через расчетное расстояние установлены специальные датчики расхода - уровнемеры, которые в случае отклонений соответствующих уровней от заданного подают команду на включение системы опорожне-

ния баков и, в конечном счете, включается в работу дроссель (окислителя или горючего). Они уменьшаются или увеличивают соответствующий расход компонента топлива, приводя в соответствие расходы компонентов топлива к заданным пределам.

Дроссель расхода окислителя двигателя РД-170(171) отличаются прежде всего габаритные размеры и расходы компонента топлива, проходящие через него в единицу времени. В сочетании с габаритами этот агрегат отличается весьма высокими требованиями к чистоте обработки и точности изготовления многих размеров деталей конструкции.

Если подробно рассматривать дроссели окислителя двигателя РД-170(171), то можно без труда написать отдельную книгу, столь велика трудоемкость их разработки, но это не входит в нашу задачу.

Теперь о главном клапане окислителя двигателя РД-170(171). Как и предыдущий агрегат, окислительный клапан отличается величиной расхода через него, а также габаритными размерами. Через него, как и через предыдущий агрегат, в секунду проходит около тонны окислителя, при этом давление компонента достигает нескольких сотен атмосфер.

Основное назначение клапана - осуществлять вовремя заданное циклограммой запуска двигателя открытие и закрытие по циклограмме отключения двигателя.

Естественно, к разработке клапана окислителя предъявляются много различных требований и все они достаточно важны и неизбежны, однако наиболее важным требованием является герметичность между подвижной и неподвижной частями клапана. Это обусловлено следующим. Пуск ракеты в какой-то момент производится открытием подбаковых клапанов окислителя и горючего с последующим заполнением компонентами топлива магистралей между ракетой и двигателем с дальнейшим заполнением всех полостей двигателя до главных клапанов окислителя и горючего. В таком положении ракета может простоять довольно долго. И при наличии существенной негерметичности клапанов, которые сейчас рассматриваются, возможно большое натекание компонентов топлива в полости газогенераторов и камер сгорания, что при дальнейшем ходе запуска может привести к ощутимым хлопкам и в зависимости от ве-

личины натекания - к взрывам. Вследствие этого возможно разрушение конструкции двигателя, а вслед за этим и разрушение ракеты. Герметичность в строго регламентированных пределах осуществляется за счет специальных уплотнений и конструкций стыков агрегата с магистралями.

Видимо, уже не в первый раз обращаю внимание на то, что создание агрегатов двигателя в частности и жидкостного ракетного двигателя в целом - весьма сложная задача. Она требует тщательной отработки каждого агрегата в отдельности, а порой и отдельной отработки деталей и узлов. Ведется отработка технологии изготовления, технологии автономных испытаний, испытаний в составе самого двигателя, а затем при летных испытаниях двигателя в составе ракеты носителя.

Теперь перейдем к разговору о наиболее отличившихся работников - разработчиках агрегатов автоматики. Прежде всего отметим начальника отдела разработки агрегатов автоматики А.П. Павлова. Это специалист высочайшей квалификации, принципиальный и требовательный руководитель. Он был назначен начальником отдела разработки агрегатов автоматики в 1962 году и проработал в этом качестве более тридцати лет. А.П. Павлов удостоен многих высших наград государства, пользовался заслуженным уважением и как специалист, и как добросовестный и хороший человек. Особо



*Начальник отдела А.П. Павлов*

хочется отметить ведущего конструктора В.В. Кириллова, одного из немногих, о ком говорят: "конструктор от Бога". Таких разработчиков во всем конструкторском комплексе были единицы. И далее: А.Р. Карагизьян, Г.С. Струнгис, В.П. Бабкин, Б.Д. Фатов, И.Н. Хренов, Б.А. Толкачев и все остальные работники отдела разработки агрегатов автоматики.

В подразделении, занимающемся разработкой агрегатов автоматики, работал главный конструктор разработки двигателя РД-170 (171) Виталий Петрович Радовский. Этот факт свидетельствует о том, что круг вопросов, которыми занимается это подразделение, настолько широк и всеобъемлющ, что позволяет подготовить технического и административного руководителя высокого ранга.

# Глава 14

## *Узлы и агрегаты общей сборки. Герметичность и уплотнения*

К узлам и агрегатам общей сборки следует отнести те, что не участвуют во внутренних процессах двигателя, таких как процессы горения в камерах и газогенераторах, процессах запуска и останова двигателя, его регулирования по тяге и соотношению компонентов топлива и других. Это агрегаты и узлы наружного контура двигателя. Применительно к двигателю РД-170 (171) в качестве узлов и агрегатов общей сборки следует прежде всего назвать силовую раму, "донную защиту" двигателя, пусковые ампулы, узел качания, приводы регулирующих органов (дресселей и регуляторов) и многие другие. Перечисленные узлы и агрегаты несут большую функциональную нагрузку, обеспечивая работу двигателя и его связь с ракетой.

Так, силовая рама двигателя обеспечивает стыковку двигателя с ракетой и передает усилие тяги двигателя на ракету. Силовая рама представляет собой сварную трубчатую конструкцию. Соединение рамы с двигателем и ракетой осуществляется болтовым соединением. Основные технические требования, предъявляемые к силовой раме двигателя: прочность, жесткость, геометрическая точность мест подсоединения рамы к двигателю и ракете.

Прежде чем устанавливать силовую раму на двигатель, она проходит специальные статические и динамические испытания, а в момент отработки - специальные доводочные испытания. Словом, силовая рама двигателя представляет собой ответственный элемент в составе двигателя, который по конструкции, изготовлению и автономным испытаниям является сложнейшим узлом общей сборки двигателя.



Теперь о "донной защите". При работе двигателя в составе ракеты-носителя в полете значительное количество теплоты от струи, истекающей из сопел камер сгорания двигателя, путем излучения передается конструкции двигателя и ракеты. Подогрев при этом значителен и требует парирования. Для этой цели на двигателе с торца устанавливается специальная "донная защита", которая обеспечивает предохранение конструкции двигателя и ракеты от перегрева. Эта защита в основном изготавливается из огнестойких материалов и проходит специальные испытания.

В двигателе РД-170 (171) в качестве компонентов топлива используются жидкий кислород и горючее РГ-1 (проще, керосин). Эти компоненты топлива не самовоспламеняющиеся, поэтому в составе двигателя есть специальная система, обеспечивающая воспламенение компонентов топлива при запуске двигателя. Основным элементом этой системы является пусковая ампула, заполненная специальным горючим составом, который надежно, после впрыскивания его в камеры сгорания и газогенераторы, обеспечивает воспламенение компонентов топлива. Этот агрегат, так же как и другие, проходит целый ряд автономных испытаний. Надежность его чрезвычайно важна, поскольку наличие этого агрегата в составе двигателя накладывает дополнительные требования по герметичности, так как горючая смесь, находящаяся в ампулах, самопроизвольно воспламеняется на воздухе. В ампулах широко применяется сварка стыков деталей.

Теперь об узле качания. При полете ракеты-носителя за счет влияния различных факторов, например ветра, траектория ее может измениться, что в конечном счете приведет к невыполнению задачи. Отсюда, естественно, необходимо управление траекторией полета ракеты. При этом наиболее часто используются рулевые камеры сгорания, как, например, на хорошо известной ракете Р-7 или, что гораздо экономичнее, применяют качание основных камер сгорания. Выбор способа управления траекторией полета ракеты, использующей двигатель РД-170 (171), был связан с большими трудностями, так как пришлось качать камеры в месте подвода к ним окислительного газа с давлением около 300 атмосфер при температуре несколько сотен градусов по Цельсию. Для этой цели была со-



*Начальник отдела К.С. Киргизов*

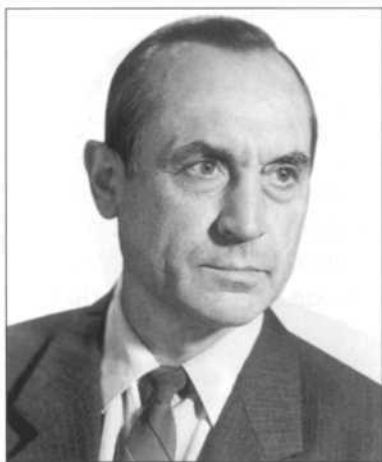
здана уникальная конструкция узла качания, позволившая решить задачу.

Узел качания двигателя РД-170 (171) - одна из конструкторских находок при разработке этого двигателя. Помимо обычных требований этот узел должен обеспечивать работоспособность в условиях долгосрочной циклической знакопеременной нагрузки. Проводится целый комплекс доводочных испытаний этого узла: статических и динамических.

И, наконец, приводы регулирующих органов двигателя. Эти агрегаты являются связующим звеном между ракетой и управляющими агрегатами двигателя - это дроссели окислителя, горючего и другие агрегаты, управляющие режимом работы двигателя, его запуском и остановом. Эти агрегаты (приводы) поставляются на завод-изготовитель двигателя в отработанном виде и проходят при приемке жесткий входной контроль.

Начальником подразделения, разрабатывающего узлы и агрегаты общей сборки, длительное время был Кир Сергеевич Киргизов, высококвалифицированный специалист и великолепный организатор. Участник Великой Отечественной войны, кавалер многих боевых и трудовых наград.

После ухода К.С. Киргизова достойно принял эстафету его дел Михаил Иванович Осокин - кандидат технических наук, человек



*Начальник отдела М.И. Осокин*

организованный и целеустремленный. Кроме них запомнились Л.Л. Митин, А.А. Бабошин, В.Г. Полушин, А.М. Афанасьев и опять же многие, многие другие.

Одним из основных требований к двигателю РД-170 (171) является обеспечение ремонтпригодности, в том числе без съема со стенда, а в дальнейшем с ракеты. Это требование обусловило необходимость использования фланцевых соединений, когда стыки всех элементов двигателя осуществляются с помощью болтов и других соединительных соединений. Поскольку в двигателе, в его внутренних полостях, давление компонентов топлива достигает нескольких сотен атмосфер, а фланцевых соединений различного диаметра очень много, возникла проблема обеспечения практически абсолютной герметичности стыков. Эта проблема была и раньше, но она была несоизмеримо менее масштабной как по давлению компонентов топлива внутри полостей двигателя, так и по количеству стыков и их размерности.

Для решения вопросов, связанных с герметичностью стыков на двигателе РД-170 (171), пришлось создать специальное подразделение и отрядить туда наиболее квалифицированных специалистов. Были разработаны конструкции стыков, которые обеспечили выполнение требуемых характеристик герметичности. Большинство разработанных стыков были защищены соответствующими патентами.



*Начальник отдела Б.М. Громыко*

Первым начал заниматься вопросами герметичности стыков, работающих под большим давлением, Лев Павлович Юрченко, но где-то в начале 1980-х годов он ушел с предприятия, и этими вопросами стал заниматься Борис Михайлович Громыко. Он же был назначен начальником подразделения, занимающегося разработкой стыков с обеспечением требуемой герметичности. Еще хочется отметить Е.М. Матвеева, Н.А. Мотрову и многих других.

Давая краткое описание вопросов герметичности, еще раз следует отметить, что сложность решения таких частных задач говорит о том, что в технике мелочей нет. Тем более их нет при разработке такого двигателя, как РД-170 (171).

# Глава 15

## *Перед натурными испытаниями*

Здесь будет рассмотрен период времени разработки двигателя РД-170 (171) за полтора-два года до начала его натурных огневых испытаний на стенде.

Это наиболее ответственный период разработки двигателя. Напряженно работают все основные службы предприятия - конструктора-разработчики, технологи, производственники, испытатели.

К категории разработчиков кроме непосредственно конструкторов относятся и расчетчики. Они проводят прочностные, гидравлические, тепловые, термодинамические, газодинамические и другие расчеты, без которых разработка узлов и агрегатов двигателя и двигателя в целом просто невозможна.

Хочется отметить наиболее отличившихся расчетчиков, принявших заметное участие в математическом обеспечении разработки двигателя РД-170 (171), хотя в очередной раз подчеркиваю, что выделить кого-либо очень трудно.

Начальником подразделения расчетчиков до 1982 года был доктор технических наук Владимир Александрович Ильинский, высококвалифицированный специалист, большой энтузиаст ракетной техники. Его преемником является кандидат технических наук Игорь Алексеевич Клепиков. Он придал деятельности расчетного подразделения более практическое направление и внес в работу расчетчиков "свежую струю". Особое место в этом подразделении занимает доктор физико-математических наук Л.Е. Стернин, пользующийся огромным авторитетом у ученых, занимающихся ракетной техникой. Л.Е. Стернина очень ценил В.П. Глушко. Запомнилась деятельность



*Начальник отдела В.А. Ильинский*

таких расчетчиков, как кандидат технических наук Л.Н. Комаров, Ю.П. Шилов, В.А. Брылина, В.С. Назаркин, Л.В. Львова.

Напомним, что было сделано к середине 1978 года, то есть за полтора года перед первым стендовым испытанием двигателя.

В сентябре 1978 года проходила коллегия Министерства общего машиностроения, которую проводил министр общего машиностроения Сергей Александрович Афанасьев. Оценивалось состояние работ по разработке ракеты-носителя среднего класса "Зенит" и мощной ракеты "Энергия", а также ракетно-космического комплекса "Энергия" - "Буран". "Энергия" - "Буран" (рис. 19) - это ракетно-космический комплекс, предназначенный для вывода на соответствующую орбиту челночного аппарата, способного вернуться на землю и затем вновь отправиться в космос. Естественно, что на коллегии рассматривалось состояние дел и по разработке двигателей для этих систем.

Главный конструктор разработки двигателей РД-170 (171) Виталий Петрович Радовский в это время был в отпуске, и докладывать пришлось мне, его первому заместителю. Конечно, волновался. Но волнение, как всегда бывает в таких случаях, прошло, как только я начал говорить. Докладываю, что работы уже ведутся более пяти лет, и за это время выполнен огромный объем работы: разработаны эскизные проекты двигателей и, следовательно, выбраны размер-



**Рис. 79. Ракетно-космический комплекс "Энергия"- "Буран"**

ность двигателя и его конструктивный облик, выпущена техническая документация, разработана технологическая документация, проведена подготовка производства, на модельных двигателях проведена доводка камер сгорания и газогенераторов практически на штатных режимах, начата отработка турбонасосного агрегата на модельных установках и также практически при штатных параметрах этого агрегата, проведены предварительные доводочные испытания всех агрегатов, начаты завершающие доводочные испытания большинства агрегатов двигателя, ведется изготовление деталей, узлов и агрегатов двигателя для проведения его доводочных испытаний, строительство стенда для проведения натурных испытаний двигателя с целью дальнейших доводочных испытаний и так далее. Словом, все в бравурных тонах и все хорошо.

Где-то в середине доклада несколько раз исподволь взглянул на председательствующего министра С.А. Афанасьева и заметил, что по мере того как я "накручивал" наши успехи, лицо Сергея Александровича все более становилось хмурым, напряженным. "Стоп", думаю, перестарался. А Сергей Александрович, должен сказать, несколько скептически относился к возможности создания мощного двигателя тягой значительно больше 500 тс. У него на это были основания, так как мало того, что он и сам, специалист высочайшей квалификации, все отлично понимал, ему еще постоянно об этом докладывали многие скептики, наделенные таким правом. По ходу доклада перестраиваюсь. "Надо немного посыпать себя пеплом", - лихорадочно соображаю я.

И вот начинаю говорить, что мы хорошо понимаем состояние разработки двигателя на сегодня, что все сделанное - это пока "цветики", а "ягодки" еще впереди, когда начнем вплотную проводить доводочные испытания турбонасосного агрегата, а затем двигателя в целом, что состояние дел на сегодня мы оцениваем как удовлетворительное, хотя, конечно, соответствующее существующим планам и графикам. На том и закончил доклад. Придраться было не к чему. Но я чувствовал, что министр озабочен, мне удалось донести до него перспективу титанической работы.

И все-таки эта коллегия сыграла положительную роль: на разработку двигателя, вернее, на отставание этой разработки от существующих сроков смежникам ссылаться на том этапе разработки комплексов не представлялось возможным, а отставание у них самих было, и они все "свое" от коллегии и особенно от министра получили. Короче, выполнение заданных сроков разработки позволило заставить всех отстающих подтянуться.

В этот период произошло еще одно примечательное событие. Председатель ВПК в то время Леонид Васильевич Смирнов принял решение провести проверку состояния подготовки полигона к запуску разрабатываемых ракет-носителей "Зенит", "Энергия" и ракетно-космического комплекса "Энергия" - "Буран" в сентябре 1978 года с выездом на место с соответствующей свитой высокопоставленных чиновников и специалистов по различным техническим вопросам.



Утром, как всегда, примерно в восемь часов прихожу на работу (главный конструктор в отпуске), а на рабочем столе лежит записка дежурного, который принял ее как телефонограмму. В ней предписано в одиннадцать ноль-ноль быть с необходимыми документами на соответствующем аэродроме для отбытия на Байконур с целью участия в совещании, которое будет проводить Л.В. Смирнов. Вот так задача! До отлета осталось три часа, на аэродроме надо быть за час до вылета, до аэродрома - час езды. На подготовку на все - один час. В режиме "ошпаренного кота" кое-как собираюсь и вот я уже на аэродроме, а через три часа - в компании высокопоставленного общества на Байконуре.

Обычно во всех ответственных кворумах принимал участие главный конструктор двигателя начальник предприятия Виталий Петрович Радовский. Мне перепадала такая честь в его нечастое отсутствие, поэтому у меня опыта такого общения было не так уж и много. А в данном случае абсолютно не было времени для серьезной подготовки, которая всегда требуется перед докладом высокому начальству. Программа посещения была такой: в первый день посещение всех рабочих мест, то есть стендов, и во второй день заслушивание докладов о состоянии дел по всем направлениям разработки ракетных комплексов.

Итак, день первый. Жара. Я не поленился и насчитал в свите более тридцати машин. В числе первых были машины Л.В. Смирнова, С.А. Афанасьева, главкома ракетных войск В.Ф. Толубко, машины заместителей министра, начальников главков и т.д. Моя машина в этой кавалькаде была двадцать восьмой. В страшной пыли на предельно возможной скорости эта кавалькада начала объезд объектов.

Не могу сказать, дорогой читатель, что происходило на объектах, потому что когда к какому-то месту подъезжала моя машина и я стремглав бежал к месту событий, события эти, по существу, уже заканчивались, и вся кавалькада ехала дальше. Все-таки мне удалось понять, что состояние дел на всех объектах весьма плачевное, и для решения всех вопросов потребуется не один год. Это плохо для разработки ракет-носителей в целом, но у нас - разработчиков двигателей - есть некий запас времени.

День второй. Центр города Ленинска, так называемая "десятка".

В довольно большом зале проводится совещание. С докладами о состоянии разработки названных ранее ракетно-космических комплексов выступали смежники. Доклад от нашей фирмы опять пришлось делать мне. Неуютно было очень. Плакатов нет, все на память, но обошлось. Я бы даже сказал, что наша фирма была в числе лучших по состоянию разработки, в числе первых. Это было отмечено при разборе и в заключительном слове Л.В. Смирнова.

Хочу отметить один примечательный, на мой взгляд, факт: совещание во второй день посещения высоким начальством Байконура длилось без перерыва около десяти часов. Правда, без разрешения позволялось выходить, а не занятым в данный момент разрешалось выходить в буфет для подкрепления сил. Должен сказать, что такой режим работы не был каким-то исключением, а был, скорее, правилом. Это я веду к тому, что все те, кто работал в ракетно-космической отрасли, слабо понимают зловещее слово "застой". Думаю, что это в такой же степени относится ко многим отраслям народного хозяйства.

Здесь представляется уместным сказать несколько слов о руководящем составе отраслей военно-промышленного комплекса. Я проработал первым заместителем главного конструктора и начальника предприятия около двадцати лет. И за все это время не встретил ни одного работника министерств, отраслевых институтов и военно-промышленного комплекса любого ранга, который бы не соответствовал своей должности. Кадры были хорошо подобраны во всех отношениях. Прежде всего они были высококвалифицированными специалистами, прошедшими большой трудовой путь.

Взять хотя бы министра общего машиностроения С.А. Афанасьева. Он имел свое мнение по любому техническому вопросу, даже самому специфичному. Навесить ему "лапшу на уши" было невозможно, и никто это не пытался делать.

Глава будет неполной, если в ней не отразить главное, чем было занято наше предприятие за полтора года перед началом натурных испытаний двигателей РД-170 (171). В этот период осуществлялась подготовка испытательной базы для испытаний как отдельных агре-

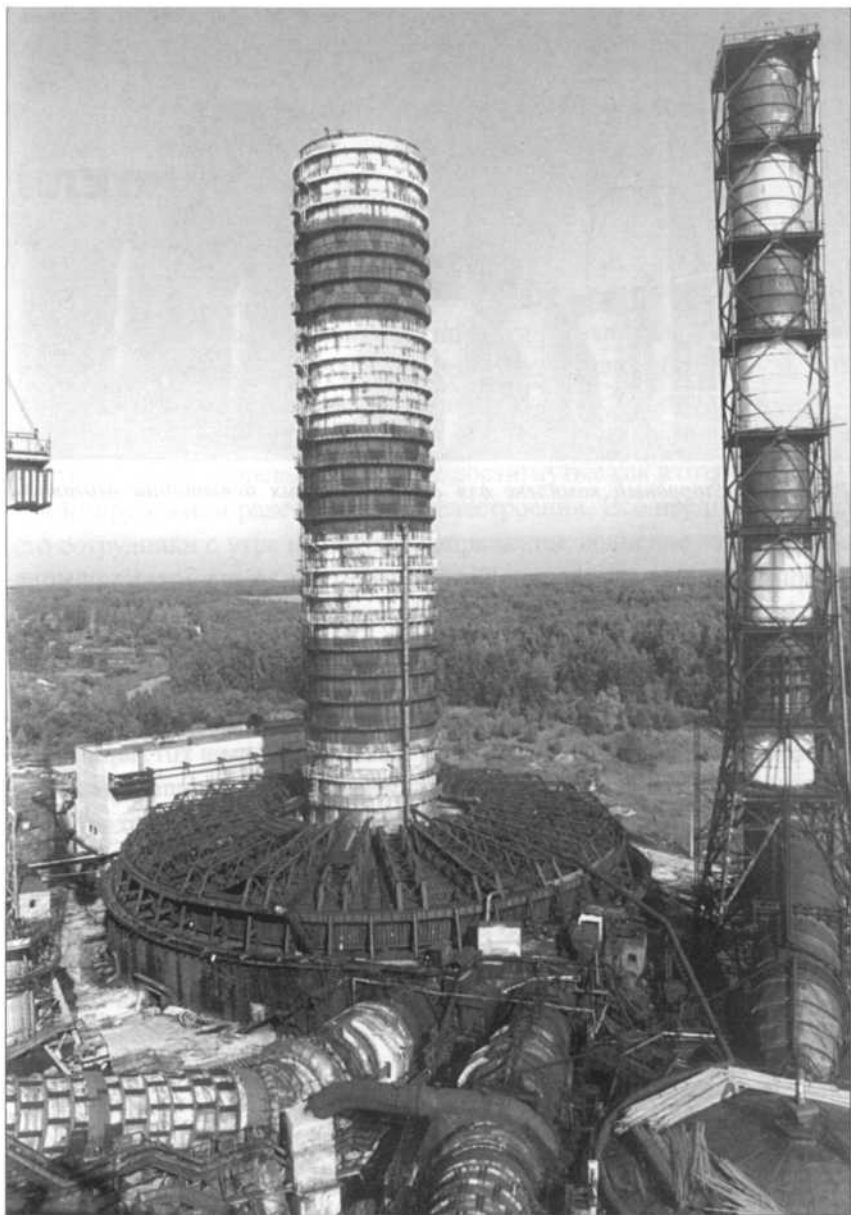
готов, так и двигателя в целом. Всего для отработки агрегатов двигателя и доводки двигателя в целом на нашем предприятии было сооружено более пятидесяти стендов, в основном обеспечивающих доводку агрегатов при натуральных параметрах и натуральных компонентах. Не стану "травмировать" читателя описанием всех стендов по отработке агрегатов и двигателя РД-170 (171), а остановлюсь на двух наиболее значительных стендовых сооружениях. Это стенд для испытаний насосов, так называемый СИН-4 (стенд испытаний насосов), и огневой стенд для испытаний натурального двигателя.

Стенд для испытаний насосов (см. рис. 18) - уникальное в своем роде сооружение, достаточно сказать, что его мощность 50 000 кВт. Он позволяет работать при расходе более тонны воды в секунду и при давлении в несколько сот атмосфер, что дает возможность проводить испытания насосов почти на расчетных параметрах. Для удобства и экономии испытания ведутся не на компонентах топлива, а на воде.

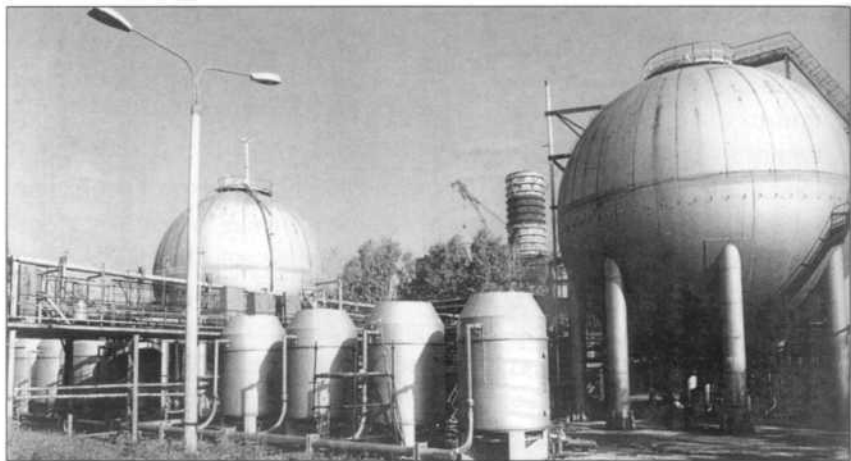
Стенд для огневых испытаний натуральных двигателей, действительно, уникальное сооружение. Стенд должен обеспечить работу двигателя, мощность которого превышает тридцать миллионов лошадиных сил. При этом необходимо обеспечить шумоглушение, светомаскировку и экологию окружающей среды. Много лет спустя в 1992 году шеф американской космонавтики Голден скажет: "Нам такое не по зубам".

Для полноты впечатлений сравним мощности этих стендов с мощностью других энергетических установок. Известно, что силовая атомная установка ледокола "Ленин" имеет сорок четыре тысячи лошадиных сил, а мощность силовой установки СИН-4 - шестьдесят восемь тысяч лошадиных сил. Думаю, сравнение более чем впечатляющее.

Теперь о стенде для огневых испытаний двигателей (рис. 20, 21). Этот стенд должен обеспечивать огневое испытание двигателя РД-170 (171), мощность турбины которого составляет двести пятьдесят тысяч лошадиных сил. Известно, что мощность силовой установки одного из самых больших американских авианосцев "Интерпрайс" составляет двести двадцать тысяч лошадиных сил. Этот авианосец имеет длину около трехсот метров, его экипаж составля-



*Рис. 20. Стенд НИО Энергомаш для огневых испытаний двигателя РД-170 (171)*



*Рис. 21. Кислородный комплекс для стенда огневых испытаний двигателя РД-170(171)*

ет примерно пять тысяч человек, он несет около ста боевых самолетов. Можно себе представить габаритные размеры его силовой установки. В то время как двигатель РД-170 (171) может уместиться в кубе с гранью, равной четырем метрам.

Каждый работник предприятия, участвующий в творческих муках при решении множества технических проблем в тот период, испытывал огромное напряжение. А время между тем шло, и, как всегда, дни были очень длинными, часы еще длиннее, а вот месяцы, кварталы и годы летели незаметно, и сроки начала испытаний двигателя стремительно приближались.

...И вот на календаре 25 августа 1980 года. Открывается новая глава разработки двигателя РД-170 (171) и название ей - доводка.

# Глава 16

## *Доводка*

За плечами более чем пятилетний труд по выпуску технической и технологической документации, разработке приспособлений, оснащению производства и изготовлению двигателя, строительству стендовой базы. Сегодня, 25 августа 1980 года, первый запуск двигателя, характеристики которого превышают ранее достигнутые как в отечественном, так и зарубежном ракетном двигателестроении. Все предприятие, все его сотрудники с утра в крайнем напряжении, волнение заметно в поведении буквально каждого. Что будет?!...

Дожили до вечера. Пультовая огневого стенда. Народу довольно много. Здесь и стендовики, и конструкторы, включая главного конструктора двигателя Виталия Петровича Радовского. Здесь же генеральный конструктор академик Валентин Петрович Глушко, много приглашенных из вышестоящих организаций. Чувствуется предельное напряжение нервов всех присутствовавших. Каждый выбрал себе место и тихонько стоит, старается изо всех сил не мешать, в глаза друг другу никто не смотрит. Особенно напряжены стендовики: не наступать бы чего-нибудь. В общем, состояние предстартовое. Проходят полчасовая готовность и все другие... Пуск!!!... Что можно ждать от первого пуска?! Началась тяжелая работа: анализ параметров, поиски причин аварийного исхода испытания, осмотр материальной части и так далее.

Однако поначалу дела идут из рук вон плохо. Ломается в основном турбонасосный агрегат. То возгорание (в основном турбины), то поломки из-за большой виброактивности этого агрегата. Первые пятнадцать испытаний тоже аварийные.

Принимается следующее решение: семнадцатый по счету пуск проводить на пониженном щадящем режиме работы. Настроить двига-

тель на 600 тс тяги вместо 740 тс. При успехе это даст возможность оценить уровень надежности всех элементов двигателя в целом.

На календаре 9 июня 1981 года. И снова пультовая, и снова практически та же самая подготовка, что была при первом и последующих пусках. Наконец, непосредственно пуск. Вот уже двадцатая секунда, а двигатель работает. Секунды проходят целую вечность, и сто пятьдесят секунд ресурса каждому показались бесконечностью.

Наконец, отключение, нормальное штатное отключение. Двигатель отработал по программе. Да, это сейчас легко сказать, а тогда это воспринималось как событие эпохальное. Все стояли буквально в оцепенении, в пультовой - тишина. Потом кто-то крикнул: "Качать Валентина Петровича!" Слава Богу, до этого не дошло. Однако его водрузили на стул и потребовали сказать речь. И "железный" ВП, заикаясь (я его никогда не видел таким взволнованным), произнес речь, коротко суть которой: "Наше дело правое.. Мы победим!" А в этом никто из сотрудников нашего предприятия никогда и не сомневался.

После внешнего осмотра на стенде никаких существенных замечаний к двигателю предъявлено не было. Он был снят со стенда и буквально за два дня разобран. Вся материальная часть была направлена в цехи-изготовители для дефектации. Поскольку наибольшее количество дефектов по предыдущим испытаниям обнаруживалось на деталях и узлах турбонасосного агрегата, наибольший интерес представляла материальная часть именно этого агрегата. Все устремились в цех его сборки - свои и "чужие".

Мне случилось там быть, когда приехал министр общего машиностроения С.А. Афанасьев. Он очень придирчиво осмотрел всю материальную часть и, глядя мимо меня, задумчиво произнес: "Если бы не увидел своими глазами, то не поверил бы". Дефектов на этот раз не было.

На фоне первого успеха в проектировании и доводке двигателя РД-170 (171) хочется сказать о главном "виновнике" создания этого двигателя Валентине Петровиче Глушко.

Валентин Петрович Глушко, или ВП, как его звали за глаза буквально все, был большим энтузиастом космонавтики, ракетного двигателестроения и ракетной техники в целом. С юных лет он выбрал свой профессиональный жизненный путь и был предан ему беспредельно до конца жизни.

На мой взгляд, невозможно не отметить какое-то просто титаническое трудолюбие ВП. Он был великим тружеником. У него все было расписано по времени, каждая минута - на вес золота. Сидя в салоне самолета, он не теряет времени на праздные разговоры, а дает интервью или же что-то записывает в свои небольшие записные книжечки.

На Байконуре перед ответственным пуском все волнуется, а он времени не теряет и вновь трудится над своими записями. В президиуме ответственного собрания использует каждую паузу и либо что-то читает, либо изучает или опять что-то записывает. ВП обладал очень тренированной и, отмечу, организованной памятью. Трудно было себе представить, чтобы он что-нибудь забыл, а особенно забыл проверить данное им кому-нибудь задание. Дважды в месяц, уже работая генеральным конструктором в научно-производственном объединении "Энергия", он приезжал на наше предприятие. Каждый из нас вздрагивал, листал свои записки, не упустил ли чего. Все знали, что уж ВП не забудет и обязательно спросит выполнение задания; горе тому, кто что-либо в срок не выполнил.

К ВП не шли с тем, чтобы скорректировать сроки, к нему имело смысл идти только с докладом о выполнении. При этом надо отметить, что он умел давать предельно сложные задания, но не давал никогда заведомо невыполнимых. И, естественно, не было мелочей: необходимо телевидение на стенде - получите валюту, но дело доведите до конца. Вопрос вроде бы мелкий в масштабах генерального конструктора, но раз принято решение, то выполнение будет проконтролировано. Для ВП была характерна четкость постановки задач, высокая организованность, которые не позволяли вольно толковать любой вопрос. И уж тем более "вешать лапшу на уши" - такой номер не проходил, лучше было честно признаться, что не готов к тому или иному вопросу.

В.П. Глушко была свойственна бережливость во всем. Вспоминается такой случай. Кто-то из руководителей нашего предприятия жалуется ВП, что наше предприятие делает разработок и больше и качественнее, чем многие другие, а получает в виде наград и премий существенно меньше тех, кто работает хуже и медленнее. ВП усмехнулся и сказал: "но в среднем, согласитесь, все в порядке". Вопрос был закрыт. Валентин Петрович обладал большой воздержанностью, даже аскетизмом. Бывая на различных приемах, где стол был уставлен необычно



венно вкусными блюдами, он скромно положит себе в тарелку мизерную порцию, как бы на пробу, бывшим при этом его сотрудникам приходилось следовать его примеру. Если же кто-то из хлебосольных хозяев начинал навязчиво угощать, ВП даже злился: "Не устраивайте мне Демьянову уху!"

ВП обладал исключительным качеством: умел соблюдать культуру содержания себя. Все замечали в нем не только аккуратность, подтянутость, но и умение следовать моде. Он одевался со вкусом, ногти рук всегда были в порядке и покрыты бесцветным лаком, в одежде у него не было мелочей. Он был исключительно предупредительным и галантным с женщинами, всегда был готов уступить дорогу или место. Это имело свой резонанс. Конечно, эта интеллигентность и воспитанность были, наверное, врожденными, как и чутье, к слову. Например, приходят к нему с подготовленным письмом, возможно, наскоро сделанным. Даже если ВП заметит лишние или недостающие запятые - не подпишет, да еще скажет: "Кредит портит отношения". Не терпел он и непрофессиональной лексики. Услышав в отношении несработавшего зажигательного устройства: "Эта камера "прикурила" от соседей", - он мог буквально "взорваться", а сказавший получал такое "прикурить", что запоминал навсегда. И это при всей выдержанности и корректности ВП.

Валентин Петрович был немногословен. Какой бы сложности вопрос не рассматривался, Глушко умел уловить главное мгновенно. И все - остальные объяснения ему не нужны. Он уже развивал это направление и повторять, тратить время на дальнейшее обсуждение было бесполезно. Пустозвонов и краснобаев не терпел, умел подбирать деловых людей. И при этой команде он всегда был самым нужным и главным. Даже управление капитального строительства не смело вести без его контроля свои работы - обязательно проверка, скрупулезное внимание и знание всех дел. Никто и ничто не проходило мимо него. Никакой вопрос не решался без него.

Валентин Петрович проявил большую мудрость дальновидного руководителя, уделяя большое внимание истории предприятия. То, что сейчас демонстрируется различным, в том числе и западным, фирмам, сотворено под его неусыпным руководством и при его непосредственном участии.

Он упорно, по крупицам собирал всю информацию по созданию и развитию нашего предприятия; сумел издать это не только на русском, но и на английском, французском, немецком и других языках. Видимо, поэтому нашу фирму знают прежде всего по Валентину Петровичу.

Кроме того, у ВП было очень развито чувство собственного достоинства и независимости. Валентин Петрович никогда не выходил встречать высоких гостей или посетителей, работал у себя в кабинете, пока к нему не приводили приехавшего. Однажды задержалась беседа у него в кабинете с космонавтами, а приехал известный в те времена партийный руководитель областного масштаба. Валентин Петрович только кивнул ему, давая понять, что пока не освободился. Деятель, видимо, обиделся и уехал.

Я не помню, когда и где вычитал про основные качества незаурядных людей. Запомнились прежде всего следующие: здравый смысл, изобретательность, память, логика, воображение, деловитость, работоспособность, организованность, трудолюбие. Эти качества можно расставлять в любом порядке, так как значимость их сопоставима. Так вот, все эти качества в равной степени были присущи В.П. Глушко.

Еще нельзя забыть об отношении ВП к своим соратникам, пионерам ракетной техники. Он был исключительно внимателен к увековечению их памяти, воздавая должное за вклад в развитие ракетной техники и космонавтики. Вспоминается такой случай. В 1979 году официально праздновалось пятидесятилетие со дня основания Валентином Петровичем Глушко нашей организации. Правительство выделило для поощрения наиболее заслуженных работников предприятия довольно значительное число орденов и медалей. Мне было поручено составить список сотрудников для награждения. Надо сказать, работа ответственная и очень непростая. И вот смотрит этот список, естественно после Виталия Петровича Радовского, Валентин Петрович. Замечаний, слава Богу, мало. Но вдруг ВП резко поднимает голову, лицо удивленное. Спрашивает, почему нет людей начального периода, то есть конца 1920-х и всех 1930-х годов. Потребовал восстановить справедливость. Правда, выделил всего два знака. Но все-таки не забыл.

При всей своей занятости ВП успевал заниматься депутатской деятельностью. И не формально, а по существу.

По иным человеческим качествам можно называть еще очень мно-

гое, хорошо бы не растерять это, сохранить для потомков. Ничто человеческое не было ему чуждо, и величие его интеллекта гармонично сочеталось с простыми человеческими чувствами и эмоциями. Мне доводилось быть свидетелем выражения им своей большой любви к своим близким и особенно к детям.

ВП обладал чувством юмора, и нередко им пользовался как оружием. К примеру, доктору наук он, посмеиваясь, мог сказать: "Ну, какой вы доктор, вы и на "фершала" не тянете".

О ВП можно писать тома произведений. С моей точки зрения, главное о нем я постарался изложить. В заключение хочется сказать, что, если хоть изредка не будут рождаться такие люди, нива жизни заглохнет.

Итак, 9 июня 1981 года семнадцатый по счету пуск доводочного двигателя на шадящих режимах прошел успешно. Безусловно, это была положительная веха в разработке двигателя. Но было достаточно много и негативных моментов по результатам этого пуска. Несмотря на это, пуск был удачным, и было принято решение готовиться к наземным испытаниям первой ступени ракеты-носителя "Зенит" и двигателя первой ступени в ее составе. При этом для надежности предполагалось проводить это испытание на шадящем режиме, то есть с выходом на режим 600 тс тяги вместо 740 тс. Такое решение мало чем помогло разработке двигателя. Получалось, что мы должны были отработать двигатель до достаточной надежности на тягу 600 тс, а затем, по существу, передоводить его на опять же достаточную надежность на тягу 740 тс, предписанную техническим заданием на разработку двигателя.

Однако такое решение позволяло руководству Министерства общего машиностроения подтянуть работы по другим системам ракеты-носителя и по ракете-носителю в целом. Видимо, в этом был определенный здравый смысл. Дела пошли, аварий становилось все меньше и меньше, и в сентябре 1981 года было удачно проведено контрольно-технологическое испытание на шадящем режиме двигателя за номером 18, разборка которого и дефектация не выявили каких-либо существенных дефектов, кроме одного. На лопатках колеса турбины были обнаружены следы от соударения ротора турбины турбонасосного агрегата, его лопаток с какими-то частицами, которые попали в турбину либо из стендового бака, либо из самого двигателя.

Этому факту не придали значения, так как считалось, что раз дви-

атель прошел контрольно-технологическое испытание, значит надежность его обеспечена. Ан нет.

Работа продолжалась в напряженном и ускоренном ритме. Все ждали окончания подготовки стенда для испытания на земле первой ступени носителя "Зенит". Наконец, в мае 1982 года было все готово и 26 мая было проведено испытание. Закончилось оно оглушительно. Авария началась с разрушения двигателя, а далее разрушилось все, включая уникальный стенд для наземной отработки первых ступеней мощных ракет. Здесь, когда говорится "уникальный", имеется в виду не только его техническая сложность, но и то, что этот стенд был один. Трудно оценить катастрофичность этого события, масштабы беды огромны.

Сразу работы по созданию предельно важных ракетных систем, как по команде, замедлились. Все смежники по разработке ракетно-космического комплекса "Зенит" поняли, что крайние теперь в разработке "Зенита" - двигателисты и надолго. Положение было критическим. А причина случившегося крылась, как решила специально созданная по этому случаю аварийная комиссия, либо в загрязнении бака ступени ракеты, либо в поломке одного из элементов конструкции проточного газового тракта турбины из-за значительной виброактивности турбонасосного агрегата. Загрязнения в баке были вполне возможны, это позднее подтвердилось, так как баки были "вафельной" конструкции из алюминиевого сплава. Это был первый "звонок", указывающий на уязвимость конструкций проточного тракта турбонасосного агрегата двигателя по отношению к алюминиевым частицам, начиная с определенной их величины. Вторая версия также вероятна, поэтому было настоятельно рекомендовано: во-первых, принять эффективные меры по исключению в баках ракеты и в двигателе каких-либо частиц, а особенно алюминиевых, и, во-вторых, принять меры по снижению виброактивности турбонасосного агрегата двигателя и двигателя в целом.

Первое мероприятие представилось возможным осуществить прежде всего путем установки на входе в двигатель фильтра требуемой частоты и обеспечения тщательной очистки баков от стружки начиная с определенных размеров. Второе - путем облагораживания конструкции всех узлов и деталей проточной части турбонасосного агрегата двигателя.

События, произошедшие после первого стендового испытания первой ступени ракеты "Зенит" с двигателем РД-171, проведенного двадцать шестого мая 1982 года, достаточно подробно рассмотрены в главе, посвященной камере сгорания при описании ее отработки в составе практически натурального (но все-таки модельного) двигателя 2УКС.

Здесь вынужден сделать очередное отступление. Дело в том, что для ракет-носителей "Зенит" и "Энергия" требовалась разработка четырех ракетных двигателей: для первой и второй ступеней ракеты-носителя "Зенит" и, в свою очередь, для первой и второй ступеней ракеты-носителя "Энергия".

Что касается первых ступеней ракет-носителей, то здесь вопросов не было: на первые ступени проектировался и разрабатывался нашей организацией двигатель тягой 740 тс, для второй ступени ракеты-носителя "Зенит" требовался двигатель на компонентах топлива жидкий кислород и керосин тягой порядка 90 тс и, наконец, для второй ступени ракеты-носителя "Энергия" требовались двигатели на компонентах топлива жидкий кислород и водород общей тягой порядка 800 тс.

Первоначально предполагалось поручить разработку двигателя для второй ступени ракеты-носителя "Зенит" конструкторскому бюро главного конструктора А.Д. Конопатова, которое находится в городе Воронеже, а кислородно-водородного двигателя для второй ступени ракет "Энергия" - нашему конструкторскому бюро. Однако вскоре поняли, что такое распределение разработок существенно загрузило наше предприятие и, наоборот, недогрузило предприятие главного конструктора А.Д. Конопатова. В конечном счете нам была поручена разработка двигателей для первых ступеней и двигателя с тягой 85 тс для второй ступени ракеты "Зенит", а конструкторскому бюро А.Д. Конопатова - кислородно-водородного двигателя для вторых ступеней ракеты-носителя "Энергия".

Дальнейший ход событий подтвердил правильность такого решения.

Таким образом, поагрегатная отработка 740-тонного двигателя, в частности, его камеры сгорания, позволила отработать камеру сгорания этого двигателя, а также камеру сгорания для двигателя МД-185. Кроме того, установка 2УКС - модельный двигатель для этих камер - явилась основой для создания двигателя тягой 85 тс для второй ступени ракеты "Зенит".



*Первый заместитель главного  
конструктора В.К. Иванов*

Разработку двигателя для второй ступени ракеты "Зенит" вел один из двух двигательных отделов конструкторского бюро нашего предприятия. Как всегда, испытываю трудности в выборе наиболее отличившихся. Тем не менее, это доктора технических наук профессора В.К. Чванов и А.Д. Дарон, кандидаты технических наук Ю.И. Морозов и В.И. Архангельский, а также В.А. Иванов, С.Г. Коновалов, М.В. Смирнова, А.И. Белов и многие другие.

Итак, уважаемый читатель, излагаю ход доводки двигателя РД-170 (171) на сентябрь 1982 года. После работы межведомственной комиссии были составлены необходимые организационные документы: программы, графики, общие планы, согласно которым поэтапно, шаг за шагом, то есть пуск за пуском, вводились и проверялись все новые конструктивные мероприятия, которые должны были обеспечить работоспособность и надежность двигателя. И дело мало-помалу пошло.

Не зря в народе говорят: "Лиха беда начало!" Начальный период доводки двигателя РД-170 (171) условно следует отсчитывать с даты первого стендового испытания 26 августа 1980 года и завершить 26 мая 1982 года (это дата проведения первого стендового испытания двигателя в составе ступени ракеты). В этот период были успешно проведены испытания двигателя на режиме 600 тс тяги, то есть было доказано в принципе, что создание такого двигателя реально. В то же время основное требование технического задания к двигателю - достижение

тяги 740 тс - достигнуто не было. Все успешные пуски двигателя в этот период доводки были осуществлены при тяге двигателя, равной 600 тс. И хотя возможность достижения тяги, равной 740 тс, представлялась реальной, в то же время было ясно, что это будет непросто. Кроме того, не следует забывать аварийное испытание двигателя в составе ступени ракеты "Зенит". Опять вспомним народную поговорку: "Нет худа без добра". Действительно, это испытание позволило укрепиться во мнении: довести двигатель не удастся, если не решить две основных проблемы, к которым относятся возгорание элементов конструкции двигателей и повышенная виброактивность агрегатов и прежде всего камеры сгорания, газогенераторов, насосов и турбины турбонасосного агрегата. Естественно, все эти вопросы были тщательно проанализированы, составлены соответствующие планы, которые неукоснительно выполнялись. По приказу и при личном участии главы Министерства общего машиностроения Сергея Александровича Афанасьева была создана рабочая группа из высококвалифицированных специалистов Министерств общего машиностроения и авиации, а также институтов Академии наук страны и Академий наук союзных республик. В эту группу входили также представители научных институтов Министерства обороны и других.

Созданная группа принимала участие в разборе каждого пуска двигателя и устраивался настоящий "мозговой штурм" с принятием технических решений и последующим их выполнением. Выполнение, как правило, было безусловным. Для улучшения координации привлекались высшие чиновники министерств вплоть до первых заместителей министра.

Вспоминаются работы по решению первоочередных проблемных вопросов, которыми по указанию С.А. Афанасьева руководил первый заместитель министра общего машиностроения Владимир Николаевич Коновалов. В графике этих работ было 25-30 проблемных вопросов, назначались ответственные от конструкторов, технологов, испытателей, представителей научных и других институтов, ставились жесткие, но реальные сроки. По каждому вопросу назначался основной ответственный. Раз в неделю Владимир Николаевич лично проверял выполнение работ по графику. Исполнение работ было близким к идеальному: попробуй не выполни указание первого заместителя министра, и в то

же время в случае необходимости помощь в пределах возможного осуществлялась незамедлительно. Такая форма работы прижилась, все шло на КВН (Коновалов Владимир Николаевич) с сознанием полезности и эффективности этого совещания.

Как я уже неоднократно отмечал, наш министр Афанасьев не был сторонником разработки 740-тонного двигателя. И честно говоря, основания для этого были: двигатель тягой 185 тс проще и в проектировании, и в изготовлении, и в испытаниях. Но основные доводы в пользу 740-тонника перевешивали, и Сергей Александрович во всю мощь своего интеллекта и опыта "раскручивал" работу, и горе было тому, кто после принятия решения проявлял хотя бы маломальскую нерадивость. Короче, он делал все от него зависящее для решения задачи. Однажды в кабинете главного конструктора объединения Сергей Александрович собрал представителей, а вернее, руководителей академических институтов во главе с президентом Академии наук страны Анатолием Петровичем Александровым. Президент Академии наук - для меня в то время что-то запредельное. Надо было видеть, как "нападал" на него наш министр. Словом, специалисты всех рангов были привлечены к решению задачи по созданию 740-тонника.

Вернемся к виброактивности и возгоранию. Виброактивность камеры сгорания и газогенераторов зависит в основном от стабильности рабочего процесса горения компонентов топлива в этих агрегатах. Значит, бороться с виброактивностью камеры сгорания и газогенераторов следует организацией процесса горения в них.

Основным же источником энергии, влияющим на виброактивность двигателя в целом, является турбонасосный агрегат. Уменьшают виброактивность агрегатов путем улучшения балансировки ротора, проточной части насосов и турбины. Все это, конечно, в разумных пределах, так как это дорого стоит. В первом приближении, казалось бы, все легко и просто, но это только на первый взгляд. Каждое мероприятие требует больших затрат, времени и соответствующей подготовки. К решению этой проблемы были подключены самые могучие конструкторские и научные силы академических и прикладных институтов. В результате колоссального напряжения сил задача была решена, и виброактивность турбонасосного агрегата была снижена до допустимых пределов.



Как видно, основные проблемы, которые могли возникнуть в ходе доводки двигателя, были выявлены уже в ходе первых огневых испытаний в начальный период доводки, очерченный хронологическими сроками август 1980 года - май 1982 года. В этот период всего было проведено 51 испытание. Из них 15 испытаний в самом начале доводки двигателя были проведены с настройкой двигателя на номинальный режим тяги двигателя, то есть на 740 тс. Все они прошли с аварийным исходом по причинам, уже описанным выше. Начиная с семнадцатого пуска было принято решение настраивать двигатель на щадящий режим работы по тяге, то есть на 600 тс. Это испытание прошло успешно, и далее осуществлялся набор статистики испытаний с положительными результатами. Условно очерченный первый период доводки двигателя завершился печально известным испытанием двигателя в составе первой ступени ракеты-носителя "Зенит". Результаты работ этого периода вызвали прямо противоположные мнения. Пересилили доводы специалистов, которые верили в возможность создания двигателя, и работы продолжились.

С конца мая 1982 года начался самый короткий, но мучительный период доводки двигателя, который завершился в конце сентября 1982 года. По существу, это был период работы межведомственной комиссии по анализу результатов первого стендового испытания ступени ракеты "Зенит" с двигателем РД-171.

И все-таки первые два периода доводки двигателя имели для нас, двигателистов, практически решающее значение. Мы безоговорочно поняли, что в конечном счете исход нашей титанической работы завершится положительным результатом. Альтернативы практически нет. Мы, конечно, понимали, что путь к достижению цели долог и тернист, но он неизбежно приведет к завершению решения задачи. Причем оппоненты постепенно переходили на нашу сторону и из противников превращались в союзников.

Рассмотрим в укрупненных штрихах те работы, которые надо было проделать для проведения одного лишь пуска двигателя.

Во-первых, предстоит выпустить конструкторскую документацию на изготовление всей материальной части, необходимой для сборки двигателя. Это, кроме того, программа проведения испытания и перечень необходимых документов на работы с двигателем после проведе-

ния испытания. Следует учесть, что в период доводки двигателя, о котором идет речь, в силу того, что он является первым, неизбежно существенное отличие одного экземпляра доводочного двигателя от другого. Это значит, что на каждый экземпляр доводочного двигателя выпускается свой комплект конструкторской документации, и в этой работе участвуют сотни квалифицированных конструкторов. И не дай Бог где-нибудь ошибиться. Ошибка в конструкторской документации - это, зачастую, катастрофа. Дальше по этой документации необходимо изготовить двигатель в производстве опытного завода. А это значит, что необходимо выпустить технологическую документацию, включая документацию на изготовление оснастки, изготовить эту оснастку и, наконец, изготовить доводочный двигатель. А цикл изготовления, между прочим, составляет около одиннадцати месяцев. Надо заметить, что в ходе изготовления двигателя все его узлы и агрегаты проходят соответствующие испытания. При этом также проводится огромная работа по обеспечению автономных испытаний.

И вот двигатель на огневом стенде. Здесь работа по обеспечению пуска занимает несколько дней, но она крайне ответственна: надо точно измерить более пятисот параметров двигателя и проделать столько же стендовых измерений. Причем в свою очередь элементы, обеспечивающие измерения - датчики, термопары и т.д. - надо разработать, изготовить, довести, то есть провести огромную предшествующую пуску двигателя работу. И, наконец, пуск! Имеется в виду, что двигатель установлен на стенд, прошел необходимые проверки и готов к испытанию. Но ведь надо иметь горючее и окислитель. А поскольку ресурс двигателя задан равным 150 с работы, а секундный расход топлива при этом более двух тонн, то выясняется, что для проведения одного испытания двигателя нужен целый эшелон приблизительно из 20 цистерн топлива, а это надо все обеспечить, ну и так далее.

Наконец, пуск проведен. Стендовая измерительная система позволит не более чем через час после конца проведения пуска дать расшифровку около пятидесяти основных параметров двигателя (огромное достижение измерительной техники). После получения первоочередных и наиболее важных расшифровок замеров здесь же на испытательной базе проводился предварительный анализ результатов пуска, оце-

нивалось выполнение или невыполнение программы пуска и принималось решение о дальнейших действиях с материальной частью. Нередко этот экспресс-анализ основных параметров двигателя давал ответы на все вопросы и позволял принять окончательное решение. Но в любом случае во второй половине следующего дня проводился обстоятельный разбор проведенного пуска с принятием нужных решений.

Разбор пуска, по существу, являлся техническим советом при главном конструкторе нашего предприятия. Первоочередным решением на этом разборе являлось решение о снятии двигателя со стенда, его разборке и дефектации, далее выпускалось заключение с соответствующими выводами и рекомендациями.

Надеюсь, уважаемый читатель, мне удастся каждый раз подчеркнуть уникальность всех работ, проводимых для обеспечения разработки РД-170 (171).

Третьим этапом следует, на мой взгляд, назвать период с конца сентября 1982 года по июль 1983 года. Его обоснованно можно назвать ключевым в разработке 740-тонника, поскольку именно в этот период изготавливался двигатель, в котором были учтены все конструктивные мероприятия, призванные обеспечить работоспособность и надежность двигателя РД-170 (171). Велись работы по автономным доводочным испытаниям узлов и агрегатов двигателя. А конструктивные мероприятия были направлены на снижение виброактивности двигателя и устранение возгораний в кислородном и газовом трактах двигателя.

Этот период доводки двигателя был по-своему трудным и для людей нашего предприятия очень напряженным. Дело в том, что почти на протяжении всего описываемого периода не происходило каких-либо решительных действий, проводилась рутинная работа согласно комплексному плану экспериментальной отработки двигателя и огромное количество других необходимых для разработки двигателя работ. Слов нет, без этих работ невозможно было бы создание двигателя, но все-таки чисто психологически на работников предприятия давил тот факт, что доводка длилась уже второй год, а еще не достигнут основной параметр двигателя - тяга, равная 740 тс, - и вообще надежная работоспособность двигателя.

Нельзя не отметить отменно поставленную организацию работ в этот период доводки двигателя. По этому поводу был принят целый

ряд решений высокими инстанциями страны. Так, генеральному конструктору нашей головной в то время организации научно-производственного объединения "Энергия" академику В.П. Глушко вменялось в обязанность сосредоточить основное внимание на работах по доводке двигателя РД-170 (171), хотя у него много было и своих забот по разработке мощной ракеты-носителя "Энергия". Было принято одно из важных решений: какие-либо изменения конструкции двигателя могли утверждаться только генеральным конструктором и никем другим больше, включая и главного конструктора разработки двигателя Виталия Петровича Радовского. Это мероприятие повысило ответственность за качество выпускаемой документации на всех этапах ее прохождения. Кроме того, поток изменений и уточнений заметно сократился, что не замедлило сказаться в производстве: стало легче, так как объем работы уменьшился. Это предложение исходило от министра обороны того времени всеми уважаемого, во всяком случае на предприятиях ВПК, Дмитрия Федоровича Устинова. Правда, решение это имело и некую негативную сторону для разработчиков: оформить любой документ стало сложнее. И все-таки надо признать, что введение такого порядка существенно дисциплинировало и разработчиков документов, и тех, кто их согласовывал.

Был установлен Валентином Петровичем порядок, при котором он находился на нашем предприятии три рабочих дня в неделю, причем его рабочее место было оборудовано в комнате отдыха кабинета главного конструктора Виталия Петровича Радовского. Заметьте, не в кабинете, а в его комнате отдыха. Этим генеральный конструктор подчеркивал, что он не подменяет главного конструктора разработки двигателя, а осуществляет постоянно контрольные функции и подключается к работе лишь тогда, когда без него тот или иной вопрос решить было нельзя. Такой порядок работы, как выяснилось в дальнейшем, оправдал себя, но чего это стоило главному конструктору двигателя Виталию Петровичу Радовскому, могут понять только те, кто побывал в его "шкуре". Мне это довелось прочувствовать, когда пришлось замещать Виталия Петровича где-то в конце сентября 1982 года.

Представьте себе огромный рабочий стол главного конструктора, плотно заваленный различного рода документами. Некоторые из них - срочные, телефоны раскалены докрасна, а их не менее десятка, вклю-

чая "кремлевку". С утра начинаются звонки из различных высокопоставленных инстанций - все хотят быть в курсе дела из первых рук, то есть со слов главного конструктора. В это же время в кабинет рвутся ответственные работники с докладами по неотложным вопросам. Каждый доклад требует неотложного решения. А в это время в комнате отдыха, которая находится за спиной главного конструктора, обосновался генеральный конструктор, "вооруженный" различного рода организационными документами, то есть программами, планами-графиками, планами, и при каждом возникающем у него вопросе также требует немедленного доклада или разрешения вопроса.

Казалось бы, можно было всю эту работу систематизировать, но дело в том, что даже при идеальной организации работ напряжение, психологическая нагрузка, которые падали на главного конструктора, были на грани возможного. Приходится удивляться, что главный конструктор Виталий Петрович Радовский практически не болел в то тяжелое время, болеть он начал, как это обычно бывает, уже после того, как это время закончилось. Ну, а я никогда не забуду месяц своего замещения главного конструктора в те дни.

Однако продолжим описание третьего периода доводки двигателя. В конечном счете этот период можно назвать восстановительным после аварии ступени ракеты "Зенит" с нашим двигателем РД-170 (171). Тяжелый, повторимся, был период. А время шло. Как всегда, часы и дни делятся нескончаемо долго, а месяцы и годы летят незаметно. Настал июль 1983 года. Уже известна дата пуска двигателя, в котором учтены все на тот период конструкторские и технологические мероприятия, направленные на достижение работоспособности двигателя (в первую очередь мероприятия, снижающие виброактивность и возгораемость). И опять на предприятии напряженность, я бы сказал, еще большая, чем в день первого пуска в августе 1980 года. Да это и понятно, ведь в августе 1980 года не было вопроса "быть или не быть". Волнения тогда были связаны с ожиданием начала большого дела, и было ясно, что работы будут продолжаться независимо от результатов этого первого натурного испытания.

Другое дело теперь, в июле 1983-го. Все понимали, что неудача может кончиться прекращением работ над мощным жидкостным ракетным двигателем и переходом на резервный вариант с использованием

двигателя МД-185. А это для нашего предприятия - катастрофа, означающая гибель всеобщей мечты о создании самого мощного и совершенного двигателя не только отечественного, но и зарубежного ракетного двигателестроения.

И вот прошли все операции, положенные по регламенту готовности двигателя к пуску, и следует команда: "пуск!" Все загудело и задрожало, двигатель вышел на режим, и началась работа по штатной программе испытаний.

Каждая секунда кажется вечностью, все устремили свой взор на счетчик времени, а он словно застыл. Тем не менее секунда за секундой двигатель проработал положенные по программе 140 с и, наконец, произошло штатное отключение. Затишье в пультовой, как перед бурей, и - взрыв восторга, на лицах людей настоящее человеческое счастье, неудержимая радость. Победа!

А дальше было часовое ожидание обработки основных параметров, изучение и краткий экспресс-анализ этих параметров. Предварительные выводы: "Двигателю быть". Конечно, еще много придется поработать для того, чтобы добиться многоразовое™ работы двигателя, но это уже, как всем было ясно, дело техники и времени. Результаты этого пуска повлияли положительно на всех наших оппонентов: противников разработки двигателя РД-170 (171) с каждым днем становилось все меньше, а общая уверенность в правильности выбранного пути разработки становилась все основательней.

Надо сказать, что впервые за время с начала разработки двигателя руководство нашего предприятия было удостоено премии, кажется, в размере оклада. Настроение у всех было приподнятое.

Хочется сказать благодарные слова в адрес главного конструктора двигателя РД-170 (171) Виталия Петровича Радовского. основополагающая роль в создании и прежде всего в решении создать этот двигатель, в определении его облика в целом принадлежит академику Валентину Петровичу Глушко. Однако также совершенно неопределима заслуга Виталия Петровича Радовского в создании этого облика. Он был руководителем и творческим вдохновителем разработки двигателя на протяжении всего времени. Талантливый конструктор, он был непосредственным участником всех мало-мальски значительных решений, принимаемых при разработке двигателя. Специалист высочайшей ква-

лификации, он обладал редкой восприимчивостью, умел любой сложный вопрос схватить, как говорят, на лету и быстро принять верное решение. А ведь известно, что основное качество руководителя - это умение вовремя принимать верное решение.

Из чисто человеческих качеств Виталия Петровича Радовского хочется отметить его исключительную находчивость и большое чувство юмора. Вспоминается такой эпизод. 11 мая 1980 года Виталию Петровичу исполнилось 60 лет. Юбилей. Понятное дело, поток поздравляющих, обстановка праздничная. Приехал со свитой министр Сергей Александрович Афанасьев. Провожая их на правах распорядителя в кабинет Виталия Петровича. Министр смотрит на стол для заседаний, сплошь уставленный сувенирами, и его взгляд остановился на подаренной Виталию Петровичу смежниками-строителями строительной каске. На лице удивление, а дальше вопрос: "А каска тебе зачем?!" Виталий Петрович мгновенно отвечает: "Я ее буду одевать, когда Вы, Сергей Александрович, будете вызывать меня на коллегия!" Он явно намекал на крайнюю жесткость в обращении министра с подчиненными при ведении коллегии министерства. Шутка была принята и все от души посмеялись. Очень жаль, что здоровье и возраст не позволили ему работать дальше, и в 1991 году он ушел на заслуженный отдых.

Между тем мы, уважаемый читатель, подошли к очередному периоду разработки рассматриваемого двигателя. Этот период опять же условно можно ограничить июлем 1983 года и декабрем 1984 года. Второе стендовое огневое испытание двигателя в составе первой ступени ракеты-носителя "Зенит" произошло 1-го декабря 1984 года, то есть этот период занял в доводке двигателя почти полтора года. Не успели мы снять двигатель после удачного испытания со стенда, как посыпались вопросы и требования: можно ли ускорить доводку двигателя, можно ли сократить объемы доводочных работ и вообще, когда можно ожидать поставку достаточно надежно доведенного двигателя на стендовые огневые испытания в составе первой ступени ракеты-носителя "Зенит".

Ответы на эти вопросы дать было практически невозможно. Однако, почему они задавались, было вполне понятно. Надо было сократить отставание наших разработок от американских.

Это если подходить к этим вопросам с глобальной точки зрения. Ну, а если со стратегической, то наш успех позволял ставить соответствующую

задачу всем разработчикам о сокращении сроков. Когда у нас, двигателистов, было все практически безысходно, любой смежник в лице своего руководителя мог сказать представителю высоких инстанций: "Дайте работать спокойно, ведь двигателисты по срокам определяют все, а они отстают гораздо больше нас". И это была правда. А теперь, после удачного пуска, все изменилось с точностью до наоборот. И в этой ситуации стало легче "давить" на всех разработчиков с целью ускорения работ и сокращения сроков. Казалось бы, нам должно было стать легче, а нет. Вспомним одно из весьма существенных событий в ракетной технике.

Наш министр общего машиностроения С.А. Афанасьев был переведен высшим руководством нашей страны на другую важную работу. Вместо него был назначен Олег Дмитриевич Бакланов, далеко не новый человек в ракетной технике. До этого он был директором одного из ведущих предприятий, а затем несколько лет проработал заместителем С.А. Афанасьева по одному из важнейших направлений.

Но не могу не отметить, что все работники Министерства общего машиностроения почувствовали некоторое облегчение. О.Д. Бакланов в общении с людьми был жестким в меру необходимости, а что касается С.А. Афанасьева, так он был жестким постоянно. Однако не могу не заметить, что за время работы первым заместителем руководителя предприятия я ни разу ни от кого не слышал ничего неуважительного об С.А. Афанасьеве.

Одно из первых посещений нашего предприятия новым министром было посвящено вопросу ускорения разработки двигателя РД-170 (171). Виталий Петрович как главный конструктор двигателя отвечал на все вопросы министра, на совещании присутствовали генеральный конструктор В.П. Глушко, директора всех отраслевых институтов не только нашего министерства, но и Министерства авиационной промышленности. На основной вопрос министра, что надо сделать для ускорения разработки двигателя, главный конструктор ответил: "Сейчас, пожалуй, узким местом является изготовление материальной части, ее не хватает".

На что Олег Дмитриевич заявил: "Товарищ Радовский, как министр ответственно заявляю, что у Ваших ног все заводы министерства, скажите, сколько и какая материальная часть Вам нужна?" Вопрос был неожиданный, но так совпало, что я перед этим его прорабатывал,



но еще не успел доложить главному конструктору. Я попросил разрешения ответить на этот вопрос. "Слушаю", - ответил министр. Собравшись с духом, заявляю: "Нам необходимо комплектно по три двигателя в месяц, больше не сможем пропустить через испытательную базу". Запрос был больше чем нахальным. Но известно, что проси побольше, может быть половину получишь, я назвал такую цифру. В это время В.П. Глушко, который читал какой-то документ, поднял голову и посмотрел на меня, в его глазах можно было прочесть: "Ну и наглец же ты, братец!" Однако затем слегка улыбнулся и продолжил свое чтение. К моему и, видимо, к удивлению многих присутствовавших министр заметил: "Принимается к проработке". Он тут же дал необходимые распоряжения. В результате через короткое время вышел приказ министра с подключением к нашей работе нескольких заводов, которым поручалось изготовление пяти комплектов агрегатов двигателя. Мало! Но хоть что-то.

Наша работа пошла под неусыпным вниманием и жестким, вернее, жесточайшим контролем вышестоящих инстанций: нашего министерства, Министерства обороны, военно-промышленной комиссии, лично генерального конструктора В.П. Глушко. Представители этих организаций безвылазно, если можно так выразиться, находились на нашем предприятии. Добрался до нас и член Политбюро ЦК КПСС, министр обороны Д.Ф. Устинов. Я уже неоднократно к тому времени слышал от своего главного конструктора о звонках и вопросах Д.Ф. Устинова. И вот однажды кабинет, где я сижу, работаю с документами (главный конструктор В.П. Радовский был в командировке), заполняется очередными участниками очередного совещания. Вопрос совещания простой, поэтому все вроде спокойно.

И вдруг звонок "кремлевки". Беру трубку и, как всегда, отвечаю: "Аппарат главного конструктора Радовского. У аппарата Трофимов". Дальше: "А где Радовский?". "В командировке", - отвечаю. "А ты - дежурный?" - следует следующий вопрос. "Нет, первый заместитель", - отвечаю дальше. "Я, Устинов", - доносится из трубки. "Здравствуйте, Николай Дмитриевич" - говорю я. "Да нет, это Дмитрий Федорович", - слышу из трубки.

В голове мелькает куча мыслей, чувствую, что непроизвольно встаю и принимаю стойку "смирно". "Здравия желаю, Дмитрий Федо-

рович", - выдавливаю из себя. "Доложи состояние дел по большому двигателю", - следует указание. Докладываю. Отвечаю на вопросы, все вроде нормально. А дальше маршал напомнил мне, что он не столько министр, сколько член Политбюро и я должен понимать необходимость довести до сведения всего коллектива информацию об этом звонке, чтобы было понятно, насколько важна наша работа, и что она постоянно находится в поле зрения Политбюро. Естественно, все было выполнено. Кстати, работниками нашего предприятия этот факт был воспринят с пониманием. А Николай Дмитриевич - это сын Дмитрия Федоровича, директор одного из смежных с нами предприятий.

Этот пример еще раз подчеркивает, насколько напряженным был период доводки двигателя как с технической, так и с моральной стороны. Результатом работы в этот период должна была стать готовность двигателя к проведению вторых огневых испытаний первой ступени ракеты-носителя "Зенит". Это чрезвычайно большая ответственность, поскольку в случае неудачи могло бы быть принято решение о прекращении разработки мощного двигателя и замене его на двигатель тягой 185 тс, то есть на МД-185, и вообще разработка ряда ракет-носителей, начиная с ракеты "Зенит", была бы сдвинута по срокам на неопределенное время, так как ремонт, а вернее, восстановление стенда в очередной раз потребовало бы много времени и средств. Отсюда вся та "напряженка", которую пытаюсь описать. Каждый удачный пуск - событие, неудачный - тоже. На каждом пуске присутствуют представители всех служб и министерств. Практически на каждом пуске присутствует министр общего машиностроения Олег Дмитриевич Бакланов. Он же после каждого экспресс-анализа докладывает по "кремлевке" из кабинета главного конструктора члену Политбюро, министру обороны маршалу Д.Ф. Устинову. Оперативно рассматриваются все возникающие по ходу работы вопросы, даются необходимые распоряжения и задания. Работа идет без выходных, все предприятие переведено на одиннадцатичасовой рабочий день, многие работают без отпусков.

Такова в общих чертах рабочая обстановка рассматриваемого нами периода доводки двигателя. Что касается технической стороны дела, то она состояла в решении задачи доведения двигателя до такой кондиции, которая позволяла бы начать огневые стендовые испытания двигателя в составе первой ступени ракеты "Зенит", для чего необходимо было

обеспечить возможность многократных испытаний двигателя без съема его со стенда. Должны были быть решены технические проблемы, о которых уже упоминалось - это возгорание конструкции двигателя, в основном проточной части турбины и насоса окислителя, а также снижение виброактивности агрегатов двигателя и двигателя в целом.

Эти две проблемы в начале и в ходе доводки двигателя в значительной степени взаимосвязаны: растут вибрации - увеличивается возможность возгорания и, наоборот, при возникновении возгорания растут вибрации. Для устранения этих недостатков были использованы (в немалом количестве) натурные доводочные двигатели и проведены десятки огневых стендовых испытаний. Коротко перечислим основные конструктивные мероприятия, которые были проделаны с целью устранения возгораемости и виброактивности.

Во-первых, однозначно было установлено, что в условиях окислительной среды рабочего тела для турбины конструкция двигателя не приемлет наличия алюминиевых частиц, начиная примерно с 200 мк (это же относится и к другим фазам рабочего тела турбины). Алюминиевые частицы могут попасть из баков ракеты, которые сделаны из алюминиевого сплава, поэтому принято было решение отделить баки ракеты от двигателя фильтром с требуемыми размерами ячеек.

Требуемые размеры ячеек - легко сказать! А на деле пришлось "заплатить" за это несколькими доводочными двигателями. Были проведены эксперименты с введением за фильтр между баками стендов и двигателем алюминиевой стружки. Они повторялись до тех пор, пока не были гарантированно определены неопасные размеры и количество стружки. Одновременно в прикладном институте Министерства общего машиностроения проводились экспериментальные работы по определению критической массы неопасной стружки. По результатам этих работ и были определены размеры ячейки фильтра, устанавливаемого впрямь на входе в двигатель. Задача оказалась весьма непростой. Дело в том, что увязка перепадов давлений на узлах и агрегатах двигателя и двигателя в целом была проведена без учета установки между двигателем и баками ракеты фильтра, следовательно, дополнительный перепад давления на фильтре не был предусмотрен. А отсюда проблемы. Размеры ячейки фильтра определены исходя из размеров и количества опасных для двигателя частиц, и в то же время необходимо было спро-

ектировать фильтр таким образом, чтобы перепад давления на нем был как можно меньше. В конечном счете задача была решена, но с фильтром по ходу доводки двигателя и ракеты проблемы еще возникали.

Помимо установки фильтра были приняты меры по предотвращению попадания в двигатель посторонних частиц, прежде всего алюминиевых, а также по устранению алюминиевой стружки из баков ракеты. Кроме фильтра, с целью устранения возгораний во всех окислительных полостях были применены жаростойкие материалы, усложняющие возможность воспламенения элементов конструкции, и, наконец, по всему окислительному тракту турбины и особенно ротору были внедрены специальные покрытия. Все это позволило решить проблему по устранению возгорания двигателя.

При доводке двигателя постоянно возникали какие-либо технические вопросы. Можно для примера упомянуть проблемы с обеспечением работоспособности различных трубопроводов. На двигателе различных магистралей - более трехсот, а следовательно, стыков соответственно еще больше. Обеспечить их целостность в условиях высоких вибраций - задача не из простых. Найден был довольно оригинальный способ по парированию вибронгрузок. Трубопроводы, близкие по размеру, объединялись в пучки специальными связками, что позволяло за счет трения их друг о друга гасить вибрации.

Время шло. К середине 1984 года стала возможной работа двигателя без съема со стенда, и на повестке дня встал вопрос о повторном испытании двигателя РД-170 (171) в составе первой ступени ракеты-носителя "Зенит". В сентябре 1984 года была создана высочайшим указом комиссия, которая должна была решить вопрос о проведении второго стендового испытания двигателя в составе ступени ракеты.

Председателем этой комиссии был назначен академик Всеволод Сергеевич Авдудевский. Членами комиссии были главный конструктор разработки ракеты Владимир Федорович Уткин, академик Академии наук Украины В.В. Пилипенко, директора отраслевых научных институтов С.П. Половников и З.А. Исаченко и многие другие известные специалисты по жидкостным ракетным двигателям, включая специалистов Министерства обороны. От нашего предприятия главный конструктор назначил ответственным представителем меня. В мою задачу входило доказать, что состояние отработки двигателя, его надежность

позволяют начать огневые стендовые испытания двигателя в составе ракеты на стенде в Загорске, восстановление которого к тому времени уже завершалось.

Комиссия должна была работать в Днепропетровске в конструкторском бюро "Южное", главным конструктором которого в ту пору был В.Ф. Уткин, а первым заместителем нынешний президент Украины Л.Д. Кучма. Уже в самолете я почувствовал большую тревогу. Дело прошлое. Сейчас уже могу признаться, что в то время я был убежден, что поставленная мне задача невыполнима. Наверняка все члены комиссии, в том числе академик В.С. Авдуевский и главный конструктор В.Ф. Уткин, будут доказывать, что проведенных с двигателем работ в обеспечение требуемой надежности явно недостаточно и сроки проведения огневых испытаний первой ступени ракеты надо отодвинуть на как можно большее время. Скорей всего, их поддержат практически все члены комиссии, потому что это выгодно всем - еще получить резерв времени для решения своих задач за счет смежника, то есть нашей фирмы. Крайними в этом случае были бы мы.

Дальше все было так, как и предполагалось. Все против. Написано заключение, в котором доказывалось, что двигатель к испытаниям не готов. Обоснований его надежности недостаточно. Заключение без труда было подписано всеми организациями, кроме нашей.

Уткин поручил Л.Д. Кучме, М.И. Галасю, заместителю главного конструктора, и И.Г. Писареву, начальнику отделения (все из КБ "Южное"), "уломать" меня. Это не удалось, поскольку помимо собственного мнения я еще имел прямое указание своего главного конструктора. Сошлись на том, что я напишу особое мнение нашей организации, что я и сделал. Естественно, в этом особом мнении, подписанном мной и главным инженером научно-испытательных подразделений нашего предприятия В.Т. Егорцевым, было изложено прямо противоположное тому, что излагалось в заключении: двигатель к испытаниям в составе первой ступени ракеты-носителя готов.

Но тут неудача! Сломался при транспортировочных испытаниях ракеты фильтр, расположенный между двигателем и баком ракеты. Благо в это время в Днепропетровске были наши разработчики фильтра, которым удалось решить все вопросы, связанные с этой поломкой.

В самолете, летящем теперь уже из Днепропетровска в Москву,

опять испытываю горькое чувство неудовлетворенности от невыполненного задания. Однако свершилось непредвиденное, во всяком случае для меня. Руководство сочло возможным начать подготовку к огневому испытанию ступени ракеты и проведение самого испытания. Работа комиссии проходила в октябре 1984 года, а испытание было назначено на начало декабря. Времени на подготовку оставалось чуть больше месяца. Надо сказать, что участники будущего испытания работали с предельным напряжением сил, не считаясь со временем и здоровьем.

И вот уже назначена дата проведения испытания - 1 декабря 1984 г.

В испытательном институте, в Загорске, предельное напряжение. Опять примерно то же, что перед каждым ответственным испытанием. Мне не довелось побывать на этом испытании, на нем присутствовал наш главный конструктор Виталий Петрович Радовский. Все прошло как никогда хорошо, даже отлично. Понятное дело, такой успех скромно отметили. Когда нашему главному предоставили слово, он сказал коротко и ясно: "А что говорить, за меня все сказали наши двигатели!" Ему аплодировали стоя. На следующий день были известны результаты экспресс-анализов параметров двигателя. Настроение - на уровне всеобщего ликования, победа! Всем стало ясно, что мечта о создании мощного совершенного жидкостного ракетного двигателя практически осуществлена. По всем планам до летных испытаний, как говорят, рукой подать, так что мы выиграли.

Отмечу, что в период доводки двигателя с августа 1980 года по апрель 1985 года в стране произошли различные события глобального масштаба: умерли последовательно руководители страны, в атмосфере запахло перестройкой, приближались перемены, но мы делали свое дело.

В конце декабря 1984 года было проведено второе стендовое огневое испытание двигателя в составе первой ступени ракеты-носителя. Это испытание также прошло без сучка, без задоринки. Не берусь описывать те чувства, которые я пережил в ходе этого испытания. Скажу одно, эти впечатления являются одними из самых глубоких из пережитых мной на тот момент за всю мою жизнь. На этом испытании от руководства министерства присутствовал заместитель министра А.С. Матренин, а от головной организации разработчиков - генеральный конструктор В.Ф. Уткин. Во время разбора результатов испытания А.С. Матренин особо отметил работу и достижения нашей организации. Настро-

ение у всех было предельно приподнятое: все понимали, что уже виден "свет в конце тоннеля", то есть впереди подготовка к летным испытаниям, дальше летные испытания и сдача комплекса "Зенит" в эксплуатацию заказчику, то есть Министерству обороны. Как все просто!

На самом же деле пройдена целая эпоха в отечественном ракетном двигателестроении. Да и по времени работа над двигателем РД-170 (171) длилась уже почти десять лет (если вести отсчет от даты получения технического задания на разработку двигателя от головного разработчика, то есть с февраля 1976 года). Фактически же мы начали работать над проектированием двигателя в 1973 году, то есть прошло более десяти лет. Но впереди еще самое ответственное: летные испытания и подготовка к ним. Начался очередной период в доводке двигателя, период подготовки к летным испытаниям, который условно можно исчислять с января по апрель 1985 года. Период короткий, но очень волнительный.

Не сомневаюсь, читатель уже обратил внимание на порядок изложения материала в этой книге: сначала в каком-нибудь разделе предельно кратко описан какой-либо агрегат, а затем обязательно приводится список наиболее заслуженных людей, которые его разрабатывали. Настал момент и здесь рассказать о специалистах основного ведущего подразделения разработки двигателя РД-170 (171) - двигательного отдела. Название отдела говорит само за себя: это отдел, который занимается двигателем в целом, его основными характеристиками, компоновкой, доводкой и т.д.

Сначала о его бессменном начальнике в течение почти сорока лет, ныне, к сожалению, покойном, докторе технических наук, лауреате Ленинской и Государственной премий Гнесине Михаиле Рувимовиче. Вспоминая об этом во всех отношениях незаурядном человеке, прежде всего надо отметить его неумную энергию, неудержимую жажду деятельности и беззаветную преданность своему делу - ракетной технике. Этот человек, казалось, умел все: решать сложнейшие технические вопросы, организовывать работу, подбирать кадры и вообще просто невозможно вспомнить то, чего он не умел. Он входил в элиту специалистов, его чрезвычайно ценили и генеральный конструктор В.П. Глушко, и главный конструктор В.П. Радовский, его знали и уважали не только на нашем предприятии.



*Начальник отдела Ф.Ю. Челькис*

В этом отделе, что ни работник, то личность во всех отношениях. Отметим кандидата технических наук Ф.Ю. Челькиса, который после смерти М.Р. Гнесина стал начальником отдела, Н.А. Петушкова, который ведал в отделе выпуском конструкторской документации, основного компоновщика двигателя, лауреата Государственной премии В.М. Дмитриева, доктора технических наук В.И. Семенова, кандидата технических наук И.Г. Стороженко, а также Б.И. Алексева, Б.Д. Розанова.

В разработке каждого агрегата и двигателя в целом неуклонно прослеживается одна и та же линия технического единства конструкторов-разработчиков, производителей-изготовителей и испытателей. Здесь нельзя не вспомнить работников сборочного цеха опытного завода и прежде всего его начальника А.Н. Кузьмина, его заместителя Н.В. Чупурнова, главного сварщика В.Н. Семенова и многих других, а если взять многочисленный список испытателей, то здесь по праву на первом месте должны быть названы начальники комплекса огневых испытаний Е.И. Пахомов и О.Д. Габриель. Содружество - творческое и производственное - позволяло решать невероятно сложные технические проблемы, работа шла практически без разногласий и предельно оперативно. Эти три службы обеспечили возможность проведения нескольких сотен испытаний за период с августа 1980 года по декабрь 1984 года.





*Начальник сборочного цеха А.Н. Кузьмин*

Ну, а в период с декабря 1984 года по апрель 1985 года интенсивно идут огневые испытания, порой до десяти испытаний в месяц. Это стало реальным за счет достигнутой к тому времени возможности испытаний двигателя без съема со стенда. Завершились в полном объеме испытания агрегатов и узлов и двигателя в целом по комплексной программе экспериментальной отработки двигателя. Набирается статистика положительных испытаний на огневом стенде для обеспечения надежности двига-



*Главный сварщик В.Н. Семенов*

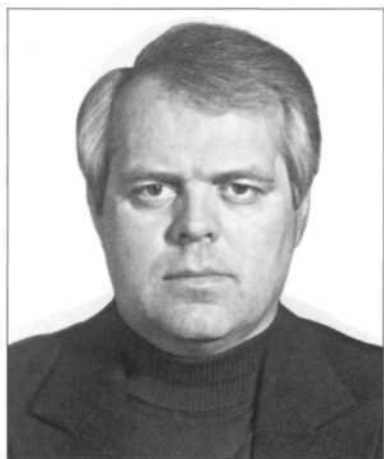


*Начальник отдела В. В. Соловьев*

теля, необходимая перед началом летных испытаний. Словом, работы еще много, а главное, значимость каждого события резко увеличена.

В ходе доводки двигателя основные проблемы в достижении надежности и работоспособности двигателя сводятся к устранению его виброактивности, связанной с огромной мощностью основных агрегатов: камеры сгорания, турбонасосного агрегата и газогенератора. Заметная роль в достижении приемлемого значения виброактивности принадлежит отделу динамики во главе с его бессменным начальником на протяжении многих лет доктором технических наук В.В. Соловьевым. Основная задача этого отдела состояла в изыскании рекомендаций по результатам проведенных огневых испытаний двигателя, направленных на снижение или устранение вибраций того или иного элемента двигателя или двигателя в целом. Значимость этого подразделения в доводке двигателя и его разработке в целом трудно переоценить. Нельзя не вспомнить наиболее отличившихся в ходе доводки двигателя работников этого отдела: это кандидат технических наук Е.Н. Беляев, Л.С. Воликов, И.М. Кошелев, кандидат технических наук Х.Б. Сарафасланиян, А.С. Харитонов.

Трудно представить себе доводку РД-170 (171) без отдела неразрушаемого контроля во главе с его начальником кандидатом техниче-



*Начальник отдела А. С. Рудаков*

ских наук А.С. Рудаковым. Работники этого отдела самозабвенно выполняли свою работу.

И, наконец, также нельзя забыть об отделе вычислительной техники, начальником которого многие годы был А.И. Бастрыгин.

В который раз я не устаю напоминать, что мною отмечены в этой книге, конечно, далеко не все, своим вкладом заслуживающие, чтобы о них вспомнили. Это касается и отдельных сотрудников, и подразделений. Думаю, причина ясна: таких очень и очень много.

# Глава 17

## *Летные испытания*

Итак, с 1973 года до начала 1985 года прошла целая эпоха создания мощного ЖРД, не имеющего аналогов в отечественном и зарубежном ракетном двигателестроении. Были проведены все необходимые наземные испытания, включая испытания в составе первой ступени ракеты-носителя "Зенит". Двигатель, прошедший необходимые контрольно-технологические испытания, поставлен головному разработчику для установки на Южном машиностроительном заводе на ракету-носитель "Зенит" для проведения первого летно-конструкторского испытания.

Теперь уже двигатель находится под эгидой головного разработчика, то есть специалистов конструкторского бюро "Южное". Как всегда, там есть представители и нашего объединения - это работники службы летных испытаний и вообще летных пусков, Министерства обороны, курирующие разработку двигателя, а в будущем его эксплуатацию. Функция отдела, который отвечает за двигатель, после того как он покидает пределы нашего предприятия, крайне ответственна. Его основная задача отвечать на любые вопросы, возникающие в ходе летных испытаний, а затем и в ходе эксплуатации. А это очень непросто: надо досконально знать двигатель, его конструкцию и функционирование. Необходимо быть в курсе доводки и изготовления. Главное, это подразделение отвечает за обеспечение идентичности запуска, работы на режиме и отключения двигателя в условиях огневого стенда и в процессе штатного полета ракеты-носителя. Для всего этого требуется высокий профессионализм и богатый опыт работы в службе летных испытаний.

Не случайно во всех двигателестроительных фирмах непременно есть службы летных испытаний и эксплуатации.

И вот на календаре 13 апреля 1985 года. Главный конструктор В.П. Радовский с необходимой свитой специалистов из первых лиц соответствующих служб находится на полигоне. В этот день состоится первое летное испытание ракеты-носителя "Зенит". Нахожусь в кабине главного конструктора и "стерегу" звонки по телефону правительственной связи. Нервное напряжение описать не берусь. Пытаюсь работать с документами, в них в работе главного конструктора недостатка не бывает, но не получается, по несколько раз читаю один и тот же текст, но тщетно: внять его сути не в состоянии. И вдруг - характерный звонок "кремлевки". Лихорадочно хватаю трубку телефона. Из трубки звучит вопрос о том, кто у телефона. Называюсь, а сам уже узнал по голосу заместителя министра общего машиностроения Александра Сергеевича Матренина. "Владимир Федорович, слышишь, что говорю: летит, понимаешь, уже шестидесятая секунда...". И бросает трубку. Хорошенькое дело: то, что летит, это, конечно, ура! Но еще лететь больше минуты, а дальше должны быть еще несколько минут полета второй ступени, а там тоже наш двигатель. Однако все закончилось полным триумфом, первый же пуск - и сразу успех. Сообщив об этом всем на предприятии, я увидел повсеместный восторг, сплошное ликование. А что было на полигоне, сколько я не пытался "пытать" очевидцев, никто толком ничего рассказать не смог. Видимо, эмоциональный накал всех непосредственных участников первого летного испытания ракеты "Зенит" был настолько велик, что в памяти ничего конкретного не отложилось.

На втором летном испытании "Зенита" нашу фирму от руководства представлял я. Как всегда, на пуске был заместитель главного конструктора по летным испытаниям А.В. Сафонов, который вообще практически не покидает полигон, поскольку представляет вует на всех пусках всех типов ракет с нашими двигателями. Ну и какое же впечатление осталось от пуска у меня? И у меня от напряжения в памяти осталось мало что. Запомнилось только, как смотрю на экран телевизора, вижу ракету на старте, ожидаю ее медленный подъем, как у легендарной "семерки", а она после команды "Пуск" исчезла практически мгновенно. Сначала удивляюсь, а потом догадываюсь, что тяговооруженность ракеты "Зенит" несоизмеримо больше, чем у "семерки".

Во время испытаний двигателя на стенде или в составе ракеты напряжение у участников пусков крайне велико. Приведу пример. Как-то у нас на испытательном комплексе провели эксперимент. Замерили давление крови у специалиста, ведущего испытание, до и после испытания. Так вот, давление крови у этого, заметим, молодого и здорового человека подскочило более чем в полтора раза. Можно себе представить, какая нагрузка падает на испытателей, если они проводят порой в неделю по два-три испытания.

Всего летно-конструкторских испытаний ракеты "Зенит" было проведено более десятка, и каждый раз все проходило успешно. В декабре 1987 года комплекс "Зенит" был принят специальной государственной комиссией в эксплуатацию.

Практически одновременно, со сдвигом не более двух лет, были начаты летно-конструкторские испытания ракеты-носителя "Энергия" и ракетно-космического комплекса "Энергия" - "Буран", где стоят по четыре блока с двигателями РД-170. Правда, было проведено всего по одному пуску, однако они прошли успешно, и это существенно подтвердило надежность двигателей.

Специалисты, обеспечивающие техническое руководство летными испытаниями двигателей в составе ракет-носителей, заслуживают особого уважения. Прежде всего несколько слов о руководителе службы летных испытаний, заместителе главного конструктора по летным испытаниям Сафонове Анатолии Васильевиче. Высококвалифицированный специалист, преданный своему делу работник, он абсолютно безотказно находился на полигоне. А это не просто. Климат там континентальный: лето очень жаркое, температура воздуха почти всегда за 40 °С, а зима очень холодная, с резким ветром. Словом, работать там не слишком комфортно. Помимо профессиональных качеств, он обладает редкой коммуникабельностью, что в условиях необходимости общаться со множеством специалистов различных специальностей крайне важно. Надо отметить также и начальника отдела летных испытаний Дмитрия Евгеньевича Астахова. Не буду слишком распространяться о его достоинствах, скажу только, что он командует отделом около двадцати лет, а за разработку двигателя РД-170 (171) Д.Е. Астахов удостоен самой престижной премии того времени. На нашем предприятии такой чести удостои-



*Начальник отдела Д.Е. Астахов*

лись всего три человека. Все работники этого отдела достойны упоминания в этой книге. Выделим некоторых из них: Н.Н. Соловьев, Ю.П. Семенов, А.П. Пирог, Н.Н. Прядкин, Е.П. Ларин.

Создать такой уникальный двигатель, как РД-170 (171), одному, пусть даже чрезвычайно во всех отношениях мощному предприятию, практически не представляется возможным. Ведь в состав двигателя входят огромное число комплектующих деталей, узлов и агрегатов, которые могут быть изготовлены только на специализированных производствах. Итак, переходим к следующей главе.

# Глава 18

## *Смежники. Вышестоящие организации. Заказчик*

**Смежники** - это предприятия, участвующие в создании какого-нибудь объекта, в данном случае жидкостного ракетного двигателя. К одной из многочисленных групп смежников относятся предприятия, занимающиеся изготовлением и поставкой элементов комплектующих деталей, узлов и агрегатов. Вторая группа смежников - это, как правило, научно-исследовательские организации, которые непосредственно своими исследованиями, научными трудами, проведением порой сложнейших экспериментов участвуют в разработке новейших образцов техники различных направлений. Конечно, их очень много и мы, как и в других случаях, отметим наиболее важные в отношении оказания нам технической и научной помощи. Условно разделим эту группу предприятий на две:

предприятия, являющиеся отраслевыми научными организациями. В нашем случае это прикладные научные институты Министерства общего машиностроения, Министерства авиационной промышленности и Министерства обороны;

институты, занимающиеся фундаментальными исследованиями. Это институты, работающие под эгидой Академии наук страны.

Наибольший вклад в разработку двигателя РД-170 (171) внесли следующие отраслевые институты:

НИИТП - Научно-исследовательский институт тепловых процессов. Этот институт занимается вопросами и проблемами отработки внутривдвигательных процессов;

ЦНИИМаш - Центральный научно-исследовательский институт машиностроения. Это головной институт Министерства общего ма-



шиностроения, который занимается стратегией развития ракетной техники в нашей стране;

НИИТМ - Научно-исследовательский институт технологии машиностроения. Само название института определяет его тематику и направление работы;

НИИМВ - научно-исследовательский институт, занимающийся вопросами разработок новых специальных материалов для нужд ракетной техники;

ИПМП - Институт проектирования машиностроительных предприятий. Тематика этого института - проектирование стендовых баз для доводки жидкостных ракетных двигателей и вообще стендовых сооружений для объектов ракетной техники;

НИИХМ - институт, занимающийся разработкой технологий испытаний двигателей, ракет и элементов их конструкции, а также проведением испытаний огневых жидкостных ракетных двигателей и ступеней ракет;

НИИИТ - Научно-исследовательский институт измерительной техники. Его задача - разработка измерений различного назначения в ракетной технике. Все эти отраслевые институты находились в ведении Министерства общего машиностроения.

Большой вклад в создание двигателя РД-170 (171) внесли отраслевые институты Министерства авиационной промышленности:

ЦИАМ - Центральный институт авиационного моторостроения. Направленность его тематики вытекает из названия;

НИАТ - Научный институт авиационной технологии;

ВИАМ - Всероссийский институт авиационных материалов.

Из институтов Академии наук страны могу назвать только институт машиноведения, который делал попытки улучшить конструкцию агрегатов питания двигателя с целью снижения их виброактивности. Однако предложения этого института приняты не были. Работы по компонентам топлива эффективно велись ГИПХ - Государственным институтом прикладной химии.

Работы отраслевых институтов Министерства общего машиностроения по обеспечению разработки двигателя можно разделить на следующие условные этапы:

решение отдельных проблемных или сложных технических вопросов по узлам и агрегатам двигателя или двигателя в целом;

составление и выпуск заключений по эскизному проекту на разработку двигателя;

участие в рабочих группах и комиссиях по завершающим доводочным испытаниям и межведомственным испытаниям агрегатов двигателя и двигателя в целом;

разработка и выпуск заключений на допуск двигателей к летно-конструкторским и летным испытаниям.

Объективно наибольшую помощь в разработке двигателя нам оказал НИИТП. Вот эти работы.

*Испытание теплозащитных элементов.* Вследствие того, что струя истекающих из двигателя газов за счет излучения существенно нагревает элементы конструкции двигателя и ракеты, неизбежна установка тепловой защиты. Была проведена совместная работа, благодаря которой были выбраны материалы и спроектирована конструкция тепловой защиты. Задача была успешно решена.

*Исследование возгорания узла качания.* Как мы уже выяснили, управление вектором тяги двигателя конструктивно осуществляется за счет использования узлов качания, расположенных над камерами двигателя и работающих в окислительной среде при высокой температуре, при этом не исключена вероятность возгорания узлов качания. После выполнения этой работы нашей организации были выданы соответствующие рекомендации, которые были внедрены в конструкцию двигателя и позволили исключить возгорание.

*Исследование устойчивости процессов в камерах сгорания и газогенераторах* (теория, моделирование, экспериментальные испытания и т.д.). Чрезвычайно важная работа. Читатель, надеюсь, помнит, что в числе основных проблем, возникших при разработке двигателя, была проблема виброактивности.

Внедрение конструктивных мероприятий по данным рекомендациям позволило снизить величину вибраций до приемлемых пределов.

*Отработка полноты сгорания топлива в камере сгорания.* Эта работа позволила решить задачу обеспечения требуемого удельного импульса двигателя, то есть обеспечить одно из основных требований технического задания головного разработчика-ракетчика на двигатель.

*Отработка охлаждения камеры сгорания.* Думаю, понятно, если камеру сгорания не охлаждать, то она прогорит, а то и вовсе сгорит.

Провели совместную работу, по результатам которой внедрили в конструкцию соответствующие мероприятия. Камера не горит.

*Профилирование сопла камеры сгорания двигателя.* Сопло - это узел камеры сгорания, обеспечивающий истечение продуктов сгорания из камеры с обеспечением дополнительной тяги двигателя. Поэтому чем оптимальнее будет спрофилировано сопло, тем больше будет тяга двигателя.

*Исследование материалов на возгораемость.* Возгорание конструкции двигателя при доводке двигателя было одной из двух основных проблем обеспечения работоспособности и надежности двигателя. По результатам этой работы были определены геометрические размеры фильтра, устанавливаемого на входе в двигатель и отделяющего внутренние полости двигателя от баков ракеты, из которых не исключена возможность попадания в двигатель алюминиевых частиц, которые могут привести к возгоранию двигателя. При наличии фильтра с соответствующими размерами ячеек такая возможность исключена.

*Участие в профилировании проточной части насосов и бустеров.* Работа очень важная, так как от качества проточной части насосов и бустеров, ее плавности и чистоты обработки в значительной степени зависит величина вибраций конструкции турбонасосного агрегата, а следовательно, и виброактивность двигателя в целом.

*Исследование возгораний в насосах и турбине.* По результатам этой работы были выбраны покрытия, позволившие исключить возгорания в этих элементах конструкции двигателя.

*Участие в работах по разработке агрегатов двигателя.* По результатам этой работы в агрегаты регулирования двигателя внесен ряд изменений.

*Участие в работах по обеспечению устойчивости процессов запуска и останова двигателя за счет установки газового демпфера на входе двигателя.*

*Исследование возгорания уплотнений.*

*Участие в работах по обеспечению устойчивости процессов системы регулирования.*

Все перечисленные работы были использованы в доводке двигателя и дали положительные результаты. Многие ученые института в свою работу вкладывали не только знания, но душу и сердце. С осо-

бой теплотой вспоминаются директор института тех времен профессор Валентин Яковлевич Лихушин, начальник отделения института член-корреспондент Академии наук страны Александр Павлович Ваничев и многие другие. НИИТГ оказал НПО Энергомаш ощутимую помощь при разработке двигателя РД-170 (171).

Особо отметим НИИТГ за работы по темам "Возгорание" и "Виброактивность". Естественно, все эти работы проводились под эгидой и при непосредственном участии НПО Энергомаш.

В головном институте ЦНИИМаш работ, проведенных для НПО Энергомаш, было гораздо меньше. Основные из них следующие:

*прочностные испытания рам и траверс;*

*участие в составлении программы испытаний узла качания;*

*участие в профилировании проточной части насосов;*

*исследование работы насосов при большом содержании в жидкости парогазовой фазы;*

*проведение различных виброиспытаний.*

Здесь хочется вспомнить, что 21 июня 1981 года постановлением Правительства страны был создан межведомственный координационный совет по обеспечению создания комплекса "Энергия" - "Буран", где был образован ряд рабочих групп по различным направлениям. В рабочую группу 4 по проблемам разработки двигателя РД-170 (171) вошли ведущие специалисты отраслевых институтов Министерства общего машиностроения и Министерства авиационной промышленности, в том числе специалисты ЦНИИМаш.

Начиная с середины июня 1982 года специалисты рабочей группы 4 и специалисты ЦНИИМаш принимали активное участие в разборах всех стендовых испытаний двигателя РД-170 (171) и прежде всего аварийных. Они подписывали или согласовывали все заключения и отчеты, то есть в какой-то степени разделяли ответственность с разработчиками двигателя. По работе этой группы особенно запомнился сотрудник ЦНИИМаш доктор технических наук Владимир Иванович Петров. Он своей эрудицией и энергией побуждал ставить вопросы и решать их.

Таким образом, в этой главе наглядно показано, что в одиночку ни одно даже очень мощное предприятие не в состоянии создать такой уникальный ракетный двигатель, как двигатель РД-170 (171). Смеж-

ников у нас было десятки сотен. Однако еще о двух смежниках не могу не сказать.

Это прежде всего производственное объединение "Полет", которое было ориентировано на серийное производство двигателя РД-170 (171). Для решения поставленных задач там было создано большое производство, включая огневой стенд для проведения контрольно-технологических испытаний. Если тему серийного производства, как теперь говорят, раскручивать дальше, то получится огромный труд. Мы же ограничимся тем, что упомянем об этом, как об одном из главных моментов разработки, доводки и серийного изготовления двигателя. И еще отметим Самарский завод "Металлист", на котором почти с самого начала разработки и доводки двигателя РД-170 (171) изготавливались камеры сгорания этого двигателя. К слову сказать, этот завод был определен как серийный для изготовления камер сгорания двигателя для второй ступени ракеты "Зенит" (также разработки нашего объединения).

Смежники разработчиков ракетной техники волей-неволей должны были в качестве изготовления своей продукции подтягиваться до уровня предприятий ракетной техники. Надеюсь, что все, сказанное здесь о смежниках, дает достаточное представление об их важности и значимости. Без смежников не было бы двигателя РД-170 (171), так что кооперация неизбежна.

То же самое можно сказать и о вышестоящих организациях.

**Вышестоящие организации**, так же как организации смежников, можно условно разделить на две группы. Это прежде всего организации технического плана - ракетные фирмы, которые принято называть головными разработчиками. Работа с этими фирмами начинается с выдачи технического задания на разработку той или иной ракетной системы. Это большая работа, которая ведется совместно головной фирмой и, в нашем частном случае, фирмой разработки ракетных двигателей. В дальнейшем на протяжении создания ракетного комплекса до самой сдачи его в эксплуатацию это сотрудничество продолжается в тесном контакте. Этот контакт необходим особенно в период летных испытаний ракеты.

Понятно, что при создании ракеты-носителя "Энергия" и ракетно-го комплекса "Энергия" - "Буран" нашей фирме было задано для раз-

работки три технических задания. Поскольку при разработке космической системы "Энергия" - "Буран" была заложена блочная схема ракеты (как на знаменитой "семерке"), то вначале разрабатывалась ракета среднего класса "Зенит", первая ступень которой в дальнейшем была использована в качестве бокового блока "Энергии". Для ракеты-носителя "Зенит" наша фирма разрабатывала двигатели первой и второй ступеней соответственно РД-171 и РД-120.

Основной нашей вышестоящей организацией в техническом плане было конструкторское бюро "Южное", возглавляемое академиком Владимиром Федоровичем Уткиным. В те памятные 1980-е годы его первым заместителем был Леонид Данилович Кучма, ставший затем генеральным директором завода южного машиностроения. Сотрудничество с этим предприятием было предельно плодотворным и эффективным.

Другим предприятием, которое следует считать нашим головным в техническом плане, является научно-производственное объединение "Энергия". В течение всего периода разработки двигателя РД-170 (171) мы находились под руководством В.П. Глушко, но работали в основном с КБ "Южное".

К другой группе вышестоящих административных организаций следует прежде всего отнести Министерство общего машиностроения (МОМ), которое осуществляло руководство всеми работами нашего предприятия в плане финансирования, контроля, подключения смежников, а также стратегией и технической политикой разработки двигателя через свои отраслевые институты.

Из работников Министерства прежде всего вспоминается министр общего машиностроения Сергей Александрович Афанасьев, который был министром в самые трудные для разработки двигателя годы. Несмотря на то что, по моему мнению, он не верил в техническую возможность создания двигателя РД-170 (171), С.А. Афанасьев делал все возможное и порой невозможное для решения всех организационных проблем по созданию двигателя.

Вопросами создания двигателей в МОМ занималось третье главное управление. Из его работников особенно запомнились Ю.Н. Коптев, ныне генеральный директор Российского авиационно-космического агентства, В.Н. Ходаков, Б.Д. Остроумов, М.В. Синельников. Каждый из них в меру своих сил и возможностей помогал нашему пред-

приятно решать многие проблемные вопросы при создании двигателя.

После ухода С.А. Афанасьева на другую работу министрами общего машиностроения были О.Д. Бакланов, В.Х. Догужиев, О.Н. Шишкин. К этому времени вопрос о создании двигателя РД-170 (171) был практически решен. И все же на их долю выпала достаточно большая работа по созданию двигателя.

Особо хочется отметить Ивана Степановича Силаева, который был тогда главой Министерства авиационной промышленности. Он безоговорочно верил в возможность создания двигателя и содействовал его созданию, подключая к разработке все отраслевые институты своего министерства.

Безусловно, к вышестоящим организациям относится и ВПК (военно-промышленная комиссия). Ее работники во главе с председателем Л.В. Смирновым внесли заметный вклад в работу нашего предприятия над двигателем. Нельзя не вспомнить Б.А. Комиссарова, Э.М. Попова, М.М. Малашкина. Они весьма продуктивно осуществляли координацию работ между нашим предприятием, предприятиями нашего министерства и другими министерствами.

Перечислена лишь малая часть предприятий и организаций, принявших непосредственное участие в разработке нашего двигателя, хотя уже это подчеркивает монументальность проводимых работ. А ведь я еще не упоминал Министерство обороны - нашего основного **заказчика** на разработку ракетно-космических комплексов.

Читатель со стажем, безусловно, помнит, что в середине 1980-х годов была сделана попытка внедрить на всех предприятиях страны так называемый государственный контроль за качеством выпускаемой продукции. Все это ни к чему позитивному не привело. Все это не касается предприятий военно-промышленного комплекса и, в частности, предприятий, изготавливающих ракетную технику.

Наше предприятие всегда работало при наличии государственного контроля. Контроль качества и сроков изготовления готовой продукции проводился военным представительством Министерства обороны и осуществлялся на всех этапах проектирования, конструирования, изготовления и испытаний готовой продукции, включая летные испытания.

В самом начале 1950-х годов из всех ведущих технических вузов страны был произведен набор в военные технические учебные заведе-

ния, в частности академию им. Ф.Э. Дзержинского, с целью создания кадров для военных представительств на предприятиях военно-промышленного комплекса. Это заметно повлияло на улучшение качества их работы. Военные контролировали буквально все пооперационно, и проскочить какому-либо дефекту изготовления, после того как деталь или узел прошли контроль отдела технического контроля предприятия, а затем и военного представительства, было чрезвычайно затруднительно. Короче говоря, мы работали с государственным контролем в лице военных представительств все время. При этом надо сказать, что в военные учебные заведения был большой конкурс. Отбирались лучшие из лучших абитуриентов или представителей гражданских вузов. Поэтому, как правило, они не довольствовались одной контрольной функцией в своей работе, а зачастую вникали в суть разработки и доводки, что создавало условия для конкуренции идей и технических решений. Представители военных приемок становились квалифицированными партнерами, и это заметно поднимало творческий потенциал любой разработки. Академик В.П. Глушко очень ценил работу военных представительств.

В самом начале разработки двигателя РД-170 (171) руководителем военного представительства на нашем предприятии был полковник-инженер, лауреат Государственной премии Селяев Николай Петрович. Далее на протяжении всей разработки двигателя эту должность занимал ныне покойный полковник-инженер Юрий Александрович Фатуев, кандидат технических наук, человек огромного жизненного опыта, эрудит и интеллигент. Военное представительство под их руководством внесло весьма внушительный вклад в разработку уникального двигателя РД-170 (171).

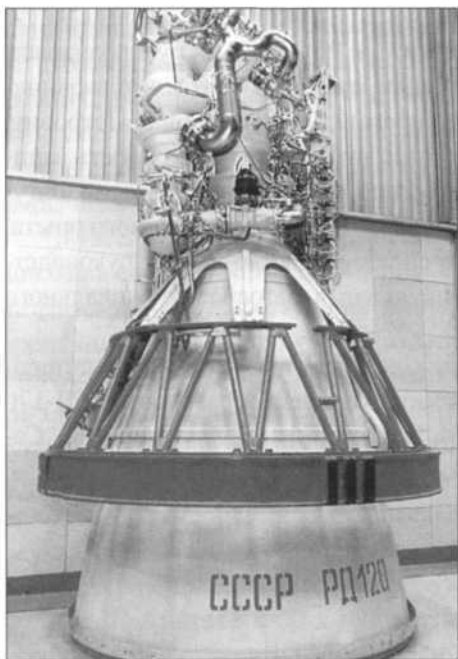
Не могу не вспомнить ведущих работников военного представительства нашего предприятия. Заметный вклад в разработку РД-170 (171) внесли Л.Н. Барботько, Е.М. Петров, Б.Н. Мельников, В.М. Сапожников, В.Р. Поликаркин, В.В. Лузинов, В.А. Баранов.



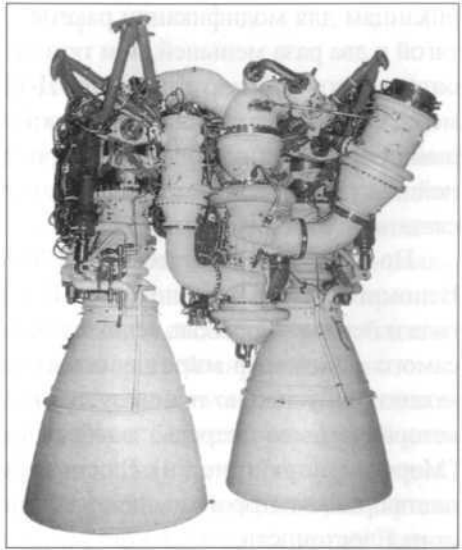
# Глава 19

## *Модификации РД-170*

Читатель, видимо, обратил внимание, что в книге при написании индекса двигателя в скобках пишется еще число 171. По ходу изложения можно было понять, что двигатель РД-170 предназначен для установки на боковые блоки ракеты-носителя "Энергия", а РД-171 - для установки на ракету-носитель "Зенит". При этом РД-171 является модификацией (мало отличающейся разновидностью) двигателя РД-170. Отличие состоит в разных значе-



*Рис. 22. В 1985 году было завершено создание однокамерного двигателя РД-120 с турбонасосной системой подачи топлива*



*Рис. 23. Кислородно-керосиновый двигатель РД-180*

ниях углов качания камер сгорания для управления полетом ракеты.

При завершении доводки двигателей РД-170 и РД-171, которая велась практически одновременно на одной и той же материальной части, выявилась возможность некоторого форсирования двигателей, что было сделано в пределах пяти процентов от номинала. Нет сомнений в том, что эта последняя модификация будет в дальнейшем использована, так как востребованность мощности беспредельна.

Теперь несколько слов о производных двигателя РД-170. В свое время из экспериментального двигателя 2УКС, предназначенного для отработки камеры сгорания двигателя РД-170 (171), был разработан двигатель РД-120 (рис. 22), который используется на второй ступени ракеты-носителя "Зенит". Это - одна из производных двигателя РД-170 (171).

Уже после завершения разработки двигателей для первых ступеней ракет-носителей "Энергия" и "Зенит" был создан двигатель РД-180 для ракеты "Атлас" (США) (рис. 23). Получение заказа от американской фирмы было связано с огромными трудностями далеко не технического характера. Однако в конечном счете вопрос был решен в нашу пользу, и это существенно поддержало нашу фирму в финансовом плане.

Теперь о сути вопроса в техническом аспекте. Дело в том, что аме-

риканцам для модификации ракеты "Атлас" потребовался двигатель с тягой в два раза меньшей, чем тяга двигателя РД-170. Поэтому удалось создать производную двигателя РД-170, позаимствовав от него две камеры, газогенератор, часть агрегатов автоматики и узлов и деталей общей сборки. Таким образом, двигатель РД-170 (171) имеет свое дальнейшее развитие, возможности которого, без преувеличения можно сказать, неограниченны.

По-видимому, двигатель РД-170 (171) будет двигателем XXI века. Вспомним, что ракета-носитель Р-7 успешно эксплуатируется с 1957 года и неизвестно, сколь велик ее эксплуатационный срок. Срок жизни самого мощного в мире двигателя сейчас предсказать просто невозможно. Он успешно используется в составе ракеты-носителя "Зенит", которая, в свою очередь, задействована в международном комплексе "Морской старт" (рис. 24). В основу этого комплекса заложена морская платформа, с которой осуществляется запуск ракет, такая система имеет ряд достоинств.

Итак, мечта огромного творческого коллектива о создании мощного жидкостного ракетного двигателя осуществилась.



*Рис. 24. РН "Зенит-3SL" с двигателями РД-171 и РД-120 стала основой международной программы "Морской старт"*

Да, ушел двадцатый век в историю. Какие в нем были важнейшие события для человечества? Если бы на этот вопрос довелось ответить мне, я бы сказал: освоение в ходе прогресса науки и техники атомной энергии и развитие гигантскими темпами ракетно-космической техники.

Действительно, благодаря атомной энергии значительно увеличился энергетический потенциал технического развития человечества, появилась возможность существенно влиять на военный потенциал противостоящих экономических систем и вместе с тем способствовать обеспечению сдерживания сторон в развязывании третьей мировой войны.

А без ракетно-космической техники невозможно было бы развитие телевидения, спутниковой связи, а главное, без ракет-носителей нельзя осуществить доставку ядерных зарядов на территорию противника. Их наличие является сдерживающим фактором конфликтующих сторон, а следовательно, залогом мира и стабильности на земле. В свою очередь, без ракетных двигателей невозможно создание и функционирование ракет-носителей. Вот в этом и состоит собственная значимость деятельности всех тех, кто создает ЖРД.

В меру своей компетентности я попытался описать титаническую работу по созданию самого мощного и совершенного жидкостного ракетного двигателя РД-170 (171). Создание этого двигателя, по существу, обеспечило задел энергетики в ракетной технике, думаю, на весь двадцать первый век. Это стало возможным благодаря высококвалифицированному коллективу профессионалов, созданию уникальных производственной и испытательной баз, подключению огромного количества специализированных организаций и высоких государственных инстанций.

В заключение хочу повторить, что я изложил весь материал весьма конспективно и людей - участников грандиозной работы, естественно, перечислить всех не смог. Сделано большое дело. Все участники разработки РД-170 (171) могут гордиться созданным двигателем. Однако я убежден, что все еще впереди. Впереди новые свершения и разработки. Прогресс остановить невозможно.

# **Основные вехи создания двигателя РД-170 (171) в НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко**

**5 марта 1960 года** организована конструкторская бригада для проектной проработки вариантов перспективных двигателей под руководством доктора технических наук С.П. Агафонова

**23 июля 1960 года** принято постановление Правительства о создании мощных ракет-носителей (РН) и соответственно мощных ЖРД для них

**1961 год.** Начата разработка ЖРД-253 для первой ступени РН "Протон"

**26 мая 1962 года** ОКБ-456 (ныне НПО Энергомаш) утверждено головным исполнителем работ по двигателю РД-253 для ракеты "Протон"

**26 июня 1962 года** принято постановление Правительства о начале разработки РД-270 для первой ступени ракеты-носителя тяжелого класса УР-700

**18 июля 1962 года** принято постановление Правительства о проведении в ОКБ-456 поисковых работ по выбору оптимальных схем и параметров ЖРД с тягой до 1000 тс

**22 октября 1965 года** Министерством общего машиностроения (МОМ) принято решение о выполнении в ОКБ-456 пред эскизного проекта РД-270 в связи с предложением главных конструкторов В.Н. Челомея, В.П. Глушко, В.П. Бармина, В.И. Кузнецова

**Октябрь 1967 года - июль 1969 года.** Проведение огневых испытаний экспериментальных ЖРД РД-270 с укороченным соплом (29 испытаний на 22 двигателях)

**III квартал 1969 года.** Остановка работ по разработке РД-270 из-за отсутствия решения о дальнейших работах по РН УР-700

**Первая половина 1973 года.** Проведение проработок возможных вариантов кислородно-керосиновых двигателей с тягой не менее 500 тс

**Конец 1973 года.** Выбрана компоновка четырехкамерного ЖРД для разработки мощного кислородно-керосинового двигателя

**Август 1974 года - ноябрь 1977 года.** Проведение огневых испытаний модельных двигателей 1УК и 2УК для отработки процессов в камере сгорания и модельном газогенераторе для РД-170 (171) (346 огневых испытаний с общей наработкой 19 658 с)

**Декабрь 1974 года.** Разработан эскизный проект РН "Зенит"

**16 марта 1976 года** принято постановление Правительства о разработке ракеты-носителя "Зенит" с ЖРД РД-171 на первой ступени и РД-120 на второй ступени

**Июнь 1976 года - октябрь 1978 года.** Проведены огневые испытания модельного двигателя ЗУК для отработки конструкции газогенератора РД-170 (132 огневых испытания с наработкой 5193 с)

**12 декабря 1976 года** академик В.П. Глушко утвердил проект МКС (многоразовой космической системы) с двухступенчатой ракетой-носителем

**Февраль 1977 года.** Разработан эскизный проект РН "Зенит" с ЭРД РД-171 и РД-120 в моноблочном варианте

**Май 1977 года - июнь 1978 года.** Проведены огневые испытания модельного двигателя 2УКС для отработки конструкции камеры сгорания ЖРД РД-170 (171) (68 огневых испытаний с наработкой около 6000 с)

**Июнь 1978 года - декабрь 1980 года.** Проведены огневые испытания модельного двигателя БУК для отработки конструкции ТНА РД-170 (171) (31 огневое испытание с наработкой 280 с)

**1978 год.** Начаты работы по организации серийного производства ЖРД РД-170 (171) на ПО "Полет" в Омске

**31 января 1979 года** проведено первое огневое испытание ЖРД РД-120 для второй ступени РН "Зенит"

**25 августа 1980 года** проведено первое огневое испытание ЖРД РД-170 - самого мощного в мире ЖРД, предназначенного для первой ступени РН "Энергия"

**11 октября 1980 года** подписан приказ МОМ о разработке эскизного проекта семейства ЖРД МД-185 для первой ступени РН "Зенит" и "Энергия"

**9 июня 1981 года** проведено первое успешное огневое испытание ЖРД РД-170

**Сентябрь 1981 года.** Успешно проведено контрольно-технологическое испытание ЖРД РД-171 № 18, предназначенного для дальнейших испытаний в составе первой ступени РН "Зенит"

**1981 год.** Изготовлен первый макет ЖРД-170 на ПО "Полет" в Омске

**26 июня 1982 года.** Аварийное огневое испытание ЖРД РД-171 в составе первой ступени РН "Зенит" на стенде НИИХиммаш в Загорске

**Май 1983 года.** Проведено первое огневое испытание ЖРД РД-170 на номинальном режиме

**7 июня 1983 года** создан Омский филиал КБЭМ НПО "Энергия" для авторского надзора и конструкторского сопровождения изготовления ЖРД РД-170 и РД-171

**Июнь 1983 года.** Изготовлен первый двигатель РД-170 на ПО "Полет" в Омске

**1 декабря 1984 года** проведено первое успешное огневое испытание ЖРД РД-171 в составе первой ступени РН "Зенит" на стенде НИИХиммаш в Загорске

**13 апреля 1985 года** успешно осуществлен первый запуск РН "Зенит" с ЖРД РД-171 и РД-120 на первой и второй ступенях

**Ноябрь 1985 года.** Проведены огневые стендовые испытания ЖРД РД-170 в составе блока "А" ракеты-носителя "Энергия"

**Июль 1986 года.** Выдано заключение о допуске РД-170 к летным испытаниям в составе блока "А" ракеты-носителя "Энергия"

**15 мая 1987 года** осуществлен успешный запуск РН "Энергия" с ЖРД РД-170 на первой ступени

**Декабрь 1987 года.** Завершены летные испытания РН "Зенит" с ЖРД РД-171 и РД-120 на первой и второй ступенях соответственно

**15 ноября 1988 года** осуществлен успешный запуск универсальной ракетно-космической системы "Энергия" - "Буран" с ЖРД РД-170 на первой ступени

**Декабрь 1988 года.** Начата отработка ЖРД РД-170 на десятикратный ресурс работы

**Июнь 1989 года.** ЖРД РД-170 демонстрируется на Международном аэрокосмическом салоне в Ле Бурже (Франция)

**1989 год.** Официально подтверждена возможность четырехкратного ресурса работы ЖРД РД-170

**1992 год.** Официально подтверждена возможность десятикратного использования ЖРД РД-170 для полетов

**11 октября 1995 года** впервые в истории проведены демонстрационные огневые испытания российского серийного ЖРД РД-120 в США на стенде компании Пратт энд Уитни во Флориде

**Январь 1996 года.** НПО Энергомаш объявлено победителем конкурса на разработку ЖРД для модернизированной РН "Атлас" компании Локхид Мартин (США)

**15 ноября 1996 года** проведено первое огневое испытание ЖРД РД-180, разрабатываемого для первой ступени американской ракеты-носителя "Атлас", на стенде НПО Энергомаш в Химках

**Июнь 1997 год.** ЖРД РД-180 демонстрируется на Международном аэрокосмическом салоне в Ле Бурже (Франция)

**29 июля 1998 года** проведено первое огневое испытание ЖРД РД-180 в составе ступени РН "Атлас" компании Локхид Мартин на стенде Центра Маршалла в Хантсвилле (США)

**2 января 1999 года** первый серийный двигатель РД-180 отправлен в США

**17 марта 1999 года** первый полномасштабный макет ЖРД РД-191 для семейства РН "Ангара" поставлен в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

**28 марта 1999 года** успешно проведен первый испытательный запуск РН "Зенит" с ЖРД РД-171 и РД-120 по программе "Морской старт" с плавучей платформы

**25 мая 2000 года** осуществлен запуск американской РН "Атлас 3" с российским двигателем РД-180, являющимся модификацией РД-170

# ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие . . . . .	3
Введение . . . . .	4
Глава 1. <i>Что такое ЖРД</i> . . . . .	6
Глава 2. <i>НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко</i> . . . . .	12
Глава 3. <i>Разведка боем</i> . . . . .	17
Глава 4. <i>Разработка двигателя РД-270</i> . . . . .	28
Глава 5. <i>Накануне</i> . . . . .	45
Глава 6. <i>Начало разработки</i> . . . . .	51
Глава 7. <i>Основные стратегические направления разработки двигателя РД-170 (171)</i> . . . . .	63
Глава 8. <i>Задел</i> . . . . .	67
Глава 9. <i>Техническое задание на разработку двигателя РД-170 (171)</i> . . . . .	72
Глава 10. <i>Камера ЖРД</i> . . . . .	74
Глава 11. <i>Газогенератор ЖРД</i> . . . . .	97
Глава 12. <i>Турбонасосный агрегат ЖРД</i> . . . . .	101
Глава 13. <i>Агрегаты автоматики ЖРД</i> . . . . .	110
Глава 14. <i>Узлы и агрегаты общей сборки. Герметичность и уплотнения</i> . . . . .	119
Глава 15. <i>Перед натурными испытаниями</i> . . . . .	124
Глава 16. <i>Доводка</i> . . . . .	133
Глава 17. <i>Летные испытания</i> . . . . .	163
Глава 18. <i>Смежники. Вышестоящие организации. Заказчик</i> . . . . .	167
Глава 19. <i>Модификации РД-170</i> . . . . .	176
Основные вехи создания двигателя РД-170 (171) в НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко . . . . .	180



Научно-популярное издание

**Трофимов Владимир Федорович**

# Осуществление мечты

Научный редактор *В.Ф. Рахманин*

Редактор *О. Г. Красильникова*

Художественный редактор *Т.Н. Погорелова*

Технический редактор *СЮ. Агафонова*

Корректоры *Л. И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина*

Лицензия ИД № 05672 от 22.08.01 г.

Сдано в набор 05.11.2001. Подписано в печать 27.11.2001.

Формат 60x88/16. Бумага мелованная. Гарнитура Тайме.

Печать офсетная. Усл. печ. л. 11,27. Усл. кр.-отг. 11,76.

Уч.-изд. л. 9,57. Тираж 2150 экз. Заказ 2109.

ФГУП "Издательство "Машиностроение" / "Машиностроение-Полет"

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Отпечатано в ОАО "Типография "Новости"

107005, Москва, ул. Фридриха Энгельса, 46



**ТРОФИМОВ Владимир Федорович** – первый заместитель руководителя НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко с 1974 по 1993 год, участник разработок жидкостных ракетных двигателей для ракет-носителей различного назначения, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, кандидат технических наук, кавалер орденов Ленина и Трудового Красного Знамени.

