

ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВА «КИСЛОРОД + МЕТАН» В ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Д.Т. Брегвадзе
О.В. Габидулин
А.А. Гуркин
И.А. Заболотько

Znatok-david-bregv@yandex.ru
fatgrid@yandex.ru
alex.gurkin1994@gmail.com
iloveilusha@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Исследована возможность использования топливной пары «жидкий кислород — жидкий метан» в двигательных установках с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД). Проведено сравнение метана и керосина как ракетных горючих, приведены физико-химические и эксплуатационные свойства метана, позволяющие утверждать его перспективность в качестве горючего для ЖРД. Выполнен обзор создаваемых в настоящее время метановых ЖРД. Как одна из основных рассмотрена задача комплексного охлаждения в целях полноценного внедрения топлива «кислород — метан». В рамках решения задачи внутреннего охлаждения получена зависимость коэффициента избытка окислителя от расхода форсунок двигателя, решения задачи наружного охлаждения — зависимость функции теплофизических параметров, определяющей величину конвективных тепловых потоков от газа в стенку двигателя, от коэффициента избытка окислителя и температуры горячей стенки. Проведен анализ полученных результатов, которые, в частности, позволяют определить необходимое соотношение метана и кислорода в пристеночном слое с точки зрения охлаждения ЖРД.

Ключевые слова

Жидкостные ракетные двигатели, жидкий метан, перспективное ракетное горючее, охлаждение ЖРД, коэффициент избытка окислителя

Поступила в редакцию 03.10.2017

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Актуальность кислородно-метановых двигателей. Определяющим с точки зрения обеспечения экологической безопасности факторами является применение в составе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) нетоксичных (малотоксичных) компонентов ракетного топлива. В настоящее время к нему относятся керосин, кислород и жидкий водород. Топливная пара «кислород + керосин» широко применяется в ЖРД российских ракет-носителей.

В качестве перспективной экологически чистой рассматривается топливная пара «кислород + метан». По химическому составу метан содержит наибольшую долю водорода (в %) по сравнению с другими углеводородными горючими и как ракетное горючее занимает промежуточное положение между водородом и керосином по своим физико-химическим свойствам [1]:

Молекулярный масса, а.е.м. 16,047

Плотность при температуре кипения, г/м³ 4,424

Температура кипения, °С -161,5

Температура плавления, °С -184

Коррозионная активность не активен

Токсичность слабо токсичен

По сравнению с керосином метан обладает следующими преимуществами [2]:

- стоимость сжиженного метана вдвое ниже стоимости керосина;
- прирост удельного импульса ЖРД на метане с жидким кислородом превышает 20 с;

- сгорание метана не вызывает сажеобразования, метан менее токсичен;

- метан превосходит керосин по охлаждающим свойствам;

Перечислим недостатки метана по сравнению с керосином:

- более низкая температура кипения, меньшая плотность;
- необходимость доработок имеющейся инфраструктуры, средств транспортировки, хранения;

- отсутствие сертификации.

Современные метановые двигатели. Двигатели КБ «Химвтоматика».

Для экспериментальных работ по исследованию новой комбинации топлива кислород + сжиженный природный газ (СПГ) для ЖРД перспективных много-разовых ракет-носителей разработан и испытан двигатель РД0110МД, работающий на метановом горючем, изготовленный на базе серийного двигателя РД0110. Успешно проведены огневые испытания РД0146М, с 2006 г. разрабатывается РД0162 для ракетно-космического комплекса МРКС-1. Двигатель РД0162 СД предназначен для проведения летной отработки системного демонстратора возвращаемого ракетного блока (первой многоразовой ступени) МРКС-1. Его планируется также использовать в составе маршевой двигательной установки новой малогабаритной ракеты. Он компактнее РД0162, и его заявленная масса меньше на 1600 кг (табл. 1).

Таблица 1

Сравнительная характеристика РД0162СД и РД0162 [3]

Основные параметры	РД0162	РД0162СД
Тяга у Земли, кН	2000	416,9
Удельный импульс тяги, м/с	у Земли	3149
		2948
у Земли	в пустоте	3492
		3404
Давление в камере, МПа	15,7	14,7
Кратность использования	25	25
Время работы в полете, с	200	200

Двигатели ОАО НПО «Энергомаш». Исследования ЖРД на топливе «кислород + метан» начаты впервые в НПО «Энергомаш» в 1981 г. Рассмотрены различные типы двигателей как по тяге (от 10 кН до 2000 кН), так и по энергетическим схемам (без дожигания/с дожиганием генераторного газа [4] (табл. 2).

Расчетные характеристики* кислородно-метановых жидкостных ракетных двигателей, имеющих кислородно-керосиновые прототипы

Характеристика	I ступень				II ступень
	РД120К**	РД182**	РД191	РД192.3	РД192С
Горючее	керосин	метан	керосин	метан	метан
Тяга, кН					
у Земли	720...780	740...810	1960	1940	—
в пустоте	810...890	830...920	2120	2130	2170
Удельный импульс, с					
у Земли	295...298	311...316	311	311	—
в пустоте	334...336	351...353	337	341	371
Давление в камере, МПа	16,8...17,7	16,8...17,7	26,25	25,3	25,3
Соотношение компонентов	2,6	3,4	2,6	3	3,5

*Время работы в полете с; кратность использования ≤ 10 .

**Диапазон данных получен в связи с возможностью изменения критического сечения сопла и давления в камере.

Здесь РД120К, РД182, РД191, РД192 выполнены с дожиганием окислительного генераторного газа; РД192.2 — с дожиганием восстановительного генераторного газа; РД192.3 — без дожигания генераторного газа.

В настоящее время для ракет-носителей легкого класса «Рикша-1» разработан эскизный проект двигательного модуля РД169, который используется как для двигателя I ступени РД-190 (составлен из шести РД-169), так и для двигателя II ступени РД-185 (высотная модификация двигательного модуля РД-169). Также для ракеты-носителя «Рикша» разработан эскизный проект маршевого двигателя РД-183 и двигателя ориентации РД184 (табл. 3).

Таблица 3

Характеристика* жидкостного ракетного двигателя для ракет-носителей комплекса «Рикша-1»

Характеристика	I ступень		II ступень	Апогейная двигательная установка	
	РД169	РД190	РД185	РД183	РД184
Тяга, кН					
у Земли	150	900	—	—	—
в пустоте	170	1020	180	10	0,02
Удельный импульс, с					
у Земли	309		—	—	—
в пустоте	351		378	360	322
Давление в камере, МПа	15,2		15,2	7,6	0,2
Соотношение компонентов	3,4				2,5
Время одного использования, с	≥ 220		≥ 350	≥ 2010	

*Кратность использования ≥ 10 .

Двигатели SpaceX. SpaceX Raptor — криогенный метановый ЖРД, разрабатываемый компанией SpaceX предназначен для установки на нижние и верхние ступени будущих сверхтяжелых ракет-носителей SpaceX, служащих для межпланетных перелетов. Двигатель работает на жидком метане и жидком кислороде (LOX) и имеет следующие характеристики:

Тяга на уровне моря Земли, кН	3050
Удельный импульс на уровне моря Земли, с	334,1
Тяга в вакууме, кН	3290
Удельный импульс в вакууме, с	360,3
Расход окислителя (кислород, LOX), кг/с	724
Расход горючего (метан, CH ₄), кг/с	206,5
Расход топлива (кислород + метан), кг/с	930,5
Соотношение компонентов топлива	3,506
Давление в камере сгорания, МПа	30
Давление в выходном сечении сопла, МПа	0,0735
Скорость в выходном сечении сопла, м/с	3450

Одной из важных проблем при создании ЖРД является обеспечение надежного охлаждения камеры сгорания и его сопла. Основная задача системы защиты стенки камеры — обеспечение надежной работы ЖРД в течение заданного времени. Нагрев камеры ЖРД ведет к снижению ее механических свойств, что вызывает специальные требования к компонентам топлива и к системе охлаждения, поскольку расход компонентов, проходящих через рубашку, ограничен.

Несмотря на большое разнообразие схем защиты огневой стенки ЖРД, наиболее распространенным методом является организация проточного наружного охлаждения. Рассмотрим подробнее данный способ охлаждения.

При проточном охлаждении стенки камеры сгорания омываются охлаждающей жидкостью, которая протекает в зазоре между внутренней и наружной оболочками. Основа работы схемы: весь передаваемый со стороны газов тепловой поток проходит сквозь огневую стенку и воспринимается охлаждающей жидкостью, текущей в межрубашечном зазоре. Это является характерной особенностью наружного охлаждения и обуславливает два основных требования, которым оно должно удовлетворять [7]:

- 1) температура охлаждающей жидкости на выходе из рубашки охлаждения не должна превышать температуру кипения;
- 2) тепловое состояние огневой стенки должно быть обеспечено на любом участке камеры в заданных пределах.

Вопрос поиска оптимального значения коэффициента избытка окислителя α актуален при решении задачи наружного охлаждения ЖРД. В частности, от значения α зависит величина конвективного теплового потока от газа в стенку ЖРД, который является определяющим при расчете ее нагрева. Для оценки плотности конвективного теплового потока q авторы использовали методику,

разработанную В.М. Иевлевым, которая основана на пересчете с помощью соотношений пограничного слоя опытных данных, полученных при течении несжимаемой жидкости вдоль пластины, на условия, соответствующие течению газов сложного химически активного состава со сверхзвуковыми скоростями. Возможность переноса опытных данных основана на анализе физической картины теплообмена в пограничном слое. Этот анализ позволил В.М. Иевлеву сделать следующий вывод: если рассматривать только вопросы теплообмена, трения и диффузии в пограничном слое при течении без скачков уплотнения, то между сверхзвуковыми течениями и даже между течениями газа и течениями жидкости качественные различия не могут быть обнаружены. Выявлены только количественные различия, вызванные зависимостями теплофизических параметров от температуры и давления. Поэтому можно предположить, что одни и те же закономерности по теплообмену и трению можно использовать как для течения жидкости, так и для течения газов (в том числе сложного химически активного состава) со сверхзвуковыми скоростями, если учесть зависимость теплофизических параметров от температуры. Выражение для плотности конвективного теплового потока q имеет вид

$$q = B \frac{1 - \beta^2}{\bar{D}^{1,82}} \frac{p_k^{0,85}}{d_{кр}^{0,15}} \frac{S}{Pr^{0,58}} \quad (1)$$

где B — коэффициент, зависящий главным образом от $\bar{T}_{ст}$, $\bar{T}_{ст} = \frac{T_{ст}}{T_{0г}}$ — относительная температура горячей стенки; $1 - \beta^2 = \tau(\lambda)$ — газодинамическая функция; $\bar{D} = \frac{D}{d_{кр}}$ — относительный диаметр камеры ЖРД; p_k — полное давление на выходе из камеры сгорания с учетом ее «теплового» сопротивления; $d_{кр}$ — диаметр критического сечения камеры сгорания; S — функция теплофизических параметров продуктов сгорания, зависящая от вида топлива, и температуры стенки; Pr — число Прандтля.

На сегодняшний день неизвестны значения функции S для топлива «кислород + метан». Остальные величины в формуле (1) могут быть получены в процессе расчета параметров и геометрии камеры ЖРД. Аналитическую зависимость для S можно представить следующим образом [7]:

$$S = \frac{2,065(I_{0г} - I_{ст})\mu_{0г}^{0,15}}{(R_{0г}T_{0г})^{0,425} (1 + \bar{T}_{ст})^{0,595} (3 + \bar{T}_{ст})^{0,15}},$$

где $I_{0г}$ — полная энтальпия; $I_{ст}$ — полная энтальпия продуктов сгорания в зоне горячей стенки при температуре $\bar{T}_{ст}$; $\mu_{0г}$ — динамическая вязкость недиссоциированных продуктов сгорания в пристеночном слое (на границе с погра-

ничным слоем) — все это параметры торможения; R_{0r} — газовая постоянная; T_{0r} — параметры торможения.

Авторы провели расчеты функции S топлива «жидкий кислород + жидкий метан» для различных значений коэффициента избытка окислителя α (от которых зависят параметры торможения $I_{0r}, R_{0r}, T_{0r}, \mu_{0r}$) и температуры горячей стенки $\bar{T}_{ст}$ (от которой зависит значение величины $I_{ст}$). Расчеты проведены в программе Terra, разработанной преподавателем МГТУ им. Н.Э. Баумана профессором Б.Г. Трусковым и предназначенной для моделирования химического и фазового равновесия многокомпонентных систем. С помощью этой программы для каждого значения α и $T_{ст}$ были вычислены $I_{0r}, R_{0r}, T_{0r}, \mu_{0r}, I_{ст}$, а далее с помощью системы компьютерной алгебры Mathcad определены значения функции S (рис. 1).

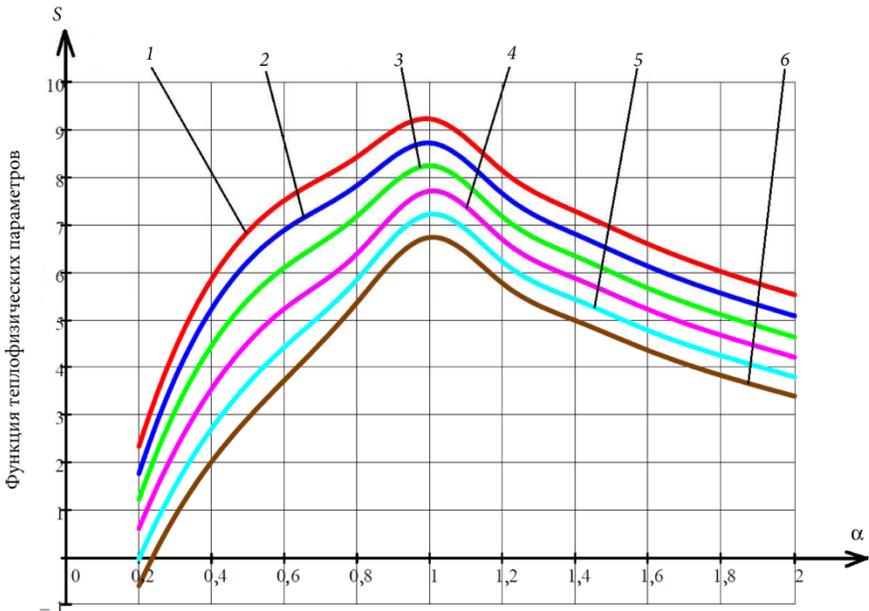


Рис. 1. Зависимость $S(\alpha)$ при различных значениях $T_{ст}$.

Коэффициент избытка окислителя температура стенки; К:

1 — 500; 2 — 700; 3 — 900; 4 — 1100; 5 — 1300; 6 — 1500

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы.

1. Форма кривых зависимости $S(\alpha)$ схожа при различных значениях $T_{ст}$, поскольку параметры торможения потока не зависят от $T_{ст}$.

2. При одних и тех же значениях α значения функции теплофизических параметров S убывает с ростом $T_{ст}$, что соответствует физической картине охлаждения стенки. Следовательно, чем ниже температура горячей стенки, тем выше эффективность наружного охлаждения ЖРД.

В случае недостаточности наружного охлаждения из-за превышения предельных значений температуры стенки и температуры хладагента, необходимо

вводить внутреннее охлаждение. При внутреннем охлаждении температура стенки двигателя снижается благодаря защите ее газовым слоем пониженной по сравнению с ядром температуры, создаваемой с внутренней стороны стенки. Такой слой обычно называют пристеночным слоем.

Тепловые потоки в пристеночном слое снижаются за счет балластирования этого слоя одним из компонентов топлива. Избыток компонента для создания пристеночного слоя подается через форсунки, расположенные по периферии головки двигателя. Преимуществом такого способа внутреннего охлаждения является простота создания защитного пристеночного слоя периферийными форсунками смесительной головки без усложнений конструкции камеры [6].

Расчет коэффициента избытка окислителя в пристеночном слое проводился для жидкостного ракетного двигателя с компонентами «кислород + метан», с давлением в камере сгорания $p_{кc} = 9$ МПа и давлением на срезе сопла $p_a = 0,5$ МПа, с пустотной тягой $P_{п} = 1000$ кН.

С помощью программ Terra и Mathcad определены необходимые параметры (в мм) газодинамического тракта и геометрия двигателя:

Диаметр камеры сгорания, $d_{кc}$	474
Диаметр критического сечения, $d_{кp}$	280
Диаметр среза сопла, d_a	1292
Длина камеры сгорания, $l_{кc}$	522

Подача топлива в ядро осуществляется с помощью центробежных форсунок окислителя и горючего, обладающих широким и сравнительно коротким конусом распыла, что приводит к уменьшению зон распыления и испарения. Они имеют сотовое расположение. Для внутреннего охлаждения двигателя используются периферийные струйные форсунки горючего.

Получено следующее количество форсунок: $n_o = 492$ — форсунки окислителя; $n_t = 254$ — форсунки горючего; $n_{ст} = 80$ — периферийные форсунки горючего (рис. 2).

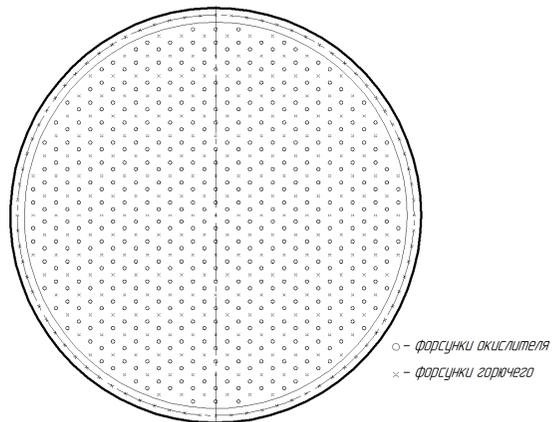


Рис. 2. Расположение форсунок по диаметру камеры сгорания:

- 1 — форсунки окислителя; 2 — форсунки горючего; 3 — ось симметрии; 4 — границы форсунок пристеночного слоя

Расчет компонентов топлива в пристеночном слое проведен по методике В.М. Иевлева [5]. Рассматривая первичные пучки, которые получаются в результате взаимодействия конусов распыливания компонентов топлива, предполагается, что топливо вокруг оси такого пучка распределяется в соответствии с законом Гаусса. При этом принимается, что величина среднего квадратичного отклонения от оси пучка расхода капель пропорциональна шагу H между форсунками. Исходя из сказанного выше, получаем закон распределения компонента вокруг оси форсунки:

$$\frac{dm_{\Phi}}{dF} = \frac{\dot{m}_{\Phi}}{2\pi H^2} e^{-\frac{r^2}{2H^2}},$$

где dm_{Φ} — массовый расход компонента через площадку dF , нормальную к оси форсунки и расположенную на расстоянии r от оси.

Данный закон справедлив для любых схем расположения форсунок.

Определение компонентов топлива, попадающих на площадку пристеночного слоя, удобно проводить, вводя интегралы вероятности распределения:

$$\begin{aligned} \Phi(z_{x_1}) &= \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{z_{x_1}} e^{-z^2} dz, & \Phi(z_{x_2}) &= \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{z_{x_2}} e^{-z^2} dz, \\ \Phi(z_{y_1}) &= \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{z_{y_1}} e^{-z^2} dz, & \Phi(z_{y_2}) &= \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{z_{y_2}} e^{-z^2} dz, \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} z_{x_1} &= \frac{x_1}{H\sqrt{2}}, & z_{x_2} &= \frac{x_2}{H\sqrt{2}}, \\ z_{y_1} &= \frac{y_1}{H\sqrt{2}}, & z_{y_2} &= \frac{y_2}{H\sqrt{2}}. \end{aligned}$$

Здесь x_1, x_2, y_1, y_2 — расстояния между форсункой и выбранной площадкой по осям x и y .

Поскольку, попадая на стенку, все капли остаются в пределах площадки, то можно считать, что количество компонента, попавшего на пристеночную площадку шириной $x_2 - x_1$ (рис. 3), будет равно количеству компонента, попавшего на полосу бесконечной длины, т. е. $y_2 = \infty$. При $y_2 = \infty$ функция $\Phi(z_{y_2}) = 1$. Тогда отношение компонентов, находящихся в пристеночном слое, имеет вид

$$K_{m_{ст}} = \frac{\sum \dot{m}_{\Phi.o} \left[\Phi(z_{x_2}) - \Phi(z_{x_1}) \right] \left[1 - \Phi(z_{y_1}) \right]}{\sum \dot{m}_{\Phi.г} \left[\Phi(z_{x_2}) - \Phi(z_{x_1}) \right] \left[1 - \Phi(z_{y_1}) \right]} \quad (2)$$

где $\dot{m}_{\Phi.o}, \dot{m}_{\Phi.г}$ — массовые расходы через форсунку окислителя (ф.о) и горючего (ф.г) соответственно.

Схема размещения форсунок на головке имеет несколько осей симметрии, поэтому нет необходимости проводить расчет расхода и соотношения компонентов для всех участков сечения, а достаточно провести его для одного сектора головки.

При определении $K_{m\text{ст}}$ размер площадки $x_2 - x_1$ целесообразно брать равным шагу между форсунками H . Влияние форсунок, отдаленных от площадки на расстояние больше чем $3H$, очень незначительно. Поэтому при расчете указанных параметров вполне допустимо учитывать только форсунки, отстоящие от данной площадки не дальше, чем на три шага [6]. На рис. 3, в расчетную область попало 14 форсунок.

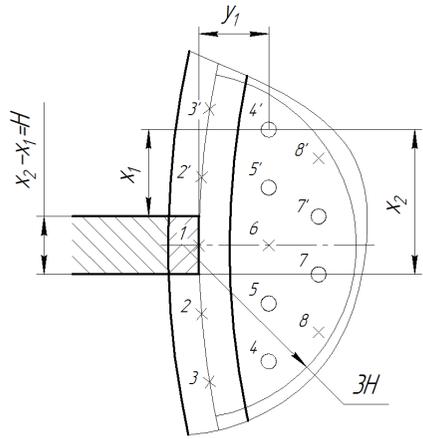


Рис. 3. Расчетная схема для определения интегралов вероятности распределения (условные обозначения см. рис. 2)

Коэффициент избытка окислителя α в пристеночном слое определялся для трех случаев: 3-, 5- и 7-процентного расхода горючего (от общего расхода горючего) через периферийные форсунки.

По результатам программы Terra и дальнейшей их обработке в программе Mathcad получены расходы компонентов топлива через форсунки ядра и периферийные форсунки:

расход окислителя через форсунку ядра $\dot{m}_{\text{ф.о}}$, кг/с	0,454
<i>3%-ный расход</i>	
расход горючего через форсунку ядра $\dot{m}_{\text{ф.г3}}$, кг/с	0,267
расход горючего через периферийную форсунку $\dot{m}_{\text{ст3}}$, кг/с	0,026
<i>5%-ный расход</i>	
расход горючего через форсунку ядра $\dot{m}_{\text{ф.г5}}$, кг/с	0,262
расход горючего через периферийную форсунку $\dot{m}_{\text{ст5}}$, кг/с	0,044
<i>7%-ный расход</i>	
расход горючего через форсунку ядра $\dot{m}_{\text{ф.г7}}$, кг/с	0,256
расход горючего через периферийную форсунку $\dot{m}_{\text{ст7}}$, кг/с	0,061

С помощью программы Mathcad из уравнения (2) были получены соотношения компонентов топлива в пристеночном слое для трех вариантов подачи горючего через периферийные форсунки:

3%-ный расход горючего $K_{m\text{ст}3\%}$	1,556
5%-ный расход горючего $K_{m\text{ст}5\%}$	1,205
7%-ный расход горючего $K_{m\text{ст}7\%}$	0,983.

Коэффициент избытка окислителя α в пристеночном слое определим как

$$\alpha = \frac{K_{m\text{ст}}}{K_{m_0}},$$

где K_{m_0} — стехиометрическое соотношение компонентов.

Коэффициент избытка окислителя в пристеночном слое для трех вариантов подачи горючего через периферийные форсунки:

3%-ный расход горючего $\alpha_{3\%}$	0,390
5%-ный расход горючего $\alpha_{5\%}$	0,302
7%-ный расход горючего $\alpha_{7\%}$	0,246.

Заключение. Таким образом, в работе проведено сравнение жидкого метана и керосина как ракетных горючих, которое наглядно продемонстрировало преимущества жидкого метана, позволяющие утверждать о его перспективности как горючего для ЖРД. Кроме того, выполнен обзор создаваемых сегодня метановых двигателей. В рамках решения одной из основных проблем, необходимых для полноценного внедрения топлива «кислород + метан» — проблемы комплексного охлаждения ЖРД рассмотрена задача наружного охлаждения ЖРД. Получена и проанализирована ранее неизвестная для топлива для топливной пары «кислород + метан» зависимость функции $S(\alpha)$ и $T_{\text{ст}}$.

При исследовании проблемы комплексного охлаждения ЖРД рассмотрена задача внутреннего охлаждения ЖРД и получена зависимость α от расхода горючего в пристеночном слое.

Литература

- [1] Кузин А.И., Рачук В.С., Коротеев А.С., Каторгин Б.И., Смирнов И.А., Вахниченко В.В., Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Иевлев А.В., Ефимочкин А.Ф., Клепиков И.А., Лихванцев А.А., Петров В.И., Ромашкин А.М., Гусев Ю.Г., Яковлев А.Г. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы. *Авиакосмическая техника и технология*, 2010, № 1, с. 19–55.
- [2] СПГ для ЖРД. URL: <http://www.vko.ru/oboronka/spg-dlya-zhrd> (дата обращения 20.11.2016).
- [3] РД0110МД, РД0162. *Метановые проекты. Перспективные многоразовые ракетно-носители*. URL: <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11&prod=59> (дата обращения 20.11.2016).
- [4] *Метановые ЖРД НПО «Энергомаш» им. В.П. Глушко*. URL: <http://aviapanorama.ru/1998/08/metanovye-zhrd-npo-energomash-im-v-p-glushko/> (дата обращения 20.11.2016).
- [5] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полуян Б.Я. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. Кн. 1. Москва, Высшая школа, 1993, 383 с.

- [6] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Из-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 488 с.
- [7] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полуян Б.Я. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. Кн. 2. Москва, Высшая школа, 1993, 368 с.

Брегвадзе Давид Тариелович — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Габидулин Олег Виленович — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Гуркин Александр Александрович — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Заболотько Илья Александрович — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

USAGE OF OXYGEN-AND-METHANE PROPELLANT IN LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES

D.T. Bregvadze

O.V. Gabidulin

A.A. Gurkin

I.A. Zabolotko

Znatok-david-bregv@yandex.ru

fatgrid@yandex.ru

alex.gurkin1994@gmail.com

iloveilusha@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Keywords

The article examines the possibility of using liquid oxygen-and-liquid methane propellant in liquid-propellant rocket propulsions. First, we make a comparison of methane and kerosene as rocket fuel, then we describe physical, chemical and operational properties of methane suggesting its prospects as a fuel for rocket engines. Moreover, we give a review of currently developed methane propellant rocket engines. The paper considers the task of a comprehensive cooling for full implementation of oxygen-and-methane fuel as one of the main concerns. To solve the problem of internal cooling, we obtained the function from engine nozzle consumption to fuel-to-oxidizer ratio. To solve the problem of external cooling, we studied the relation between function of thermophysical parameters determining the value of the convective heat flux from gas to engine wall, fuel-to-oxidizer ratio and hot wall temperature. Finally, we analyze in detail the obtained results, which enable to determine methane and oxygen ratio in the boundary layer in terms of a propellant rocket engine cooling.

Liquid-propellant rocket engines, liquid methane, prospective rocket fuel, cooling of rocket engine, fuel-to-oxidizer ratio

© Bauman Moscow State Technical University, 2017

References

- [1] Kuzin A.I., Rachuk V.S., Koroteev A.S., Katorgin B.I., Smirnov I.A., Vakhnichenko V.V., Lozin S.N., Lekhov P.A., Semenov A.I., Ievlev A.V., Efimochkin A.F., Klepikov I.A., Likhvantsev A.A., Petrov V.I., Romashkin A.M., Gusev Yu.G., Yakovlev A.G. Selection justification of the rocket propellants for the power plant of reusable space and missile system first stage. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Technic and Technology], 2010, no. 1, pp. 19–55.
- [2] SPG dlya ZhRD [GNC for liquid rocket engines]. Available at: <http://www.vko.ru/oboronka/spg-dlya-zhrd> (accessed 20 November 2016).
- [3] RD0110MD, RD0162. Metanovye proekty. Perspektivnye mnogorazovye rakety-nositeli [RD0110MD, RD0162. Methane projects. Advanced reusable launch vehicles]. Available at: <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11&prod=59> (accessed 20 November 2016).
- [4] Metanovye ZhRD NPO «Energomash» im. V.P. Glushko [Methane liquid rocket engines of Glushko NPO “Energomash”]. Available at: <http://aviapanorama.su/1998/08/metanovye-zhrd-npo-energomash-im-v-p-glushko/> (accessed 20 November 2016).

- [5] Vasil'yev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskiy A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Kn. 1 [Theory and calculation basis of liquid rocket engines. Vol. 1]. Moscow, Vysshaya shkola publ., 1993, 383 p.
- [6] Dobrovolskiy M.V. Zhidkostnye raketnye dvigateli [Liquid rocket engines]. Moscow, Bauman Press, 2005, 488 p.
- [7] Vasil'yev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskiy A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Kn. 2 [Theory and calculation basis of liquid rocket engines. Vol. 2]. Moscow, Vysshaya shkola publ., 1993, 368 p.

Bregvadze D.T. — student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Gabidulin O.V. — student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Gurkin A.A. — student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Zabolotko I.A. — student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.