

В.Л. Салич

Федеральное государственное унитарное предприятие
«Научно-исследовательский институт машиностроения»,
г. Нижняя Салда Свердловской области.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СОЗДАНИЮ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 100 Н

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 надежный 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 сме-

сеобразования КВ-16, полученная автором работы [1] по результатам расчетно-теоретических исследований, выполненных в Южно-Уральском государственном университете (НИУ).

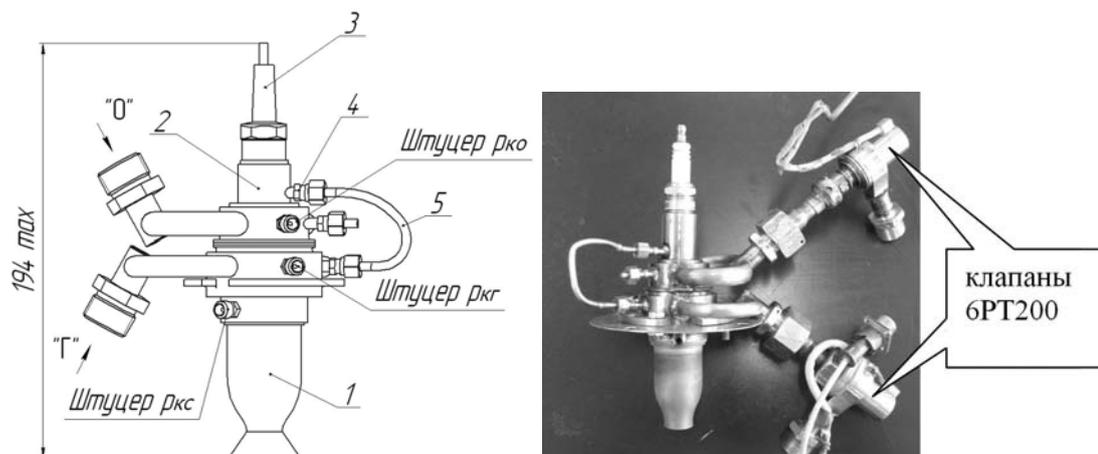


Рис. 1. Камера 100Э986:

- 1 – корпус камеры;
- 2 – смешительная 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 $p_{КС}$ и в топливных коллекторах $p_{КО}$, $p_{КГ}$. 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 [2]. В конст-

рукции камеры использована доработанная автомобильная свеча 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:

1 этап – проверка на работоспособность (надежный запуск, возможность длительной огневой работы): испытания без замера тяги и при отсутствии в системе топливоподачи системы измерения расходов горючего и окислителя (расходы компонентов приблизительно определялись по давлениям в коллекторах); замерялись давления в камере сгорания и в топливных коллекторах.

2 этап – испытание камеры с регистрацией основных параметров: тяги, расходов компонентов топлива, давлений в камере сгорания и в топливных коллекторах.

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

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

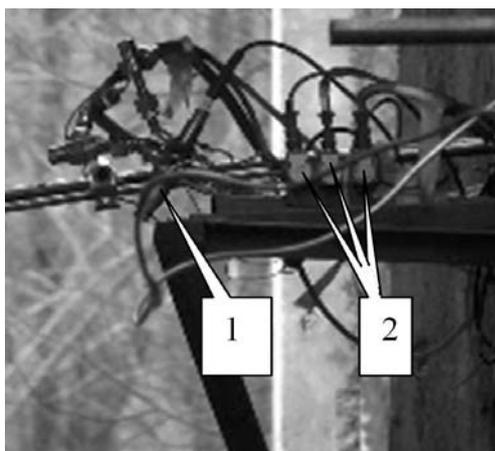


Рис. 2. Камера 100Э986 на испытательном стенде.

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, а на рис. 4 – корпус камеры после прогара, демонтированный с изделия.



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



Рис. 4. Корпус камеры после прогара

По результатам первого этапа испытаний камеры 100Э986 было принято решение о замене сгоревшего корпуса камеры и переходе ко второму этапу испытаний. 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. При подготовке

ко второму этапу огневых испытаний были изготовлены тягоизмерительное устройство и расходомерные участки.

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 [3,4] и используемое затем для измерения тяги двигателя 17Д16М [5].

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. 5).

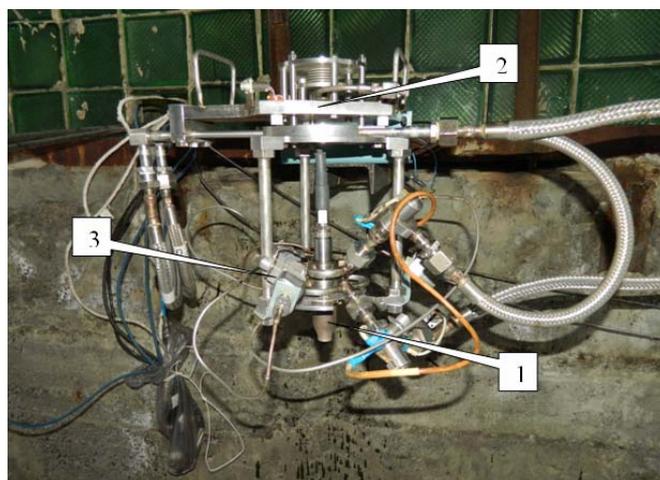


Рис 5. Камера 100Э986 на испытательном стенде
Второй этап испытаний:

- 1- камера,
- 2 – тягоизмерительное устройство НТУ-200,
- 3 – датчик давления

Были проведены испытания при различных соотношениях и различных входных давлениях компонентов топлива (рис.6).

На рис. 7 в качестве примера в виде графика представлены изменения во времени тяги и давлений для одного из огневых пусков.

Совершенство рабочего процесса в камере РДМТ оценивалось по значению коэффициента удельного импульса [6]:

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

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

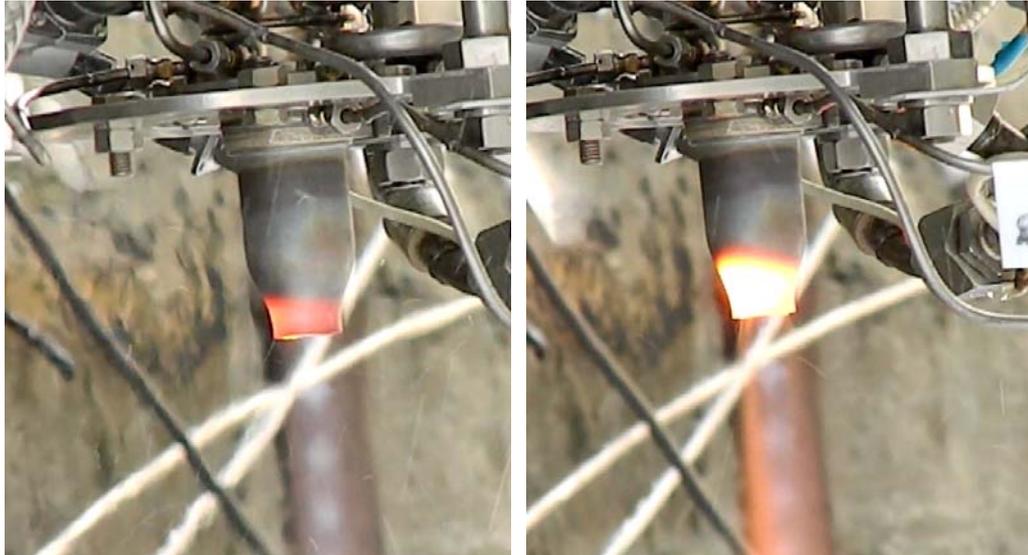


Рис.6. Огневые испытания камеры при различном соотношении компонентов топлива. Слева $k_m \approx 4$, справа $k_m \approx 6$

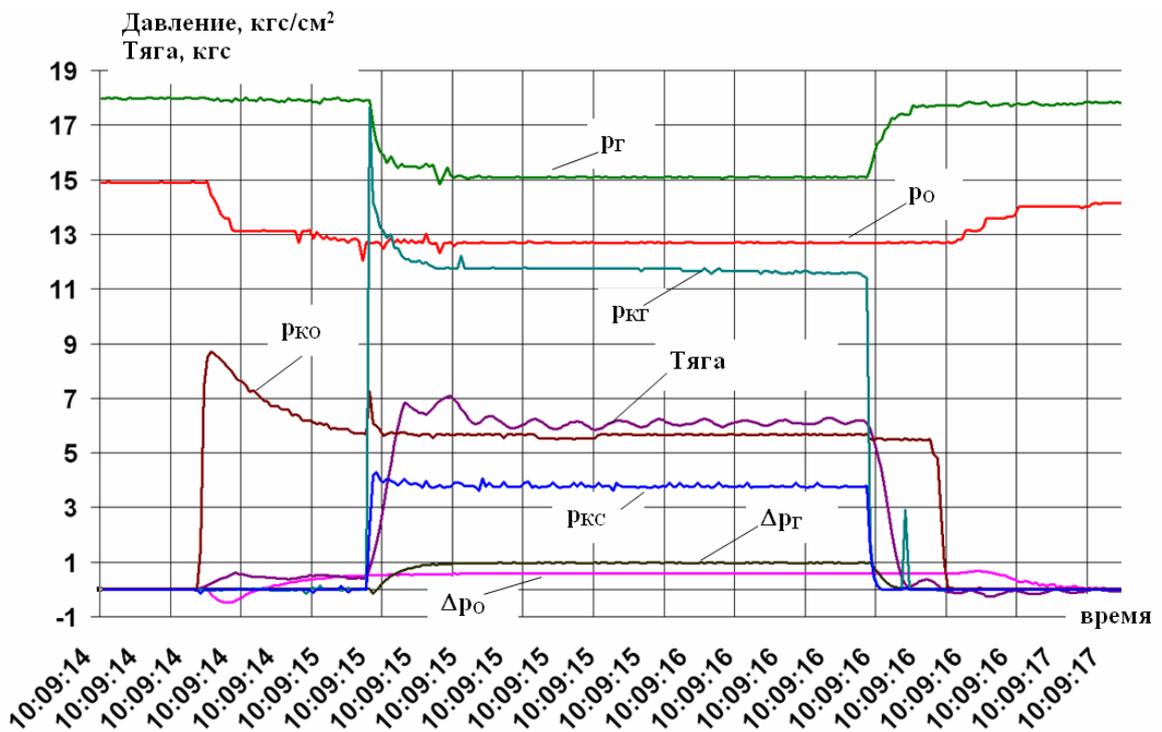


Рис. 7. Регистрация параметров при огневом пуске:
 p_g – давление горючего перед расходомерным участком;
 p_o – давление окислителя перед расходомерным участком;
 $p_{кг}$ – давление в коллекторе горючего;
 $p_{ко}$ – давление в коллекторе окислителя;
 $p_{кс}$ – давление в камере сгорания;
 Δp_o – перепад давления на расходомерном участке окислителя;
 Δp_g – перепад давления на расходомерном участке горючего

$$I_{y0}^{\infty} = \frac{P^{\infty}}{G_{\Sigma}}, \quad (2)$$

где P^{∞} - пустотная тяга камеры, G_{Σ} - суммарный массовый расход компонентов топлива.

Поскольку испытания проводились в наземных условиях, а давление в камере сгорания на различных режимах работы принимало значения $p_{кс} = 2,7 \dots 4$ кгс/см², (т.е для реализованной в конструкции камеры геометрической степени расширения сопла $\bar{F}_a = 1,47$ обеспечивалось безотрывное течение) то пустотная тяга определялась как

$$P^{\infty} = P^0 + p_a F_a, \quad (3)$$

где P^0 – тяга, измеренная при испытаниях в наземных условиях, p_a – атмосферное давление, F_a – фактическая площадь среза сопла.

Значения I_{y0}^{∞} при заданной геометрической степени расширения сопла \bar{F}_a и соотношении компонентов топлива определялись по результатам термодинамического расчета равновесного состава продуктов сгорания.

Обработкой результатов испытания были получены приемлемые энергетические характеристики (на некоторых режимах работы коэффициент удельного импульса превышал 0,94, что говорит о достижении предельных для класса РДМТ энергетических характеристик).

Подводя итог выполненных работ можно сделать заключение о том, что полученные результаты обеспечивают значительный опережающий научно-технический задел по созданию кислородно-водородных РДМТ и готовность перехода к этапу ОКР по созданию РДМТ тягой ~ 100 Н.

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 $O_2^{\text{газ}} + CH_4^{\text{газ}}$ (природный газ).

ЛИТЕРАТУРА

1. Салич В.Л. Численный эксперимент при разработке ракетных двигателей малой тяги с газообразными экологически чистыми компонентами топлива // Труды Ме-

ждународной конференции «Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ'2007). Т.2 – Челябинск: Изд-во ЮУрГУ, 2007. – С. 168-178.

2. Салич В.Л. Камера ракетного двигателя малой тяги: Пат. №125632, РФ – МПК F02К 9/95(2006.01), №2012122902/28. Опубл. 10.03.2013 Бюл. №7. Приоритет 04.06.12.

3. Разработка и экспериментальная отработка устройств и методик измерения тяги и расхода для стендовых испытаний РДМТ: Технический отчет №701-113/2006. «ОКР «База-М». Гос. контракт №271-9414/06 от 28.02.2006. Этап 5 – Н. Салда, 2006 – 26 с.

4. Отчет о выполнении работ по созданию тягоизмерительного устройства непрерывного режима НТУ-200 за 2007 год по теме "База" № 081.Д-470/2007 – Н. Салда, 2007 – 24 с.

5. Анализ тенденций развития и расчетно-экспериментальные исследования рабочего процесса ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых компонентах топлива: Научно-технический отчет №081Д-724/2011 – Н.Салда, 63 с.

6. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999 – 415 с.