

УДК 621.454.2.04

Р. В. Михальчишин, С. А. Куда, Д. Ю. Головин, М. С. Брезгин

## ОСОБЕННОСТИ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА КИСЛОРОД-МЕТАН

*Представлены результаты сравнительного исследования характеристик метана, керосина и водорода в паре с кислородом. Показаны особенности каждого из этих компонентов. Рассмотрены оптимальные параметры пневмогидравлической системы подачи, в том числе конструкции баков, системы наддува, а также захлаживания трактов питания двигателя.*

*Подано результати порівняльного дослідження характеристик метану, гасу та водню в парі з киснем. Показано особливості кожного з цих компонентів. Розглянуто оптимальні параметри пневмогидравлічної системи подачі, у тому числі конструкції баків, системи наддування, а також заохолодження трактів живлення двигуна.*

*The paper presents the results of comparative investigation into characteristics of methane, kerosene and hydrogen in pair with oxygen. The peculiarities of each of these components are shown. The optimal parameters are considered of pneumohydraulic supply system, including the designs of tanks, pressurization system and engine supply lines cooling system.*

В настоящее время одним из перспективных направлений в ракетно-космической технике является использование в качестве горючего (в паре с кислородом) сжиженного природного газа (СПГ), который содержит от 88 до 99% метана  $\text{CH}_4$ . СПГ представляет собой своего рода компромисс между керосином и водородом.

Цель работы заключается в обобщении результатов анализа влияния применения метана на характеристики пневмогидравлической системы подачи (ПГС), определении облика системы и основных ее параметров. Несмотря на огромный объем информации по разработке двигателей на этих компонентах, в настоящее время сведения по облику ПГС ракет-носителей практически отсутствуют.

Из опубликованных материалов [1-3] известны следующие преимущества применения метана:

- повышение удельного импульса тяги на ~ 8% при умеренно напряженных параметрах ( $P_k=16...19$  МПа) по сравнению с кислородно-керосиновыми жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) с высоконапряженными параметрами ( $P_k$  до 26 МПа);
- простота производства и низкая стоимость (в три раза дешевле керосина);

- экологическая чистота (токсичность продуктов сгорания на 14,5% ниже);
- по сравнению с керосином охлаждающая способность в 2,5 раза выше;
- повышение надежности ЖРД за счет применения восстановительного газогенератора;
- возможность применения управляющих блоков жидкостной реактивной системы на газообразных компонентах;
- газификация и полное удаление остатков топлива в баках и магистралях после приземления ступени или слива топлива;
- снижение требований к жаростойкости конструкционных материалов ЖРД (температура газов перед турбиной до 600 К) и др.

К основным недостаткам метана обычно относят его низкую плотность (на 46% ниже, чем у керосина). В ходе исследований принят комплекс мероприятий, направленных на преодоление этого отрицательного эффекта.

В табл. 1 представлено сравнение основных характеристик метана, керосина и водорода как горючего для ЖРД. С учетом таких параметров, как плотность жидкости и удельная теплота сгорания, было установлено, что, для того чтобы иметь на борту 100 МДж энергии, потребуется водородный бак на 14 л или метановый всего лишь на 4 л, керосиновый – на 2,7 л. Но с точки зрения унификации криогенность метана

скорее его преимущество, чем недостаток, поскольку все равно нужна инфраструктура для жидкого кислорода, который кипит при более низких температурах, чем метан. Тем более что для водорода нужны температуры в четыре раза ниже, чем для кислорода (по абсолютной шкале).

Для 100 МДж энергии при сгорании водорода понадобится 6,6 кг (5,8 л) кислорода. При сжигании метана – 7,25 кг (6,35 л). При равном импульсе разница будет несколько меньше, но все равно в пользу метана, если не учитывать усложнения конструкции баков, потребного для водорода.

Таблица 1

Основные характеристики горючих для ЖРД

Параметр, размерность	Керосин CН <sub>1,952</sub>	Водород H <sub>2</sub>	Метан CH <sub>4</sub>
Температура кипения, К	450-547	23	112
Температура замерзания, К	224	14	91
Плотность при 15°С, кг/м <sup>3</sup>	809	0,09	0,72
Плотность жидкости, кг/м <sup>3</sup>	–	70	422,5
Критическая температура, К	662	33	190
Критическое давление, Па	2 171 848	13 170 00	4 599 200
Удельная теплоемкость, Дж/(кг·К)	2 093	14 300	3 480
Эксплуатационные свойства	Длительного хранения	Криогенный	Криогенный
Молекулярная масса, г/моль	172	2	16
Удельная теплота сгорания, МДж/кг	55	120	43
Соотношение компонентов	2,8	6	3,5

Для сравнения за основу принята топливная система первой ступени одной из разработок КБЮ, подтвердившая свою работоспособность многократными успешными пусками. При этом объем бака окислителя соответствует прототипу, а расход – близкий по значению.

Исходя из плотности и оптимального соотношения компонентов топлива увеличение объема бака горючего составит 37%. При этом

сухая масса бака увеличится на 18%. Но близкие температурные режимы компонентов топлива позволяют использовать промежуточное днище и тем самым сэкономить почти 1400 кг на массе верхнего днища бака горючего и стенках межбакового отсека.

На рис. 1 показано перераспределение массовых характеристик топливных систем РН по сравнению с эталонной конструкцией.

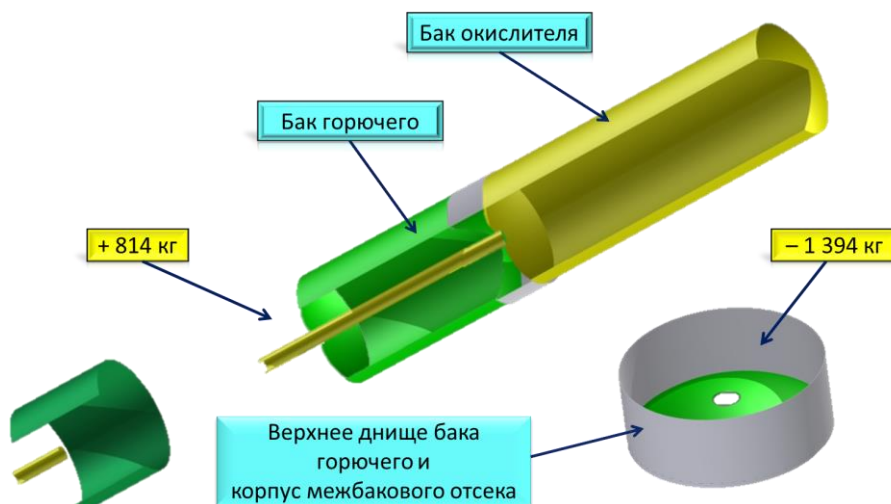


Рис. 1. Измененная конструкция топливной системы

Использование метана в качестве горючего позволяет снизить массу бака на ~11% благодаря конструкции топливного отсека с промежуточным днищем.

Учитывая, что метан – криогенная жидкость, для исключения гейзерного эффекта необходимо перед запуском предусмотреть захлаживание тракта двигателя, например, используя систему «газ-лифт».

С целью обеспечения требуемой температуры жидкого метана в трактах двигателя предусматривается система захлаживания методом циркуляции (рис. 2). Система представляет собой трубопровод, соединяющий заносную полость двигателя с баком. Такая система эффективно применяется для поддержания температуры жидкого кислорода в тракте двигателя и охлаждения камеры сгорания, поэтому для оценки ее работоспособности на метане был проведен расчет.

В табл. 2 приведено сравнение физико-химических свойств жидкого метана и жидкого кислорода.

Таблица 2

Физико-химические свойства жидкого метана и жидкого кислорода

Свойство	Жидкий кислород	Жидкий метан
Температура кипения при атмосферном давлении, °С	-183	-162
Температура плавления, °С	-219	-184
Плотность при атмосферном давлении и температуре кипения, кг/м <sup>3</sup>	1140	420
Теплоемкость, Дж/(кг·°С)	1709,8	3399

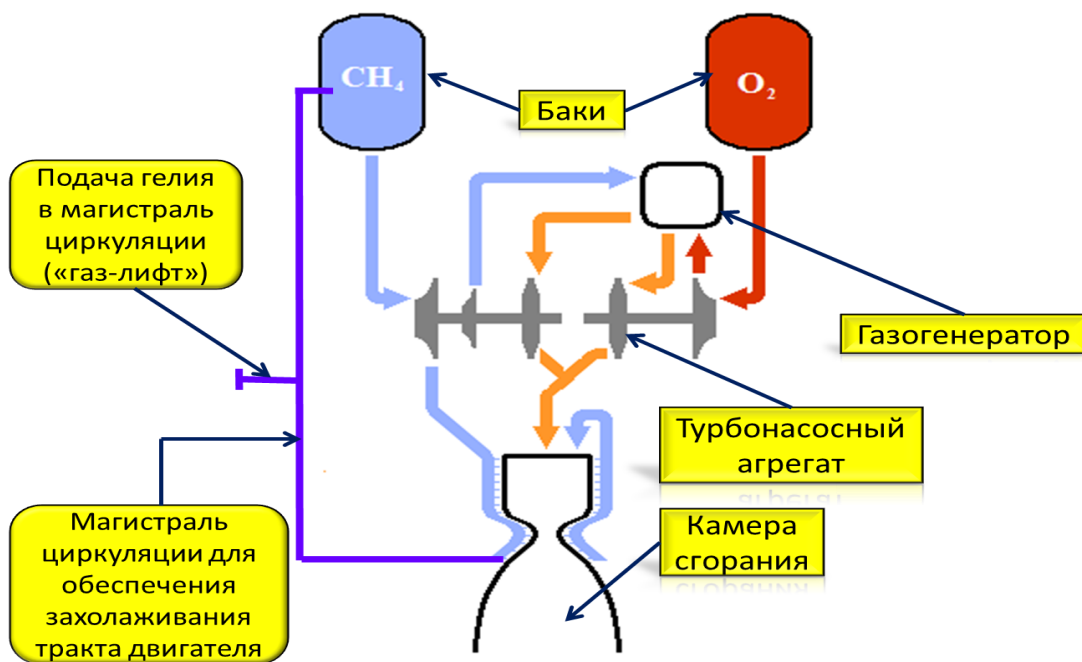


Рис. 2. Принципиальная схема системы захлаживания тракта горючего маршевого двигателя

В принятой методике расход компонента в контуре циркуляции [4] рассчитывают по формуле

$$\dot{G} = \frac{\rho_{m.c} F_{m.c}}{\sqrt{\xi + 1}} \sqrt{2gh \frac{\rho_{p.m} - \rho_{m.c}}{\rho_{m.c}}},$$

где  $\xi$  – суммарный коэффициент

гидравлических потерь в контуре циркуляции;

$h$  – высота трубопровода циркуляции;

$F_{m.c}$  – площадь поперечного сечения трубопровода циркуляции;

- $\rho_{т.ц}$  – осредненное по высоте значение плотности компонента в трубопроводе циркуляции;
- $\rho_{р.м}$  – осредненное по высоте значение плотности компонента в расходной магистрали и баке (ниже точки ввода трубопровода циркуляции в бак).

Чтобы понять, как соотносятся расходы циркуляции жидкого метана и жидкого кислорода для одного и того же контура циркуляции в одинаковых условиях окружающей среды, было выведено соотношение (в индексах *жк* – жидкий кислород, *жм* – жидкий метан):

$$\frac{\dot{G}_{жк\_т.ц}}{\dot{G}_{жм\_т.ц}} = \sqrt{\frac{\rho_{жк\_т.ц} \cdot (\rho_{жк\_р.м} - \rho_{жк\_т.ц})}{\rho_{жм\_т.ц} \cdot (\rho_{жм\_р.м} - \rho_{жк\_т.ц})}}$$

С помощью данного соотношения было получено, что при одинаковых условиях в одном и том же контуре циркуляции расход жидкого метана будет примерно в три раза меньше, чем расход жидкого кислорода. С учетом данной особенности была спроектирована оптимальная система захлаживания для метанового тракта двигателя, основные характеристики которой приведены в табл. 3.

При минимальной массе конструкции представленная система захлаживания является достаточно надежной и обеспечивает необходимые тепловые режимы горючего и конструкции двигателя.

Таблица 3

Основные характеристики системы захлаживания метанового тракта двигателя

Параметр	Значение
Масса конструкции системы захлаживания, кг	22
Расход гелия на «газ-лифт», г/с	1
Обеспечиваемая температура на входе в двигатель, К	111,5

Важным аспектом при проектировании ракет-носителей является выбор оптимальных систем наддува (СН) баков. Одним из основных критериев в этом направлении является минимальная масса системы.

Для выбора оптимального варианта систем наддува проведен анализ трех их типов: холодной и горячей газобаллонных, а также наддув баков парами компонентов топлива. Расчет основных характеристик проводился в соответствии с апробированной методикой [5].

Таблица 4

Основные характеристики систем наддува баков для рассматриваемой РН

Бак	Тип системы наддува	Газ наддува	Газовая постоянная, Дж/(кг·К)	Масса газа наддува, кг	Масса конструкции СН, кг	Масса СН, кг
окислителя	Газобаллонная, холодный наддув	Гелий	212	143	13 баллонов – всего 603	746
	Газобаллонная, горячий наддув			86	8 баллонов – всего 392	478
	Наддув бака кислородом	Кислород	26,5	686	34	720
горючего	Газобаллонная, холодный наддув	Гелий	212	104	9 баллонов – всего 423	527
	Газобаллонная, горячий наддув			68	6 баллонов – всего 302	370
	Наддув бака метаном	Метан	52	277	32	309

Как видно из табл. 4, для бака окислителя оптимальной является гелиевая горячая газобаллонная система, а для бака горючего –

наддув парами метана, так как газовая постоянная метана – 52 Дж/(кг·°С) (по сути, она отражает энергетическую эффективность га-

за как рабочего тела наддува). Для бака окислителя наддув кислородом не эффективен, поскольку необходимый запас кислорода превышает массу баллонов горячей системы наддува, при этом горячая система наддува в целом легче холодной на ~ 268 кг.

На рис. 3 представлена принципиальная схема рациональной системы наддува бака горючего. Отбор метана проводится за насосом двигателя, далее он газифицируется на камере двигателя, затем подается в свободный газовый объем бака.

Рис. 3. Принципиальная схема системы наддува бака горючего  
 В итоге по апробированной методике [6] проведена оценка влияния вышеприведенных изменений в конструкции ПГСП на энергомассовые характеристики РН (табл. 5).

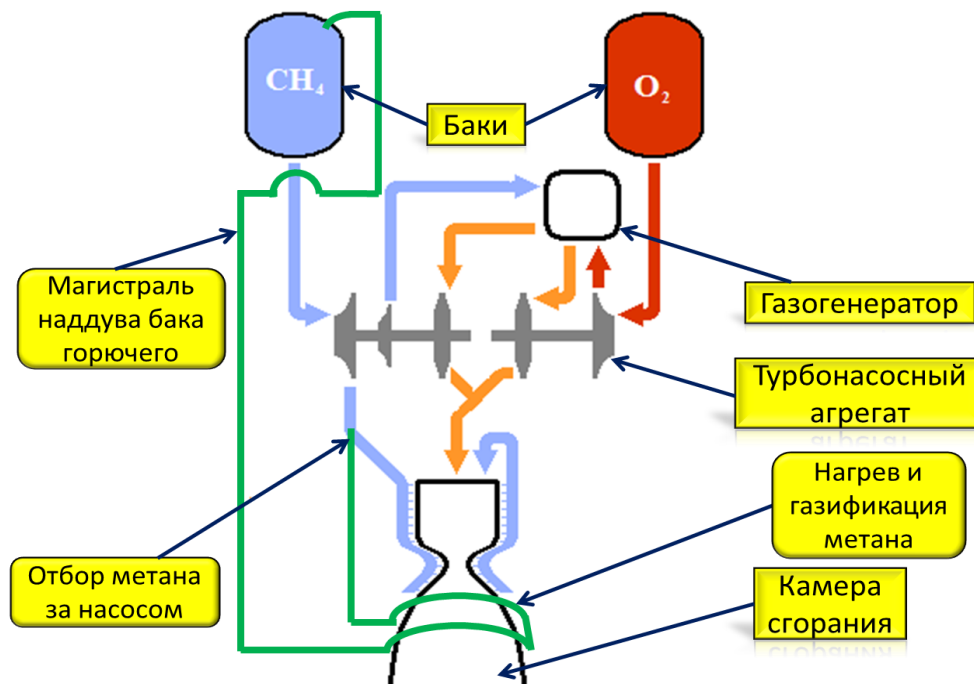


Таблица 5

Влияние представленных изменений на массу полезной нагрузки

№	Особенность	Изменение массы ступени, кг	Изменение массы полезного груза, кг
1.	Система захлаживания тракта горючего	+ 32	- 2
2.	Увеличение объема бака горючего	+ 814	- 50
3.	Совмещение нижнего днища бака окислителя и верхнего днища бака горючего	- 1 394	+ 88
4.	Уменьшение суммарной массы КТ	- 19 802	- 396
5.	Наддув бака горючего газифицированным метаном	- 218	+ 14
6.	Повышение удельного импульса	+ 23	+ 920
Суммарное изменение массы		- 20 500	+ 574

Анализ влияния изменений конструкции ПГСП на энергомассовые характеристики ступени и РН в целом показал, что для рассматриваемого варианта стартовая масса первой ступени уменьшится на 14%, при

этом РН сможет вывести полезный груз приблизительно на 0,5 т больше.

Таким образом, в ходе комплексных исследований проведены следующие работы:  
 – предложена эффективная система захо-

лаживания тракта горючего с применением функции «газ-лифт»;

– увеличен объем бака горючего при уменьшении сухой массы конструкции за счет применения промежуточного днища оптимальной конструкции;

– проанализированы и выбраны наиболее рациональные варианты систем наддува баков окислителя и горючего;

– выполнен анализ влияния применения метана на характеристики ПГСП, определены облик системы и основные ее параметры.

В целом модификация ПГСП под интеграцию двигателей на компонентах метан-кислород при снижении массы ступени на 8% и увеличении ее высоты на 11% приведет к повышению массы полезного груза на ~ 10%.

#### **Список использованной литературы**

1. Tamura H., Ono F., Kumakawa A. LOX/Methane Staged Combustion Rocket Investigation // AIAA 87-1856.

2. Crocker A., Perry S. System, Sensitivity Studies of a LOX/Methane Expander Cycle Upper Stage Engine // AIAA 98-3674.

3. Kyoung-Ho Kim, Dae-Sung Ju, Development of “Chase-10” liquid rocket engine having 10tf thrust using LOX & LNG (Methane) // AIAA-2006-4907. – 2014.

4. Оценка параметров циркуляции жидкого кислорода в системе захлаживания криогенной ЖРДУ 22.8234.123 СТ: Техническая справка / КБЮ. – 2014.

5. Беляев Н. М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование. – М.: Высш. шк., 1988. – 42 с.

6. Павлюк Ю. С. Баллистическое проектирование ракет: Учеб. пособие для вузов. – Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1996. – 92 с.

Статья поступила 28.07.2017