

ПОСТАНОВОЧНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ МАЛЫХ ТЯГ

Введение

Для изучения рабочих процессов в малогабаритной камере ракетного типа необходимо проведение экспериментальных исследований.

Такие исследования должны включать в себя апробацию оборудования экспериментальной установки, средства измерения параметров, определение установившихся режимов, обработку результатов испытаний камеры ЖРД малых тяг (МТ), согласование систем экспериментальной установки и стенда, а также отработку технологичности проведения испытаний и методики обработки результатов.

Для решения этой задачи использовали экспериментальный стенд кафедры № 401 Национального аэрокосмического университета Н. Е. Жуковского «ХАИ». Стенд предназначен для изучения процессов в малогабаритных ракетных камерах, использующих в качестве окислителя газообразный кислород. Стенд состоит из огневого бокса, пульта управления, систем питания, охлаждения и средств измерения параметров.

Стенд допускает подключение к системам внешних объектов испытаний и регистрации параметров.

В частности, нами предлагается использование его для изучения влияния геометрических характеристик, а также организации процесса смесеобразования топлива на эффективность камеры сгорания (КС).

Для этого используем автономную установку, которая снабжена устройством, позволяющим изменять протяженность КС, а также устанавливать различные смесительные элементы.

На первом этапе необходимо провести предварительный эксперимент для изучения протекания рабочих процессов в целях исключения негативного влияния на КС вибраций, подтверждения достоверности измерений и наличия достаточного количества регистрируемых параметров для обработки и коррекции испытаний.

Основная часть

Используемую автономную установку РКГ-07 подключаем к стенду для изучения в дальнейшем внутрикамерных процессов в ЖРД МТ. Общий вид установки РКГ-07 показан на рис. 1. Компоненты топлива – дизельное топливо и кислород. Особенность установки заключается в

возможности изменения ее длины в процессе огневых испытаний, т.е. изменения объема КС. При независимом охлаждении камер тепло, отведенное с охладителем, теряется безвозвратно и снижает эффективность устройства. Уменьшение поверхности охлаждения, например за счет уменьшения длины камеры, снижает тепловые потери, но при этом уменьшается время пребывания топлива в камере, что может привести к снижению полноты выделения тепла. Естественно предположить, что при некотором значении протяженности камеры тепловая эффективность газовой струи будет максимальной.

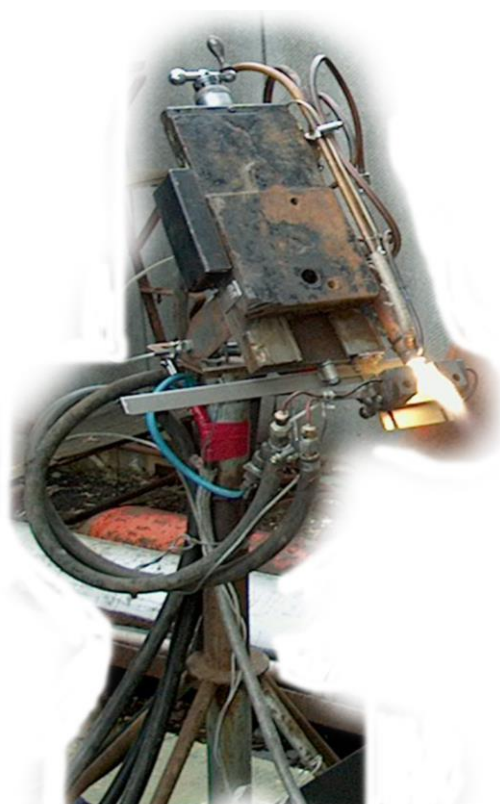


Рисунок 1 – Общий вид экспериментальной установки

Экспериментальная установка

Установка содержит стойку, малоразмерную ракетную камеру (рис. 4), несущие элементы, механизм перемещения форсуночной головки, магистрали подвода компонентов топлива и охлаждения и забора давления. Внешний вид установки показан на рис. 1.

Стойка имеет платформу, на которой с помощью косынок крепится головка суппорта токарно-винторезного станка, служащая для крепления камеры и перемещения форсуночной головки. Кожух камеры и катушка реостата датчика перемещения закреплены к направляющей, а поводок, установленный на трубке подвода горючего, и ползунок датчика — к каретке. В результате при вращении маховичка каретка перемещается в осевом направлении и изменяет положение форсуночной головки в ка-

мере сгорания и элементов потенциометрического датчика перемещения, обеспечивая при этом изменение длины (объема) КС (рис. 4) и одновременную регистрацию положения головки в камере. Положение головки в камере можно отсчитывать и по нониусу каретки.

На торце направляющей у среза сопла установлен поворотный рычаг, несущий пластину, на которой размещена охлаждаемая водой медная трубка диаметром 4 мм, имеющая форму арки (рис. 2). При повороте рычага в крайнее положение трубка устанавливается поперек газовой струи, истекающей из сопла. По величине подогрева охладителя можно установить, в каком положении форсуночной головки обеспечивается максимальная тепловая эффективность устройства. Во время запуска камеры датчик поворотом рычага отводится в нейтральное положение.



Рисунок 2 – Датчик теплового потока

Конструкция камеры обеспечивает возможность смены смесительных элементов, рис. 3.



Рисунок 3 – Общий вид узла перемещения форсуночной головки со смесительным элементом

Испытуемая малогабаритная камера (рис. 4) имеет следующие характеристики:

- наружный диаметр 0,022 м;

- диаметр камеры сгорания 0,014 м;
- диаметр критического сечения 0,0075 м;
- длину входного конуса сопла 0,003 м;
- объем входного конуса сопла $0,336 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3$;
- длину цилиндрической части камеры сгорания около 0,095 м.

Компоненты топлива: газообразный кислород, дизельное топливо.

Расход топлива – на уровне 0,04...0,05 кг/с, избыточное давление в камере сгорания – до 1,5 МПа, расход охладителя на камеру – порядка 0,095...0,1 кг/с, на датчик тепловых потоков – около 0,025 кг/с.

Испытуемая камера (рис. 4) содержит выполненную из меди за одно целое с соплом жаровую трубу 1, помещенную в медный кожух 2. По торцам кожух 2 припаян к жаровой трубе 1 фосфористой медью. Расточка глубиной 0,7 мм на наружной поверхности жаровой трубы 1 и коллекторы по торцам расточки образуют проточный тракт охлаждения камеры.

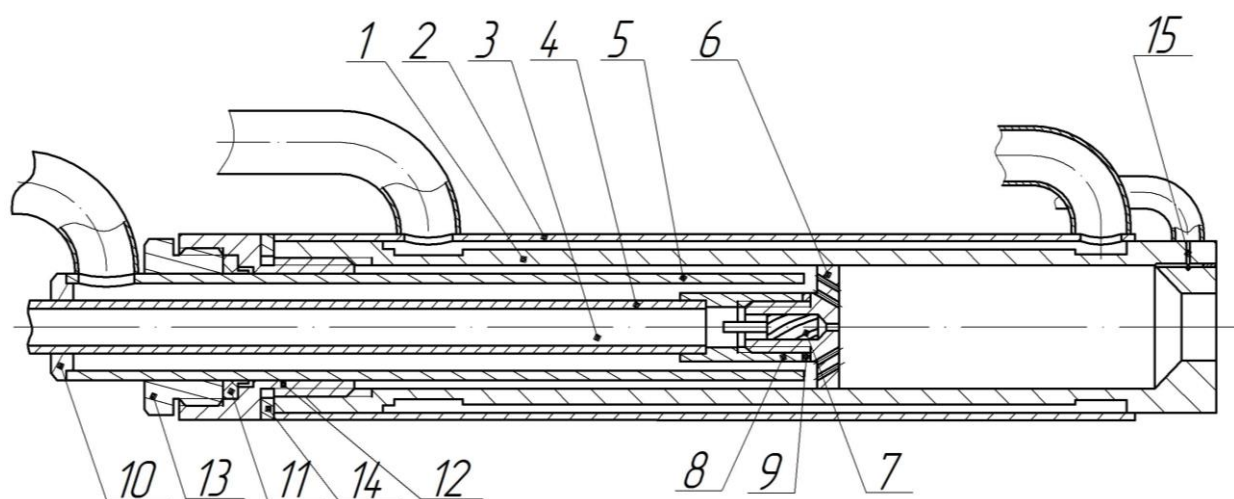


Рисунок 3 – Конструктивная схема камеры

- 1 – жаровая труба с соплом; 2 – кожух; 3 – шток; 4 – трубка подвода горючего; 5 – периферийная трубка; 6 – форсуночная головка; 7 – шнек; 8 – переходник; 9 – уплотнительное кольцо; 10 – пробка; 11 – кольцо фторопластовое; 12 – переходник; 13 – гайка; 14 – уплотнительное кольцо; 15 – заборник давления в камере

По оси камеры размещена сборка (шток 3), содержащая две концентрично расположенные трубки 4 и 5. Центральная трубка 4 служит для подвода горючего к форсуночной головке. Периферийная трубка 5 образует с центральной трубкой 4 кольцевой канал, служащий для подвода окислителя.

Корпус форсуночной головки 6 имеет Т-образную форму и содержит донышко и полый резьбовой хвостовик, в который запрессован шнек 7. Форсунки окислителя образованы двумя рядами наклонных отверстий на донышке. Крепится головка посредством втулки (переходник 8), припаянной к трубке подвода горючего 4. Для герметизации разъема преду-

смотрено уплотнительное кольцо 9 из отожженной меди. Противоположный конец кольцевого канала заглушен пробкой 10, припаянной к трубкам горючего 4 и окислителя 5.

Уплотнение зазора между подвижной и неподвижной частями камеры осуществляется фторопластовым уплотнительным кольцом 11, установленным в переходнике 12 и поджатым гайкой 13.

КС сообщается с датчиком замера давления 15 посредством выполненных в стенке сопла двух взаимно перпендикулярных отверстий и соответствующей магистрали.



а



б



в



г

Рисунок 5 – Этапы проведения эксперимента:

а – запуск малогабаритной камеры; б – установка заданного режима по соотношению компонентов топлива; в – установившийся режим, на котором проведено измерение параметров; г – выключения камеры с продувкой кислородом

На рис. 5 показаны фрагменты газовой струи на этапах проведения эксперимента.

При проведении эксперимента по определению рациональной протяженности КС после установки заданного режима работы (определенных расходов горючего и окислителя) вращением маховичка форсуночная головка последовательно переводится в ряд положений (4 – 6); в пределах хода возможно не более 20 оборотов маховичка. В каждом положении дается выдержка (7 – 10 секунд) для установления теплового режима и проводится регистрация давления в КС, перепадов давления на дроссельных устройствах замера расходов горючего и окислителя, величины подогрева охладителя в рубашке и на датчике тепловых потоков.

Полученную после соответствующей переработки на ЭВМ информацию о режимных параметрах анализируют, и усредненные значения параметров заносят в таблицу.

Проводят расчет параметров рабочего процесса, содержащихся в таблице, и определяют тепловые потери. На основании сопоставления потерь тепла в камере сгорания и охлаждающем тракте по режимам оценивают рациональную протяженность КС.

Регистрация и обработка данных

Регистрация параметров при испытаниях осуществляется с помощью ЭВМ следующим образом: сигнал от датчика в виде напряжения подается на аналого-цифровой преобразователь. Преобразованный сигнал далее поступает на ЭВМ, где регистрируется в машинных кодах в памяти машины в виде файлов с цифровыми данными. При последующей обработке информации с использованием соответствующих тарировочных коэффициентов для каждого измеряемого параметра (рис. 6) определяются действительные значения физических величин (рис. 7). Результаты представляются в табличном и графическом виде (рис. 6 и 7).

Поскольку запись информации ведется непрерывно и включает в себя также переходные процессы, необходимо на графике определить участки, соответствующие установившемуся процессу (с минимальным изменением расхода компонентов топлива).

При установке курсора на оси абсцисс высвечивается номер точки. В строке таблицы под этим же номером приводятся числовые значения измеренных и некоторых расчетных параметров, необходимых для дальнейшей работы.

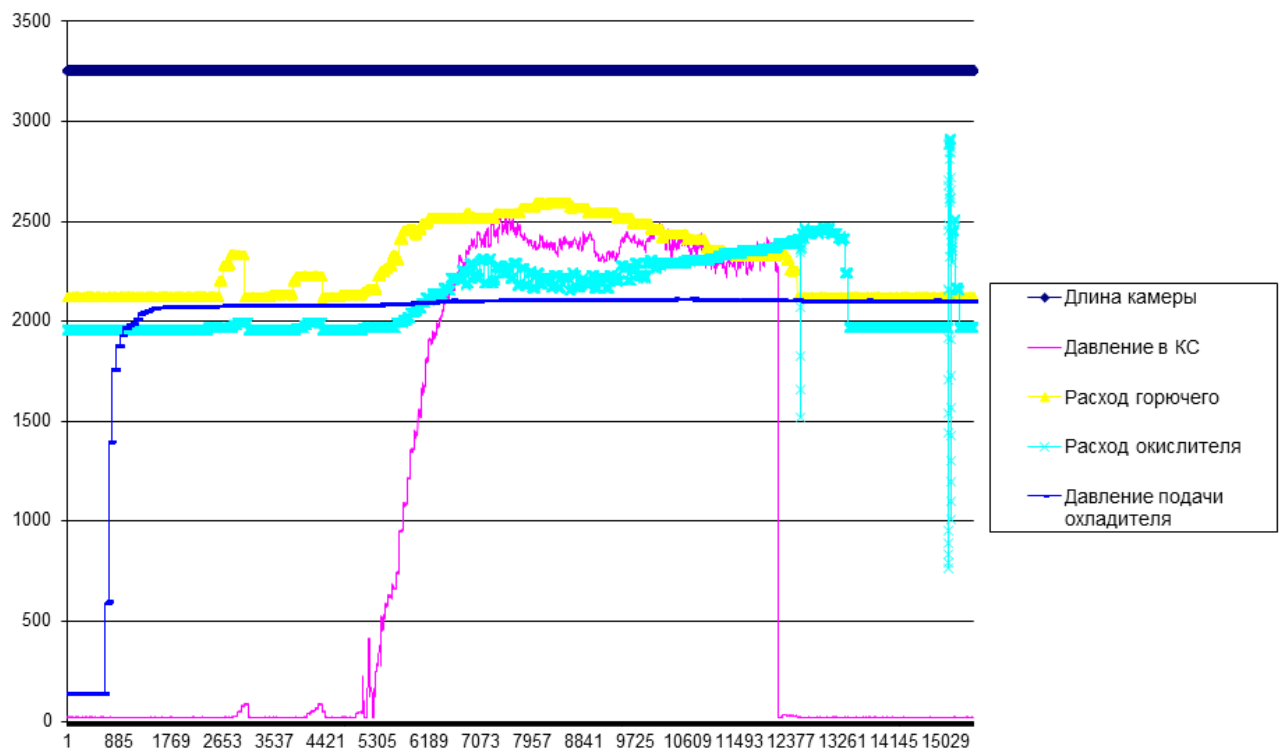


Рисунок 6 – Диаграмма измеряемых параметров

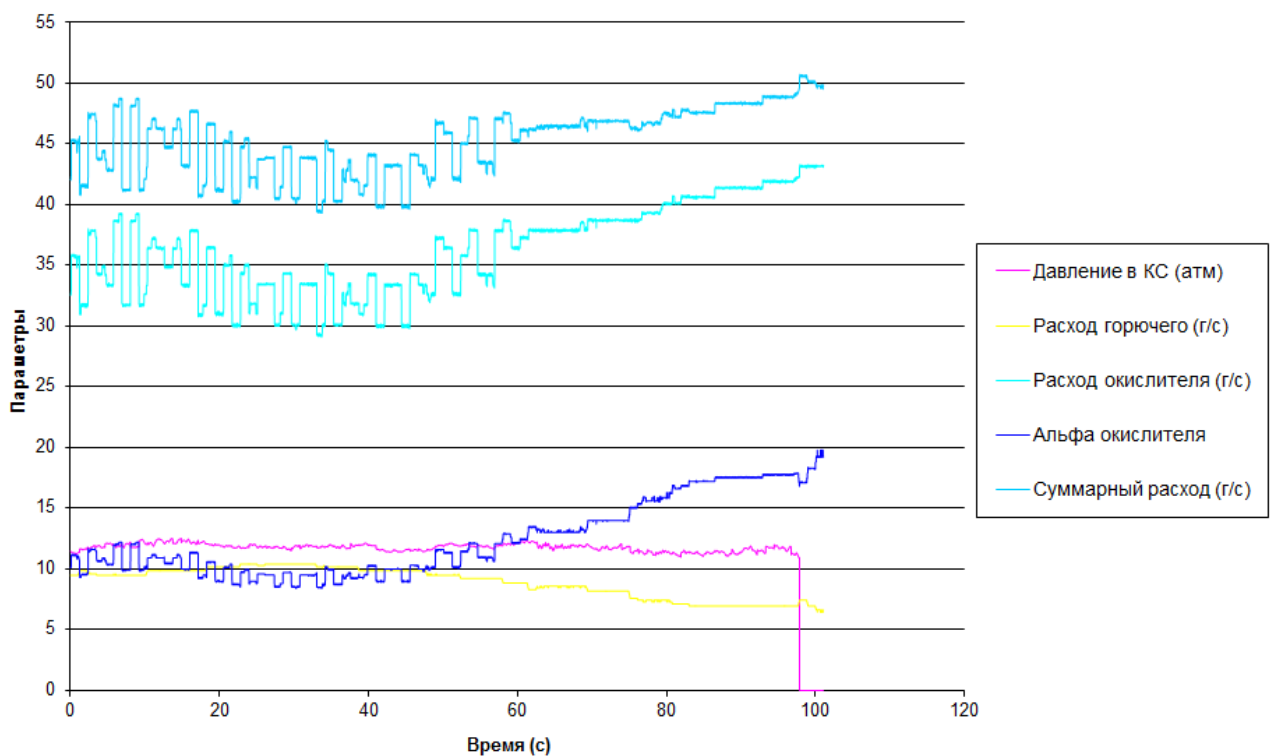


Рисунок 7 – Диаграмма физических параметров

Результаты эксперимента

Номер режима	t , с	L_K см	p_K атм	m_e г/с	m_o г/с	$p_{охл}$ атм	$\alpha_{ок}$	$m_{сум}$ г/с
1	72,176	9,38	11,69	8,17	38,75	5,4	1,4	46,92

Здесь t – время, с;

L_K – длина КС, см;

$p_K, p_{охл}$ – давление в КС, давление охладителя, атм;

$m_e, m_o, m_{сум}$ – расход горючего, окислителя и суммарный расход соответственно, г/с;

$\alpha_{ок}$ – коэффициент избытка окислителя.

Используя результаты эксперимента, определяем действительное значение расходного комплекса

$$\beta_d = 1173,8 \text{ м/с}.$$

Принимая состав дизельного топлива $C_{87}H_{12,6}O_{0,4}$ с теплотворностью $H_u = 10150$ ккал/кг в соответствии с [8], получаем значение полного теплосодержания $I_n = -1294,16 \text{ кДж/кг}$. Проводим термодинамический расчет и получаем $\beta_m = 146,98 \text{ с}$.

Следовательно, полнота давления в камере (импульсный коэффициент камеры) составляет

$$\varphi_\beta = \beta_d / \beta_m = 1173,8 / 1441,87 = 0,814.$$

Выводы

В ходе эксперимента установлена возможность исследования протекания рабочих процессов в КС. Проведена серия предварительных испытаний для изучения процессов в малогабаритной камере ракетного типа с изменяющейся протяженностью КС. В процессе предварительных испытаний определена необходимость доработки экспериментальной установки в части оснащения ее средствами измерения давления и температуры кислорода в целях более полной информативности исследований.

Список использованных источников

1. Ракетные двигатели [Текст] / М. Баррер, А. Жомотт, Б. Ф. Вебек, Ж. Ванденкеркхове. – М. : Гос. научно-техн. изд-во ОБОРОНГИЗ, 1962

2. Синярев, Г.Б. Жидкостные ракетные двигатели [Текст] / Г.Б.Синярев, М.В. Добровольский // Теория и проектирование. – М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1955. – 499 с.
3. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели [Текст] : учеб. для вузов / М.В. Добровольский.- М.: Машиностроение, 1968. – 398 с.
4. Крокко, Л. Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях [Текст] / Луиджи Крокко, Чжен Синь-и. – М. Изд-во иностранной литературы, 1958. – 351 с.
5. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей [Текст] : учеб. для вузов / Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. [и др.]; под ред. В. М. Кудрявцева. – 3-е изд., испр. и доп.– М: Высш. школа, 1983. – 703 с.
6. Пунтус, С. А. Причины протекания процесса горения в ракетных двигателях при различных условиях [Текст] / С. А. Пунтус // Матеріали Всеукраїнської науково-технічної конференції молодих вчених: Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ 2015: тези доп. всеукраїнськ. наук.-техн. конф. – Харьков, 2015.
7. Пунтус, С. А. Рабочие процессы сгорания топлива в ЖРД [Текст] / С. А. Пунтус // Матеріали Всеукраїнської науково-технічної конференції молодих вчених: Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ 2016: тези доп. всеукраїнськ. наук.-техн. конф. – Харьков, 2016. – Т.1. – С. 180
8. Теория ДВС [Текст] / под ред. Н. Х. Дьяченко. – Л. : Машиностроение, 1974. – 552 с.

Поступила в редакцию 12.10.2016.

*Рецензент: канд. техн. наук, проф. Л.Ф. Яльницкий,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*