

УДК 621.455

Д. А. Я г о д н и к о в

ПРЕИМУЩЕСТВЕННОСТЬ И МОДЕРНИЗАЦИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Рассмотрены основные подходы и способы реализации повышения энергомассовых характеристик и надежности кислородно-керосиновых жидкостных ракетных двигателей космических ракет-носителей семейства Р-7, разработанных в НПО “Энергомаш” им. акад. В.П. Глушко и КБ Химавтоматики им. С.А. Косберга. Приведены основные преимущества использования жидкого метана как горючего маршевых ЖРД многоразового использования.

E-mail: daj@bmstu.ru

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели, энерго-массовые характеристики, надежность, жидкие топлива, ракеты-носители.

Успехи освоения космического пространства, наши приоритеты в запуске первого спутника и первого космонавта были обусловлены комплексным развитием смежных отраслей ракетно-космической промышленности, созданием новых технологий, конструкционных материалов, внедрением в производство многих пионерских научных идей, конструкторских и технологических решений. Тем не менее можно утверждать, что первенство принадлежит развитию ракетного двигателестроения, в частности созданию маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) [1]. Созданные в ОКБ-456 под руководством и при непосредственном участии академика В.П. Глушко двигатели РД-107 и РД-108 обеспечили вывод на орбиту полезной нагрузки различного назначения, установленной на ракетах-носителях (РН) семейства Р-7: “Спутник” (8К71), “Молния” (8К78), “Союз” (11А511), “Союз-2”-“Русь” (11К55). Успешное применение РН данного семейства обусловлено оказавшимися удачными продольно-поперечной схемой РН и конструкцией двигателей первой и второй ступеней, которые позволяли проводить некоторые модификации, цель которых заключалась в повышении надежности и грузоподъемности.

В настоящей статье рассмотрены основные подходы и способы реализации повышения энергомассовых характеристик и надежности кислородно-керосиновых ЖРД космических РН семейства Р-7, разработанных в ОКБ-1 под руководством академика С.П. Королева, а в настоящее время в РКК “Энергия”, носящей его имя.

Характеристики первых вариантов двигателей РД-107 и РД-108 приведены в табл. 1.

Как следует из приведенных в табл. 1 данных, совершенствование двигателей заключалось в увеличении удельного импульса, что в конечном итоге дает возможность повысить массу выводимой на орбиту полезной нагрузки.

Не останавливаясь на промежуточных технических новшествах, рассмотрим конструкторские решения, реализованные в процессе отработки двигателей РД-107А и РД-108А и позволившие достичь указанных характеристик.

Основные параметры ЖРД [2]

ЖРД	Тяга, кН	I_y , м/с	p_k , Ата	Годы разработки
РД-107 (8Д74)	83/102п	256/313п	60	1954-1959
РД-107ММ (8Д728)	77/94п	257/314п	59,7	1965-1976
РД-117 (11Д511)	69	253/316п	54,2	1969-1975
РД-107А (14Д22)	79/96п	263,3/ 320,2п	61,2	1993-2001
РД-108 (8Д75)	76/96п	248/315п	52	1954-1959
РД-108ММ (8Д727)	69/85п	253/316п	54,2	1965-1976
РД-118 (11Д512)	77/94п	257/314п	59,7	1969-1975
РД-108А (14Д21)	70/87п	257,7/ 320,6п	55,5	1993-2001

Примечание. Буквой “п” помечено значение параметра в пустоте.

Одна из проблем, выявленных в процессе многолетней эксплуатации двигателей первой и второй ступеней РН семейства Р-7, заключается в периодическом возникновении в процессе их технологических испытаний высокочастотной неустойчивости, обусловленной технологическими проблемами в изготовлении двухкомпонентных форсунок. В связи с этим было предложено заменить смесительную головку с двухкомпонентными центробежными форсунками на смесительную головку с однокомпонентными форсунками, которая использовалась на ЖРД РД-111 (8Д716) межконтинентальной баллистической ракеты Р-9А [2].

Для таких камер сгорания в целях улучшения условий охлаждения каналы тракта охлаждения от критического сечения до входа в смесительную головку выполняются не прямыми, а спиральными. В результате интенсификации регенеративного охлаждения стало возможным снизить массовый расход горючего, подаваемого в пристеночный слой для внутреннего охлаждения огневой стенки КС. Следствием таких конструкторских мероприятий явилось увеличение полноты сгорания топлива и, как следствие, повышение удельного импульса на 4...6 с.

Одно из мероприятий, направленных на повышение показателей надежности ЖРД первой и второй ступеней РН типа “Союз”, заключается в замене пиротехнической системы воспламенения кислородно-керосиновой топливной смеси, которая вводится в камеру сгорания через сопло двигателей. В настоящее время заканчивается опытно-конструкторская отработка новой системы запуска, основанной на химическом воспламенении с помощью пускового горючего, как это реализовано на современных двигателях РД-171, РД-180, РД-191 и др.

После успешных запусков первых искусственных спутников коллектив ОКБ-1 под руководством академика С.П. Королева приступил к созданию трехступенчатой РН, которая могла обеспечить полет к Луне и запуск первого человека в космос. Для этих целей была изготовлена третья ступень с маршевым двигателем РД-0109, разработанным в КБ Химавтоматики под

руководством главного конструктора С.А. Косберга. Поскольку возникающие новые задачи приводили к необходимости увеличивать массу полезной нагрузки, то в КБ Химавтоматики проводились опытно-конструкторские работы по совершенствованию данного ЖРД. В частности, были созданы двигатели РД-0110 и РД-0124, основные характеристики которых представлены в табл. 2 [3].

Таблица 2

Характеристики двигателей третьей ступени конструкции КБХА

ЖРД	Тяга, кН	I_y , м/с	p_k , МПа	Год разработки
РД-0109	54,5п	3170п	5	1959
РД-0110	298п	3195п	6,8	1965
РД-0124	294,3п	3520п	15,7	1996

Главной отличительной особенностью двигателя РД-0124 является исполнение его по замкнутой схеме — рабочее тело турбины (генераторный газ) дожигается в четырех камерах сгорания, что позволило значительно увеличить удельный импульс по сравнению с прототипом.

Таким образом, модернизация двигателей всех трех ступеней позволяет увеличить массу полезного груза, выводимого на круговую орбиту высотой 200 км и наклоном 51,6°, на 250...300 кг по сравнению с массой полезного груза РН “Союз”.

Дальнейшее повышение энергомассовых характеристик и надежности ЖРД связано с использованием в качестве горючего сжиженных природных газов, в частности сжиженного метана [4]. Новое горючее имеет в рассматриваемом аспекте ряд важных преимуществ перед керосином при сохранении широкой сырьевой базы и дешевизны. К их числу относятся:

- возможность создания замкнутой схемы ЖРД с восстановительным газогенератором;

- более высокие энергетические характеристики ракет (на 5...10% большая масса полезного груза при одинаковой массе ракеты);

- более высокая энергетическая чистота продуктов сгорания и компонентов, не образующих при аварийных проливах взрывоопасных окисилквитов, которые могут возникнуть в топливе керосин–кислород;

- существенное упрощение технологии очистки конструкции ЖРД (и ракетного блока) после огневого контрольного технологического испытания, а возможно, и полное ее исключение из-за криогенности (самоиспаряемости) обоих компонентов топлива. Это преимущество следует считать решающим при переходе в будущем на использование многофазовых транспортных систем;

- лучшие охлаждающие свойства метана;

- более низкую стоимость метана (в 3 раза меньше, чем у керосина).

Так, научно-исследовательские работы, выполненные в НПО “Энергомаш” им. акад. В.П. Глушко [5, 6], показывают, что схема с дожиганием восстановительного генераторного газа, а также лучшие (по сравнению с керосином) охлаждающие свойства метана позволяют снизить требуемую мощность насоса окислителя до уровня 5...6% мощности ТНА.

Кроме того, давление за насосом кислорода равно ~40 МПа, что намного ниже, чем давление за насосом “О” кислородно-керосинового двигателя РД-191; разница составляет ~20 МПа. Данные результаты свидетельствуют о преимуществе восстановительной схемы, поскольку отпадает необходимость разработки высокорасходного и высоконапорного насоса кислорода, что является необходимым условием достижения высокой надежности и многофазовости использования ЖРД.

Кроме того, в восстановительной схеме расход рабочего тела на привод турбины снижается в 2,5 раза и более по сравнению с окислительной схемой, благодаря чему представляется возможным уменьшить габаритные размеры и снизить массы газогенератора и турбины.

Резюмируя приведенные данные по характеристикам ЖРД первой, второй и третьей ступеней можно сделать вывод, что только конструирование двигателей с максимально возможными на период разработки техническими решениями, а также непрерывный поиск путей модификации штатных двигательных установок обеспечили приоритет России и это будет залогом ее дальнейших успехов при освоении космического пространства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Черток Б. Е. Ракеты и люди. Лунная гонка. – М.: Машиностроение, 2000. – 332 с.
5. НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко. Путь в ракетной технике. – М.: Машиностроение-Полет, 2004. – 488 с.
2. Каторгин Б. И., Чванов В. К., Фатуев И. Ю., Ганин А. А. Разработка и внедрение в эксплуатацию маршевых жидкостных ракетных двигателей 14Д21, 14Д22 с повышенным удельным импульсом тяги // Вестник отделения “Космические энергетические системы нового поколения” Российской академии космонавтики. – 2004. – Вып. 1. – С. 7–11.
3. Уманский С. П. Ракеты-носители. Космодромы. – М.: Изд-во “Рестарт+”, 2001. – 216 с.
4. Каторгин Б. И., Клепиков И. А., Чванов В. К. Новое поколение двигателей для ракет на экологически безопасном топливе “жидкий кислород и сжиженный природный газ (метан)” // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Спец. вып. “Теория и практика современного двигателестроения”. – 2004. – С. 58–67.
6. Клепиков И. А. Использование охлаждающих свойств метана для увеличения энергетики ЖРД с дожиганием восстановительного газа // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2005. – № 1. – С. 15–23.

Статья поступила в редакцию 24.12.2010



Дмитрий Алексеевич Ягодников родился в 1961 г. окончил в 1984 г. МВТУ им. Н.Э. Баумана. Д-р. техн. наук, профессор, заведующий кафедрой “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 140 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований рабочих процессов в ракетных двигателях.

D.A. Yagodnikov (b. 1961) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1984. D. Sc. (Eng.), professor, head of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 140 publications in the field of experimental and theoretical studies of working processes in rocket engines.