

КИСЛОРОДНО-МЕТАНОВЫЙ ЖРД С ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ТУРБИНОЙ

В.В. Мирошкин

Исследованы возможности снижения температуры генераторного газа кислородно-метанового ЖРД с дожиганием восстановительного газа за счёт дополнительной турбины, работающей на метане, нагретом в тракте регенеративного охлаждения камеры, с последующим охлаждением метана в теплообменнике и сбросом его на вход в насос.

Введение

С 1981 г. в НПО Энергомаш начались расчётно-проектные работы по ЖРД на сжиженном природном газе (метане) [1–3], получившие поддержку головных институтов отрасли [4–7].

В процессе проводившихся в отрасли исследований рассматривались различные варианты схем ЖРД: с дожиганием и без дожигания, на двух- и трёхкомпонентном топливе и др.

НПО Энергомаш обладает реальными достижениями в создании надёжных ЖРД с дожиганием окислительного турбогаза – РД253, РД171, РД180, используемых на одноразовых ракетах "Протон", "Зенит", "Atlas".

Ранее было показано [8], что при одинаковых условиях сравнения, в том числе при охлаждении камеры полным расходом горючего, схема с дожиганием восстановительного турбогаза проигрывала окислительной 10 – 12 сек по удельному импульсу, так как баланс мощностей насосов и турбины обеспечивался при более низком давлении в камере.

Исследование охлаждения камеры метаном [9, 10] для реальных конструкций охлаждающих трактов камер тягой от 2 до 200 тс, разработанных НПО Энергомаш, показало возможность надёжного охлаждения при уменьшенном расходе метана (от 30 до 70% номинала), что привело к существенному (в 2–3 раза)

снижению гидропотерь в охлаждающем тракте, в результате чего схема с дожиганием восстановительного турбогаза получила возможность обеспечивать энергетические характеристики (давление в камере, удельный импульс) не худшие, чем у окислительной схемы, но при меньших возможных нагрузках на агрегаты.

Было рассмотрено несколько вариантов схем с дожиганием восстановительного турбогаза [10 – 16]; в результате выбрана оптимальная, параметры которой приведены ниже (табл. 1, вариант 1) применительно к ЖРД тягой ~200 тс с $p_k \sim 230 \text{ кгс/см}^2$ [17]. В табл. 1 вариант 1 соответствует предыдущим работам, а варианты 2 и 3 обсуждаются ниже. Как видно из табл. 1, температура перед основной турбиной в вариантах 2 и 3 существенно ниже, чем в варианте 1.

Таблица 1

Основные параметры кислородно-метанового ЖРД

	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Мощность первой ступени насоса окислителя, МВт	20,07	20,67	20,07
Мощность второй ступени насоса окислителя, МВт	2	2	2
Первая ступень насоса "Г".			
Давление на входе, кгс/см ²	18	25	50
Температура на входе, К	115	127	173
Расход, кг/с	163,2	175,3	183,3
Плотность в насосе, г/см ³	0,424	0,408	0,337
Мощность, МВт	16,03	18,1	22,07
Вторая ступень насоса "Г".			
Плотность в насосе, г/см ³	0,31	0,413	0,351
Мощность, МВт	11,77	6,99	7,55
Основная турбина ТНА.			
Температура на входе, К	936	811	873
Относительный перепад	2	2	2
Мощность, МВт	49,95	39,9	44,4
Дополнительная турбина ТНА.			
Давление на входе, кгс/см ²	–	300	300
Температура на входе, К	–	420	420
Мощность, МВт	–	7,78	7,26

Для кислородно-метановых ЖРД (вариант 1) была показана возможность снижения температуры турбогаза на $\sim 18^\circ$ при замене гидротурбины метанового бустерного насосного агрегата на газовую турбину, приводимую нагретым метаном из тракта охлаждения камеры [17].

Объект, методика исследования и условия проведения расчётов

В качестве пути совершенствования системы подачи топлива данного кислородно-метанового ЖРД рассмотрена турбина, являющаяся дополнительным приводом для насосов и работающая на метане, нагретом в тракте регенеративного охлаждения камеры. При этом метан после турбины охлаждается кислородом, поступающим затем в камеру, и сбрасывается на вход в основной насос (рис. 1).

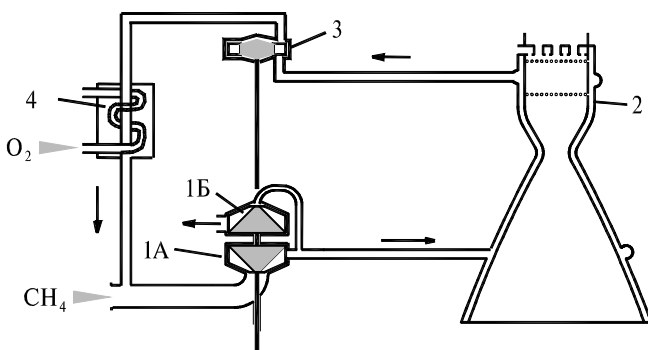


Рис. 1. Схема работы метановой турбины со сбросом метана на вход в основной насос метана: 1А – первая ступень насоса горючего (подача компонента в тракт охлаждения камеры); 1Б – вторая ступень насоса горючего (подача компонента в газогенератор); 2 – тракт регенеративного охлаждения камеры; 3 – дополнительная турбина ТНА; 4 – теплообменник

Метан подаётся в тракт охлаждения камеры первой ступенью насоса горючего (1А). Часть расхода метана поступает в тракт регенеративного охлаждения камеры (2), а оставшийся

метан подаётся второй ступенью насоса горючего (1Б) в газогенератор.

Метан нагревается в тракте регенеративного охлаждения и после срабатывания на турбине (3) вначале охлаждается кислородом в теплообменнике (4), затем, после смешения с поступающим на вход в двигатель метаном с расходом $\dot{m}_{\text{двиг}}^{\Gamma}$, снова подаётся в тракт регенеративного охлаждения.

Изменение термодинамического состояния метана в процессе привода им турбины (3) приведено на диаграмме (рис. 2) в координатах "энтальпия – давление". Цифры на диаграмме соответствуют точкам рабочего тракта ЖРД:

0 – вход в насос метана;

1 – выход из первой ступени насоса метана (вход в тракт охлаждения камеры);

2 – вход в турбину;

3 – выход из турбины (вход в теплообменник).

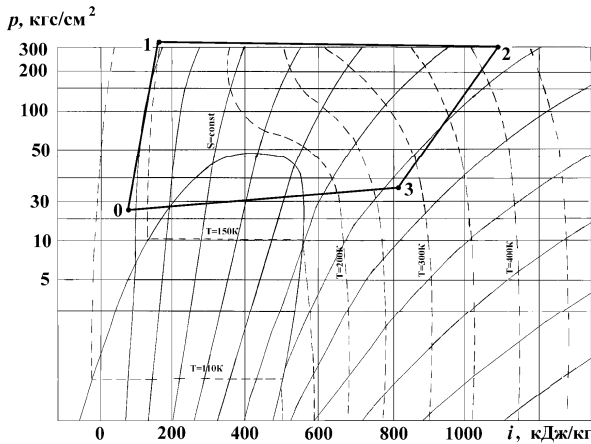


Рис. 2

Данный процесс с подводом тепла в тракте охлаждения камеры, срабатыванием метана на турбине, его охлаждением соответствует циклу Ренкина.

Как следует из диаграммы, тепловая мощность Q , вырабатываемая трактом охлаждения камеры, соответствует измене-

нию состояния процесса от точки 1 (энтальпия $i_{\text{ввых н}}$) до точки 2 (энтальпия $i_{\text{от}}$) и равна:

$$Q = \dot{m}_{\text{ок}} \cdot (i_{\text{от}} - i_{\text{ввых н}}) = \dot{m}_{\text{ок}} \cdot \Delta i_{\text{тракт}},$$

где $\dot{m}_{\text{ок}}$ – расход метана через тракт охлаждения.

Мощность, вырабатываемая турбиной (располагаемая), соответствует изменению состоянию процесса от точки 2 ($i_{\text{от}}$) до точки 3 (энтальпия $i_{2\text{T}}$) и равна:

$$N_{\text{T}} = \dot{m}_{\text{ок}} (i_{\text{от}} - i_{2\text{T}}) = \dot{m}_{\text{ок}} \Delta i_{\text{T}},$$

На подачу расхода метана на охлаждение камеры $\dot{m}_{\text{ок}}$ затрачивается мощность, которая соответствует изменению состояния процесса от точки 0 (энтальпия $i_{\text{вх н}}$) до точки 1 ($i_{\text{ввых н}}$) и равна:

$$N_{\text{н ок}} = \dot{m}_{\text{ок}} (i_{\text{ввых н}} - i_{\text{вх н}}) = \dot{m}_{\text{ок}} \Delta i_{\text{н ок}}.$$

Процессы нагрева метана (1 – 2) и охлаждения его (3 – 0) происходят без совершения работы.

Таким образом, в результате циркуляции расхода метана $\dot{m}_{\text{ок}}$ за единицу времени производится определенная работа (мощность $N_{\text{T}} - N_{\text{н ок}}$). Отношение этой мощности к тепловой мощности, подведенной к метану в тракте охлаждения, определяется как коэффициент полезного действия (кпд) кругового процесса (цикла), а точнее – тепловой машины (рассмотренного контура двигателя), работающей по данному циклу:

$$\eta = \frac{N_{\text{T}} - N_{\text{н ок}}}{Q} = \frac{\Delta i_{\text{T}} - \Delta i_{\text{н ок}}}{\Delta i_{\text{тракт}}} = f(i_{\text{ввых н}}, i_{\text{вх}}, i_{\text{от}}, i_{2\text{T}}).$$

Работа в цикле происходит за счёт того, что на подогрев метана в тракте регенеративного охлаждения (процесс 1 – 2) расходуется большее количество тепла, чем при его охлаждении (процесс 3 – 0).

Так как КПД цикла η является функцией параметров двигателя, было проведено исследование влияния давлений перед и за

дополнительной турбиной на значение этого КПД при следующих исходных данных применительно к двигателю тягой 200 тс:

– температура газа перед турбиной $T_{от} = 420$ К, что соответствует расчётной температуре метана на выходе из тракта охлаждения камеры;

– КПД первой ступени метанового насоса – 0,75;

– КПД турбины – 0,65;

– перепад давления в тракте метана в теплообменнике – 10 кгс/см^2 ;

– перепад давления в тракте охлаждения камеры определялся по номинальному перепаду в тракте ($35,5 \text{ кгс/см}^2$) с учётом изменения расхода метана и плотности метана в тракте.

Давление перед турбиной ограничено максимальным давлением на входе в тракт охлаждения камеры (не более $500 - 550 \text{ кгс/см}^2$), определяемым прочностью паяных конструкций.

Давление после турбины зависит от давления на входе в насос метана и перепада в теплообменнике по линии метана.

Минимальное давление на входе в насос метана определяется кавитационными характеристиками насоса и температурой метана на входе в насос $T_{вхн}$, которая, в свою очередь, зависит от температуры метана на входе в двигатель $T_{вх}^{двиг}$ (в нашем случае $T_{вх}^{двиг} = 111$ К) и температуры метана на выходе из теплообменника.

Параметры на входе в насос метана в выбранном для исследования двигателе $p_{вхн} = 18 \text{ кгс/см}^2$ при $T_{вхн} = 113$ К.

Расчёты теплообменника, приведенные в работе [18], показали, что в приемлемом по массе теплообменнике нельзя охладить метан до температуры ниже температуры, превышающей температуру кислорода на входе в теплообменник на $60 - 70^\circ$. Следовательно, при температуре кислорода на входе в теплообменник (выходе из первой ступени насоса) 104 К температура метана на выходе из теплообменника составит не менее 170 К.

Температура на входе в метановый насос при этом возрастёт примерно на 15° и составит 127 К.

С учётом увеличения температуры на входе в насос, а также отклонения параметров двигателя из-за разбросов характеристик агрегатов (в том числе и теплообменника) минимальные

значения давлений метана на входе в насос и после турбины приняты 25 и 35 кгс/см² соответственно.

Оптимальные параметры турбины

На рис. 3 показано изменение адиабатной работы метана на турбине и работы, необходимой для подачи метана на охлаждаемую камеру, от давления на входе в турбину $p_{от}$ в соответствии с термодинамическими свойствами метана [19].

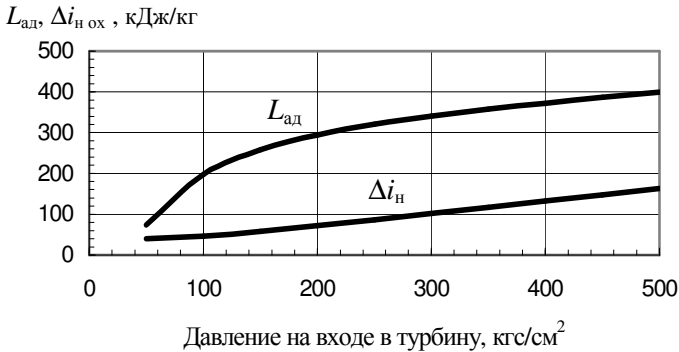


Рис. 3. Адиабатная работа метана на турбине $L_{ад}$ и работа, необходимая для подачи метана в тракт охлаждения камеры Δi_n (давление за турбиной 35 кгс/см²)

Из рис. 3 видно, что сначала, при небольших перепадах на турбине, наблюдается быстрый рост $L_{ад}$. При давлении $p_{от} > 300$ кгс/см² рост адиабатной работы замедляется. При этом, работа, необходимая для подачи расхода метана в тракт охлаждения камеры, продолжает расти пропорционально $p_{от}$. Из поведения кривых можно предположить, что, начиная с определенного $p_{от}$, следует ожидать падения η из-за роста затрат энергии на подачу метана в насос.

Мощности турбины N_t , метанового насоса $N_{н\text{ ох}}$ на подачу расхода $\dot{m}_{\text{ ох}}$ и располагаемая мощность $(N_t - N_{н\text{ ох}})$ приведены на рис. 4.

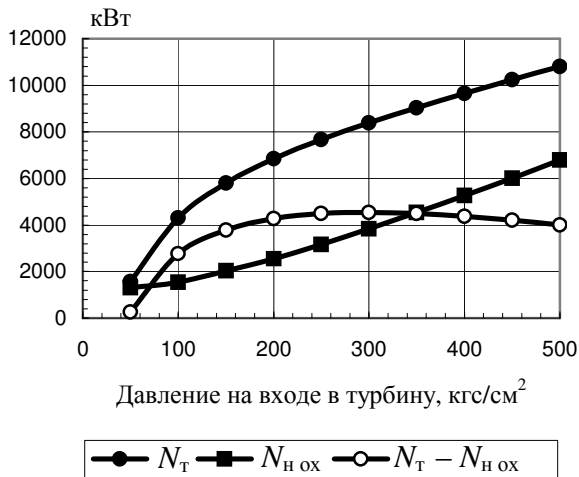


Рис. 4. Зависимость мощности турбины N_T , метанового насоса на подачу расхода метана на охлаждение камеры $N_{H\text{ ox}}$ и располагаемой мощности контура от давления на входе в турбину (давление за турбиной 35 кг/см²)

На рис. 5 приведена зависимость кпд η цикла от давления на входе в турбину.

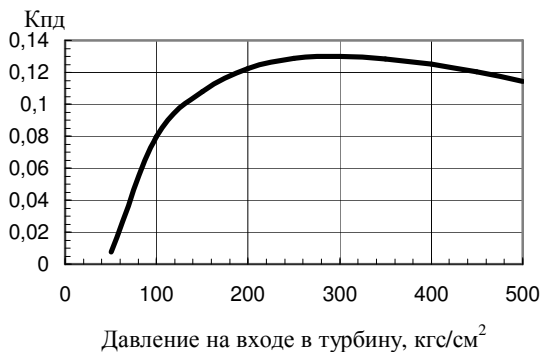


Рис. 5. Зависимость кпд цикла от давления на входе в турбину (давление за турбиной 35 кг/см²)

Действительно, при $p_{от} \leq 250$ кгс/см² из-за быстрого роста $L_{ад}$ значение η увеличивается. В диапазоне 250 кгс/см² $< p_{от} \leq 350$ кгс/см² кпд меняется слабо, т.е. рост потребной мощности насоса $N_{н\text{ ох}}$ компенсируется увеличением располагаемой мощности турбины, причиной которого является рост адиабатной работы на турбине из-за увеличения перепада, а начиная с $p_{от} = 350$ кгс/см² рост потребной мощности насоса $N_{н\text{ ох}}$ не компенсируется ростом располагаемой мощности турбины.

Следовательно, оптимальное давление перед турбиной для рассмотренного значения $p_{2г}$ соответствует диапазону $250 \leq p_{от} \leq 350$ кгс/см². При этом кпд достигает величины 13%. При расчётном теплосъеме с камеры $Q = 36$ МВт максимально возможная мощность контура $N = Q \cdot 0,13 \approx 5$ МВт, что составляет $\approx 10\%$ от мощности основной турбины ТНА.

Полученные кпд цикла η для различных давлений за турбиной показаны на рис. 6.

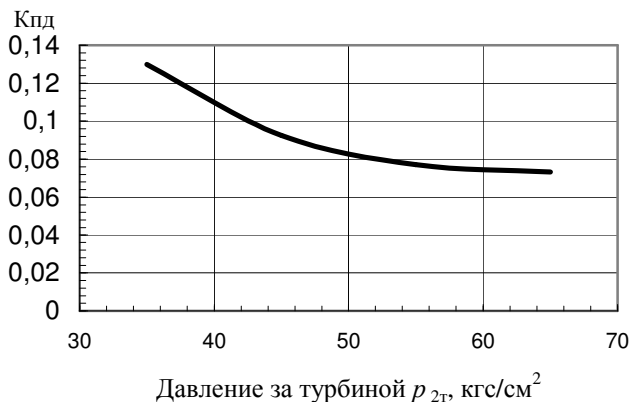


Рис. 6. Влияние давления за турбиной на кпд цикла

Из этого графика видно, что с увеличением давления за турбиной до 50...60 кгс/см² значение кпд η уменьшается до 7...8%.

Причиной повышения $p_{2т}$ может послужить опасность кавитации при уменьшении размеров теплообменника (снижение его эффективности) с соответствующим повышением температуры метана на выходе из него и, как следствие, температуры на входе в насос.

Расчёт максимально достижимого снижения температуры генераторного газа

Максимально достижимое снижение температуры генераторного газа в случае использования дополнительной турбины ТНА рассчитывалось для определённых выше оптимальных параметров двигателя:

- давление на входе в дополнительную турбину 300 кгс/см²;
- давление за турбиной 35 кгс/см².

В работе [17] показано, что замена гидротурбины метанового БТНА на газовую турбину, работающую на метане, нагретом в тракте охлаждения камеры, обеспечивает то же давление в камере (230 кгс/см²) при меньшей на 18 градусов температуре генераторного газа.

Поэтому в расчёте принималось, что метан, нагретый в тракте регенеративного охлаждения камеры, после срабатывания на дополнительной турбине поступает на вход в турбину метанового БТНА, а уже затем в теплообменник.

Кпд метановой турбины БТНА принимался равным 0,65.

Дополнительная турбина может располагаться на отдельном валу, как показано на рис. 7.

Возможность такого размещения обсуждается ниже. Однако в приведенных расчётах предполагалось, что дополнительная турбина расположена на одном валу с основной турбиной ТНА. В расчёте также учитывался дополнительный напор первой ступени насоса окислителя, компенсирующий потери в теплообменнике по линии кислорода (10 кгс/см²).

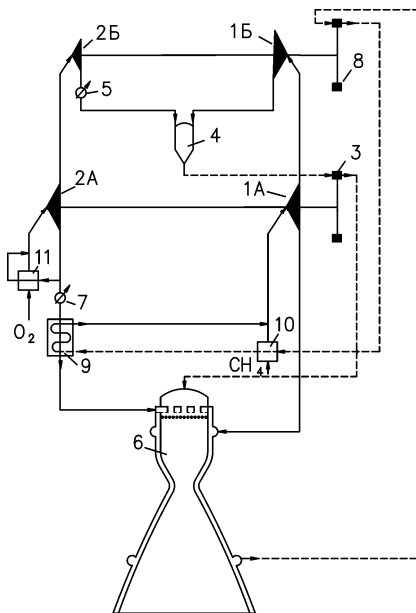


Рис. 7. Схема ЖРД с размещением дополнительной турбины ТНА на отдельном валу: 1А – первая ступень насоса горючего; 1Б – вторая ступень насоса горючего; 2А – первая ступень насоса окислителя; 2Б – вторая ступень насоса окислителя; 3 – турбина; 4 – газогенератор; 5 – регулятор тяги; 6 – камера; 7 – дроссель системы опорожнения баков; 8 – дополнительная турбина ТНА; 9 – теплообменник; 10 – БТНА горючего; 11 – БТНА окислителя

Результаты расчёта приведены в табл. 1 (вариант 2).

Приведенные результаты расчёта показывают, что потребная мощность насосов окислителя осталась на прежнем уровне.

Потребная мощность первой ступени метанового насоса увеличилась на 2 МВт из-за увеличения расхода и уменьшения плотности в насосе. Потребная мощность второй ступени метанового насоса уменьшилась на 4,8 МВт из-за увеличения плотности более чем на 30%. Мощность дополнительной турбины составляет 7,8 МВт.

В целом, потребная мощность основной турбины ТНА снизилась на 10 МВт, что позволило снизить температуру генераторного газа для привода основной турбины на 125°.

Расчёт снижения температуры генераторного газа (без теплообменника)

При увеличении давления на входе в метановый насос до величины, превышающей критическое давление для метана $p_{кр} = 47 \text{ кгс/см}^2$, от теплообменника можно вообще отказаться, так как кавитация в насосе становится невозможной.

Охлаждение метана перед процессом сжатия в насосе в этом случае происходит за счёт смешения с холодным метаном, поступающим из бака. Однако эффективность такого процесса для получения работы низка.

Получение работы в данном процессе не противоречит законам термодинамики: тепло от камеры передается метану необратимым образом.

Однако, раз уж необходимо передать метану часть тепла, полученного в тракте охлаждения камеры, то рекомендуется это сделать после процесса сжатия в насосе, например, в теплообменнике-рекуператоре.

Применение теплообменника-рекуператора в данном случае не имеет смысла, так как имеется охладитель с более подходящей температурой – кислород. Этот случай уже рассмотрен выше.

Итак, исключение из контура теплообменника снижает эффективность использования дополнительной турбины ТНА, но полезно для предельной оценки снижения эффективности теплообменника при уменьшении его габаритов.

Результаты расчёта приведены в табл. 1 (вариант 3).

Потребная мощность насосов окислителя по сравнению с вариантом 1 остается прежней.

Потребная мощность первой ступени метанового насоса увеличилась на 6 МВт из-за увеличения расхода и уменьшения плотности в насосе.

Потребная мощность второй ступени метанового насоса уменьшилась на 4 МВт. Плотность метана в насосе увеличилась по сравнению с вариантом 1, так как метаном совершена работа на дополнительной турбине.

Мощность дополнительной турбины составляет 7,26 МВт.

В целом, потребная мощность основной турбины ТНА снизилась на 5 МВт, что позволило снизить температуру генераторного газа на 63°.

Из табл. 1 видно, что мощность дополнительной турбины близка к сумме мощностей вторых ступеней насосов окислителя и горючего.

Так как результаты исследования показали, что значения кпд цикла η в широком диапазоне давлений на входе в дополнительную турбину меняется слабо (рис. 5), можно подобрать давление на входе в эту турбину, обеспечивающее баланс располагаемой мощности дополнительной турбины ТНА и потребных мощностей вторых ступеней насосов окислителя и горючего.

Следовательно, можно расположить дополнительную турбину ТНА вместе с вторыми ступенями насосов на отдельном валу ТНА, если в этом есть необходимость.

Выводы

1. Проведено дополнительное исследование возможности использования метана как охладителя и рабочего тела турбины для увеличения работоспособности системы подачи топлива с целью улучшения энергетических характеристик и ресурса ЖРД многоразового использования.

2. На примере кислородно-метанового ЖРД тягой 200 тс показана возможность снижения температуры генераторного газа на 60...125° путем применения дополнительной турбины в системе подачи топлива.

Литература

1. Клепиков И.А., Кубиков В.Б., Ромасенко Е.Н., Иванов Ю.Ю., Демин С.А. и др. Исследование трёхкомпонентных ЖРД применительно к МКС. Технический отчёт № 2-729-81. НПО Энергомаш. 1981. 39 с.

2. Клепиков И.А., Кубиков В.Б., Демин С.А. и др. Комплексное проектно-расчётное исследование двух- и трёхкомпонентных ЖРД новых схем на кислороде, углеводородном горючем и водороде при-

менительно к перспективным МКС. Технический отчёт № 769-42-83. НПО Энергомаш. 1983. 373 с.

3. *Клепиков И.А., Бахмутов А.А., Буканов В.Т., Мирошкин В.В.* и др. ЖРД на метановом горючем. История, состояние и перспектива // Труды НПО Энергомаш. М. 2000. № 18. С. 192–204.

4. *Глушко В.П.* и др. Техническое задание АН СССР на использование при разработке средств выведения перспективных горючих в паре с кислородом, включая метан и пропан. 1984. 14 с.

5. *Вахниченко В.В., Петров В.И.* Обоснование целесообразности опережающего создания кислородно-метанового ЖРД для перспективных ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов // Космонавтика и ракетостроение. 1997. № 11. С. 112–118.

6. *Каторгин Б.И., Половников С.П., Чванов В.К., Клепиков И.А., Смоленцев А.А.* и др. Жидкостные ракетные двигатели на компонентах топлива "жидкий кислород – СПГ" для ракет-носителей лёгкого класса. Эскизный проект. НПО Энергомаш. 1997.

7. *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.

8. *Klepikov, Katorgin, Chvanov.* The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant – liquid oxygen and liquefied nature gas (methane). Доклад на 48-ом международном аэрокосмическом конгрессе в г. Турин (Италия). AIAA Paper. IAF-97-S.1-03. 1997. 10 с.

9. *Кандоба Л.Н., Клепиков И.А., Федоров В.В., Цветова А.В.* Пути повышения теплосъема с камеры ЖРД теплоносителем, обеспечивающим работу турбины // Труды НПО Энергомаш. М. 2002. № 20. С. 98–110.

10. *Клепиков И.А.* Использование охлаждающих свойств метана для увеличения энергетика ЖРД с дожиганием восстановительного газа // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, серия Машиностроение, 2005. Вып. 1(58). С. 15–23.

11. *Клепиков И.А., Мирошкин В.В., Прищепа В.И.* и др. Способ работы ЖРД с турбонасосной подачей кислородно-метанового топлива: Патент 2166661 РФ // Б. И. 2001. № 13.

12. *Клепиков И.А., Буканов В.Т., Мирошкин В.В.* и др. Способ работы ЖРД с турбонасосной подачей топлива на основе углеводородного горючего и кислородного окислителя и ЖРД для осуществления способа: Патент 2197629 РФ // Б. И. 2003. № 3.

13. *Клепиков И.А., Прищепина В.И., Мирошкин В.В.* и др. Жидкостной ракетный двигатель с турбонасосной подачей криогенного топлива: Патент 2202703 РФ // Б. И. 2003. № 11.

14. *Клепиков И.А., Буканов В.Т., Мирошкин В.В.* и др. Способ работы ЖРД с турбонасосной подачей кислородно-метанового топлива: Патент 2209993 РФ // Б. И. 2003. № 22.

15. *Бахмутов А.А., Буканов В.Т., Каналин Ю.И.* и др. Жидкостный ракетный двигатель с турбонасосной подачей двухкомпонентного кислородно-углеводородного топлива: А.С. 37774 РФ // Б. И. 2004. № 13.

16. *Каторгин Б.И., Чванов В.К., Клепиков И.А.* и др. Предварительный этап разработки двигателя "Волга". Научно-технический отчёт по НИР № 1. НПО Энергомаш. 2004. 212 с.

17. *Мирошкин В.В.* Влияние подогрева рабочего тела БТНА на энергетику метанового ЖРД // Труды НПО Энергомаш. М. 2004. № 22. С. 32–41.

18. *Клепиков И.А., Цветова А.В., Буканов В.Т., Мирошкин В.В.* и др. Энергетические возможности кислородно-метановых ЖРД с дожиганием восстановительного газа (до уровня тяги 30 тс) // Труды научно-технической конференции, посвящённой 90-летию В.П. Глушко. НПО Энергомаш. Химки Моск. обл. 2001. С. 3–12.

19. *Сычев В.В., Вассерман А.А., Загорученко В.А.* и др. Термодинамические свойства метана. ГСССД. М.: Изд-во стандартов. 1979. 348 с.

Поступила 11.05.2005 г.