

## Неизвестный двигатель забытой ракеты

**И.Афанасьев**

После запусков первых отечественных ИСЗ перед ОКБ-1 (г. Калининград Московской обл.) под руководством С.П.Королева стала задача увеличения возможностей РН на базе «семерки», прежде всего за счет установки третьей ступени. Новая ракета должна была обеспечить запуск более тяжелых КА на околоземные орбиты, а также пуски первых аппаратов к Луне. С ее же помощью предполагалось выводить на орбиту первые пилотируемые космические корабли.

К этому времени в ОКБ-456 (г. Химки Московской обл.) под руководством В.П.Глушко уже несколько лет изучалось новое горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

Для определения удельного импульса тяги, охлаждающих свойств нового горючего и устойчивости рабочего процесса в Государственном институте прикладной химии (ГИПХ) и в ОКБ-456 проводились эксперименты на модельных камерах и установках с применением вытеснительной подачи компонентов; в качестве окислителя использовался жидкий кислород (ЖК). Расчеты и эксперименты показали, что использование НДМГ в качестве горючего дает прирост удельного импульса ЖРД по сравнению с керосином примерно на 4% (см. табл. 1).

НДМГ  $\text{N}_2\text{N} - \text{N}(\text{CH}_3)_2$  – производное гидразина – в промышленных масштабах получают взаимодействием хлорамина с диметиламином. Продукт представляет собой бесцветную гигроскопичную жидкость с аммиачным запахом. Плотность –  $790.5 \text{ кг/м}^3$  (при  $20^\circ\text{C}$ ), температура плавления  $-57.2^\circ\text{C}$ , кипения  $+63^\circ\text{C}$ . Высоко токсичен, при обычной температуре и в отсутствии воздуха стабилен, но при выше  $350^\circ\text{C}$  разлагается с выделением теплоты и образованием горючих газообразных продуктов; при перегревах в замкнутом пространстве взрывается. Более стабилен и менее взрывоопасен, чем гидразин и монометилгидразин, устойчив при хранении в герметично закрытых емкостях. Растворяется в воде, спиртах, углеводородах, аминах и эфирах. Коррозионно малоактивен по отношению к конструкционным материалам. В открытой печати СССР обозначался обычно как НДМГ, в ведомственных документах как «гептил».

По охлаждающей способности новое горючее примерно соответствовало керосину, но низкая температура его разложения заставляла принять специальные меры против перегрева в зарубашечном тракте камеры.

В начале 1958 г. вышло постановление правительства, в соответствии с которым ОКБ-456 поручалась разработка двигателя для третьей ступени ракет ОКБ-1, работающего на топливе ЖК–НДМГ. Этот же документ предусматривал создание дублирующего двигателя на топливе ЖК–керосин на базе рулевой камеры РД-107 разработки ОКБ-1. Дублирующий ЖРД разрабатывало ОКБ-154 (г. Воронеж) под руководством С.А.Косберга. Наличие в заделе ряда уже отработанных ранее агрегатов (камера, газогенератор, блоки автоматики, узлы ТНА и др.) позволяло рассчитывать на сжатые сроки отработки «дублера». Это был не первый и отнюдь не последний случай конкуренции в отечественном ракетном двигателестроении.

К конструкции ЖРД предъявлялись специфические требования: обеспечение максимального реально достижимого в тот период времени удельного импульса тяги; минимальная масса конструкции; надежный запуск в вакууме.

Двигатель ОКБ-456 получил обозначение РД-109. В его конструкцию были заложены следующие передовые для своего времени конструкторские решения:

1. Камера с высотным соплом. Периферийные форсунки горючего создавали пристеночную завесу, предохраняющую НДМГ в зарубашечном пространстве от перегрева. Материал огневой стенки в области высоких тепловых потоков – медный сплав, а в закритической части сопла – нержавеющая сталь (экономия до 10 кг массы сопла);
2. Для уменьшения массы баков ступени давление компонентов топлива на входе ТНА

задавалось низким; насос выполнялся двухвальным (преднасосы на втором валу), с приводом через редуктор (турбина – высокооборотная). Удельная масса ТНА (0.065 кгс/л.с.) свидетельствовала об очень высокой эффективности конструкции;

3. Рабочее тело турбины – продукты сгорания топлива в двухкомпонентном газогенераторе (ГГ). Уже тогда было ясно, что для двигателя такой размерности, работающего на топливе ЖК–НДМГ, наиболее перспективным был однокомпонентный ГГ с термическим разложением горючего. Но на данном этапе освоения НДМГ создание такого агрегата представлялось весьма сложной задачей, требовавшей проведения исследований по организации стабильного рабочего процесса. Исходя из сжатых сроков отработки ЖРД приняли решение использовать в его конструкции двухкомпонентный ГГ (температура газа 1123 К). Однокомпонентный рассматривался как резервный вариант и проходил стадию НИР. Запуск двигателя и раскрутка ТНА – от пиростартера;
4. Для управления полетом ступени предполагалось использовать перепуск отработанного на турбине газа через несколько неподвижных рулевых сопел, которые создавали дополнительную тягу. Температура газа 748 К, подводящие трубопроводы и сопла – из листов жаропрочной стали;
5. Для воспламенения компонентов топлива в камере при запуске ЖРД служили пирозажигательное устройство (ПЗУ) и специальная вышибная заглушка;
6. Для максимального снижения импульса последствия при выключении ЖРД использовался пироклапан отсечки окислителя: клапаны отсечки горючего устанавливались непосредственно в смесительной головке камеры.

Двигатель РД-109 состоял из камеры сгорания, ТНА, ГГ, агрегатов автоматики и узлов общей сборки. Камера сгорания, охлаждаемая горючим, имела плоскую форсуночную головку и профилированное сопло. Начальная раскрутка турбины ТНА производилась пусковым пирозарядом, установленным в ГГ. Тяга регулировалась корректировкой работы ТНА путем изменения расхода горючего через ГГ; соотношение компонентов – изменением расхода окислителя с помощью дросселя.

Система пневмо- и электропневмоклапанов и электроприводов обеспечивала автоматическое управление ЖРД в процессе запуска и полета; рабочее тело агрегатов автоматики – сжатый азот. Баки ракеты предполагалось наддувать основными компонентами топлива: окислителя – кислородом, отбираемым за насосом и подогреваемым в змеевиках испарителя, горючего – рабочим телом из ГГ, балластируемым в смесителе горючим до нужной температуры.

Разработка двигателя была начата в 1958 г. Опытный завод ОКБ-456 изготовил 12 укороченных и 40 штатных камер сгорания, 7 комплектов ТНА, до 35 комплектов агрегатов автоматики, свыше 20 вариантов смесительных головок двухкомпонентных ГГ и другой материальной части.

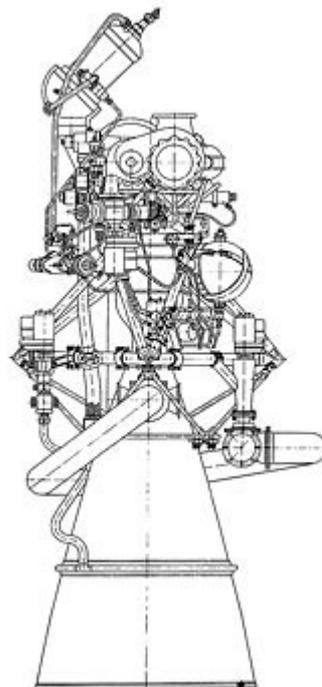
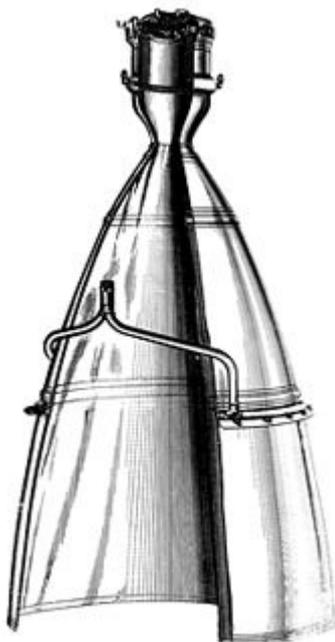


Схема двигателя РД-109



Камера сгорания двигателя  
РД-119

В 1959 г. начались огневые испытания, которые подтвердили возможность создания ЖРД на новом горючем. Одновременно проверялась возможность охлаждения камеры сгорания НДМГ и исследованы его эксплуатационные свойства.

Отработка запуска двигателя проводилась на стенде, оборудованном специальной барокамерой объемом 90 м<sup>3</sup>, обеспечивавшей при проведении испытаний остаточное давление около 1 мм рт.ст. При испытаниях была выбрана последовательность подачи команд при запуске ЖРД, определены расходы компонентов топлива на предварительной ступени, отработаны режимы продувок, а также проверена работоспособность ПЗУ.

Испытания показали, что зона устойчивости работы двигателя (по давлению газов в камере) лежит выше, чем это ранее предполагалось, и давление в камере было увеличено с 76 до 79 атм.

Отработка камеры и двухкомпонентного ГГ шла особенно трудно.

Так, свыше 80 тестов камер, проведенных при баллонной подаче компонентов топлива, показали, что удельный импульс тяги для данной конструкции ниже расчетного (340 сек вместо 343). Имели место случаи разложения НДМГ в тракте охлаждения, прогары огневой стенки камеры. Это вызывало необходимость принятия ряда конструктивных мер.

Много усилий потребовала отработка двухкомпонентного ГГ. Несмотря на то, что было проведено более 250 испытаний (как автономно, так и в составе двигателя), устойчивой его работы добиться не удалось. Особые трудности при надежном запуске вызывал чрезмерно малый расход окислителя.

Вместе с тем положительные результаты дали работы по однокомпонентному ГГ термического разложения горючего. К началу 1959 г. были изготовлены его натурные образцы, и после успешных испытаний в составе двигателя однокомпонентный газогенератор был принят в качестве основного.

К середине 1959 г. все агрегаты автоматики и общей сборки прошли чистовые доводочные испытания (ЧДИ) и начались их испытания в составе двигателя. Было проведено свыше 70 прожигов продолжительностью до 250 сек; отрабатывалась схема запуска и отключения в условиях вакуума. В ОКБ-1 был поставлен ряд макетов двигателя.

Однако С.П.Королев не мог мириться с затягиванием отработки нового ЖРД. РД-109 не успевал к первым пускам к Луне, и на третьей ступени РН 8К72 был установлен двигатель РО-5 разработки КБХА. К слову сказать, он был создан в рекордно короткое время – всего за 7 месяцев! – и уже в пуске 2 января 1959 г. отработал успешно. Оставалась слабая надежда, что РД-109 будет установлен на носителе пилотируемого корабля, но и она вскоре угасла: удельные характеристики

Табл. 2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ камер сгорания двигателей РД-109 и РД-119		
Характеристика	РД-109	РД-119
Секундный расход компонентов топлива:		
– окислителя, кг/сек	18.53	18.30
– горючего, кг/сек	11.43	11.33
Соотношение компонентов	1.62	1.615
Удельная тяга камеры, сек	340	358
Давление, атм:		
– газов в камере сгорания	79	80.5
– газов на срезе сопла	0.1	0.063
– окислителя перед форсунками	86	91
– горючего перед форсунками	89	89.2
Диаметр, мм:		
– цилиндрической части камеры	210	210
– критического сечения сопла	93.1	93.1
– выходного сечения сопла	712.2	941
Длина, мм:		
– полная длина камеры	1494.9	1719.35
– цилиндрической части камеры	200.0	200.0
– докритической части сопла	135.0	135.0
Объем камеры до критического сечения сопла, л	9.5	9.5
Охлаждающий компонент	Горючее	Горючее
Количество форсунок:		
– окислителя, шт.	144	136
– горючего, шт.	109	149
Литровая тяга в пустоте, кгс/л	1073	1120
Коэффициент полноты:		
– давления в камере	0.951	0.972
– удельной тяги	0.936	0.942

химкинского ЖРД оказались ниже расчетных, а воронежского – выше. Значительных преимуществ двигатель на топливе ЖК–НДМГ не имел, в связи с чем ОКБ-1 отказалось от его использования в своих программах.

В середине 1959 г. ОКБ-586 (г. Днепропетровск) под руководством М.К.Янгеля выступило с предложением о создании легкого носителя для запусков спутников массой до 450 кг на базе ракеты Р-12. Применение двигателя РД-109 при некоторой его модернизации и конструктивной доработке позволяло решить эту задачу.



2-я ступень РН 11К63 с КА «Интеркосмос-8»

Для выполнения требований ТЗ было необходимо снизить массу ЖРД, обеспечить его надежную работу и требуемые характеристики. Снижение массы агрегатов достигалось путем широкого внедрения титановых сплавов (шар-баллон высокого давления для азота, корпуса газораспределителей, смесительная головка ГГ) и новых конструкторско-технологических решений (диски с лопатками роторов ТНА соединялись сваркой трением, ГГ стал неохлаждаемым и т.п.).

Дальнейшим развитием РД-109, предназначенным для установки на второй ступени ракеты 63С1, явился двигатель РД-119. В его конструкцию был внесен ряд кардинальных изменений, существенно улучшивших характеристики по сравнению с исходным ЖРД. Степень расширения камеры была увеличена с 790 до 1280, улучшен тепловой режим внутренней стенки (установка перед областью втекания двухщелевого пояса дополнительного охлаждения), отработана новая форсуночная головка, повысившая устойчивость рабочего процесса и обеспечившая большую полноту сгорания компонентов топлива. Указанные мероприятия обеспечили получение рекордного\* для своего времени удельного импульса в пустоте (352 сек). Благодаря рациональному профилю закритической части сопла, а также выполнению всех наружных деталей нижней части и стенок малотеплонапряженных участков закритической части сопла из титановых сплавов удалось несколько уменьшить массу камеры (52 кг вместо 54 кг), несмотря на значительное увеличение выходного диаметра сопла.

В производстве наибольшие трудности возникли при отработке технологии изготовления титановой камеры сгорания. После привлечения к этой работе головных институтов страны – НИИ-88, НИТИ-40, НИИ-13, ВИАМ – совместными усилиями была создана камера, обеспечивающая надежную работу ЖРД.

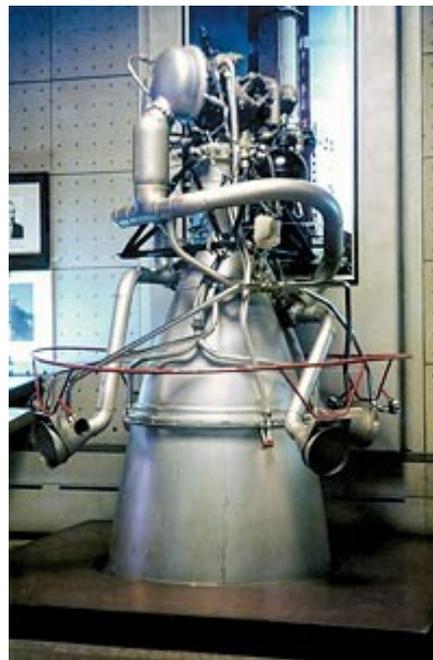
В отличие от РД-109, соотношение компонентов топлива двигателя РД-119 не регулируется и задается установкой расходных шайб по магистралям окислителя и горючего.

В августе 1960 г. вышло постановление правительства о создании двухступенчатой РН, использующей в качестве первой ступени доработанную ракету Р-12, а в качестве второй ступени – новый ракетный блок с модернизированным РД-109. Носитель получил обозначение 63С1.

Для выполнения требований ТЗ было необходимо снизить массу ЖРД, обеспечить его надежную работу и требуемые характеристики. Снижение массы агрегатов достигалось путем широкого внедрения титановых сплавов (шар-баллон высокого давления для азота, корпуса газораспределителей, смесительная головка ГГ) и новых конструкторско-технологических решений (диски с лопатками роторов ТНА соединялись сваркой трением, ГГ стал неохлаждаемым и т.п.).

Дальнейшим развитием РД-109, предназначенным для установки на второй ступени ракеты 63С1, явился двигатель РД-119. В его конструкцию был внесен ряд кардинальных изменений, существенно улучшивших характеристики по сравнению с исходным ЖРД. Степень расширения камеры была увеличена с 790 до 1280, улучшен тепловой режим внутренней стенки (установка перед областью втекания

двухщелевого пояса дополнительного охлаждения), отработана новая форсуночная головка, повысившая устойчивость рабочего процесса и обеспечившая большую полноту сгорания компонентов топлива. Указанные мероприятия обеспечили получение рекордного\* для своего времени удельного импульса в пустоте (352 сек). Благодаря рациональному профилю закритической части сопла, а также выполнению всех наружных деталей нижней части и стенок малотеплонапряженных участков закритической части сопла из титановых сплавов удалось несколько уменьшить массу камеры (52 кг вместо 54 кг), несмотря на значительное увеличение выходного диаметра сопла.



Ракетный двигатель РД-119

Для повышения эффективности системы управления полетом в первые секунды работы РД-119, так же как и для РД-109, был предусмотрен перепуск газа из ГГ в рулевые сопла, минуя турбину.

Табл. 3. Сравнительные характеристики двигателей РД-119 и 11Д58

Параметр	РД-119	11Д58
Разработчик	ОКБ-456 В.П.Глушко	ОКБ-1 С.П.Королева
Назначение	II ступень РН «Космос»	IV ступень РН «Протон-К»
Топливо	ЖК-НДМГ	ЖК-керосин
Тяга в вакууме, тс	10.7	8.5
Удельный импульс, сек	352	351
Время работы, сек	260	680
Масса, кг	179	230
Диаметр, м	1.02	1.17
Высота, м	2.17	2.27
Давление в камере, атм	79	77.5
Отношение тяги к массе	59.77	36.96
Годы разработки	1958-1962	1962-1968
Серийное производство	1962-1972	1968-1974

К середине 1961 г. было проведено более 140 испытаний двигателя РД-119, что позволило в сентябре 1961 г. осуществить его ЧДИ. Каждое собранное изделие подвергалось стендовому контрольному огневому испытанию продолжительностью 150 сек; проводились также выборочные партионные испытания на ресурс продолжительностью 260 сек. Успешное проведение стендовых автономных испытаний, а также тесты двух двигателей в составе второй ступени на стенде НИИ-229 в Загорске позволили перейти к летным испытаниям 63С1.

Первый пуск был проведено 27 октября 1961 г., однако из-за неустойчивой работы системы управления первой ступени он не был успешным. Несмотря на нештатные условия, РД-119 успешно запустился и нормально отработал положенное время. Второе ЛКИ было проведено 21 декабря 1961 г. Двигатель РД-119 нормально запустился и отработал 233 сек, однако из-за ошибки в расчете заправки баков второй ступени его работа была прекращена раньше расчетного времени. Третий пуск 16 марта 1962 г. прошел успешно; на орбиту был выведен спутник ДС-2, положив начало регулярным запускам ИСЗ серии «Космос».

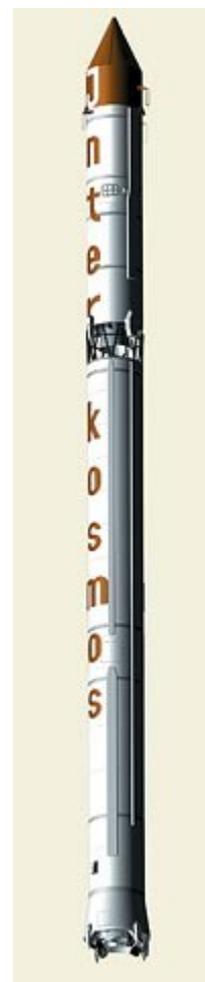
В 1963 г. серийное производство РД-119 было передано Красноярскому машиностроительному заводу («Красмаш»); конструкторское сопровождение производства осуществлял филиал ОКБ-456.

Ракета 63С1 и ее модернизированный вариант 11К63 летала с космодромов Капустин Яр и Плесецк до 1977 г. За это время было выполнено 164 орбитальных пуска, из них 144 – успешно. На орбиту было выведено 145 ИСЗ, причем 22 августа 1964 г. – сразу два.

Возможно ли было дальнейшее совершенствование носителя «Космос-2» на базе Р-12? Наверное, да, например за счет установки новой второй ступени на высококипящем топливе. Это упростило бы обслуживание ракеты, использующей компоненты, «работающие» в самых разных интервалах температур. Но достичь столь высокого удельного импульса, как у РД-119, на долгохранимом топливе очень сложно. Для этого пришлось бы разрабатывать совершенно новый ЖРД с высочайшими параметрами, не достигнутыми, кстати, и сегодня. А поставив более «слабый» двигатель, проектанты теряли в массе ПГ. Конечно, этот показатель не самый главный, есть и другие. Однако тогда новый носитель с грузоподъемностью меньше, чем у старого, не был нужен.

Таким образом, обычный путь модернизации РН «Космос-2» за счет совершенствования 2-й ступени был закрыт. Парадоксальная ситуация – установив на второй ступени в начале 1960-х гг. высокоэффективный ЖРД, днепропетровцы сами себе поставили столь высокую планку, которую (при прочих равных условиях) им не удалось преодолеть до окончания срока эксплуатации ракеты...

РД-119 пробыл в «летающих рекорсменах» по значению удельного импульса до ноября 1963



г. и уступил призовое место американскому RL10, оставаясь тем не менее до середины 1970-х наилучшим по параметрам среди серийных ЖРД «неводородного» (и «неэкзотического») класса (см. табл. 3).

Оригинальность конструкции и высокие энергетические характеристики позволили с успехом продемонстрировать РД-119 за рубежом как достижение советского космического двигателестроения. В 1967 г. он экспонировался на международной выставке «Экспо-67» в Монреале, в 1967–1969 гг. – в Париже, Будапеште, Бухаресте, Вене, Осаке, в 1971–1979 гг. – в Карл-Маркс-Штадте, Рангуне, Варшаве и Хельсинки.

Упорное стремление В.П.Глушко использовать РД-119 и его производные в других космических программах отклика не получили. Больше того, в качестве основного горючего в паре с кислородом НДМГ больше не употреблялся\*\*: его преимущества перед керосином оказались не столь очевидными, как представлялось сначала. Но в мировой ракетной технике «гептил» нашел широкое применение в паре с азотнокислотными окислителями и четырехокисью азота, с которыми он образует самовоспламеняющиеся топлива. В отечественной ракетно-космической технике топливная пара «четыреокись азота – НДМГ» носит название основного топлива («амил – гептил»).

\* Первое стендовое испытание американского кислородно-водородного двигателя RL10 (удельный импульс – 433 сек) состоялось в июле 1959 г.

\*\* Если не считать Нудупе (смесь НДМГ и диэтилентриамин), который заливали в бак горючего РН Jupiter C при запусках самых первых американских ИСЗ серии Explorer.

*Основные источники:*

1. Космонавтика. Энциклопедия / Под ред. В.П.Глушко. – М.: «Советская энциклопедия», 1985. С.111, 101, 329.

2. Альбом конструкций ЖРД ГДЛ-ОКБ, том 3 / Под ред. В.П.Глушко. – М.: Воениздат, 1969. С.92–112.

3. НПО «Энергомаш» имени академика В.П.Глушко. Путь в ракетной технике. Под ред. Б.И.Каторгина. М., Машиностроение-Полет, 2004. С.72-76.

4. Ракеты и космические аппараты Конструкторского бюро «Южное». Под ред. С.Н.Конюхова. Днепропетровск, 2000. С.75-76.

5. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» 1946–1996. – М.: Менонсовполиграф, 1996.