УДК 621.455

И. А. К л е п и к о в,
(ОАО “НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко”)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОХЛАЖДАЮЩИХ СВОЙСТВ МЕТАНА ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ЭНЕРГЕТИКИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ДОЖИГАНИЕМ ВОССТАНОВИТЕЛЬНОГО ГАЗА

Приведены результаты исследования охлаждения камер жидкостных ракетных двигателей тягой от 0,02 до 2 МН конструкции НПО Энергомаш метаном. Показана возможность надежного охлаждения камер сгорания хладагентом уменьшенного расхода, что позволяет существенно снизить гидросопротивление охлаждающего тракта и сэкономленную мощность насоса горючего использовать для повышения давления в камере до уровня, достигнутого для окислительной схемы жидкостного ракетного двигателя, тем самым поднять удельный импульс двигателя, снизить нагрузки на агрегаты, увеличить их ресурс и обеспечить возможность многоразового использования двигателя. Выполнено сравнение параметров двигателей разных схем, в том числе с РД-191.

В проведенных ранее исследованиях было показано [1, 2], что при соблюдении проверенных критериальных параметров, обеспечивающих надежную увязку характеристик двигателя (температуры турбогаза, перепадов давлений, давления на входе в охлаждающий тракт камеры и др.), схема с дожиганием восстановительного газа (ДВГГ) проигрывает схеме с дожиганием окислительного газа (ДОГГ) при равных условиях сравнения, в том числе и при условии полного расхода горючего.

Автором поставлена задача, найти такое минимальное значение расхода метана, необходимого для надежного охлаждения камеры, при котором обеспечивались бы допустимые температуры в характерных местах охлаждающего тракта камеры. Кроме того, для расширения базы данных, помимо метана, рассматривались и другие хладагенты например вода и аммиак.

В качестве исходных исследуемых конструкций камер использованы штатные охлаждающие тракты камер, хорошо проверенные при успешных огневых испытаниях двигателей РД-170, РД-171, РД-173 (тяга одной камеры $p \approx 2$ МН), РД-120 (тяга $\sim$0,85 МН), 11Д14, РД-510 (тяга двигателя $\sim$0,08 . . . 0,10 МН), а также разработанные в НПО Энергомаш камеры двигателей РД-120.04 (тяга $\sim$0,77 МН), РД-134 (тяга $\sim$0,08 МН), РД-160, РД-161 (тяга $\sim$0,02 МН).

В качестве необходимого условия гарантированного надежного охлаждения камеры приняты следующие предельно допустимые значения температур (не более): для покрытия со стороны горячего газа — 1000 °С; для стальной стенки со стороны газа — 900 °С; для бронзовой стенки со стороны газа — 600 °С; для стальной или бронзовой стенки со стороны жидкости — 500 °С. Температура жидкости на выходе из охлаждающего тракта камеры — метана и воды принята без ограничения, — аммиака — не более 260 °С (температура равновесного разложения согласно справочным данным).

Кроме того, принималось, что гидросопротивление охлаждающего тракта камеры не должно быть более 20 МПа (по условиям энергетической увязки перепадов давления), а давление хладагента на входе в охлаждающий тракт камеры не должно превышать 50 МПа (по условиям прочности паяных соединений).

При поверочных расчетах охлаждения камер (при выборе соответствующих расходов хладагентов) старались обеспечивать не только пороговые значения критичных температур, но и характер их изменения, по возможности, близкий к проверенным на прототипах.

Для каждого типа исследуемых камер проводились расчеты их охлаждения по принятой отраслевой методике [3] для значения давления $p_к$ в камере сгорания, соответствующего номинальному у двигателя-прототипа. При этом определялся минимальный расход хладагента для такой же схемы его протока, как у прототипа, обеспечивающий допустимые значения температур элементов конструкции камер.

На рис. 1 показаны зависимости минимальных расходов хладагентов от величины тяги камер. В результате расчетов получены оценки минимальных расходов, достаточных для надежного охлаждения камер разной размерности, и оценки ожидаемых температур хладагентов на выходе из камеры (рис. 2), которые необходимы для последующего расчета энергетического баланса двигателя.

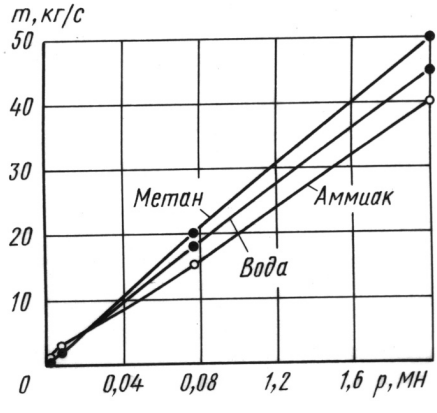


Рис. 1. Зависимости минимального расхода хладагента от тяги камеры сгорания

По мере увеличения тяги камеры удельный теплосъем (теплосъем, отнесенный к расходу охладителя, равному 1 кг/с) уменьшается во всем диапазоне рассмотренных тяг (от 0,02 до 2 МН).

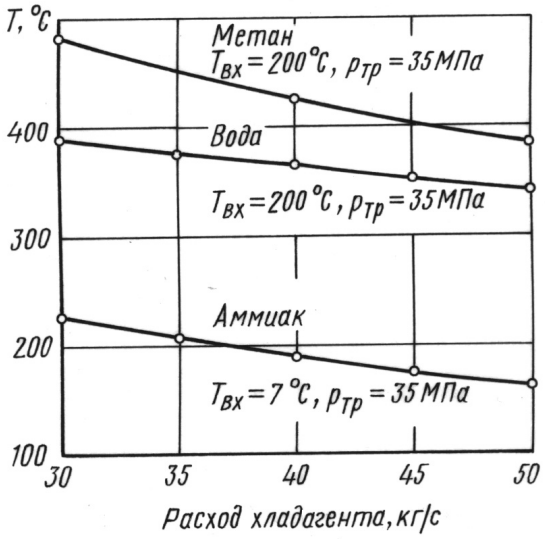


Рис. 2. Зависимости температуры охладителя на выходе из тракта охлаждения камеры сгорания двигателя РД-170 от расхода охладителя:
компоненты O_2 + (РГ-1); $K_M = 2{,}63$; $p_к = 25$ МПа; завеса (РГ-1) — 2,3 %

Как показано ранее [1, 2], тяга 2 МН, может быть наиболее востребованной для средств выведения многоразового использования (СВМИ). К тому же в НПО Энергомаш имеется опыт разработки жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) на базе камеры тягой $\sim$2 МН (РД-170, РД-171, РД-171М, РД-180, РД-191). Поэтому анализ и выбор оптимального варианта схемы ДВГГ производится далее применительно к использованию камеры двигателя РД-170. При этом корпус камеры можно заимствовать целиком с несущественной доработкой: замениить материал рубашки ВНС-16 на ВНС-25, имеющий те же механические свойства и такую же технологичность (штампуется, сваривается, паяется). Наиболее существенным изменением будет замена смесительной головки, однако ее конструкция будет аналогична конструкции камеры двигателя РД-170.

Для проведения расчетов энергетической увязки параметров ЖРД разных схем проведены дополнительные расчеты охлаждения с различными значениями расхода метана, подаваемого для охлаждения камеры, и гидравлическими сопротивлениями охлаждающего тракта (рис. 3). Основная цель этих расчетов состоит в определении оптимального варианта схемы с ДВГГ, обеспечивающей минимальные нагрузки на агрегаты при равных давлениях в камере сгорания (КС), и оценке максимально возможного форсирования при использовании резерва тяги в аварийных ситуациях.

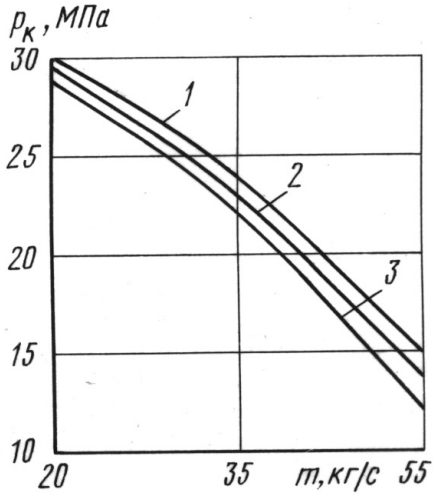


Рис. 3. Зависимость доли метана m, при разном гидросопротивлении рабочего тракта Δp в камере сгорания тягой 20 МН:
1, 2, 3 — $\Delta p = 3$, 5 и 7 МПа соответственно

Среди многих рассмотренных вариантов схем оптимальной признана представленная на рис. 4, *а*, как допускающая достаточное форсирование в случае отказа одного из двигателей связки (на величину тяги до 25 %).

Рассмотрены также схема с использованием третьего компонента (например, воды) для охлаждения камеры, привода турбины паром, с последующим охлаждением и конденсацией пара в теплообменнике перед повторным входом воды в охлаждающий тракт камеры и так далее по замкнутому контуру (рис. 4, *б*), и схема, отличающаяся от предыдущей тем, что вместо третьего компонента (воды) используется метан, который после охлаждения в теплообменнике сбрасывается на вход в насос, таким образом цикл размыкается (рис. 4, *в*).

Из всех рассмотренных схем, оптимальной следует признать схему, приведенную на рис. 4, *а*, позволяющую при приемлемых параметрах агрегатов обеспечить 25 %-ное форсирование, а небольшое усложнение этой схемы путем введения теплообменника для охлаждения кислородом той части расхода горючего, которая подавалась на охлаждение камеры, может рассматриваться как резервная в случае необходимости, либо дальнейшего снижения нагрузок на агрегаты (увеличение ресурса), либо для дополнительного форсирования, если это потребуется.

Сравнение параметров схемы с ДВГГ (см. рис. 4, *а*) с параметрами двигателя-прототипа РД-191 (принятыми НПО Энергомаш в 2004 г.), приведено в табл. 1. Здесь также приведены параметры для схемы с ДОГГ на кислороде и метане.

В окислительной схеме вся масса кислорода, расходуемого ЖРД, поступает в газогенератор (ГГ); мощность соответствующего насоса составляет около 60 % мощности ТНА. В отличие от этого, при восстановительной схеме в ГГ поступает лишь 10…14 % массы кислорода и мощность соответствующего насоса составляет 5…6 % мощности ТНА, т.е. снижается на порядок. Основная масса кислорода поступает непосредственно в камеру, и соответствующий насос сопоставим по

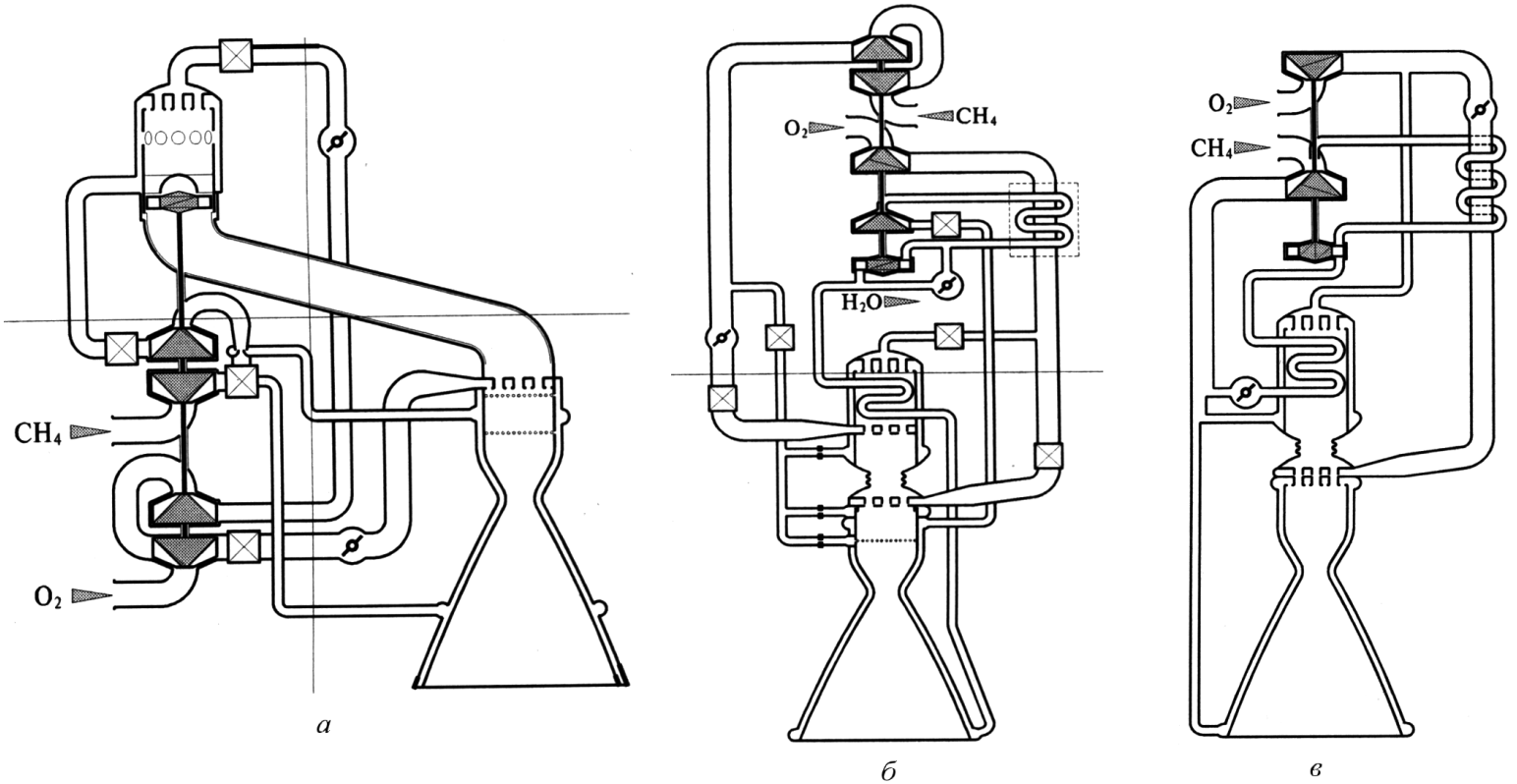


Рис. 4. Гидросхемы ЖРД

Таблица 1

Сравнение основных характеристик циклов при одинаковых тяге, давлении в камере 26,2 МПа и критическом сечении сопла $d_{кр} = 235{,}5$ мм

Наименование параметра	Схема		
	РД-191 O_2 + керосин	O_2 + метан (охлаждение камеры 27 % метана)	
		ОГГ	ВГГ
Двигатель			
Тяга земная/пустотная, МН	1,96/2,126	1,96/2,126	2,01/2,178
Соотношение компонентов	2,75	3,5	3,5
Удельный импульс, м/с:			
земной	3112	3240	3320
пустотный	3375	3569	3600
Форсирование, % от номинала	5–10	–	25
Камера			
Перепад давления в тракте охлаждения камеры, МПа	15,9	3,0	3,0
Насосы			
Давление на выходе из насоса, МПа:			
окислителя камеры	–	–	38,2
окислителя ГГ	59,7	50,8	60,1
горючего камеры	58,0	41,7	40,5
горючего ГГ	80,5	60,4	49,6
Газогенератор			
Давление газа в газогенераторе, МПа	53,8	48,4	47,6
Температура газа в ГГ, К	846	891	1000
Соотношение компонентов	50	50	0,6
RT, кДж/(кг·К)	224,20	241,02	583,67
Расход газа через ГГ, кг/с	452	507,4	195,7
Турбина			
Перепад давлений на турбине	1,88	1,71	1,68
Мощность турбины, МВт	50,1	49,8	46,3

мощности с насосом кислорода окислительной схемы. Однако давление за этим насосом намного ниже, чем за насосом окислителя разрабатываемого кислородно-керосинового двигателя (отличие составляет $\sim 21{,}5$ МПа). Этот факт является, по нашему мнению, существенным преимуществом восстановительной схемы: создание насоса кислоро-

да, рассчитанного на большой расход при высоком давлении, связано с большими проблемами, и его надежность является важнейшим фактором безаварийной работы ЖРД в целом.

В восстановительной схеме расход генераторного газа через турбину по сравнению с окислительной схемой снижается в 2,5 раза и более, благодаря чему сокращаются габаритные размеры и снижается масса ГГ и турбины.

Кроме того, при одном и том же давлении в камере ($p_к = 26{,}2$ МПа) восстановительная схема обеспечивает увеличение удельного импульса на 1 % по сравнению с окислительной схемой, что объясняется качеством рабочего процесса в камере — уменьшенными потерями на завесное охлаждение камеры вследствие газообразного состояния горючего.

Есть возможность еще более снизить нагрузки на агрегаты двигателя, за счет увеличения диаметра критического сечения камеры, что при сохранении требуемой тяги ($\sim$2 МН) соответствует понижению давления в КС и некоторому уменьшению удельного импульса (на $\sim$1 %, что допустимо) при сохранении тех же габаритных размеров камеры. Это мероприятие несложно в исполнении (заменяется так называемая "катушка" КС) и составляет по трудоемкости не более 7 % от изготовления камеры.

В табл. 2 показаны основные характеристики двигателей на метане, работающих по схемам с дожиганием восстановительного и окислительного генераторного газа, а также для ЖРД открытой схемы без дожигания в сравнении с базовым прототипом РД-191.

Таким образом, выполненные расчетно-конструкторские работы указывают на возможность реализации потенциальных достоинств кислородно-метанового топлива в энергетике двигателя и в обеспечении его многоразового использования.

Выводы. 1. В НПО Энергомаш, начиная с 1981 г., выполнен большой объем расчетно-конструкторских проработок ЖРД на кислородно-метановом топливе. Эти работы включили исследования схем с дожиганием как восстановительного, так и окислительного газа в камере, и других схем.

2. Показано, что вследствие высокой охлаждающей способности метана для надежного охлаждения камеры в широком диапазоне тяг и давлений достаточно использовать лишь часть метана. Это обстоятельство и связанное с ним снижение гидравлических потерь в охлаждающем тракте камеры позволяют создать ЖРД с дожиганием восстановительного кислородно-метанового газа в камере, работающей при давлении 26…30 МПа и более. Показано, что по этому параметру

Таблица 2

Основные характеристики двигателей

Газогенератор	ДОГГ		ДВГГ	
Схема	с дожиганием		с дожиганием	без дожигания
Топливо	O_2+(РГ–1)*	O_2+CH_4	O_2+CH_4	O_2+CH_4
Соотношение расходов компонентов:				
двигателя	2,75	3,5	3,5	3,077
камеры	2,75	3,5	3,5	3,5
газогенератора	49,6	50,1	0,41	0,42
Давление в камере, МПа	26,26	22,86	22,86	22,86
Тяга двигателя, МН:				
на Земле	1,96	1,96	1,96	1,976
в пустоте	21,26	21,26	21,26	21,6
Удельный импульс, м/с:				
на Земле	3110	3241,4	3262	3105,3
в пустоте	3375	3518	3538	3396
Диаметр критического сечения камеры, мм	235,5	250,9	250,9	250,9
Диаметр сечения на срезе камеры, мм	1430	1430	1430	1430
Давление окислителя за насосом, МПа:				
камеры	–	–	34,1	33,0
газогенератора	59,7	47,81	61,2	–
Давление горючего за насосом, МПа:				
камеры	58,0	33,36	32,4	35,0
газогенератора	80,5	53,61	52,0	–
Давление в газогенераторе, МПа	53,8	41,91	49,2	20,0
Температура газа в газогенераторе, К	846	850	933,5	950
Отношение давлений на турбине	1,882	1,671	2	132

* Базовый вариант

восстановительная схема не уступает окислительной и может обеспечить большее резервирование тяги (форсирование), если это окажется необходимым для обеспечения безопасности полета ракетоносителя.

3. Опираясь на уникальный опыт разработки ЖРД НПО “Энергомаш” и создание прототипа — базового ЖРД РД-170, предлагается в

качестве основы концепции многоразового маршевого ЖРД для перспективных средств выведения ориентироваться на разработку одноКамерного ЖРД тягой ∼2 МН на топливе “жидкий кислород–сжиженный природный газ (метан)”, по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа, с использованием камеры-прототипа РД-170 (с доработкой в части увеличения диаметра критического сечения и с заменой смесительной головки и др.), с возможностью форсирования до 25 % (резерв тяги) и с кратностью использования до 10–20 раз на начальном этапе с последующим увеличением кратности до 50. . . 100 раз с учетом опыта лётной эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Каторгин Б. И., Клепиков И. А., Чванов В. К. Новое поколение двигателей для ракет на экологически безопасном топливе “жидкий кислород и сжиженный природный газ (метан)” // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия “Машиностроение” (Специальный выпуск). – 2004. – С. 58–67.
2. Klepicov I. A., Katorgin B. I., Chvanov V. K. The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant - liquid oxygen and liquefied nature gas (methane) // Доклад на 48 Международном аэрокосмическом конгрессе в г. Турин (Италия) // IAF-97-S.1-03 AAIA. 1997. – 10 p.
3. Жидкостные ракетные двигатели. Методика расчета наружного охлаждения. Расчет теплопередачи к охлаждающей жидкости. – ОСТ 92-0289-73, 1973.

Статья поступила в редакцию 1.12.2004

Игорь Алексеевич Клепиков родился в 1937 г., окончил в 1960 г. МВТУ им. Н.Э. Баумана. Канд. техн. наук, член-кор. Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, главный конструктор направления НПО Энергомаш. Автор 385 научных работ в области разработки жидкостных ракетных двигателей.

I.A. Klepikov (b. 1937) graduated from the Bauman Moscow High Technical School in 1960. Ph.D. (Eng.), corresponding member of the Russian Academy of Cosmonautics n.a. K.E. Tsiolkovsky. Author of 385 publications in the field of liquid-propellant engines.