

ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТАНА В КАЧЕСТВЕ ГОРЮЧЕГО ДЛЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Калугин К.С.* , Сухов А.В.

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия

* e-mail: Kalugin-09@mail.ru

Рассмотрен исторический процесс становления метана в качестве компонента жидкого ракетного топлива (ЖРТ). На базе физико-химических, энергетических, эксплуатационных, экологических, экономических и некоторых других характеристик метана, керосина, водорода и топлив на их основе выявлены преимущества и недостатки использования метана в качестве горючего для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в сравнении с другими горючими. Представлен обзор созданных и разрабатываемых метановых ЖРД как отечественных, так и зарубежных фирм.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, метан, сжиженный природный газ, ракетный двигатель, жидкое ракетное топливо.

Анализ открытых публикаций в отечественных [1, 2] и зарубежных [3] периодических изданиях ракетно-космического профиля зафиксировал информационный всплеск по вопросу применения метана в качестве компонента топлива для ЖРД.

В современных ракетах-носителях (РН) отечественного и зарубежного производства первые ступени приводятся в движение двигательными установками, в которых в качестве топливной пары используются малотоксичные компоненты «кислород — керосин». В качестве перспективной экологически чистой замены компонентов «кислород — керосин» рассматривается топливная пара «кислород — метан». Необходимо отметить, что под «метаном», как правило, подразумевается или декларируется сжиженный природный газ (СПГ), в составе которого метана может содержаться до 99% [4].

На современном этапе развития мирового ракетного двигателестроения пристальное внимание к СПГ как компоненту жидкого ракетного топлива (ЖРТ) вызвано многими объективными причинами. Даже при существующем уровне потребления энергии в мире современная обеспеченность нефтью оценивается в 35 лет, газом — в 60 лет и углем — в 400 лет [5]. При всей субъективности оценки объемов нефтяных ресурсов планеты, объем мировых запасов СПГ оценивается как неограниченный. По экономическим, технологическим и

некоторым другим соображениям пришлось отказаться от применения в качестве горючего ЖРД синтетического компонента «циклин» (или «сис-тин»), что также интенсифицировало работы по внедрению метана в качестве компонента ЖРТ.

1. Некоторые исторические аспекты вопросов применения метана в качестве горючего ЖРД

Мысль об использовании метана («болотного газа») в качестве горючего для ЖРД впервые в была высказана К.Э. Циолковским во второй части его фундаментального труда «Исследование мировых пространств реактивными приборами» [6], опубликованного в 1911 г. Для теории и практики ракетного двигателестроения важен не только сам факт первого упоминания метана как компонента для ЖРД, но и трактовка этого вопроса Циолковским, который подчеркивал именно его «годность для ракеты» [5, с. 103] даже на этапе становления теории реактивного движения. Позднее Циолковский неоднократно возвращался к этому вопросу («Космическая ракета», 1927 г. [7, с. 270]; «Реактивный аэроплан», 1930 г. [7, с. 399]; «Достижение стратосферы», 1936 г. [7, с. 372]).

Не обошел своим вниманием этот газ и Ю.В. Кондратюк в труде «Завоевание межпланетных пространств» (1929), где уделяется большое внимание вопросам энергетики космических полетов [8, с. 14—19].

Примерно в это же время (до 1929 г.) немецкий пионер ракетной техники Герман Оберт планировал применение метана для ЖРД своей ракеты «Кегельдюз» [9, с. 100].

21 февраля 1931 г. немецким инженером Иоганном Винклером была проведена успешная попытка запуска первой европейской ракеты с ЖРД [10, с. 282—283], в качестве горючего которой использовался сжиженный метан. Ракета массой около 5 кг имела длину 60 см и после подъема на высоту всего 3 м завалилась. Менее чем через месяц (14.03.1931) эта ракета HWR-1 совершила свой полностью удачный полет, поднявшись на высоту около 100 м [11, с. 61]. Это был первый в мире полет ракеты с ЖРД на кислородно-метановом топливе.

В 1935 г. в СССР вышла легендарная книга Г.Э. Лангемака и В.П. Глушко «Ракеты. Их устройство и применение» [12, с. 191—224]. Пятая глава книги посвящена жидким топливам для ракетного двигателя, в ней есть упоминание и о метане. К сожалению, в издание 1977 г. сама эта глава не вошла. Дана ссылка редактора на то, что этот вопрос значительно подробнее освещен в приводимой далее книге Глушко «Жидкое топливо для реактивных двигателей» [12, с. 231—330]. В этом издании 1936 г. (курс лекций, читанных в ВВА им. Жуковского) жидкий метан выделен в самостоятельный компонент ракетного топлива [12, с. 286—287]. Интересен вывод Глушко о перспективах применения метана в качестве компонента топлива для ЖРД: «Дороговизна, трудоемкость получения, транспортировки и хранения жидкого метана также не способствуют его применению».

Заканчивает первый этап метановой истории (1911—1941 гг.) в ракетном двигателестроении книга Е. Зенгера «Техника ракетного полета», вышедшая в Киеве в 1936 г. и переизданная в Москве в 1947 г. [13]. В этом издании в разделе «Таблицы топлив» [13, с. 72—77] приведены характеристики различных жидких ракетных топлив на основе метана.

Условно второй этап «метанового топлива» в жидкостном ракетном двигателестроении относится к временному периоду 1941—1991 гг. Он характеризуется двумя принципиальными моментами: продолжением многоплановых теоретических и экспериментальных исследований в рассматриваемой области [14, 15] и введением «метановых вопросов» в различные разделы учебной литературы в области химии ракетных топлив и рабочих процессов в камерах сгорания (КС) ЖРД [16, 17]. В СССР экспериментальные исследования двигателей на топливе «кислород-метан» впервые начались в НПО

«Энергомаш» в 1981 г. [18, с. 58]. Именно в это время в очередной раз обострились проблемы охлаждения КС ЖРД в связи с дальнейшей интенсификацией рабочих процессов в КС (давления в КС возросли до 25 МПа, а в газогенераторах (ГГ) — до 70 МПа) и возникла практическая потребность в многоразовых двигателях, послеполетный ремонт и обслуживание которых тормозились углеродными отложениями в трактах охлаждения. К достижениям этого периода принципиального характера следует отнести появление термина «шугообразный метан» [16, с. 95], характеризующего качественно новые свойства метана, позволяющие несколько повысить его плотность и уменьшить испаряемость за счет наличия в жидком метане его твердых включений при температурах, близких к температуре замерзания этого компонента.

Третий период «метановой истории» условно начался в 1991 г. после распада СССР. С этого времени у ведущей ракетно-космической державы планеты и лидера в области ракетно-космического двигателестроения качественно изменилась структура сырьевых углеводородных источников. Кроме того, резко обострились экологические проблемы на национальном и мировом уровне. И особенно остро проявились экономические проблемы всех уровней и направлений. В этих качественно новых условиях практически все предприятия ракетного двигателестроения России в инициативном порядке предприняли беспрецедентные усилия по интенсификации научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области применения метана в ЖРД всех классов и назначений. К настоящему времени известны десятки проектов ЖРД на кислородно-метановом топливе и несколько проектов ракет-носителей («Ангара», «Рикша», «Взлет» и т.д.) с данными двигателями. Некоторые проекты прошли этап эскизного проектирования и находятся на стадии опытно-конструкторской разработки.

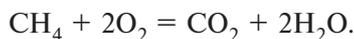
2. Свойства метана в качестве компонента ЖРТ для ЖРД

Физико-химические свойства чистого метана и сжиженного природного газа, состоящего до 99% из метана, изучены достаточно широко [4] благодаря его активному использованию в химической промышленности и энергетике.

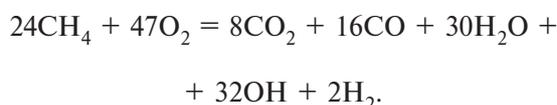
Для ракетного двигателестроения особый интерес представляет именно кислородно-метановое топливо, несмотря на то, что ранее [13] исследовались и другие топливные композиции [14], включая так называемый «флокс», в котором в качестве

окислителя использовалась фторокислородная смесь.

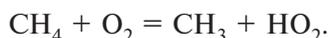
Реакция горения метана в кислороде заслуживает особого внимания. Анализируя в 1936 г. перспективы [12, с.283] применения различных жидкостных топливных композиций, В.П. Глушко использовал следующую простейшую форму записи реакции горения метана в кислороде:



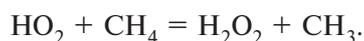
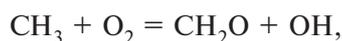
При этом подчеркивалось, что продукты горения содержат 55% углекислого газа и 45% паров воды. В современных научных исследованиях [19] при разработке математических моделей расчета характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД используют усложнённую запись уравнения горения метана в кислороде, рассматривая данную реакцию как одностадийную:



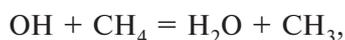
В классической термодинамике реакция горения метана в кислороде была детально исследована академиком Н.Н. Семеновым и относится к цепным реакциям с вырожденными разветвлениями [20]. Семенов показал, что имеются случаи, когда цепные разветвления происходят не в результате взаимодействия активного центра с молекулой исходного вещества, а в результате распада молекул промежуточных продуктов на радикалы. В таком случае время автоускорения определяется скоростью образования первичных радикалов из этих молекул. Этот тип цепных реакций был назван *вырожденными цепными взрывами*, а разветвления за счет промежуточных сравнительно устойчивых продуктов — *вырожденными разветвлениями*. Примером подобных реакций может служить окисление углеводородов, и в частности, метана. Взаимодействие метана с молекулой кислорода приводит к образованию двух радикалов:



Каждый из этих радикалов может давать новый радикал:



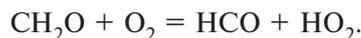
Гидроксил может реагировать как с метаном



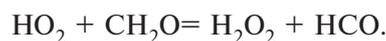
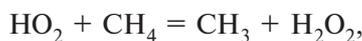
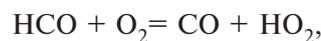
так и с альдегидом



Альдегид может окисляться, но при этом происходят реакции вырожденного разветвления:



Каждый из образовавшихся радикалов реагирует с образованием новых радикалов:



Таким образом, промежуточный продукт — альдегид — не только реагирует с образованием конечных продуктов, но и может давать активные центры — радикалы, рост концентрации которых ускоряет реакцию в целом.

Стехиометрические коэффициенты реакции горения метана в кислороде имеют следующие значения [17, с. 76]: мольный — 2,00 моль/моль; массовый — 4,00 кг/кг; объемный — 1,48 л/л.

Определим в первом приближении по методике, изложенной в [17, с. 94], теплотворную способность топлива, состоящего из жидкого метана CH_4 и жидкого кислорода O_2 . Так как мольный стехиометрический коэффициент равен 2 моль/моль, то мольная теплотворная способность данного топлива равна:

$$H_\mu^\Gamma = H_\mu^\Gamma - 2H_{\text{исп}}^{\text{OK}} - H_{\text{исп}}^\Gamma,$$

где H_μ^Γ — мольная теплотворная способность метана; $H_{\text{исп}}^{\text{OK}}, H_{\text{исп}}^\Gamma$ — теплоты испарения кислорода и метана соответственно,

$$H_\mu^\Gamma = 7,94 \cdot 10^8 - 0,127 \cdot 10^8 - 0,153 \cdot 10^8 = 0,753 \frac{\text{МДж}}{\text{моль}}.$$

Массовая теплотворная способность топлива:

$$H_M^\Gamma = \frac{H_\mu^\Gamma}{\mu_\Gamma + \mu_{\text{OK}}} = 9,427 \frac{\text{МДж}}{\text{кг}}.$$

Массовый состав топлива:

$$g_\Gamma = 0,2, g_{\text{OK}} = 0,8.$$

Известны удельные массы компонентов:

$$\gamma_\Gamma = 0,415 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}, \gamma_{\text{OK}} = 1,14 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

Следовательно, удельная масса топлива:

$$\gamma^T = \frac{1}{\frac{g_{\Gamma}}{\gamma_{\Gamma}} + \frac{g_{\text{ок}}}{\gamma_{\text{ок}}}} = 0,845 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3},$$

откуда объемная теплотворная способность топлива:

$$H_V^T = H_M^T \cdot \gamma^T = 7,961 \frac{\text{МДж}}{\text{м}^3}.$$

Более точно теплотворная способность топлива определяется калориметрическим методом, позволяющим учитывать многие физико-химические особенности протекания данной реакции.

3. Преимущества топливной пары «кислород-метан»

Условно все характеристики метана и его топливных композиций можно классифицировать на физико-химические, энергетические, эксплуатационные, экологические, экономические и некоторые другие. Целесообразно сравнение характеристик

В табл. 1 представлены исходные данные и результаты термодинамического расчёта. Как видно из таблицы, по многим показателям топливная пара «кислород-метан» занимает промежуточное положение между парами «кислород-керосин» и «кислород-водород».

Теоретический удельный импульс, развиваемый двигателем на топливе «кислород-метан», на 3,4% выше, чем на топливе «кислород-керосин» (см. рисунок), но на 20,6% ниже, чем на топливе «кислород-водород». По объемному удельному импульсу (достаточно условная величина, характеризующая энергетику топлива применительно к заданной емкости баков ракеты) метан уступает керосину. Следует сказать, что в настоящее время прогресс в материаловедении привел к разработке относительно легких топливных баков, масса которых все в меньшей степени влияет на т.н. «сухую» массу ракеты.

Большинство камер сгорания ракетных двигателей использует регенеративное охлаждение. Так как в камерах сгорания ЖРД температура продуктов сгорания топлива доходит до 3500—4500 К, а

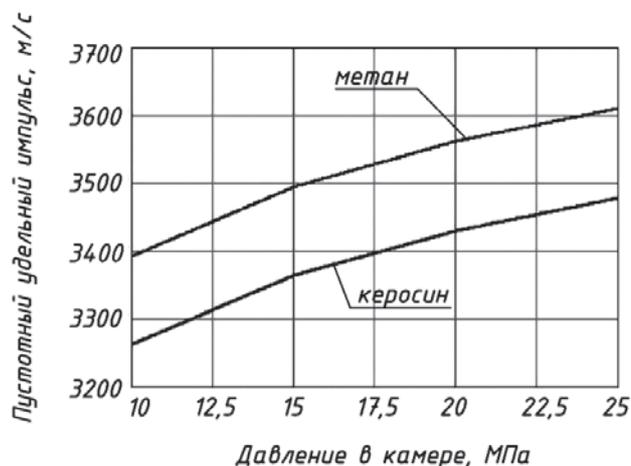
Таблица 1

Результаты термодинамического расчёта топливных пар «кислород-керосин», «кислород-метан» и «кислород-водород»

Параметр	«кислород-керосин»	«кислород-метан»	«кислород-водород»
Давление в камере сгорания p_k , МПа	25		
Давление на срезе сопла p_a , МПа	0,07		
Тяга P , кН	4000		
Удельный импульс I_y , м/с	3473,7	3607,9	4414,9
Температура в камере сгорания T_k , К	3901,0	3742,2	4419,1
Коэффициент избытка окислителя α	0,85	0,90	0,70

метана с другими горючими (углеводородным горючим типа керосин РГ-1, пропаном, водородом) как компонента и метанового топлива с другими типовыми топливными составами.

Энергетические характеристики топлива можно оценивать и сравнивать по величине его теплотворной способности (мольной, массовой и объемной — в МДж на моль, кг, м³ соответственно), по значению удельного импульса тяги (в м/с) конкретной двигательной установки на данном топливе, по значению величины характеристической скорости (м/с), определяемой по уравнению Циолковского, и по массе полезной нагрузки, выводимой ракетой-носителем на типовые орбиты (низкие околоземные, эллиптические, геопереходные, геостационарные).



Сравнение пустотного удельного импульса топливных пар «кислород-метан» и «кислород-керосин» при $p_a = 0,07$ МПа

плотность теплового потока в наиболее напряженные элементы стенки камеры — до $11 \cdot 10^7$ Вт/м², способность компонента ракетного топлива эффективно участвовать в процессе охлаждения конструкции ЖРД имеет особое значение.

Попытаемся оценить подобные свойства различных горючих по двум показателям, определяющим возможность и эффективность их использования для охлаждения наиболее теплонапряженных элементов камер двигателя:

1) по комплексу $B = C^{0,4} \lambda^{0,6} / \mu$, характеризующему интенсивность теплоотдачи от стенки к жидкости и при прочих равных условиях определяющую величину максимального теплового потока, идущего от стенки в результате ее регенеративного охлаждения, где C — удельная теплоемкость; λ — коэффициент теплопроводности; μ — коэффициент динамической вязкости жидкости. Чем выше значение комплекса B , тем лучше охлаждающие свойства жидкости;

2) по предельно допустимой для коксо- и смолообразования температуре нагрева горючего в зарубашечном тракте турбины $T_{пр}$.

Как следует из данных, представленных в табл. 2, исходя из указанных показателей охлажда-

Данные, приведенные в табл. 2, свидетельствуют о том, что плотность метана приблизительно в два раза ниже, чем керосина. Однако рабочее значение коэффициента массового соотношения компонентов K_m топлива $O_2 + CH_4$ существенно выше (табл. 3). Поэтому плотность кислородно-метанового топлива ниже, чем плотность кислородно-керосинового только на 25%.

По оценкам специалистов Исследовательского центра им. М.В. Келдыша, применение сжиженного метана или сжиженного природного газа, с учетом более высоких его энергетических характеристик и снижения потерь на завесное охлаждение камеры сгорания может обеспечить повышение удельного импульса на 120—180 м/с (по сравнению с топливом $O_2 + РГ-1$), что в полной мере компенсирует ущерб от меньшей плотности кислородно-метанового топлива.

Метан имеет более эффективные гидродинамические характеристики в сравнении с керосином, следовательно, уменьшаются потери при течении горючего по магистралям, что позволяет снизить массу турбонасосного агрегата при равных давлениях в камере сгорания.

Сырьевая база метана практически не ограничена. Как следует из данных, представленных в табл. 3, кислородно-метановое топливо на 25% дешевле топлива $O_2 + РГ-1$. Проблемы создания наземной инфраструктуры, обеспечивающей применение нового горючего, в значительной мере решены в результате опережающего развития работ по его внедрению в авиационную технику.

Важнейшей эксплуатационной характеристикой этого горючего является его взрывоопасность. Нижние концентрационные пределы детонации смесей сжиженных газов с жидким кислородом близки к нижним пределам воспламе-

Температуры плавления, кипения, предельная температура, плотность и комплекс B для горючих

Горючее	Параметры горючего				
	$T_{пл}$, К	$T_{кип}$, К	$T_{пр}$, К	ρ , кг/м ³	$B, \frac{кг^{0,2} \cdot м^{1,8}}{с^{2,2} \cdot К}$
РГ-1	213	468-543	590	850	106
Метан	90,5	111,4	980	424	409
Пропан	85,4	231	740	585	263
Водород	13,95	20,38	-	71	982

ющих способностей жидкостей, метан имеет существенное преимущество перед РГ-1. При параметрах, типичных для трактов охлаждения камер ЖРД, метан превосходит РГ-1 по величине B примерно в четыре раза (водород — приблизительно в девять раз).

Без ограничений времени контакта жидкостей со стенками камер предельная температура нагрева метана составляет 980 К, РГ-1 — 590 К (водород не диссоциирует до 3000 К).

Лучшие охлаждающие свойства метана позволяют во многих случаях отказываться от внутреннего охлаждения камеры двигателя.

Таблица 2

на 25% дешевле топлива $O_2 + РГ-1$. Проблемы создания наземной инфраструктуры, обеспечивающей применение нового горючего, в значительной мере решены в результате опережающего развития работ по его внедрению в авиационную технику.

Таблица 3

Массовое соотношение компонентов K_m , плотность топлива, отношение массы баков к массе топлива и стоимость топлива за килограмм

Характеристики топлива	Топливные пары		
	$O_2 + H_2$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + РГ-1$
K_m	6	3,5	2,6
ρ , кг/м ³	361	827	1038
$M_{бак}/M_{топл}$	0,1	0,04	0,03
C_t , долл./кг	0,0366	0,01671	0,02132

нения упомянутых смесей в газовой фазе. В табл. 4 приведены данные о концентрационных границах взрывоопасности (воспламенения) при нормальном давлении и другие характеристики воспламенения и горения метана и пропана в сопоставлении с характеристиками водорода. Из табл. 4 следует, что концентрационные пределы воспламенения и взрыва смесей метана и пропана с воздухом и кислородом существенно ниже, чем водорода, а минимальная энергия их воспламенения на порядок выше, т. е. опасность самопроизвольного взрыва углеводородных смесей заметно ниже, чем водородно-кислородной.

Анализируя взрывоопасность газовых смесей, необходимо отметить: поскольку упругость пара СПГ намного выше, чем РГ-1, то и вероятность неконтролируемого образования взрывоопасных газовых смесей с воздухом и кислородом выше. Однако горючее РГ-1 представляет собой большую опасность при контакте с жидким кислородом, например, при одновременных проливах кислорода и горючего или в случае межполостной негерметичности. Смесь жидкого кислорода и керосина в твердой фазе образует оксидквитное вещество, способное к бризантным взрывам.

На основании изложенного можно заключить, что некоторые эксплуатационные свойства кислородно-метанового топлива, конечно, несколько хуже, чем топлива $O_2 + \text{РГ-1}$, но существенно лучше, чем кислородно-водородного, опыт применения которого в России весьма значителен, причем эксплуатация указанного топлива даже в больших количествах ни разу не привела к человеческим жертвам.

Вся предохранительная система, применявшаяся в ходе эксплуатации кислородно-водородного топлива, пригодна и для топлива $O_2 + \text{СН}_4$ (например водородные баллоны и емкости с предохранительной арматурой). Данный факт чрезвычайно важен для оценки экономических аспектов внедре-

ния метана в отечественное ракетное двигателестроение.

В [21, табл. 4] приведены некоторые эксплуатационные характеристики типовых топливных композиций ЖРД, позволяющие дать сравнительную качественную оценку перспективного метанового топлива с точки зрения надежности двигательной установки. Из представленных в таблице данных видно, что практически по всем критериям надежности, кроме тротилового эквивалента, метановое топливо значительно превосходит рассматриваемые аналоги.

Одним из важнейших эксплуатационных параметров компонента жидкого ракетного топлива является его предельно допустимая концентрация в воздухе (ПДК). Метан обладает слабым наркотическим действием. Его ПДК равна 300 мг/м^3 . Для сравнения: ПДК бензина равна 100 мг/м^3 , а ПДК этилового спирта — 1000 мг/м^3 .

Водород, как и метан, требуют предварительного захлаживания перед заправкой баков двигательной установки ракеты, в отличие от керосина.

При замене керосина сжиженным природным газом (метаном) некоторое преимущество в удельном импульсе дает возможность получить выигрыш в массе полезного груза. При этом под заменой топлива в данном случае подразумевается не просто заполнение баков «керосиновой» ракеты метаном — под новое топливо необходима полная переделка двигательной установки и баков в том числе.

На основании вышеизложенных преимуществ значительно упрощается отработка метановых ЖРД, а именно:

1) из-за большей охлаждающей способности двигатель имеет значительные запасы по ресурсу. При отработке на одном экземпляре двигателя можно многократно испытывать на различных режимах, что существенно сокращает число двигате-

Таблица 4

Концентрационные и температурные границы воспламенения смесей горючих с воздухом или кислородом

Газ	Граница воспламенения горючего газа, объемная %		Температура воспламенения газовой смеси, К		Минимальная воспламеняющая энергия электростатического заряда, мДж	Нормальная скорость распространения пламени, м/с	Скорость детонационного распространения пламени, м/с
	с воздухом	с кислородом	с воздухом	с кислородом			
Метан	5,3-15	5-60	920-1020	830-970	0,30	0,34	300
Пропан	2,1-95	2-60	780-850	760-840	0,25	0,38	300
Водород	4,1-75	3,5-90	720-860	620-860	0,02	2,6	1000-1800

лей, необходимых на период отработки, соответственно снижается время и стоимость отработки;

2) в трактах горючего метановых ЖРД при огневых испытаниях не остается конденсированной фазы, остатки горючего легко испаряются. Таким образом, для повторных испытаний не требуется обработка полостей горючего;

3) все поставляемые двигатели проходят огневые контрольно-технологические испытания без какой-либо последующей переборки;

4) ЖРД на метане при одинаковых основных характеристиках (тяга, удельный импульс) имеют менее напряженные параметры (по давлению в камере сгорания и давлению на выходе из насосов), чем ЖРД, работающие на топливной паре «кислород — метан», что важно для дальних полетов при многократных включениях двигателя.

Важно отметить, что возможность сажеобразования и коксования, из-за которой применение метана в качестве компонента ЖРТ долгое время было под вопросом, опровергнута экспериментами в ГИПХ по восстановительному газогенератору на метане в широком диапазоне соотношения компонентов [22].

4. Отечественные и зарубежные работы по метановым двигателям

Занимая промежуточное положение между керосином и водородом, метан позволяет достаточно просто создавать двигатели любой принципиальной схемы: замкнутой с окислительным ГГ, замкнутой с восстановительным ГГ, открытой (незамкнутой) и даже такой экзотической для отечественного двигателестроения схемы, как т.н. «расширительная» или теплообменная, когда жидкий метан, проходя рубашку охлаждения камеры сгорания, газифицируется и вращает турбину ТНА, а потом сбрасывается в камеру сгорания и дожигается там.

Основными отечественными организациями, занимающимися разработкой ЖРД на метане, являются: НПО «Энергомаш», ИЦ имени М.В. Келдыша, КБ Химмаш, и КБ Химавтоматики.

НПО Энергетического машиностроения имени академика В.П. Глушко (НПО «Энергомаш») разрабатывает целое семейство двигателей (РД-169, РД-182, РД-183, РД-190, РД-192) на топливе «кислород-СПГ». Разработчики избрали путь модификации уже имеющихся (т.е. разработанных или проектируемых) кислородно-керосиновых ЖРД. Все двигатели строятся по замкнутой схеме (за исключением, возможно, РД-183). НПО «Энергомаш» использует свой опыт разработки двигателей с окислительным ГГ, в котором сжигается газ с избытком кислорода.

В табл. 5 приведены расчетные характеристики кислородно-метановых модернизированных ЖРД, имеющих кислородно-керосиновые прототипы с дожиганием окислительного генераторного газа:

— на основе прототипа РД-191 представлены РД-192, РД-192С с дожиганием окислительного генераторного газа, РД-192.2 с дожиганием восстановительного генераторного газа и РД-192.3 без дожигания генераторного газа;

— на основе прототипа РД-120К представлен РД-182 с дожиганием окислительного генераторного газа.

По мнению специалистов НПО «Энергомаш», низкая стоимость, сжатые сроки разработки, высокая надежность обеспечиваются следующими факторами:

— уровнем критических параметров, проверенных на предшествующих ЖРД;

— проверенными опытом, надежными конструктивными концепциями, материалами, технологиями и приборами;

— высоким уровнем унификации двигательных модулей;

— использованием производственной и испытательной базы ракетно-космической отрасли, а также наличием высококвалифицированного опытного персонала;

— испытаниями конструкций в процессе разработки при работе в условиях, ужесточенных в сравнении со штатными;

— испытаниями на качество изготовления и сборки для каждого двигателя без переборки и какой-либо замены деталей;

— упрощенным обслуживанием двигателя при эксплуатации ракеты.

Метановые двигатели разрабатываются по собственной инициативе НПО «Энергомаш». Предприятие явилось инициатором работ по метановым ЖРД в отрасли, что привело к рождению проекта легкой РН «Рикша». Разработка последней ведется рядом организаций под руководством АО «Компомаш». На основе базовой ракеты возможно создание целого семейства мобильных носителей различной грузоподъемности (от 1.7 до 4 т на низкой околоземной орбите). Стоимость разработки базовой двухступенчатой РН оценивается в 135 млн \$, а сроки — четыре года. Разработчики полагают, что стоимость запуска носителя составит 10-11 млн \$.

Несмотря на то, что разработка метановых двигателей в НПО «Энергомаш» широко освещалась на авиационно-космических салонах МАКС-95/97, состояние работ не позволяет надеяться на то, что полноразмерный ЖРД вскоре выйдет на стендовые испытания. В планах Объединения сроком испы-

Таблица 5

Концентрационные и температурные границы воспламенения смесей горючих с воздухом или кислородом

Характеристика		I ступень						II ступень
		РД-120К	РД-182	РД-191	РД-192	РД-192.2	РД-192.3	РД-192С
1. Горючее		керосин	метан	керосин	метан	метан	метан	метан
2. Тяга, кН	- у Земли	706-765*	726-794*	1922	1873	1775	1903	-
	- в пустоте	794-873*	814-902*	2079	2038	1942	2089	2128
3. Удельный импульс, м/с	- у Земли	2894-2923*	3051-3100*	3051	3216	3188	3051-3345*	3644
	- в пустоте	3276-3300*	3443-3463*	3306	3492	3473		
4. Давление в камере, МПа		16,6-17,5*	16,6-17,5*	26,2	25,0	20,0	25,0	25,0
5. Соотношение компонентов		2,6	3,4	2,6	3,5	3,5	3,0	3,5
6. Продолжительность одного использования, с		<200						
7. Кратность использования		<10						
8. Габариты, м:								
	—высота	2,8	2,8	4,05	3,62	3,62	3,62	4,82
	—диаметр	1,5	1,5	2,0	1,45	1,45	1,45	2,4
9. Управление вектором тяги		Качание в двух плоскостях $\pm 6^\circ$		Качание в двух плоскостях $\pm 8^\circ$		Качание в двух плоскостях $\pm 8^\circ$		
10. Прототип		РД-120	РД-120К	РД-170, РД-180		РД-191		РД-191

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

таний значился 1998 г., но большая загруженность (главным образом работами по РД-180) и нехватка финансов заставили отсрочить начало испытаний.

На данный момент «Энергомаш» совместно с КБ Химавтоматики работает над созданием метанового двигателя, который «в металле» планируется создать до 2020 года.

Конструкторское бюро химической автоматики имени С.А. Косберга (КБХА, г. Воронеж) держит курс на создание высоконадежных двигательных установок на экологически чистых и дешевых компонентах топлива, в связи с этим оно приступило к освоению топлива «кислород — сжиженный природный газ».

Проработка схемно-конструкторских вопросов перевода на новое топливо серийных или находящихся в стадии доводочной отработки ЖРД началась в КБХА в 1994 г. Для исследований был выбран кислородно-керосиновый двигатель РД-0110, используемый на третьей ступени (блоке «И») ракеты-носителя «Союз» (11А511У).

В 1997 г. на предприятии были проведены работы по дооснащению отсеком метана стенда №4, который используется для контрольно-технологических и контрольно-выборочных испытаний РД-0110. Объем расходной емкости метана позволяет выполнять отработку опытных двигателей при продолжительности огневых испытаний до 20 секунд. Из блоков ЖРД, прошедшего ранее цикл испытаний на кислороде-керосине, собран экспериментальный демонстрационный двигатель РД-0110МД с тягой в пустоте около 245,2 кН.

При первом огневом испытании экспериментального двигателя на кислороде-керосине 30 апреля 1998 г. выполнены работы по проверке работоспособности стендовых систем, отработке технологии заправки метаном и термостатирования ЖРД перед пуском, исследования характеристик запуска и выхода двигателя на основной режим.

3 декабря 1998 г. проведено повторное испытание РД-0110МД, целью которого было получение данных по работоспособности двигателя на СПГ, характеристик рабочего процесса в газогенераторе,

камерах и турбонасосном агрегате. Во время испытаний ЖРД работал на основном режиме при давлении в камере сгорания 5,5 МПа и ГГ — 4,9 МПа.

Цели и задачи этапа, демонстрирующего возможность создания метанового двигателя, выполнены. В результате получены экспериментальные данные и приобретён опыт работ с СПГ, что позволяет перейти к полноценному проектированию и подготовке огневых испытаний ЖРД на совершенно новом топливе.

По контрактам с Корпорацией «Компомаш» и Центром им. М.В. Келдыша проведена расчетно-конструкторская, материаловедческая и технологическая проработка ряда новых двигателей тягой в пустоте от 147 кН до 2344 кН (табл. 6).

Привод турбонасосных агрегатов двигателей осуществляется продуктами газогенерации с избытком метана. Проработаны конструкции открытой (без дожигания) схемы со сбросом генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла (РД-0139, РД-0140) и замкнутой схемы с дожиганием в камере (остальные ЖРД). Двигатели РД-0139 и РД-0140, РД-0141 и РД-0142 выполнены на базе универсальных блоков со сменными соплами, а РД-0144 оснащен выдвигаемым неохлаждаемым сопловым насадком.

В 1999 г. КБХА планировало приступить к выполнению опытно-конструкторских работ по созданию семейства ЖРД тягой 290-340 кН для перспективных носителей различного назначения, в том числе для первой и второй ступеней РН легкого класса авиационно-ракетного комплекса «Воздушный старт». Единая для РД-0143 и РД-0143А конструкция системы подачи компонентов топлива в

сочетании с одно- и четырехкамерной компоновками «земной» и «высотной» модификации двигателя определяют максимальную унификацию агрегатов, производства, испытательной базы и, как следствие, минимальные затраты на разработку, отработку, производство и эксплуатацию ЖРД.

С целью уменьшения объема доводочных испытаний новых двигателей отработка вопросов смесеобразования и поджига топлива, охлаждения конструкции камеры, устойчивости рабочего процесса, бессажевой газогенерации для топлива с избытком СПГ будет выполнена при автономных огневых испытаниях модернизированных модельных запальных устройств, газогенераторов и камер сгорания. Важно отметить, что модельные агрегаты были созданы ранее и использовались для исследовательских работ на топливе «кислород-водород», что значительно упрощает проведение огневых испытаний.

С 2002 по 2005 гг. на предприятии совместно с западноевропейскими партнерами велись работы по созданию европейского метанового многократного ЖРД тягой 1961 кН (проект «Волга»). С 2006 г. ведется работа по созданию отечественного метанового многократного ЖРД РД0162 тягой 2000 кН для многократной ракетно-космической системы (МРКС-1).

С 2012 года ведутся работы по созданию двигателя РД-0162 СД тягой 416,9 кН, предназначенного для проведения летной отработки системного демонстратора возвращаемого ракетного блока (первой многократной ступени) ракетно-космического комплекса МРКС-1. Двигатель РД-0162СД планируется также использовать в составе маршевой дви-

Таблица 6

Характеристики двигателей, проекты которых прорабатывались корпорацией «Компомаш» и Центром им. М.В. Келдыша

Двигатель		РД-0139	РД-0140	РД-0134	РД-0141	РД-0142	РД-0143А	РД-0143	РД-0144	РД-0145	РД-0149
Ступень		1	II	I	I	II	I	II	РБ	РБ	РБ
Тяга номинальная, кН	- на Земле	1801	1793	1801	2059	-	-	-	-	-	-
	- в вакууме	2038	2086	2038	2251	2344	343	343	147	147	147
Удельный импульс, м/с	- на Земле	2956	2943	3103	3169	-	-	-	-	-	-
	- в вакууме	3345	3424	3512	3463	3620	3629	3649	3669	3669	3629
Кратность использования		20	20	20	20	20	1	1	1	1	1
Число включений в полете		1	1	1	1	1	1	1	6	6	1
Масса «сухого» двигателя, кг		1544	1689	1800	1973	2058	410	530	250	282	150
Длина двигателя, мм		3610	5037	3500	3350	4510	3000	1725	1 195	1420	1575

гательной установки новой малогабаритной космической ракеты.

Единственным двигателем разработки **Конструкторского бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева** (КБ Химмаш), работающим на экологически чистых компонентах топлива, является кислородно-водородный КВД-1 для установки на разгонном блоке индийской РН GSLV и перспективной верхней ступени отечественного носителя «Ангара». Этот ЖРД замкнутой схемы с восстановительным газогенератором (в ГГ сжигается газ, богатый водородом) имеет тягу около 73,6 кН и удельный импульс около 3630 м/с в пустоте.

По мнению представителей КБ Химмаш, метановые ЖРД отличаются в разработке от кислородно-керосиновых, поскольку метан является криогенным компонентом, и стоят ближе к водородным. Следовательно, наиболее оптимальный путь создания двигателей на природном газе — это модификация кислородно-водородных ЖРД.

КБ Химмаш модифицирует под новое топливо весь двигатель (его основные параметры представлены в табл. 7).

Таблица 7

Основные параметры метанового двигателя, разрабатываемого КМ Химмаш

Основные параметры двигателя	
Тяга, кН	73,6
Удельный импульс, м/с	3630
Давление в камере, МПа	5,4
Соотношение компонентов	3,4
Основные параметры рулевой камеры	
Тяга, кН	2000
Соотношение компонентов	0,44

В 1997—1998 гг. на стенде в пос. Фаустово проведено два огневых испытания модернизированного КВД-1 длительностью по 20 с при изменении тяги и соотношения компонентов в заданных пределах. Получен удельный импульс порядка 3630 м/с, что на 150—200 м/с больше, чем у высотных кислородно-керосиновых двигателей. При работе с низким массовым соотношением компонентов выпадения кокса на турбине, деталях камеры сгорания и газогенератора не наблюдалось. Цикл испытаний длительностью до 500 с за включение успешно завершил комплекс работ по подтверждению возможности создания метанового двигателя.

Руководство «Роскосмоса» поддерживает КБ Химмаш, предполагая быстро и надежно получить

заданные характеристики с использованием отработанного двигателя, не требующего длительной доводки агрегатов. Возможным применением «метанового» КВД-1 может быть модифицированный разгонный блок ДМ-SL для РН «Зенит-3SL» комплекса «Морской Старт» (увеличение массы ПГ по сравнению со штатным кислородно-керосиновым вариантом на 4-5%). Однако сами разработчики КВД-1 утверждают, что основной задачей «метановой» модификации является накопление опыта работы и определения оптимальных путей создания ЖРД на сжиженном природном газе.

Исследовательский центр им. М.В. Келдыша разрабатывает совершенно новую стратегию «ЖРД XXI века». К такому двигателю предъявляются требования по экологической чистоте, безопасности работы и повышенной надежности, возможности спасения и повторного использования всех элементов при дальнейших запусках ракет-носителей. Разработчики уверены, что ЖРД смогут обеспечить снижение расходов на эксплуатацию, разработку, испытания и производство при повышении энергомассовых характеристик и минимальном времени межполетного обслуживания двигателя.

Проектанты предполагают установить такой ЖРД на двухступенчатую ракету-носитель, первая ступень которой будет работать на топливе «кислород-метан», а вторая — «кислород-водород», что позволит получить максимально возможную массу полезного груза.

Отличительными чертами двигателя являются открытая (незамкнутая) схема с газогенераторным циклом, работающая при достаточно высоком давлении (порядка 12,0—15,0 МПа). Применительно к метановым ЖРД такая схема признана оправданной, т.к. тепловые потоки, направленные в стенку камеры, существенно меньше, чем в керосиновых ЖРД. Кроме того, отработанный на турбонасосе газ может направляться в сопловой насадок основной камеры сгорания для его охлаждения (подобный способ применялся на американских двигателях F-1 «лунного» Saturn-5).

В 1999 г. модель двигателя первой ступени успешно прошла стендовые испытания, что окончательно подтвердило возможность создания метанового двигателя.

Среди зарубежных фирм значительных успехов по созданию метанового ЖРД добилась американская фирма **SpaceX**. Разработанный этой фирмой ЖРД Raptor работает на компонентах «кислород-метан» и предназначен для установки на нижние и верхние ступени будущих сверхтяжелых ракет-носителей, разрабатываемых также SpaceX. Двигатель

Таблица 8

Основные характеристики ЖРД Raptor фирмы SpaceX

Характеристика	Величина
1. Тяга на уровне моря Земли, кН	3050
2. Удельный импульс на уровне моря Земли, м/с	3278
3. Тяга в вакууме, кН	3290
4. Удельный импульс в вакууме, м/с	3535
5. Расход окислителя (кислород), кг/с	724
6. Расход горючего (метан), кг/с	206,5
7. Расход топлива (кислород + метан), кг/с	930,5
8. Соотношение компонентов топлива	3,506
9. Давление в камере сгорания, МПа	30,0
10. Давление в выходном сечении сопла, МПа	0,0735
11. Скорость в выходном сечении сопла, м/с	3450

работает на криогенном топливе «кислород-метан» и имеет характеристики, представленные в табл. 8.

Стоит отметить, что двигатель работает по закрытой (с дожиганием генераторного газа) схеме, которая крайне редко применялась в зарубежных двигателях ввиду трудности её отработки, несмотря на более высокие энергетические характеристики.

Первые испытания двигателя успешно прошли осенью 2017 г. и в настоящее время продолжают-ся.

Выводы

На многоступенчатых РН водородные двигатели целесообразно использовать на верхних ступенях, исходя из характеристик водорода, а метановые и керосиновые — на первых. Метановые ЖРД в ближайшем будущем могут заменить кислород-керосиновые двигатели, поскольку по энергетическим, экологическим и экономическим показателям топливная пара «кислород — метан» превосходит пару «кислород — керосин».

В настоящее время активно разрабатывается программа полета на Марс. Использование метановых двигателей в ней будет иметь неоспоримое преимущество, так как большое количество метана, главного элемента природного газа, можно найти практически повсюду в Солнечной системе: на Марсе, Титане, Юпитере и многих других планетах и спутниках. Таким образом, ракетам, покидающим Землю, не придется нести с собой большое количество топлива, что существенно приблизит время первого межпланетного пилотируемого полёта.

Библиографический список

1. Ковалева Ю.С., Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Хохлов А.Н., Казеннов И.С. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 45-54.
2. Никулин А.Г. Определение концентрации К-фазы в генераторном газе жидкостного ракетного двигателя методом оптической диагностики // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 4. С. 117-124.
3. Lux J., Haidn O. Effect of Recess in High-Pressure Liquid Oxygen/Methane Coaxial Injection and Combustion // Journal of Propulsion and Power. 2009. Vol. 25. No. 1, pp. 24-32. DOI: 10.2514/1.37308
4. Химический энциклопедический словарь. — М.: Советская энциклопедия, 1983. — 327 с.
5. Карелин В.Я., Воляк В.В., Пеншин А.Г. Проблемы экономики использования возобновляющихся источников энергии // Строительные материалы, оборудование, технологии XXI века. 2001. № 11(34). С. 26-28.
6. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911-1912 гг.) // Избранные труды. М.: Изд-во АН СССР, 1962. — 536 с.
7. Циолковский К.Э. Собрание сочинений. Т. 2. Реактивные летательные аппараты. — М.: Изд-во АН СССР, 1954. — 455 с.
8. Кондратюк Ю.В. Завоевание межпланетных пространств. — Новосибирск: Издание автора, 1929. — 87 с.
9. Лей В. Ракеты и полеты в космос. — М.: Воениздат, 1961. — 423 с.
10. Голованов Я.К. Дорога на космодром. — М.: Детская литература, 1982. — 551 с.

11. Космонавтика: Энциклопедия. Гл. ред. Глушко В.П. — М.: Советская энциклопедия, 1985. — 528 с.
12. Глушко В.П. Путь в ракетной технике. Избранные труды. 1924-1946. — М.: Машиностроение, 1976. — 504 с.
13. Зенгер Е. Техника ракетного полета. — М.: Оборонгиз, 1947. — 300 с.
14. Колберт М. Использование смесей фтора с кислородом и углеводородных горючих в качестве ЖРТ // Вопросы ракетной техники. 1967. №4. С. 45-63.
15. Исследование ЖРД на жидком кислороде и метане в схеме с дожиганием газа // Астронавтика и ракетодинамика. Экспресс-информация. 1988. №20. С. 7-18.
16. Братков А.А., Серегин Е.П., Горенков А.Ф. и др. Химмотология ракетных и реактивных топлив. — М.: Химия, 1987. — 304 с.
17. Болгарский А.В., Шукин В.К. Рабочие процессы в жидкостно-реактивных двигателях. — М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1953. — 424 с.
18. Каторгин Б., Клепиков И. Метановые ЖРД НПО «Энергомаш» им. В.П. Глушко // Авиапанорама. 1998. №4. С. 58-60.
19. Новиков А.В., Ягодников Д.А., Буркальцев В.А., Ланицкий В.И. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан-кислород // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. Специальный выпуск «Теория и практика современного ракетного двигателестроения». 2004. С. 8-17.
20. Шаулов Ю.Х., Легнер М.О. Горение в жидкостных ракетных двигателях. — М.: Оборонгиз, 1961. — 197 с.
21. Коротеев А.С., Самойлов Л.П. Выбор пути развития маршевых жидкостных ракетных двигателей для перспективных российских средств выведения // Космонавтика и ракетостроение. 1999. №15. С. 111-119.
22. Технические условия ТУ021 00480689-96. Газ горючий природный сжиженный. Топливо для ракетной техники. — СПб.: ГИПХ, 1996. — 15 с.

METHANE APPLICATION SPECIFICS AS A FUEL FOR LIQUID ROCKET ENGINES

Kalugin K.S.*, Sukhov A.V.

*Bauman Moscow State Technical University,
MSTU, 5, 2-nd Baumanskaya, Moscow, 105005, Russia*

** e-mail: Kalugin-09@mail.ru*

Abstract

At present, a significant part of the research aimed at increasing the energy and mass characteristics of liquid-propellant rocket engines (LPRE) is being performed in the field of new materials application and processing technologies. Other studies are aimed at modernizing the principle of organizing the work process. However, new fuels application is a more long-term and quickly realizable prospect notwithstanding the research costliness in the field of LPRE. Methane may appear one of the propellants, which application may become a new stage in rocket and space industry development. The article considers the historical process of methane formation as a liquid rocket fuel component since it was firstly mentioned by Tsiolkovsky in his works ("Exploration of the World Spaces with Jet Devices", "Space Rocket", "Jet Airplane", "Achieving the Stratosphere", etc.). A comparative analysis of methane with kerosene was performed in view of the similarity of the work process organization in the LPRE combustion chamber, as well as close hydrocarbon structure. A component close to methane, currently in

use in rocket engines, is hydrogen due to the cryogenic nature of both components, which creates difficulties at the design stage of valves, pipelines and gas lines, as well as the organization of the work process in the combustion chamber. Additionally, analysis of the most common fuels based on kerosene, methane and hydrogen was performed. This is especially interesting, since methane fuel pair of oxygen-methane occupies an intermediate position between "oxygen-kerosene" and "oxygen-hydrogen" pairs with respect to the specific impulse and fuel mixture density. The analysis was performed based on physical-chemical, energy, operational, environmental, economic and some other characteristics. This allowed identify the main advantages and disadvantages of methane application as a LPRE fuel and determine its prospects both in Russian and foreign rocket and space industries.

A brief analysis of liquid rocket engines on methane, created or projected in NPO Energomash by V.P. Glushko, KBHA them. S.A. Kosberg, KB Himmash them. A.M. Isaev, the Research Center. M.V. Keldysh, and also to the American firm SpaceX.

Finally, it was concluded that the methane LPRE could replace oxygen-kerosene engines in the near future, since the fuel pair oxygen-methane outperformed the oxygen-kerosene pair by its energy, environmental and economic indicators. Interplanetary flights can become a special field of methane application, since a large amount of methane, the main element of natural gas, can be found almost everywhere in the solar system: on Mars, Titan, Jupiter and many other planets and satellites, which will allow refueling rockets in flight, significantly increasing them the flight range.

Keywords: liquid rocket engine, methane, liquefied natural gas, rocket engine, liquid rocket fuel

References

1. Kovateva Yu.S., Vorob'ev A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N., Kazennov I.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 45-54.
2. Nikulin A.G. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 4, pp. 117-124.
3. Lux J., Haidn O. Effect of Recess in High-Pressure Liquid Oxygen/Methane Coaxial Injection and Combustion. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, vol. 25, no. 1, pp. 24-32. DOI: 10.2514/1.37308
4. Knunyants I.L. *Khimicheskii entsiklopedicheskii slovar'* (Chemical encyclopedic dictionary), Moscow, Sovetskaya entsiklopediya, 1983, 327 p.
5. Karelin V.Ya., Volshak V.V., Peshin A.G. *Stroitel'nye materialy, oborudovanie, tekhnologii XXI veka*, 2001, vol. 34, no. 11, pp. 26-28.
6. Tsiolkovskii K.E. *Izbrannye trudy* (Selected works), Moscow, AN SSSR, 1962, 536 p.
7. Tsiolkovskii K.E. *Sobranie sochinenii. T. 2. Reaktivnye letatel'nye apparaty* (Collected works. Vol. 2. Jet aircraft), Moscow, AN SSSR, 1954, 455 p.
8. Kondratyuk Yu.V. *Zavoevanie mezhplanetnykh prostranstv* (Conquest of interplanetary spaces), Novosibirsk, Izdanie avtora, 1929, 87 p.
9. Lei V. *Rakety i polety v kosmos* (Rockets and flights into space), Moscow, Voenizdat, 1961, 423 p.
10. Golovanov Ya.K. *Doroga na kosmodrom* (The road to the cosmodrome), Moscow, Detskaya literatura, 1982, 551 p.
11. Glushko V.P. *Kosmonavtika. Entsiklopediya* (Astronautics. Encyclopedia), Moscow, Sovetskaya entsiklopediya, 1985, 528 p.
12. Glushko V.P. *Put' v raketnoi tekhnike. Izbrannye trudy. 1924-1946* (The way in rocket technology. Selected works. 1924-1946), Moscow, Mashinostroenie, 1976, 504 p.
13. Zenger E. *Tekhnika raketnogo poleta* (Missile flight techniques), Moscow, Oborongiz, 1947, 300 p.
14. Kolbert M. *Voprosy raketnoi tekhniki*, 1967, no. 4, pp. 45-63.
15. *Astronavtika i raketodinamika. Ekspres-informatsiya*, 1988, no. 20, pp. 7-18.
16. Bratkov A.A., Seregin Ye.P., Gorenkov A.F., Chirkov A.M., Ilyinsky A.A., Zrellov V.N. *Khimmotologiya raketnykh i reaktivnykh topliv* (Chymotology of rocket and jet fuels), Moscow, Khimiya, 1987, 304 p.
17. Bolgarskii A.V., Shchukin V.K. *Rabochie protsessy v zhidkostno-reaktivnykh dvigatelyakh* (Work processes in liquid-jet engines), Moscow, Gos. izd-vo oboronnoi promyshlennosti, 1953, 424 p.
18. Katorgin B., Klepikov I. *Aviapanorama*, 1998, no. 4, pp. 58-60.
19. Novikov A.V., Yagodnikov D.A., Burkal'tsev V.A., Lapitskii V.I. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie*, 2004, pp. 8-17.
20. Shaulov Yu.Kh., Legner M.O. *Gorenie v zhidkostnykh raketnykh dvigatelyakh* (Burning in liquid propellant rocket engines), Moscow, Oborongiz, 1961, 197 p.
21. Koroteev A.S., Samoilov L.P. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 1999, no. 15, pp. 111-119.
22. *Gaz goryuchii prirodnyi szhizhennyi. Toplivo dlya raketnoi tekhniki. Tekhnicheskie usloviya TU021 00480689-96*. (Natural gas, liquefied gas. Fuel for rocket technology. Specifications TU021 00480689-96.), St. Petersburg, State Institute of Applied Chemistry, 1996, 15 p.