

РАЗРАБОТКА КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

Салич В.Л.

ФГУП «Научно-исследовательский институт машиностроения», г. Нижняя Салда

Представлены результаты работ по созданию камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе. Приводится облик камеры, результаты огневых испытаний и их анализ.

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 двигатель кислорода и водорода в газифицированном виде.

Облик современного РДМТ включает в себя камеру, управляющие топливные клапаны, стабилизаторы расхода. Двигатель также 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 несамовоспламеняющиеся, то схема смесеобразования во многом

зависит и от используемого способа зажигания.

Следовательно, 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 объеме камеры сгорания. В конструкции камеры 100Э986 реализована схема смесеобразования КВ-16 [1,2], полученная по результатам расчетно-теоретических исследований, выполненных в Южно-Уральском государственном университете (НИУ).

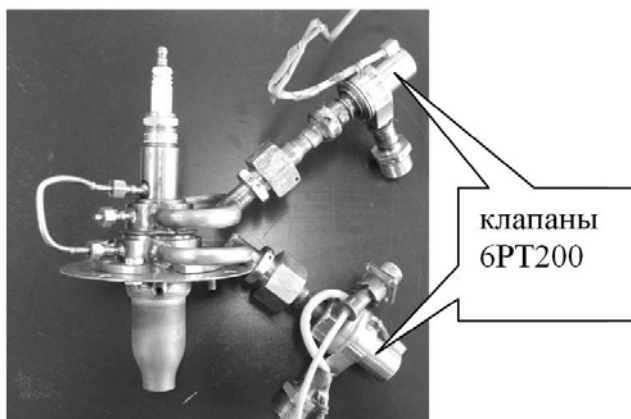
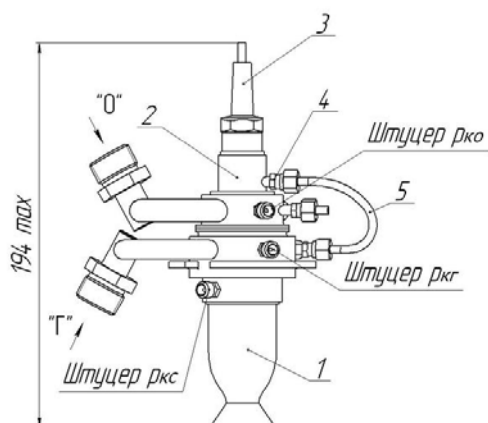


Рис. 1. Камера 100Э986:
1 – корпус камеры; 2 – смесительная головка; 3 – свеча зажигания;
4 – узел настройки

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 счет профилирования внутренней полости коллектора.

С помощью дроссельных шайб различного проходного сечения, устанавливаемых в ниппельное соединение 4 (рис. 1), 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, определенное 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, защищенном патентом РФ [3]. В конструкции камеры использована доработанная автомобильная свеча зажигания 3 (рис. 1), 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 2 два этапа [4]:

1 этап – проверка на работоспособность (надежный 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.

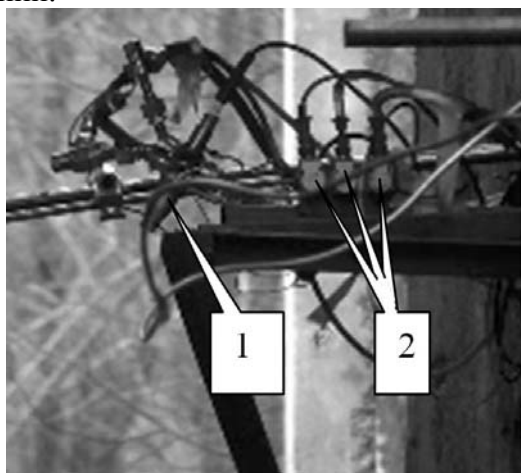


Рис. 2. Камера 100Э986 на испытательном стенде. Первый этап испытаний: 1 – камера; 2 – датчики давления

На первом этапе испытаний всего было проведено 3 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, произошел прогар корпуса камеры в районе минимального сечения сопла.

На рис. 3 представлена огневая работа камеры за ~ 5 с до прогара.



Рис 3. Огневой пуск №3 камеры. Первый этап испытаний

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 $p_{к0}$ 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 закрепленным на ней двигателем и датчиками давления крепится к заранее установленной на стенде крепежной плите, подключаются подводящие к НТУ трубопроводы подачи компонентов, кабели измерения и управления (рис. 4).

Были проведены испытания при различных соотношениях и различных входных давлениях компонентов топлива (рис.5).

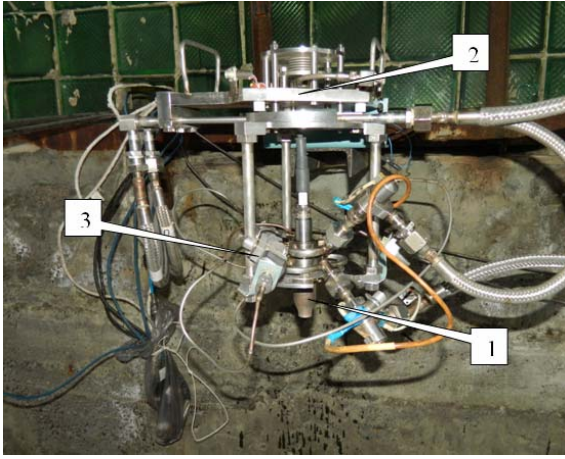


Рис. 4. Камера 100Э986 на испытательном стенде. Второй этап испытаний: 1- камера, 2 – тягоизмерительное устройство НГУ-200, 3 – датчик давления

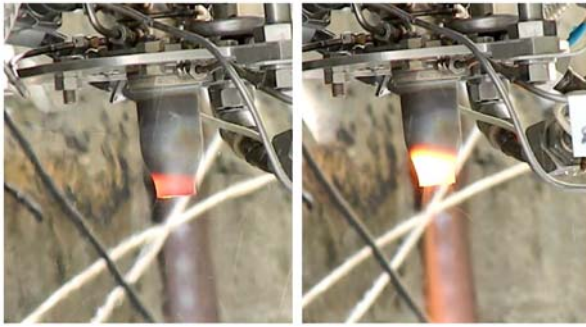


Рис. 5. Огневые испытания камеры при различном соотношении компонентов топлива. Слева $k_m \approx 4$, справа $k_m \approx 6$

На рис. 6 в качестве примера в виде графика представлены изменения во времени тяги и давлений для одного из огневых пусков. В таблице 1 представлены результаты испытаний камеры на различных режимах работы.

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

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

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

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

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.

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, определенные согласно [5], составляют $\varphi_{рас} = 0,948$, то, судя по отношению $\varphi/\varphi_{рас}$, можно сделать заключение о высоком 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.

Возможные направления продолжения работ:

1. Проведение патентных исследований для объективной оценки достигнутого уровня, сравнения с отечественными и зарубежными аналогами.

2. Создание модельного ряда камер РДМТ различных тяг с различными давлениями в камере сгорания с целью получения задела, позволяющего в короткие сроки и при минимальных финансовых затратах создать высокоэффективный кислородно-водородный РДМТ с заданными заказчиком характеристиками.

3. Проведение испытания камеры 100Э986 с использованием лазерного зажигания, рассматриваемого в отрасли как перспективное.

4. Проведение испытаний камеры

100Э986 на топливе $O_2^{2az} + CH_4^{2az}$

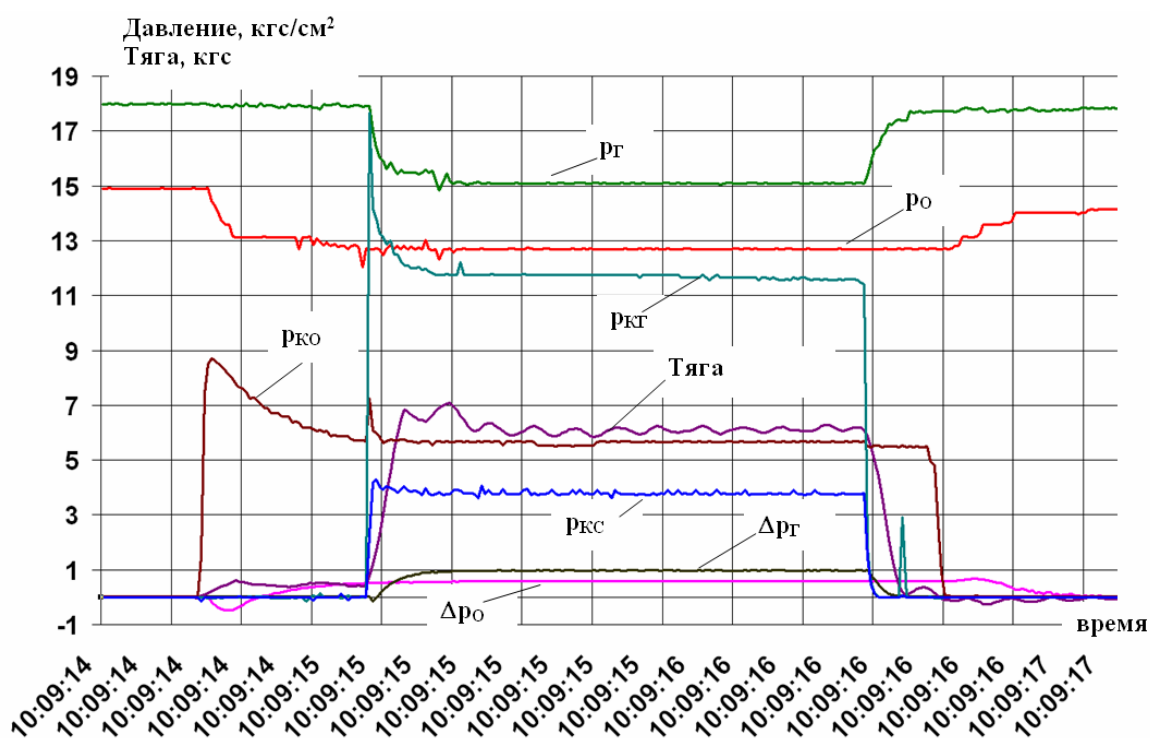


Рис. 6. Регистрация параметров при огневом пуске: p_g – давление горючего перед расходомерным участком; p_o – давление окислителя перед расходомерным участком; p_{kg} – давление в коллекторе горючего; p_{ko} – давление в коллекторе окислителя; p_{kc} – давление в камере сгорания; Δp_g – перепад давления на расходомерном участке окислителя; Δp_o – перепад давления на расходомерном участке горючего

Таблица 1

$k_m (\alpha)$	\dot{m}_g , кг/с	P , Н	P_b , Н	$I_{y.l}$ м/с	$I_{y.l}^m$, 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

Библиографический список

1. Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного

двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования // Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ' 2014): труды междуна-

родной научной конференции (г. Ростов-на-Дону, 1-3 апреля 2014 г.). 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 // CAD/CAM/CAE Observer. Выпуск # 3 (87) / 2014 – С.82-88

3. Салич В.Л. Камера ракетного двигателя малой тяги: Пат. №125632, РФ – МПК F02K 9/95(2006.01), №2012122902/28. Опубл. 10.03.2013 Бюл. №7. Приоритет 04.06.12.

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

5. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: Учебник для ВТУЗов. Под ред. В.П. Глушко – М.: Машиностроение, 1989. – 464с.: ил.

Сведения об авторе

Салич Василий Леонидович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела перспективных разработок Научно-исследовательского института машиностроения, г. Нижняя Салда. Тел.:

(34345) 36-2-46. 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 ON THE OXYGEN-HYDROGEN FUEL

Salich V.L.

FSUE Research & development institute of mechanical engineering, Nizhnyaya Salda

The results of oxygen-hydrogen thruster chamber creation are presented. The design of chamber and results of fire tests are represented.

Thruster, chamber, oxygen, hydrogen, fire tests.

References

1. Salich V.L. Numerical simulation of mixing and combustion chamber in an oxygen-hydrogen rocket engine thrust of 100 N in the design process // Parallel Computation Technologies (PCT'2014): Proceedings of the international conference (Rostov-on-Don, April 1-3, 2014). Chelyabinsk: Publishing Center of SUSU, 2014 – pp. 309-318.

2. Salich V.L. Numerical simulation of mixing and combustion chamber in an oxygen-hydrogen rocket engine thrust of 100 N in the design process // CAD/CAM/CAE Observer. Issue # 3 (87) / 2014 – pp.82-88.

3. Salich V.L. The chamber of low thrust rocket engine: Patent №125632, RUS – IPC F02K 9/95(2006.01), №2012122902/28.

Published 10.03.2013. Bulletin №7. Priority 04.06.12

4. Salich V.L. Experimental studies on the creation of an oxygen-hydrogen rocket engine thrust 100N // Science and Technology. Materials XXXIV National Conference on the 90th Anniversary of the birth of Aca-

demician VP Makeev. Volume 2 - M.: Academy of Sciences, 2014 - S.45-52

5. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. The theory of rocket engines: Textbook for technical colleges. Ed. V.P. Glushko - M.: Mechanical Engineering, 1989 - 464p

Information about author

Salich Vasily Leonidovich, candidate of technical science, leading research engineer of research development department, Research and Development Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda.

Phone: (34345) 36-246. E-mail: salich_vas@mail.ru, mail@niimashspace.ru.
Area of research: thermophysic processes in rocket engines and powerplants