

УДК 621.453

РАЗРАБОТКА КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

© 2014 В.Л. Салич

Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда

В статье представлены результаты работ по созданию камеры ракетного двигателя малой тяги на перспективном кислородно-водородном топливе. Создан экспериментальный образец, основными элементами которого являются корпус камеры, заимствованный с серийного двигателя, и вновь разработанная смесительная головка, включающая в себя свечу зажигания, топливные форсунки, топливные коллекторы, штуцеры подвода компонентов топлива, штуцеры отбора давления. Воспламенение топливной смеси при запуске камеры осуществляется электроплазменным способом. Проведены огневые испытания изготовленной камеры в земных условиях на экспериментальной установке, позволяющей замерять тягу, давления в камере сгорания и топливных коллекторах, определять расходы компонентов топлива. Результаты испытаний, представленные в виде значений тяги, удельного импульса, коэффициента удельного импульса при различных суммарных расходах топлива и соотношениях компонентов (различных коэффициентах избытка окислителя), позволяют сделать вывод о достижении приемлемых энергетических характеристик. В процессе испытаний подтвержден надёжный запуск камеры в широком диапазоне изменения коэффициента избытка окислителя и подтверждена работоспособность двигателя при длительной огневой работе.

Ракетный двигатель малой тяги, камера, кислород, водород, огневые испытания.

Современные тенденции использования в ракетно-космической технике экологически безопасных и высокоэнергетических компонентов топлива неизбежно приведут к востребованности ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на кислородно-водородном топливе. Необходимость обеспечения высоких динамических характеристик РДМТ требует подачи на вход в двигатели кислорода и водорода в газифицированном виде.

Облик современного РДМТ включает в себя камеру, управляющие топливные клапаны, стабилизаторы расхода. Двигатель может включать в себя систему терморегулирования, сигнализатор давления и другие элементы в зависимости от назначения и требований заказчика.

Если учесть возможность применения в кислородно-водородном РДМТ управляющих клапанов БРТ-200 разработки НИИМаш, имеющийся опыт в разработке и производстве стабилизаторов расхода жидких и газообразных рабочих тел, то основной и наиболее сложной задачей является создание камеры, схема смесеобразования в которой обеспечивает наибольшую полноту сгорания топлива при удовлетворительном тепловом состоянии элементов конструкции. Поскольку компоненты топлива несамовос-

пламеняющиеся, то схема смесеобразования во многом зависит и от используемого способа зажигания.

Целью настоящей работы является создание экспериментального образца камеры РДМТ, обеспечивающего надёжный запуск и высокие энергетические характеристики при допустимом тепловом состоянии элементов конструкции.

На рис. 1 представлен разработанный автором экспериментальный образец камеры 100Э986 тягой ~ 100 Н. Основными элементами камеры являются корпус камеры 1 (в качестве корпуса камеры использован корпус, демонтированный с серийно выпускаемого РДМТ 11Д428А (топливо - азотный тетраоксид + несимметричный диметилгидразин) после контрольно-выборочных испытаний) и смесительная головка 2, обеспечивающая подачу компонентов топлива в камеру сгорания, формирование взаимного течения, перемешивание и взаимодействие компонентов топлива в объёме камеры сгорания. В конструкции камеры 100Э986 реализована схема смесеобразования КВ-16 [1,2], полученная по результатам расчётно-теоретических исследований, выполненных в Южно-Уральском государственном университете (НИУ).

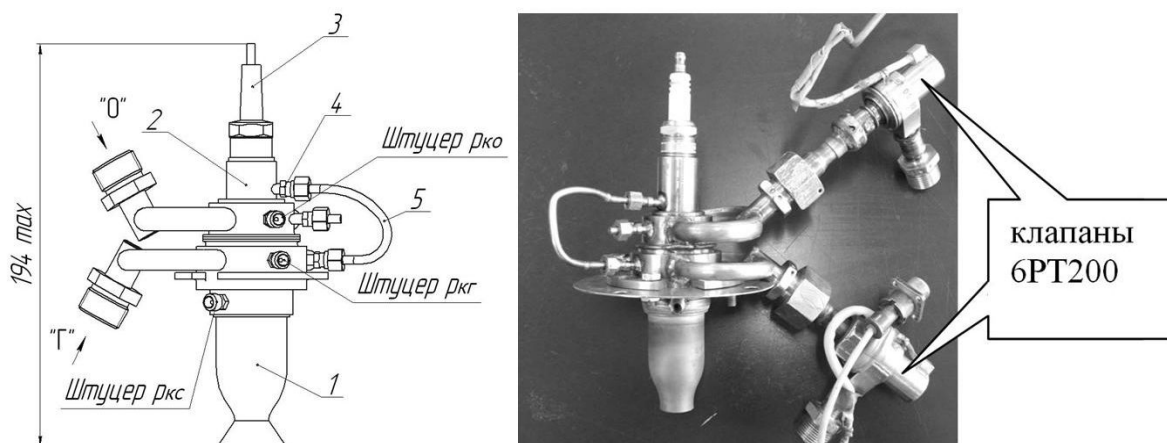


Рис. 1. Камера 100Э986:

1 – корпус камеры; 2 – смесительная головка; 3 – свеча зажигания; 4 – узел настройки

Смесительная головка 2 включает в себя свечу зажигания 3, топливные форсунки, коллекторы подвода компонентов топлива «О» и «Г», штуцеры подвода компонентов топлива, штуцеры отбора давления в камере сгорания $r_{кс}$ и в топливных коллекторах $r_{ко}$, $r_{кг}$. Двухсторонний подвод компонентов топлива (рис. 1) на экспериментальном образце выполнен для уменьшения неравномерности поля давления компонентов топлива перед форсунками. В лётном варианте камеры с целью значительного улучшения массогабаритных и динамических характеристик, подводы компонентов топлива необходимо выполнить односторонними, а выравнивание поля давления перед форсунками обеспечить, например, за счёт профилирования внутренней полости коллектора.

С помощью дроссельных шайб различного проходного сечения, устанавливаемых в ниппельное соединение 4, обеспечивается изменение перераспределения расходов горючего между ядром и периферией в процессе экспериментальных исследований. В планируемой к созданию на следующем этапе работ конструкции камеры РДМТ оптимальное распределение горючего между ядром и периферией, определённое на данном этапе, будет обеспечиваться коллектором и топливными форсунками, т.е. трубопровод 5 будет отсутствовать.

Для воспламенения топливной смеси использована электроплазменная система зажигания в варианте, защищённом па-

тентом РФ [3]. В конструкции камеры использована доработанная автомобильная свеча 3, на которую для запуска подавался разряд напряжением 15кВ с частотой следования электрических импульсов 50 Гц.

Поскольку экспериментальные исследования камеры проводились в наземных условиях, то сверхзвуковая часть сопла была укорочена до геометрической степени расширения $\bar{F}_a = 1,47$.

Экспериментальные исследования выполнялись на универсальном огневом стенде научно-испытательного комплекса НИК-201 НИИМаш, позволяющем проводить экспериментальную отработку энергетических систем на различных экологически безопасных топливных композициях.

Испытания камеры проводились в два этапа [4]:

1 этап – проверка на работоспособность (надёжный запуск, возможность длительной огневой работы);

2 этап – испытание камеры с замером тяги.

Целью разбивки испытаний на этапы являлось наиболее рациональное расходование средств, поскольку работы по созданию тягоизмерительного устройства были начаты только после подтверждения работоспособности камеры.

На рис. 2 представлена камера на испытательном стенде при первом этапе испытаний.

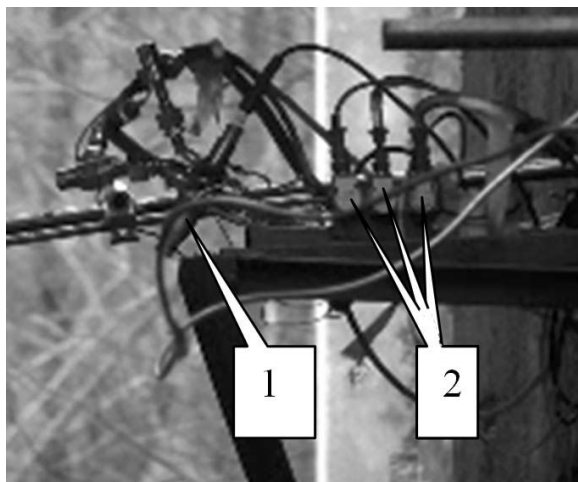


Рис. 2. Первый этап испытаний камеры 100Э986 на испытательном стенде:
1 – камера; 2 – датчики давления

На первом этапе испытаний всего было проведено три огневых пуска. Из них два пуска длительностью $\sim 0,7$ с и ~ 3 с при соотношении компонентов топлива $k_m \approx 4,67$ (коэффициент избытка окислителя $\alpha \approx 0,58$). Третий пуск длился ~ 24 с. Соотношение компонентов топлива во время третьего пуска изменялось от $k_m \approx 4,67$ до $k_m \approx 7,7$ (коэффициент избытка окислителя $\alpha \approx 0,96$). Причиной явилось падение давления за редуктором горючего в результате падения давления в баллоне водорода и, как следствие, уменьшение расхода водорода. Это привело к тому, что соотношение расходов «О» и «Г», подаваемых в камеру сгорания, стало близким к стехиометрическому, в результате чего, из-за нехватки горючего, идущего на завесу внутреннего охлаждения, произошёл прогар корпуса камеры в районе минимального сечения сопла.

По результатам первого этапа испытаний камеры 100Э986 было принято решение о замене сгоревшего корпуса камеры и переходе ко второму этапу испытаний с замером тяги. С целью исключения «стендовых» причин выхода камеры сгорания из строя в дальнейшем осуществлялся контроль давлений $p_{КО}$ и $p_{КГ}$ в топливных коллекторах в процессе огневой работы.

Для непосредственного измерения тяги на испытаниях второго этапа использовалось доработанное тягоизмерительное устройство непрерывного действия НТУ-200, разработанное в рамках отраслевой ОКР «База-М» для измерения тяги двигателей 11Д428А и используемое затем для измерения тяги двигателя 17Д16М.

Конструкция НТУ-200 с закреплённым на ней двигателем и датчиками давления крепится к заранее установленной на стенде крепёжной плите, подключаются подводящие к НТУ трубопроводы подачи компонентов, кабели измерения и управления.

Были проведены испытания при различных соотношениях и различных входных давлениях компонентов топлива.

На рис. 3 в качестве примера в виде графика представлены изменения во времени тяги и давлений для одного из огневых пусков. В табл. 1 представлены результаты испытаний камеры на различных режимах работы.

Совершенство рабочего процесса в камере РДМТ оценивалось по значению коэффициента удельного импульса [5]:

$$\varphi = \frac{I_{y.n}}{I_{y.n}^m}. \quad (1)$$

Здесь $I_{y.n}$ - пустотный удельный импульс камеры, определяемый по результатам испытаний; $I_{y.n}^m$ - теоретическое значение пустотного удельного импульса

$$I_{y.n} = \frac{P_n}{\dot{m}_\Sigma}, \quad (2)$$

где P_n - пустотная тяга камеры, \dot{m}_Σ - суммарный массовый расход компонентов топлива.

Поскольку испытания проводились в наземных условиях, то пустотная тяга определялась как

$$P_n = P + p_a F_a, \quad (3)$$

где P – тяга, измеренная при испытаниях в наземных условиях, p_a – атмосферное давление, F_a – фактическая площадь среза сопла.

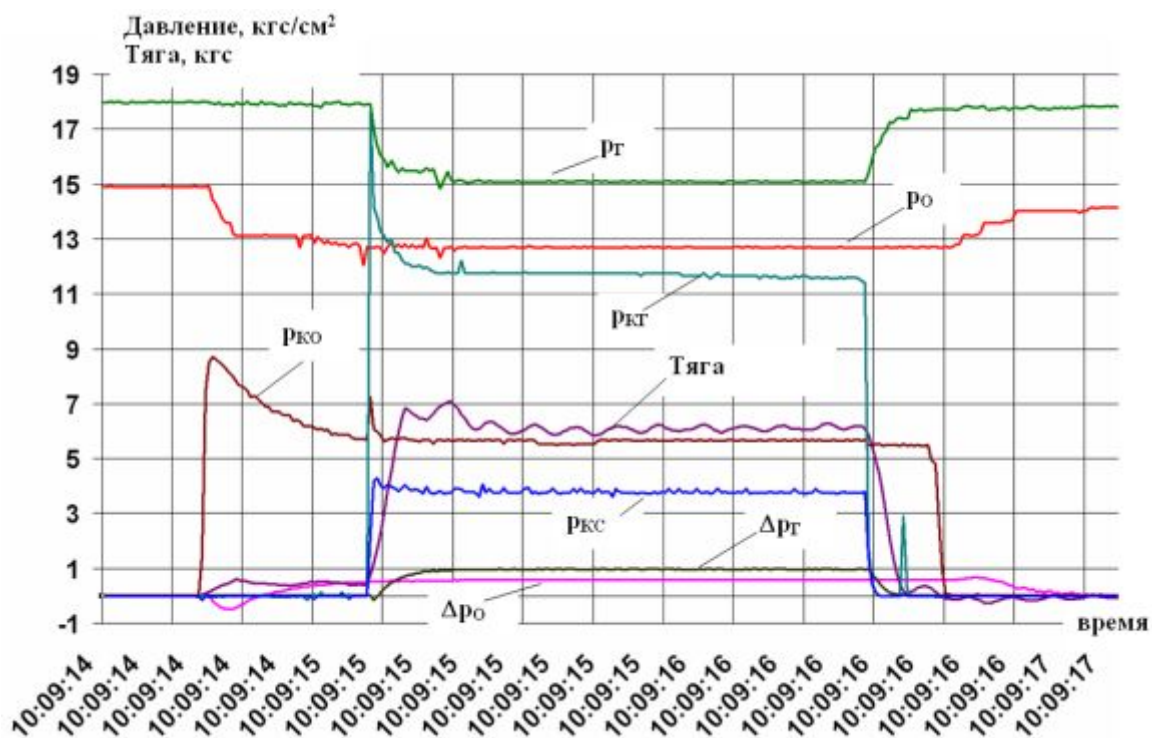


Рис. 3. Регистрация параметров при огневом пуске:

p_2 – давление горючего перед расходомерным участком; p_o – давление окислителя перед расходомерным участком; $p_{к2}$ – давление в коллекторе горючего; $p_{кo}$ – давление в коллекторе окислителя; $p_{кc}$ – давление в камере сгорания; Δp_o – перепад давления на расходомерном участке окислителя; Δp_o – перепад давления на расходомерном участке горючего

Таблица 1 - Результаты испытаний камеры на различных режимах работы

$k_m (\alpha)$	\dot{m}_Σ , кг/с	P , Н	P_n , Н	$I_{y.n}$ м/с	$I_{y.n}^m$, м/с	φ	$\varphi/\varphi_{рас}$
3,55 (0,444)	0,02678	62,53	79,2	2958	3475	0,851	0,898
5,59 (0,699)	0,024938	54,18	70,86	2841	3230	0,88	0,928
6,66 (0,833)	0,024632	50,06	66,7	2709	3090	0,877	0,925
7,11 (0,889)	0,024193	49,29	66	2727	3040	0,897	0,946
7,53 (0,941)	0,023884	48,5	65,17	2729	2999	0,91	0,96

Судя по значениям φ (табл. 1) в камере КВ-16 реализуется не очень высокое качество организации рабочего процесса. Однако, если принять во внимание, что полуугол раскрытия сопла составляет 26° и потери удельного импульса на рассеяние, определённые согласно [5], составляют $\varphi_{рас} = 0,948$, то, судя по отношению $\varphi/\varphi_{рас}$, можно сделать заключение о вы-

соком качестве организации внутрикамерных процессов.

Подводя итог выполненных работ, можно сделать заключение о том, что полученные результаты обеспечивают значительный опережающий научно-технический задел по созданию кислородно-водородных РДМТ.

Библиографический список

1. Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере ре кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проек-

тирования // Сб. трудов международной научной конференции «Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ' 2014)». Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2014. С. 309-318.

2. Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования // Сб. трудов международной научной конференции «Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ' 2014)». Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2014. С. 309-318.

3. Салич В.Л. Камера ракетного двигателя малой тяги. Патент РФ № 125632; опубл. 10.03.2013; бюл. № 7.

4. Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н // Материалы XXXIV Всероссийской конференции, посвященной 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева «Наука и технологии». Том 2. М.: РАН, 2014. С. 45-52.

5. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учебник для вузов / под ред. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.

Информация об авторе

Салич Василий Леонидович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела перспективных разработок, Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя

Салда. E-mail: salich_vas@mail.ru, niimash@list.ru. Область научных интересов: исследование теплофизических процессов в ракетных двигателях и энергетических установках.

DEVELOPMENT OF THRUSTER CHAMBER OPERATING ON OXYGEN-HYDROGEN FUEL

© 2014 V.L. Salich

Research & development institute of mechanical engineering,
Nizhnyaya Salda, Russian Federation

The article presents the results of the development chamber thruster in the perspective oxygen-hydrogen fuel. Was established experimental model, whose main element is the chamber body, taken from the production engine and newly developed mixing head comprising a spark plug, fuel injectors, fuel manifolds, fittings for supplying fuel components, fittings for the pressure measurement. Ignition of the fuel mixture when starting chamber is electric plasma method. Fire tests were conducted camera manufacturer in terrestrial conditions on the experimental setup, which allows to measure the thrust, pressure in the combustion chamber and fuel reservoirs, determine the cost of fuel components. The test results are presented in the form of values of thrust, specific impulse, the coefficient of specific impulse at different total fuel mass flow and the fuel components ratio (different ratios of excess oxidant), suggest the achievement of acceptable energy characteristics. During the tests also confirmed the launch of a reliable chamber in a wide range of variation of the coefficient of excess oxidant confirmed efficiency of the engine during long hot work.

Thruster, chamber, oxygen, hydrogen, fire tests.

References

1. Salich V.L. Chislennoe modelirovanie smeseobrazovaniya i gorenija v kamere kislorodno-vodorodnogo raketnogo dvigatelja tjagoj 100 N v processe proektirovanija // Сб. трудов mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Parallel'nye vychislitel'nye tekhnologii (PaVT' 2014)». Chelyabinsk: Izdatel'skiy

tsestr YuUrGU Publ., 2014. P. 309-318. (In Russ.)

2. Salich V.L. Chislennoe modelirovanie smeseobrazovanija i gorenija v kamere kislородно-vodorodnogo raketnogo dvigatelja tjagoj 100 N v processe proektirovanija // Sb. trudov mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Parallel'nye vychislitel'nye tekhnologii (PaVT' 2014)». Chelyabinsk: Izdatel'skiy tsestr YuUrGU Publ., 2014. P. 309-318. (In Russ.)

3. Salich V.L. Kamera raketnogo dvigatelja maloj tjagi [The chamber of low thrust rocket engine]. Patent RF, no. 125632, 2013. (Published 10.03.2013, bulletin no. 7).

4. Salich V.L. Jeksperimental'nye issledovanija po sozdaniju kislородно-vodorodnogo raketnogo dvigatelja tjagoj 100N // Materialy XXXIV Vserossiyskoj konferentsii, posvyashchennoy 90-letiyu so dnya rozhdeniya akademika V.P. Makeeva «Nauka i tekhnologii». V. 2. Moscow: RAN Publ., 2014. P. 45-52. (In Russ.)

5. Aemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teorija raketnyh dvigatelej: uchebnik dlja vtuzovov [The theory of rocket engines: textbook for technical colleges / ed. by V.P. Glushko]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 464 p.

About the author

Salich Vasily Leonidovich, Candidate of Science (Engineering), leading research engineer of research development department, Research and Development Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda.

E-mail: salich_vas@mail.ru, mail@niimashspace.ru. Area of Research: thermophysic processes in rocket engines and powerplants.