



## СПЕЦИАЛЬНЫЕ ТОПЛИВА ДЛЯ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## SPECIAL FUELS FOR LAUNCH AND SPACE VEHICLES

Статья поступила в редакцию 06.03.2012. Ред. рег. № 021/12. УДК 629.7.036.54-63  
Заключение совета рецензентов: 11.03.2012. Заключение совета экспертов: 16.03.2012. Принято к публикации 21.03.2012.

### О работах КБХА по освоению СПГ в качестве горючего для перспективных ЖРД

**А.Ф. Ефимочкин, А.В. Шостак, С.П. Хрисанфов**

ОАО КБХА,  
д.20, ул.Ворошилова, г.Воронеж, Россия, 394006,  
тел. (473) 234-65-65, 263-36-80; факс (473) 234-65-71, 276-84-40.  
E-mail: cadb@comch.ru

Интерес к сжиженному природному газу (СПГ) как ракетному горючему для использования в многоразовых ракетно-космических системах (МРКС) обусловлен рядом его энергетических преимуществ по отношению к керосину, что в сочетании с более высокими экологическими характеристиками продуктов сгорания, более низкой стоимостью и неограниченностью сырьевой базы делают данное горючее одним из перспективных.

Применение СПГ в МРКС позволит снизить эксплуатационные затраты по маршевым двигателям в основном за счет сокращения эксплуатационных расходов на межполетное техническое обслуживание двигателей и ракеты. Работы, связанные с применением СПГ в ракетных двигателях, начатые в КБХА в 1994 году и продолжающиеся по настоящее время, охватывают как экспериментальные исследования, так и проектные изыскания.

Полученные результаты позволяют с уверенностью заявлять о возможности перехода к полноразмерной ОКР по созданию ЖРД, работающего на сжиженном природном газе.

Ключевые слова: сжиженный природный газ, многоразовые ракетно-космические системы.

The article has entered in publishing office 06.03.2012. Ed. reg. № 021/12. УДК 629.7.036.54-63  
Referred: 11.03.2012. Expertise: 16.03.2012. Accepted: 21.03.2012

### KBKHA's works related to LNG application as fuel for advanced LPREs

**A.F. Efimochkin, A.V. Shostak, S.P. Khrisanfov**

OSC KBKHA, +7(473) 234-61-25, факс +7(473) 276-84-40, e-mail:cadb@comch.ru

The interest towards liquefied natural gas (LNG) as fuel for reusable space launching systems (SLS) is defined by a number of energy benefits provided by LNG in comparison with kerosene. These benefits, being summed up with higher ecological characteristics of combustion products, lower cost and unlimited raw materials base, make this fuel as one of the most promising.

The application of LNG in SLS will allow to reduce operating costs for sustainer engines mainly at the cost of lower costs for engine and launcher maintenance between flights. KBKHA started the works related to LNG use in space propulsion units in 1994, and these works are carried out to present day including experimental study and design and development research works.

The results obtained allow to state with certainty that it is possible to pass to full-scale development of LPRE operating with liquefied natural gas.

Keywords: liquefied natural gas, reusable space launching systems.

Работы, связанные с применением сжиженного природного газа (СПГ) в ракетных двигателях, проводятся в КБХА с 1994 года и охватывают как экспериментальные исследования, так и проектные изыскания.

Интерес к СПГ как ракетному горючему для космических носителей обусловлен рядом его энергетических и эксплуатационных преимуществ по отношению к керосину, что в сочетании с более высокими экологическими характеристиками продуктов сгорания, более низкой стоимостью и неограниченностью сырьевой базы делают данное горючее одним из перспективных для использования в ракетах-носителях космического назначения.

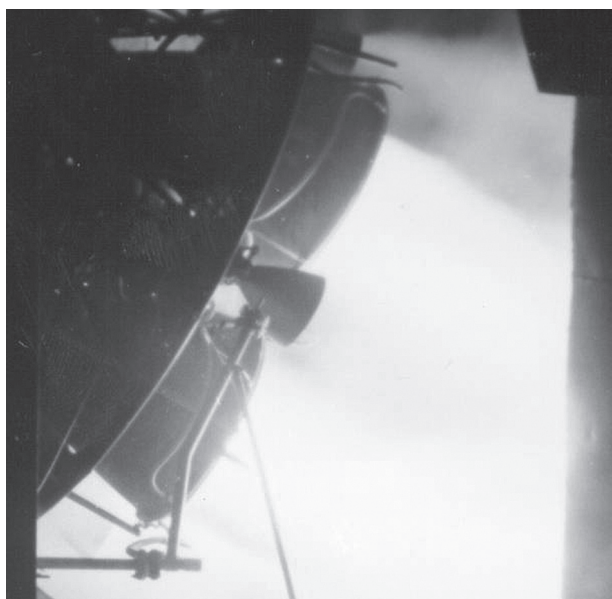
Сравнение свойств СПГ и керосина приведено в таблице. Применение СПГ в системе МРКС позволит в разы снизить эксплуатационные затраты по маршевым двигателям за счет:

- сокращения парка эксплуатируемых двигателей (ресурс метанового ЖРД в 3–5 раз выше ресурса керосинового ЖРД);
- сокращения эксплуатационных расходов на межполетное техническое обслуживание ЖРД и РН;
- избежания возможных потерь ПГ и затрат на ликвидацию последствий аварий РН по причине отказа ЖРД (надежность и безопасность метанового ЖРД выше керосинового ЖРД).

*Таблица. Свойства горючих*  
*Table. Fuel properties*

Показатель	Горючее (в паре с кислородом)		Комментарии
	СПГ	керосин	
Стоимость топлива, руб./кг	26	37	Природный газ – доступное и самое дешевое сырье
Уд. импульс тяги в вакууме, с	358	337	Обеспечивается прирост массы ПГ на 5%
Содержание токсичных веществ в продуктах сгорания, доля СО в %	10,4	24,9	СПГ по экологической чистоте уступает только водороду
Продолжительность технологического цикла очистки двигателя, час	2	24	Важный показатель для МРКС
Охлаждающая способность (комплекс показателей $-\lambda^{0.6} \cdot c_p^{0.4} / \mu^{0.4}$ )	9,8	1,8	Облегчается задача создания надежной камеры сгорания
Температура в камере сгорания, К	3710	3820	То же
Газовая постоянная паров (R), Дж/кг. град	508	43,3	Для СПГ имеется возможность создания двигателя по безгенераторной схеме
Сажеобразование в газовых потоках с избытком горючего	Слабое	Обильное	Обилие сажи является серьезным недостатком
Температура самовоспламенения, К	723	493	–
Концентрационные пределы воспламенения, %	5–15	0,5–10,5	–
Класс опасности по ГОСТ 12.1.007	4	4	–
Инфраструктура производства и хранения СПГ	Отсутствует	Имеется	Космодромы и наземные испытательные стенды должны оснащаться терминалами-ожигителями природного газа
Температура хранения и заправки, К	105	288	Для СПГ пригодна технология, освоенная для жидкого кислорода и других криогенных жидкостей
Плотность горючего, кг/м <sup>3</sup>	424	830	–
Плотность топлива, кг/м <sup>3</sup>	820	1043	–
Теплота сгорания, МДж/кг	50	43	–
Массовое соотношение компонентов	3,5	2,6	–





*Рис. 1. Двигатель РД0110МД в работе*  
*Fig. 1. RD0110MD engine at operation*

За прошедший период на предприятии разными творческими коллективами выполнены следующие работы.

1. 1994–1995 гг. Серия проектных проработок ЖРД тягой 5–200 тс, показавших возможность создания двигателей однократного использования на топливе кислород+СПГ без технического риска по любой из известных принципиальных схем.

2. 1998 г. Продемонстрирована возможность замены керосина на СПГ на кислородно-керосиновом двигателе РД0110 тягой 30 тс, доработанном под метан, – два пуска. Выявлены некоторые особенности развития рабочего процесса в газогенераторе при запуске, и определена возможность возникновения высокочастотных колебаний давления в камере сгорания при организации рабочего процесса по схеме жидкость-жидкость. На рис. 1 представлена

фотография двигателя РД0110МД, работающего на топливе кислород+СПГ. Прямыми экспериментами на полноразмерном двигателе-демонстраторе тягой 18 тс продемонстрирована возможность работы двигателя на СПГ и подтверждено совпадение расчетных оценок с экспериментальными значениями основных параметров агрегатов и двигателя в целом.

3. 2001 г. Исследованы характеристики экономичности и устойчивости рабочего процесса на модельной камере сгорания тягой 2 тс на топливе кислород + СПГ, при этом было проведено:

- три огневых испытания модельной камеры со смесительной головкой, имеющей соосно-струйные форсунки;

- четыре огневых испытания модельной камеры со смесительной головкой, имеющей форсунки с закруткой кислорода;

- два огневых испытания модельной камеры со смесительной головкой, имеющей газодинамические форсунки;

- два огневых испытания модельной камеры сгорания со смесительной головкой, имеющей соосно-струйные форсунки с уменьшенной скоростью метана на выходе из форсунки и с увеличенной подрезкой;

- одно огневое испытание модельной камеры сгорания со смесительной головкой, имеющей форсунки с закруткой кислорода и увеличенной подрезкой.

Цели:

- проведение сравнительной оценки параметров экономичности модельной камеры с различными вариантами смесительных элементов на компонентах топлива газообразный метан + жидкий кислород;

- проведение сравнительной оценки тепловых потоков в огневое днище и в стенку камеры сгорания при испытаниях различных вариантов смесительных элементов;

- проведение анализа пульсаций давления в камере сгорания и пульсаций давления компонентов на входе

## Сергей Петрович Хрисанфов Sergey Petrovich Khrisanfov

**Сведения об авторе:** ведущий конструктор ОАО КБХА, канд. тех. наук.

**Область научных интересов:** рабочие процессы в камере сгорания ЖРД.

**Публикации:** более 70 научных работ и авторских свидетельств.

**Author's personal data:** Candidate of Technical Sciences, Leading Designer of OSC «Konstruktorskoe Buro Khimavtomatiki».

**Field of researches:** operation processes in LPRE combustion chamber.

**Publications:** more than 70 scientific works and author's certificates.



в смесительную головку для различных вариантов смесительных элементов.

В процессе испытаний были реализованы следующие режимы:

– по давлению в камере сгорания, измеренному в конце цилиндрической части камеры сгорания:

- а) 38,1 – 41,54 бар (режим 60%);
- б) 63,7 – 68,41 бар (режим 100%);

– по соотношению компонентов топлива:

- а) 3,14 – 3,79 (режим 60%);
- б) 3,12 – 3,83 (режим 100%);

– по температуре метана на входе в смесительную головку:

- а) 225,1 – 285,5 К (режим 60%);
- б) 245,3 – 281,5 К (режим 100%).

В результате проведенных огневых испытаний, расчета параметров экономичности и теплообмена в модельной камере получено:

а) фронт горения для кислородно-метанового топлива располагается на расстоянии ~ 180–200 мм от огневого днища смесительной головки. Это подтверждается распределением экспериментальной поверхностной плотности теплового потока, расположением следов от периферийных форсунок на внутренней стенке камеры сгорания и параметрами экономичности. По сравнению с камерой, работающей на компонентах топлива жидкий кислород и газообразный водород, фронт горения в кислородно-метановой камере удален от головки на расстояние примерно в два раза большее, что для обеспечения высокой полноты горения требует существенного увеличения времени пребывания;

б) из испытанных смесительных головок в номинальном режиме наибольшую полноту смесеобразования показали смесительные головки с соосно-струйными форсунками 00.14.01–43.080 ( $\phi\beta = 0,9874$ ) и с форсунками с закруткой кислорода 00.14.01–43.090 ( $\phi\beta = 0,9830$ ). На смесительной головке с газодинамическими форсунками была достигнута полнота  $\phi\beta = 0,9594$ . Дальнейшее повышение полноты сгорания топлива в камере сгорания с газодинамическими форсунками возможно при оптимальном выборе параметров форсунки в части скорости истечения метана из форсунки и количества метана, внедряемого в струю кислорода;

в) при снижении режима работы камеры сгорания от номинального до давления 60% от номинального коэффициент полноты рабочего процесса уменьшается на 0,3–0,7%. Это снижение характерно для всех типов испытанных форсунок;

г) полнота сгорания топлива в кислородно-метановой (как и в кислородно-водородной) камере зависит от температуры метана на входе в смесительную головку. Снижение температуры ухудшает полноту сгорания компонентов топлива;

д) проведенные огневые испытания камеры с различными смесительными головками подтвердили высокую устойчивость рабочего процесса для соосно-струйных и газодинамических форсунок во всех исследуемых режимах. При этом для соосно-струйных и газодинамических форсунок среднемаксимальные значения амплитуд пульсаций давления в камере сгорания и давления компонентов на входе в смесительную головку не превышали 6,3% от номинального значения давления. При снижении скорости метана на выходе из форсунки на соосно-струйных форсунках происходит снижение уровня пульсаций давления в камере сгорания и давления компонентов на входе в смесительную головку;

е) при испытании форсунок с закруткой кислорода среднемаксимальные значения амплитуд пульсаций давления в камере сгорания и давления компонентов на входе в смесительную головку в режиме дросселирования достигали величины 11,6%;

ж) проведен расчет тепловых потоков в стенку камеры и в огневое днище для модельной камеры с различными типами смесительных головок.

Испытания камеры сгорания с соосно-струйными форсунками показали:

– увеличение времени пребывания продуктов сгорания с ~ 1,32 мс до ~ 1,89 мс (увеличение длины цилиндрической части на 140 мм) привело к увеличению коэффициента полноты сгорания в номинальном режиме на 4,2%;

– коэффициент полноты рабочего процесса в камере сгорания зависит от скорости истечения метана из форсунки и режимно-геометрического параметра  $c\bar{W}$ . Скорость истечения метана из форсунки и параметр  $c\bar{W}$  имеют, очевидно, оптимальное значение, и их изменение за пределы оптимального значения приводит к снижению полноты смесеобразования. Так, при скорости истечения метана из форсунок ~ 70 м/с и  $c\bar{W} \approx 0,3$  коэффициент полноты сгорания топлива составил  $\phi\beta = 0,9874$ , а при увеличении скорости до ~ 150 м/с и параметра  $c\bar{W}$  до 0,67 коэффициент полноты сгорания топлива снизился до величины  $\phi\beta = 0,9656$ ;

– увеличение подрезки форсунки выше величины калибра форсунки кислорода практически не повлияло на полноту смесеобразования, но привело к возрастанию приведенного значения перепада давлений и по линии кислорода, и по линии метана.





Испытания камеры с форсунками с закруткой кислорода показали:

- увеличение подрезки с 0,7 до 2,6 мм и одновременное уменьшение в  $\sim 2,4$  скорости метана на выходе из форсунки привело к увеличению полноты рабочего процесса в номинальном режиме на  $\sim 1,69\%$ ;
- увеличение подрезки с 2,6 до 4 мм не повлияло на полноту смесеобразования, но привело к возрастанию в  $\sim 2$  раза приведенного значения перепада давлений и по линии кислорода, и по линии метана, а также к возрастанию амплитуды пульсаций давления в камере сгорания.

Сравнивая расчетные значения поверхностной плотности теплового потока с экспериментальными, можно сделать вывод:

- характер распределения расчетных значений поверхностной плотности теплового потока отличается от распределения экспериментальных значений;
- уровень экспериментально измеренного теплосъема со сборочных единиц (ВЗ, ПКС и Ц), расположенных у головки, на 11–35% ниже расчетного значения;
- уровень экспериментально измеренного теплосъема со сборочных единиц (МЦ, ГО, СД), расположенных ближе к сопловой части, выше расчетных значений на 5–15%;
- уровень теплосъема со сборочных единиц камеры с различными вариантами форсунок практически не отличается друг от друга.



**Рис. 2.** Общий вид модельной установки на стенде в процессе испытания  
**Fig. 2.** General view of subscale unit at test stand during testing

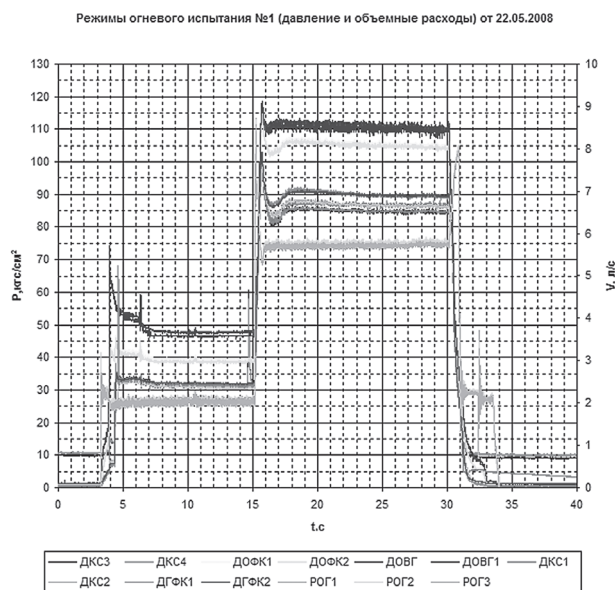
1. 2002–2005 гг. Выполнена серия аналитических и проектных исследований по контракту с французской фирмой «Снекма Моторс» по созданию много-разового ЖРД на метане тягой 200 тс (проработана в объеме технического предложения конструкция много-разового двигателя, разработаны концептуальные положения по созданию простой и дешевой системы диагностики и технического обслуживания, сформулированы рекомендации для конструкторов – проект «Волга»).

2. 2008 г. Экспериментально исследованы рабочие процессы на установке, состоящей из модельной камеры сгорания тягой 2 тс и экспериментального газогенератора, вырабатывающего газ с избытком кислорода. Камера установки работала на генераторном газе с температурой 450–550 К при давлении 30–80 кгс/см<sup>2</sup> и газообразном метане с температурой 250–300 К (схема газ-газ применительно к двигателю РД0162).

Исследовались характеристики смесеобразования, охлаждаемости конструкции и устойчивости рабочих процессов. На рис. 2 представлена фотография работающей установки, на рис. 3 – типовые графики параметров.

В заключение отметим.

1. Испытание смесительных головок с различными значениями режимно-геометрического параметра сщ (от 0,45 до 1,9) при величине утопания торца форсунки «О» относительно торца форсунки «Г»,



**Рис. 3.** Параметры установки  
**Fig. 3.** Unit parameters

равной 2 мм, показали, что наибольшее значение коэффициента полноты сгорания компонентов топлива  $\varphi_v^c = 0,985$  реализуется при  $\overline{c_{щ}} = 0,45$ . Увеличение параметра приводит к снижению коэффициента полноты сгорания топлива в камере сгорания. Дальнейшее увеличение коэффициента полноты сгорания топлива возможно при реализации в смесительной головке параметра  $\overline{c_{щ}} \sim 0,25-0,3$ .

2. Увеличение коэффициента полноты сгорания компонентов топлива в камере сгорания возможно также при увеличении величины утопания торца форсунки «О» относительно торца форсунки «Г» до 4–5 мм. Однако сокращение программы проведения ОИ не позволило определить зависимость полноты сгорания компонентов топлива в камере сгорания и коэффициента удельного импульса тяги от величины утопания торца форсунки «О» относительно торца форсунки «Г».

3. Уровень суммарных теплосъемов с камеры сгорания, полученных при испытаниях в режиме  $P_k = 80$  кгс/см<sup>2</sup> и  $K_m = 3,5$ , составляет  $\sim 80-96\%$  от расчетного значения. В режиме  $P_k = 32$  кгс/см<sup>2</sup> и  $K_m = 3,5$  уровень суммарных теплосъемов удовлетворительно совпадает с расчетным значением (91–95%). Следует отметить, что во всех режимах работы уровень экспериментальных теплосъемов на блоке СД несколько выше расчетных значений, а на блоке СС ниже расчетного значения, что требует уточнения методики расчета профиля поверхностной плотности теплового потока вдоль камеры.

4. Все три испытанные головки с различными значениями параметра  $\overline{c_{щ}}$  обеспечили устойчивую работу модельной установки в номинальном и 40-процентном режимах. При этом среднемаксимальные значения амплитуд колебания давления в камере сгорания достигали:

а) в сорокапроцентном режиме – 4% от давления в камере сгорания;

б) в номинальном режиме – 11,5% от давления в камере сгорания.

С увеличением параметра  $\overline{c_{щ}}$  от 0,45 до 1,9 значение среднемаксимальных амплитуд колебаний давления в камере увеличивается:

– при  $\overline{c_{щ}} = 0,45 - 4,7\% P_{k\text{ ном}}$ ;

– при  $\overline{c_{щ}} = 1,9 - 11,5\% P_{k\text{ ном}}$ .

Во всех проведенных режимах минимальное значение декремента затухания колебаний составило 0,05.

5. Запальные устройства электроплазменного типа с избытком горючего в продуктах сгорания обеспечили надежный поджиг компонентов топлива в газогенераторе и камере на всех испытаниях.

На основании проведенных исследований рекомендованы для перспективных кислородно-метановых камер ЖРД, работающих на окислительном генераторном газе и газифицированном метане, смесительные головки с двухкомпонентными коаксиальными форсунками, обеспечивающими устойчивый процесс и высокую полноту сгорания компонентов топлива.

3. 2006–2011 гг. Выполнен цикл проектных работ по многоразовому ЖРД на метане тягой 200 тс по договору с Исследовательским центром им. М.В. Келдыша (ОКР «Двигатель–2015»). Результатом этих работ явились эскизный и технические проекты двигателя РД0162. Работы по двигателю и его демонстратору тягой 40 тс продолжаются.

4. 2006–2009 гг. Выполнены теоретические и проектные работы по созданию кислородно-метанового двигателя тягой 10 тс по контракту с итальянской фирмой «ФИАТ–АВИАО» и проведена серия из шести огневых испытаний безгенераторного кислородно-водородного двигателя РД 0146 тягой 10 тс, доработанного под топливо кислород+СПГ. Работы в данном направлении продолжаются.

Полученные результаты позволяют с уверенностью заявить о возможности и готовности предприятия и отрасли к переходу к полноразмерной ОКР по созданию ЖРД, работающего на сжиженном природном газе.

