

КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНО-АММИАЧНЫЕ ТОПЛИВНЫЕ КОМПОЗИЦИИ В ЖРД

Канд. техн. наук В.И. Архангельский, В.Н. Хазов

На основании анализа расчетных данных показана возможность улучшения характеристик кислородно-керосинового ЖРД за счет введения аммиака (до 30 – 35% вес.) в качестве топливной добавки.

Предложена схема ЖРД с использованием такого комбинированного топлива, предусматривающая проточное охлаждение камеры аммиаком с дальнейшим использованием его в качестве высокоэффективного химически нейтрального рабочего тела привода турбины ТНА. На базе конкретных примеров показаны преимущества и недостатки нового предложенного варианта ЖРД*).

Введение

Эффективность ЖРД в значительной степени определяется конкретными характеристиками используемого топлива. На протяжении всей истории развития ЖРД вопросам оптимизации топливной композиции уделялось чрезвычайно большое внимание. И объясняется это исключительно сложным и специфичным комплексом требований к компонентам топлива, служащего не только источником тепла, но и охладителем весьма теплонапряженной камеры сгорания, а также рабочим телом турбины с большой удельной мощностью.

В настоящее время для двигательных установок различного назначения широко распространённой является кислородно-керосиновая топливная пара, обеспечивающая высокие значения удельного импульса, отвечающая требованиям экологии и обла-

*) При выполнении работы использованы расчётные данные Томалинцевой Т.А., Кандобы Л.Н., Мирошкина В.В., Буканова В.Т.

дающая хорошими эксплуатационными свойствами. При этом основной схемой двигателей остаётся схема с дожиганием турбогаза в камере сгорания, при которой охлаждение огневой стенки камеры производится протоком керосина, с керосиновыми же завесами, а рабочим телом турбины ТНА является окислительный генераторный газ с температурой 500 – 600 °С ($K_m \sim 50$).

Отработка таких двигателей потребовала преодоления значительных технических трудностей, связанных с ограниченными теплосъёмными свойствами керосина, негативным влиянием завесного керосина на реализуемые значения удельного импульса, а также опасностью воздействия потока высокотемпературного окислительного газа на элементы турбинного тракта. Кислородно-керосиновые ЖРД РД170, РД180, РД120 разработки НПО Энергомаш дают примеры эффективности найденных конструкторских и технологических решений, по крайней мере, для штатных рабочих ситуаций.

В последние годы наряду с работами по созданию кислородно-водородных двигателей, исследуются схемы двухрежимных трёхкомпонентных двигателей, в которых на одном режиме в качестве горючего задействуется комбинация керосина и водорода, а далее (на втором режиме) двигатель продолжает работать на чисто кислородно-водородной композиции. Таким образом, при работе ДУ в земных условиях удаётся сохранить преимущества, обусловленные использованием топлива с относительно высокой плотностью, а затем с подъемом РН на высоту получить очевидные термодинамические преимущества от реализации кислородно-водородного топлива, ослабив проблемы хранения и нагнетания жидкого водорода, связанные с его низкой температурой ожигения и малой плотностью.

Комплексный анализ требований, предъявляемых к энергетическим, удельно-массовым, габаритным и эксплуатационным характеристикам двигателей космических РН и РБ в целом, показывает, что кислородно-керосиновые ДУ значительно менее сложны по устройству и в эксплуатации, имеют большую базу экспериментальной отработки и не требуют создания дорогостоящей промышленной и космодромной инфраструктуры, которые необходимы при использовании в качестве горючего жидкого водорода. В некоторых ракетно-космических комплек-

сах, например, в действующем комплексе "Морской старт" и разрабатываемом "Воздушном старте", использование водорода вообще представляется проблематичным по соображениям безопасности их эксплуатации.

Почти такие же проблемы встают и при использовании в качестве горючего жидкого метана и других сжиженных природных газов. Соответственно вопрос целесообразности их широкого внедрения в космическую технику далек от окончательного решения.

Приведенные соображения доказывают оправданность и жизненность дальнейших разработок по кислородно-керосиновым ЖРД и поискам новых технических решений, направленных на улучшение их эффективности, упрощение конструкции и повышение надежности.

Ниже на примере "земной" модификации двигателя РД120 представлены результаты схемной и расчетно-конструкторской проработки возможности существенного улучшения характеристик кислородно-керосиновых ЖРД традиционного исполнения за счет введения в топливную композицию аммиачной добавки. (Аммиак NH_3 – бесцветный газ с характерным резким запахом. Физические свойства: $T_{\text{кип}}$ – минус 33,35 °С, $T_{\text{пл}}$ – минус 77,7 °С, плотность жидкого аммиака 0,683 т/м³. Токсичен, п.д.к. 0,02 мг/л (для керосина 0,3), хорошо растворяется в воде (до 700 объёмов). Основа азотных удобрений многих ВВ, имеется многотонное производство, широко применяется в холодильной технике. В НПО Энергомаш имеется практический опыт использования аммиака в качестве горючего ЖРД.)

Термодинамические и газодинамические особенности кислородно-керосиновой топливной смеси с аммиачной добавкой

Важнейший показатель качества функционирования ЖРД – удельный импульс тяги

$$I_y \sim \sqrt{RT} ,$$

где R – газовая постоянная, T – температура газов.

При сгорании кислородно-керосиновой смеси ввиду высокой теплотворной способности керосина ($H_u \approx 46$ МДж/кг) образуются газообразные продукты чрезвычайно высокой температуры – до ~ 4000 К (при значениях массового соотношения компонентов K_m , близких к стехиометрическому ~ 3). Однако, состав этих продуктов – смесь CO_2 , H_2O , CO – имеет сравнительно небольшую величину газовой постоянной R – менее 35 кгс·м/кг·град.

Особенностью аммиака является сравнительно невысокая устойчивость молекулы NH_3 , которая при достаточно длительном нагреве до температуры более ~ 500 °С распадается с образованием атомов азота и водорода.

Именно последняя особенность аммиака и представляет наибольший практический интерес, позволяя рассматривать его как своеобразный "склад" водорода, не требующий криогенного ожижения и исключая сложности при нагнетании центробежными насосами (его плотность $\sim 0,7$ от плотности воды и весьма близка к плотности керосина).

В результате, несмотря на более низкую (примерно на 500 °С уже для 15% массовой доли аммиака) температуру продуктов сгорания ввиду меньшей, чем у керосина, теплотворной способности аммиака, их газовая постоянная R выше, чем для топлива кислород-керосин (примерно на 10%). Как результат, в широком диапазоне значений добавки аммиака (до $\sim 35\%$ по массе от расхода топлива) не только не происходит снижения удельного импульса тяги, но и может иметь место некоторый его рост, что отражено в графиках на рис. 1 на примере расчетов для ряда ЖРД – РД120, РД170, РД107 (расчеты идеальных значений импульса тяги в пустоте проведены для тех же давлений в камере и на срезе сопла; разница между сериями кривых объясняется различием в степенях расширения, принятых в разных двигателях).

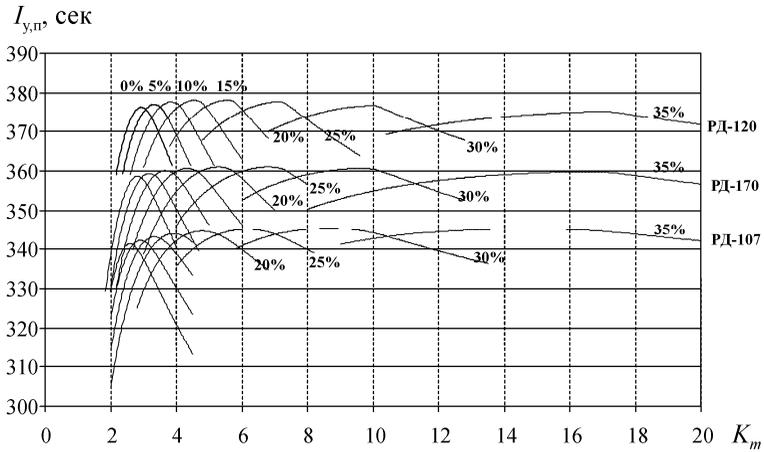


Рис. 1. Зависимость идеального удельного импульса в пустоте ($I_{y,n}$) от массового соотношения кислородно-керосиновых компонентов топливной смеси (K_m) и доли аммиака (в процентах от суммарного расхода)

Очевидно, что термодинамический эффект, подобный описываемому, может дать введение в первоначальную топливную пару любой низкомолекулярной добавки; ранее, например, был рассмотрен вариант использования для этой цели гелия ($\mu \sim 4$ г/моль, $R \approx 200$ кгс·м/кг·град) [1]. Однако, практически возможный выбор остается чрезвычайно узким и, возможно, что аммиак в этом плане вообще не имеет конкурентов.

Схемные и функциональные особенности ЖРД на кислородно-керосиновом топливе с аммиачной добавкой

Из анализа серий графиков на рис. 1 видно, что наибольший интерес представляют топливные композиции с долей аммиака до 30 – 35 %, пока падения удельного импульса практически не

происходит. Это означает, что при использовании таких смесей тяга двигателя практически не меняется и не меняется суммарный расход топлива, тогда как расход аммиака сближается с расходом керосина в обычных кислородно-керосиновых топливах (где $K_m \sim 2,5 \dots 2,7$), а расход керосина падает почти на порядок ($K_m \sim 10 \dots 15$).

Это позволяет в трактах проточного охлаждения камеры двигателя заменить керосин на аммиак, а затем использовать его как основу для генерации рабочего тела турбины. Нет принципиальных препятствий к замене керосина на аммиак и в системе завесного охлаждения камеры.

Есть основания полагать (и проведенные оценочные расчеты это подтверждают), что лучшие охлаждающие свойства аммиака могут позволить снизить расходы в завесу (керосина либо аммиака), а в некоторых случаях и вообще от неё отказаться. Более того, охлаждение камер аммиаком открывает принципиально новую возможность создания камер с элементами пористого охлаждения, предельно экономного и вместе с тем предельно эффективного. Это сулит в перспективе качественно новые возможности в конструировании и технологии высокоэффективных камер ЖРД. В условиях же керосинового охлаждения применение пористых элементов проблематично из-за опасности закоксовывания пор в процессе работы.

Точно так же переход от окислительного турбогаза к нейтральному, аммиачному, снимет целый комплекс конструкторских и технологических проблем обеспечения длительной, особенно многократной, работы турбин ТНА.

На рис. 2 представлен вариант упрощенной принципиальной схемы такого ЖРД.

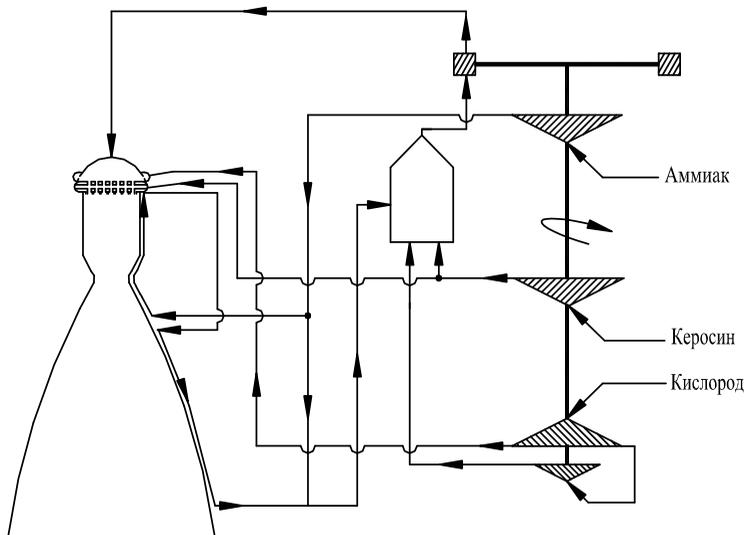


Рис. 2. Упрощенная принципиальная схема кислородно-керосинового ЖРД с аммиачным компонентом топливной композиции, обеспечивающим эффективное охлаждение камеры, увеличение работоспособности химически нейтрального турбогаза и повышение удельного импульса двигателя

Видно, что в данном случае в систему подачи топлива помимо насосов трех компонентов вводится "дожимная" ступень насоса окислителя. При этом система газогенерации может быть представлена как в чисто кислородно-аммиачном исполнении – простейший случай, так и в варианте, основанном на использовании трех компонентов топлива и позволяющем интегрировать новую систему газогенерации с хорошо зарекомендовавшей себя при создании целой серии кислородно-керосиновых ЖРД системой химического зажигания компонентов топлива в газогенераторе и системой принудительной дозированной подачи в газогенератор малорасходного компонента на начальной стадии программного запуска двигателя.

В варианте трехкомпонентного газогенератора представляется целесообразной организация рабочего процесса по следующей двухзонной схеме. В первую зону (зону непосредственного горения) подается относительно небольшой расход керосина и соответствующий ему для $\alpha \approx 1$ расход кислорода, во второй зоне (зоне баллаستировки) в высокотемпературные продукты горения вводится практически весь расход аммиака, причем соотношение расходов по зонам газогенератора выбирается исходя из того, чтобы обеспечить окончательную температуру продуктов газогенерации (500 – 600 °С), отвечающую условию баланса мощностей, располагаемой на турбине и суммарно потребляемой насосами.

2. Вариант модификации кислородно-керосино-аммиачного ЖРД РД120/РД120.04 при переводе на кислородно-керосиновую топливную композицию

В демонстрационных целях ниже приводятся основные результаты оценочного рассмотрения кислородно-керосино-аммиачного двигателя на базе доработки серийно изготавливаемого кислородно-керосинового двигателя II ступени РН "Зенит" РД120 тягой 85 тс при $p_k = 166 \text{ кгс/см}^2$ (в полной мере это может быть отнесено и к его "земной" модификации РД120.04). В основу представленного подхода положен принцип сохранения основных параметров базового двигателя, определяющих его функциональные возможности, при минимуме доработки штатной конструкции. В перспективе такая модификация двигателя может представлять интерес, поскольку она позволяет в рамках

отработанных режимов работы камеры и турбины ТНА повысить общие параметры двигателя.

В расчетах принята кислородно-керосино-аммиачная топливная композиция с 30 %-ой долей аммиака – максимальной, при которой еще не происходит снижения удельного импульса (см. графики на рис. 1), чему соответствуют расходы компонентов соответственно 154,55; 15,45 ($K_m = 10$) и 72,86 кг/с.

При расчете проточного охлаждения камеры двигателя приняты следующие условия:

- геометрия тракта охлаждения принята без каких-либо изменений;
- сохранены все характеристики автономных керосиновых завес;
- принято, что состав продуктов сгорания такой же, как и в штатной камере двигателя.

Последнее условие означает, что в тепловом отношении рассматриваемая ситуация сложнее, чем фактически ожидаемая, поскольку температура сгорания кислородно-керосино-аммиачной смеси (см. табл. 1) почти на 600 °С ниже, чем штатной кислородно-керосиновой. Результаты проведенного расчета охлаждения (схема трактов – на рис.3) камеры при варьировании трех значений расхода аммиака – 28,0; 50,0; 72,80 кг/с – представлены в сводной табл. 1. Здесь же в правой колонке даны аналогичные температурные показатели для штатного охлаждения камеры керосином РГ-1. Видно, что для всех значений расхода охлаждение аммиаком более эффективно, причем вполне достаточен даже минимальный рассмотренный вариант расхода 28 кг/с, чему соответствуют и весьма умеренные потери давления – ~ 40 кгс/см² (что значительно ниже штатных).

Таблица 1

Максимальные тепловые характеристики камеры.

Компоненты топлива $O_2 + PГ-1 + NH_3$

$p_k = 166,0 \text{ кгс/см}^2$; $K_m = 2,6$; $\dot{m}_{\text{зав}\Sigma(PГ-1)} = 1,0 + 1,5\%$

Наименование	Значение			
	NH ₃			PГ-1
Охладитель				
Расход окислителя, кг/с	28,0	50,0	72,8	64,2
Температура охладителя на входе в тракт охлаждения, °С	40	40	40	4
Температура охладителя на выходе из тракта охлаждения, °С	184	133	106	164
Подогрев охладителя, градус	144	93	66	160
Цилиндр				
– температура покрытия, °С	429	343	309	482
– температура стенки из БрХ08:				
со стороны покрытия, °С	377	286	251	433
со стороны охладителя, °С	311	214	177	372
Автономный пояс завесы				
– температура покрытия, °С	635	635	635	630
– температура стенки из БрХ08:				
со стороны покрытия, °С	560	560	560	556
со стороны охладителя, °С	427	427	427	427
Критическое сечение				
– температура покрытия, °С	616	576	555	732
– температура стенки из БрХ08:				
со стороны покрытия, °С	338	292	269	450
со стороны охладителя, °С	206	157	133	331
Сопло				
– температура стенки из ОТ4:				
со стороны газа, °С	726	711	704	728
со стороны охладителя, °С	186	133	106	197
Перепад давления по тракту охлаждения, кгс/см ²	~40	~110	~220	100,4

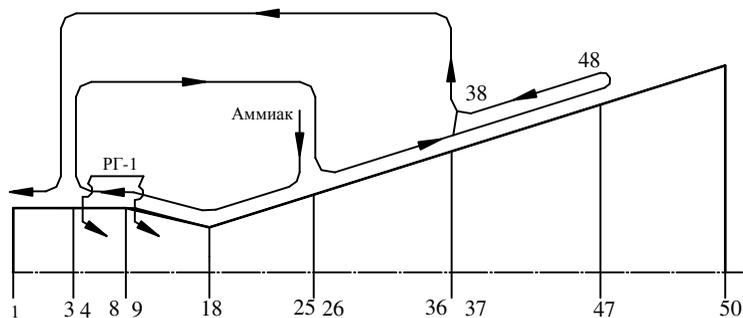


Рис. 3. Схема охлаждения модернизированной камеры двигателя (с указанием номеров расчетных сечений)

На рис. 4 показан вариант изменения схемы двигателя РД120 в соответствии с данным предложением по использованию кислородно-керосино-аммиачной топливной смеси.

Основные конструктивные изменения состоят в следующем:

- вводится тракт подачи аммиака, т.е. соответствующий бустерный агрегат и насос, который должен быть установлен в основном ТНА возле приводной турбины (по расходу и выходному давлению он весьма близок к керосиновому насосу штатного двигателя);

- кислородный тракт практически остается без изменения, исключая необходимость переноса насоса в ТНА дальше от турбины;

- в камере возле головки должен быть предусмотрен коллектор отвода аммиака из тракта охлаждения (в ГГ);

- радикально меняется облик газогенератора, что, впрочем, не должно представлять никаких проблем ввиду общего улучшения рабочих условий;

- для подачи керосина, с уменьшенным в примерно в 5 раз расходом, предусмотрен отдельный, вспомогательный ТНА, приводная турбина которого устанавливается по турбогазу последовательно основной.

Представляется, что эти изменения не потребуют радикального пересмотра сложившейся практики управления двигателем, а также процесса его запуска.

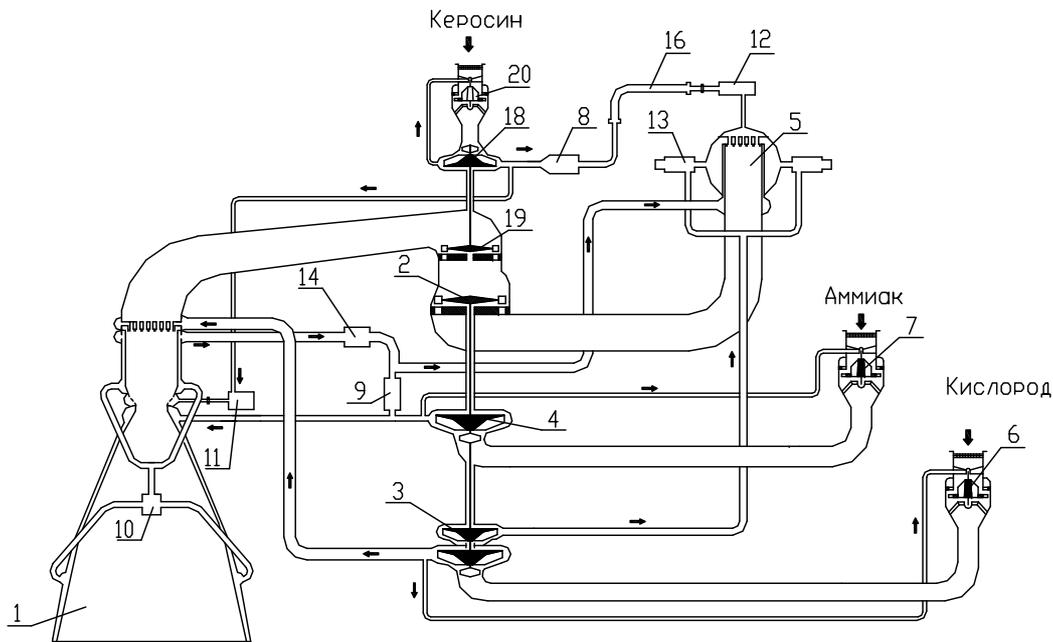


Рис. 4. Упрощенная схема кислородно-керосино-аммиачного двигателя: 1 – камера; 2 – турбина основного ТНА; 3 – насос окислителя (кислорода); 4 – насос горючего (аммиака); 5 – нейтральный газогенератор ($K_m=3,4$; $\alpha=1$); 6 – бустерный насосный агрегат окислителя (кислорода); 7 – бустерный насосный агрегат горючего (аммиака); 8 – регулятор расхода; 9 – дроссель; 10,11,12,13,14 – клапан; 16 – трубопровод запуска; 18 – насос горючего (керосина); 19 – турбина дополнительного ТНА; 20 – бустерный насос горючего (керосина)

Таблица 2

Таблица параметров ЖРД
на кислородно-керосино-аммиачном топливе
на базе модифицированной камеры РД120
 $p_k=166 \text{ кгс/см}^2$; $t_{гг} = 400^\circ\text{C}$

Тракт	Наименование точек схемы	\dot{m} , кг/с	t , °C	p , кгс/см ²	Примечание
Тракт окислителя	Вход в двигатель - БНА О (вход)	154,55	-182	4	$n=27000 \text{ об/мин}$ $\rho=1,130 \text{ г/см}^3$ $\eta=0,74$ $N_H=3,851 \text{ МВт}$; $\gamma=1,130 \text{ г/см}^3$ $\eta=0,52$ $N_H=0,674 \text{ МВт}$;
	БНА О (выход) – насос О 1 ст. (вход)	174,64	-181	12	
	Насос "О" 1 ст. (выход)	-«-	-173,6	200	
	Насос "О" 2 ст. (вход)	17,996	-«-	190	
	Насос "О" 2 ст. (выход)	-«-	-158,4	414	
	Теплообменник (вход)	136,55	-173,6	195	
	Головка камеры (вход)	-«-	-«-	186	
	Камера сгорания	154,55	-	166	
Турбина БНА (вход)	20,09	-«-	200	$11,5\% \dot{m}_\Sigma$	
Тракт керосинового горючего	Вход в двигатель – БНА Г (вход)	15,45	-15	2	$\rho=0,83 \text{ г/см}^3$ $\eta=0,42$ $z=2 \text{ ст.}$ $N_H=1,5 \text{ МВт}$; $2,5\% \dot{m}_\Sigma$ $K_m=3,4$ $9,7\% \dot{m}_\Sigma$
	БНА Г (выход) – насос (вход)	17,10	-13	7	
	Насос горючего (выход)	-«-	-1	319	
	Вход в клапан завесы камеры	6,07	-«-	-«-	
	Головка газогенератора (вход)	9,379	-«-	-«-	
	Газогенератор, 1-ая зона	5,293	-«-	299	
	Газогенератор, 2-ая зона	4,086	-«-	-«-	
	Турбина БНА (вход)	1,653	-«-	319	
Тракт аммиака	Вход в двигатель – БНА аммиака (вход)	72,86	-20	2	$\rho=0,67 \text{ г/см}^3$; $\eta=0,71$ $N_H=5,627 \text{ МВт}$ $3,4\% \dot{m}_\Sigma$
	БНА аммиака (выход) – насос (вход)	75,41	-19	7	
	Насос (выход)	-«-	-8	369	
	Турбина БНА (вход)	2,55	-«-	369	
	Трактат охлажд. камеры (вход)	28	-«-	364	
	Тракт охлажд. камеры (выход)	-«-	136	324	
	Насос (выход)-газогенератор	44,86	-8	299	
Газовый тракт	Турбина (вход)	96,147	400	299	$R=58,4 \text{ кгс·м/(кг·К)}$ $\gamma=1,281$; $\eta=0,7$; $L_{ал}=173,7 \text{ Дж/кг}$ $\pi_r=1,61$ $N=11,7 \text{ МВт}$
	Турбина (выход) – теплообменник (вход)	-«-	-«	186	

В табл. 2 приведены результаты энергетической увязки параметров рабочего процесса двигателя при температурах турбогаза 400 °С. Видно, что энергобаланс ТНА реализуется при весьма низких перепадах давления на турбине – порядка 1,4...1,6 и для рассматриваемых условий работы имеются значительные запасы мощности турбопривода. При этом параметры насосов подачи компонентов практически не выходят за штатные показатели. В совокупности это обеспечивает большую энергетическую устойчивость двигателя.

Вариант модификации кислородно-керосинового ЖРД РД107 при переводе на кислородно-керосино-аммиачную топливную композицию

Ниже приводятся основные результаты оценочного рассмотрения возможности создания кислородно-керосино-аммиачного двигателя на базе доработки серийного двигателя РД107.

Как и выше, для двигателя РД120, в основу представленного подхода положен принцип сохранения основных параметров базового двигателя, определяющих его функциональные возможности.

Рассматриваемая модификация касается только основных камер двигателя, тогда как условия работы рулевых камер не меняются. Более того, считается целесообразным сохранение, при условии конструктивной автономизации, внутреннего завесного охлаждения основных камер на уровне ~2 % от суммарного расхода. На основе данных рис. 1 принимается для рассмотрения топливная смесь с ~35 % массовой добавкой аммиака и $K_m \approx 9,5$ (массовом соотношении кислорода и керосина). Видно, что как от доли аммиака, так и от значения K_m удельный импульс зависит крайне слабо, что допускает их весьма свободное варьирование. На рис. 5 дана принятая схема распределения керосина между завесами основных камер, питанием рулевых

камер и теплообеспечением газогенератора. Как и выше, принимается, что охлаждение основных камер производится аммиаком с выхода насоса, далее поступающим в газогенератор для догрева продуктами сгорания стехиометрической пары кислород-керосин до температуры турбогаза, обеспечивающей энергобаланс ТНА. Основной расход кислорода идет в камеры, с отбором его небольшой части в ГГ.

Кислородно-керосиновый двигатель РД-107		Модифицированный двигатель (кислородно-керосино-аммиачный)
ТНА	$\dot{m}_{\Sigma} = (226+91,4) = 317,4 \text{ кг/с}$ $K_m = 2,47$	$\dot{m}_{\Sigma} = (226 + 91,4) = 317,4 \text{ кг/с}$ $K_m = 2,47$
Основные камеры	$\dot{m}_{\Sigma} = (52,2+20,8) \cdot 4 = 292 \text{ кг/с}$	
Рулевые камеры	$\dot{m}_{\Sigma} = (8,55+4,15) \cdot 2 = 25,4 \text{ кг/с}$	

Рис. 5. Схема распределения компонентов топлива в модифицированном двигателе

В табл. 3 приведены результаты теплового расчета проточного охлаждения камеры двигателя аммиаком, и для сопоставления даны аналогичные данные для условий штатного охлаждения проточным керосином Т-1, откуда видно, что даже при расходе всего в 10 кг/с (против 19,5 кг/с керосина) аммиак снижает температуру огневой стенки камеры на 50...60 °С, а также снижает почти в 2 раза гидравлические потери. Улучшение охлаждения происходит по всей длине камеры, что особенно наглядно видно на рис. 3.

Таблица 3

Сопоставление максимальных тепловых и гидравлических характеристик камеры.

Компоненты топлива $O_2 + T-1$

$p_k=55,5 \text{ кгс/см}^2$, $K_m=2,39$, $\dot{m}_\Sigma = 66,1 \text{ кг/с}$

Охладитель	NH_3	T-1
Расход охладителя, кг/с	10,0	19,5
Температура охладителя на входе в тракт охлаждения, °C	40	15
Температура охладителя на выходе из тракта охлаждения, °C	172	205
Подогрев охладителя, градус	132	190
Цилиндр		
– температура стенки:		
со стороны газа, °C	288	356
со стороны охладителя, °C	248	310
Область втекания		
– температура стенки:		
со стороны газа, °C	396	443
со стороны охладителя, °C	340	393
Критическое сечение		
– температура стенки:		
со стороны газа, °C	331	413
со стороны охладителя, °C	223	316
Сопло		
– температура стенки:		
со стороны газа, °C	323	405
со стороны охладителя, °C	217	310
Перепад давления по тракту охлаждения, кгс/см ²	8,6	16,6

Результаты теплового и гидравлического расчета камеры положены в основу расчета энергетической увязки двигателя, представленной в таблице параметров – табл. 4.

Таблица 4

Таблица параметров ЖРД на кислородно-керосино-аммиачном топливе на базе модифицированной камеры РД-107
 $p_k = 59,7 \text{ кгс/см}^2$; $t_{гг} = 400^\circ\text{C}$

Тракт	Наименование точек схемы	\dot{m} , кг/с	t , °C	p , кгс/см ²	Примечание
Тракт окислителя	Вход в двигатель – вход в насос окислителя	182,3	-182	5	$n=8450 \text{ об/мин}$ $\rho=1,133 \text{ г/см}^3$ $\eta=0,74$ $N_n=2,047 \text{ МВт}$;
	Выход насоса окислителя	-«-	-178	101	
	Головка 1-ой рулевой камеры (вход)	8,55	-«-	70	
	Головка 2-ой рулевой камеры (вход)	-«-	-«-	-«-	
	Головки основных камер (вход) всего 4 шт.	141,75	-«-	70	
	Камеры сгорания основные всего 4 шт.	-«-	-«-	59,7	
	Газогенератор (вход)	23,45	-«-	96	
Тракт керосина	Вход в двигатель – вход в насос керосина	19,3	-15	3	$\rho=0,83 \text{ г/см}^3$ $\eta=0,42$; $N_n=0,53 \text{ МВт}$; $1,4\% \dot{m}_\Sigma$ $K_m=3,4$
	Насос горючего (выход)	-«-	-11	101	
	Вход в клапан завесы камеры	4,1	-«-	100	
	Головка газогенератора (вход)	6,9	-«-	97	
	Газогенератор 1-ая зона	-«-	-«-	-«-	
	Головка 1-ой рулевой камеры (вход)	4,15	-«-	70	
	Головка 1-ой рулевой камеры (вход)	-«-	-«-	-«-	
Тракт аммиака	Вход в двигатель – вход в насос аммиака	94,88	-20	4	$\rho=0,662 \text{ г/см}^3$ $\eta=0,66$ $N_n=2,28 \text{ МВт}$
	Насос аммиака (выход)	-«-	-15	111	
	Тракты охлаждения камер (вход) всего 4 шт.	64,2	-«-	106	
	Тракты охлаждения камер (выход) всего 4 шт.	-«-	117	96	
	Газогенератор (вход)	94,88	75	91	
Газовый	Турбина (вход)	125,23	400	81	$R=58,4 \text{ кгс}\cdot\text{м/кг}\cdot\text{К}$ $\gamma=1,281$; $\eta=0,7$; $L_{ал}=59,9 \text{ кДж/кг}$ $\pi_t=1,16$ $N=4,85 \text{ МВт}$
	Турбина (выход) – камера (вход)	-«-	-«-	70	

Наиболее существенным отличием и преимуществом перед прототипом является увязка двигателя по замкнутой схеме, т.е. с максимумом использования эффективности топлива.

Баланс мощности ТНА реализуется при весьма низкой температуре турбогаза – 400 °С. Важно отметить, что практически половина подогрева аммиака – от минус 15 до +117 °С – обеспечивается за счет внутреннего теплосъема в тракте охлаждения камеры. При этом перепад давления на турбине оказался крайне низок – $\pi_t = 81/70 = 1,16$. Можно ожидать, что при более детальных расчетах, при оптимизации параметров энергетической цепочки окажется возможным за счет увеличения перепада давления на турбине существенно снизить температуру турбогаза, в пределах – до уровня нагрева в тракте охлаждения камеры, т.е. вообще отказаться от газогенератора.

Выводы

1. В обеспечение повышения функциональных и эксплуатационных показателей кислородно-керосиновых ЖРД предложена альтернативная топливная композиция, предусматривающая добавку к традиционной кислородно-керосиновой паре до 30–35 % по массе аммиака, что близко к доле керосина в обычном топливе, тогда как собственно расход керосина снижается в 5–7 раз. Достоинства предлагаемой композиции таковы:

– в сопоставимых рабочих условиях (по давлению в камере двигателя и геометрической степени расширения сопла) реализуемый уровень удельного импульса тяги не ниже, а для некоторых составов даже несколько выше стандартного;

– ввиду существенно меньшей, чем у керосина, теплотворной способности продукты сгорания кислородно-керосино-аммиачной композиции имеют значительно – на 500...600 °С – меньшую температуру, что соответствующим образом снижает теплонапряженность камеры двигателя;

– аммиак обеспечивает существенно более эффективное охлаждение камеры двигателя даже при 50–30 % располагаемого расхода и меньших потерях давления;

– после охлаждения камеры аммиака, при необходимости подогретый в газогенераторе до температур порядка 750–800 °С продуктами стехиометрического сгорания кислородно-керосиновой пары, может использоваться как высокоэффективный химически нейтральный турбогаз приводной турбины ТНА;

– адиабатная работоспособность аммиака при расширении в 1,5–2,0 раза выше, чем у традиционного турбогаза на основе кислородно-керосиновых ($K_m \sim 50$) продуктов сгорания, что обеспечивает более высокую эффективность работы приводной турбины ТНА;

– продукты выхлопа двигателя при работе на предлагаемой кислородно-керосино-аммиачной композиции имеют большую экологическую чистоту, чем традиционные;

– цена аммиака в 4–8 раз ниже стоимости ракетного керосина, что позволяет снизить стоимость топлива в 2–3 раза.

2. С точки зрения экологической безопасности, взрыво- и пожаробезопасности решение вопросов хранения и эксплуатации жидкого аммиака не представляет каких-либо сложностей, что подтверждается многолетней практикой широкого использования аммиака в разных областях народного хозяйства.

3. Для иллюстрации указанных преимуществ кислородно-керосино-аммиачной топливной композиции в отчете рассмотрены возможные варианты основных характеристик таких двигателей, выполненных на примерах серийных двигателей РД120 (РД120.04) и РД107.

4. Усложнение схемы, обусловленное введением аммиака, компенсируется наличием ряда указанных выше преимуществ.

Литература

1. Коновалов С.Г., Архангельский В.И., Хазов В.Н. и др. Разработка рекомендаций по совершенствованию ракетных двигателей на кислородно-керосиновом топливе. Научно-технический отчет № 726-409-2006. НПО Энергомаш. 2006.

Поступила 29.06.2007 г.