

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ВЫСОКОТОЧНЫЙ ТЕРМОВАКУУМНЫЙ СТЕНД И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

© 2017

В. В. Рыжков кандидат технических наук, научный руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Ю. Н. Верясов ведущий инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Р. Н. Гальперин старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Ю. И. Гуляев ведущий инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Ю. С. Ивашин кандидат технических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Представлен состав и основные характеристики систем многофункционального высокоточного термовакuumного стенда для огневых испытаний ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на несамовоспламеняющихся компонентах топлива. Вакуумная система обеспечивает начальное разрежение в камере $V = 3 \text{ м}^3$, $p_H = 5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.; топливная система позволяет проводить исследования и испытания РДМТ тягой $P = 5 \dots 500$ Н в непрерывном и импульсном режимах работы. При этом система термостатирования создаёт и поддерживает температуру компонентов на входе в двигатель в диапазоне от -15°C до $+50^\circ\text{C}$, а при проведении исследований по специальным программам термостаты могут обеспечить минимальную температуру газообразных рабочих тел $T_{\text{ex}}^{c.o.} \sim 100 \dots 120$ К. Автоматизированная система управления, сбора, обработки и отображения измерительной информации предназначена для сопровождения исследований и испытаний ракетных двигателей и получения результатов в реальном времени. Измерительная система оснащена высокоточными современными датчиками, позволяющими существенно увеличить точность определяемых параметров РДМТ. Инфракрасная тепловизионная система позволяет оценить тепловое состояние двигателя. Приведены результаты экспериментальных исследований рабочего процесса ракетных двигателей на несамовоспламеняющихся компонентах топлива. Представлена информация о динамических, энергетических параметрах перспективных схем РДМТ на компонентах $\text{H}_2\text{r} + \text{O}_2\text{r}$ и тепловом состоянии конструкции двигателя.

Ракетный двигатель малой тяги; несамовоспламеняющиеся компоненты топлива; многофункциональный высокоточный термовакuumный стенд; системы стенда; испытания; параметры двигателя.

Цитирование: Рыжков В.В., Верясов Ю.Н., Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С. Многофункциональный высокоточный термовакuumный стенд и некоторые результаты огневых испытаний ракетных двигателей малой тяги на несамовоспламеняющихся компонентах топлива // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 111-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-111-126

При создании изделий ракетно-космической техники (РКТ) требуется проведение различного вида земных испытаний с имитацией эксплуатационных условий для определения соответствия основных параметров и характеристик требованиям технического задания в реальных диапазонах изменения режимных и конструктивных факторов [1].

Экспериментальные научные исследования, опытно-конструкторские работы, исследования и испытания по специальным программам и методикам, отработка изделий на различных этапах до настоящего времени являются источником наиболее достоверной информации о работоспособности, параметрах, характеристиках и надёжности жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) и ракетных двигателей малой тяги (РДМТ).

Особенно важен эксперимент для вновь создаваемых двигателей на перспективных топливных композициях.

Существенная особенность ракетных двигателей малой тяги, влияющая на систему управления, систему измерения, алгоритмы обработки экспериментальных данных, регистрацию и отображение измерительной информации, заключается в работе РДМТ в импульсных режимах наряду с непрерывной длительностью $\tau_{вкл} = 0,05 \dots 1000$ с.

Для решения задачи проведения экспериментальных исследований и отработки изделий РКТ создаются специализированные стенды.

Многофункциональный высокоточный термовакуумный стенд НИЦ КЭ Самарского университета предназначен для проведения огневых испытаний ракетных двигателей малой тяги на различных несамовоспламеняющихся компонентах топлива с имитацией условий космического пространства при выполнении научно-исследовательских, опытно-конструкторских и других работ.

Стенд обеспечивает комплекс исследований процессов воспламенения, смесеобразования, теплового состояния двигателя на газообразных и жидких несамовоспламеняющихся компонентах топлива, а также определение динамических, энергетических параметров и характеристик, надёжности РДМТ в непрерывном и импульсном режимах работы с термостатированием компонентов топлива и объектов исследования в широком диапазоне изменения режимных параметров.

Стенд состоит из огневого бокса в двух уровнях для размещения технологического оборудования; пультовой, где расположены средства управления пневмогидравлической системой и объектом исследования; приборной; хранилища газообразных и жидких компонентов топлива и технологических газов.

В боксе размещаются: вакуумная камера объёмом $V = 3$ м³ с рабочим местом для крепления объекта исследования и автономная вакуумная система, обеспечивающие глубину разрежения до $5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.; системы топливоподачи; системы измерения, элементы системы управления пневмогидросистемой (ПГС) стенда и вспомогательные системы.

В пультовой расположены стойки управления технологическими операциями; компьютерная система, обеспечивающая информационное сопровождение проведения испытаний; система управления вакуумными насосами. В приборной размещена вторичная измерительно-регистрирующая аппаратура.

Приведём основные технические характеристики стенда. Количество рабочих мест для испытаний РДМТ – одно. Тяга двигателей – $5 \dots 500$ Н. Режимы работы – непрерывный и импульсный. На стенде предусмотрена работа с использованием жидких углеводородных горючих (керосин, синтин, спирт и др.); газообразных горючих (водород, метан, пропан и др.). В качестве окислителя используются: газообразный кислород, имитатор генераторного газа и др. Давление компонентов топлива на входе в изделие: горючее – $(1,0 \dots 2,5)$ МПа; окислитель – $(2,0 \dots 7,0)$ МПа. Температура компонен-

тов топлива на входе в изделие: горючее, окислитель – $(-15...+35)^\circ\text{C}$; расходы компонентов топлива: горючее – до 0,3 кг/с; окислитель – до 1,2 кг/с.

Вакуумная система с кормовым диффузором обеспечивает безотрывное течение продуктов сгорания в сопле с $\bar{F}_a < 250$ в процессе испытаний.

Имеется возможность регистрации температуры поверхности двигателя при работе в непрерывном режиме.

Стенд включает в себя следующие основные системы: вакуумную, топливную, управления, измерения, термостатирования и вспомогательные. Планировка стенда показана на рис. 1.

Вакуумная система стенда предназначена для имитации эксплуатационных условий работы РДМТ при земных испытаниях в части обеспечения давления окружающей среды.

Вакуумная система стенда – автономная, созданная на базе комплекса УВ-3/2. Объём барокамеры, где размещается объект исследования, составляет $3,0 \text{ м}^3$. Начальное давление в барокамере перед запуском двигателя $5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.

Вакуумная система состоит из стойки управления установкой УВ-3/2, вакуумной камеры, двух агрегатов НВЗ-75Д, насоса 2ДВН-500, вакуумных затворов (9 единиц), вакуумпроводов с внутренним диаметром 100 мм, каналов измерения, градуировки, регистрации давления в вакуумной камере (системе). Камера соединена с вытяжной вентиляцией и с системой эвакуации продуктов сгорания.

Форвакуумная откачка камеры осуществляется механическими вакуумными агрегатами НВЗ-75Д до давления 1 мм рт. ст. Затем подключается двухроторный насос 2ДВН-500 и продолжается откачка до начального рабочего давления – $5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.

При необходимости получения более глубокого вакуума в вакуумной камере в систему может быть включён высоковакуумный агрегат или бустерный насос типа 2 НВБМ-160 (250).

Расширение возможностей вакуумной системы стенда может быть несложно достигнуто путём подсоединения к централизованному вакуумному комплексу, который располагает более мощными насосами типа НВЗ-300 и 2ДВН-1500, что позволит существенно сократить время достижения заданного начального давления в камере, а также увеличить скорость эвакуации продуктов сгорания из вакуумной камеры и, таким образом, время работы РДМТ в непрерывных режимах. Этой же цели способствует применение в вакуумной системе кормовых диффузоров [2].

Топливная система стенда позволяет вести установку давления компонентов на входе в РДМТ в диапазоне от 1,0 до 5,0 МПа и поддержание этого давления при работе двигателя с точностью ± 50 кПа.

Система термостатирования создаёт и поддерживает температуру компонентов топлива на входе в РДМТ в диапазоне от -15 до $+50$ $^\circ\text{C}$. В случае проведения исследований по специальным программам термостаты могут обеспечить минимальную температуру газообразных рабочих тел $T_{\text{ex}}^{\text{г.о.}} \sim 100...120$ К.

Топливная система стенда позволяет вести подготовку газообразного окислителя с заданным соотношением ингредиентов (имитация газогенераторного газа) и подачу его в двигатель; подготовку жидкого горючего с заданной степенью газонасыщения путём деаэрации растворенного в жидкости газа (азота) и замещения его гелием с целью имитации эксплуатационных условий и проведения исследований, например, процесса воспламенения в условиях, приближённых к реальным.

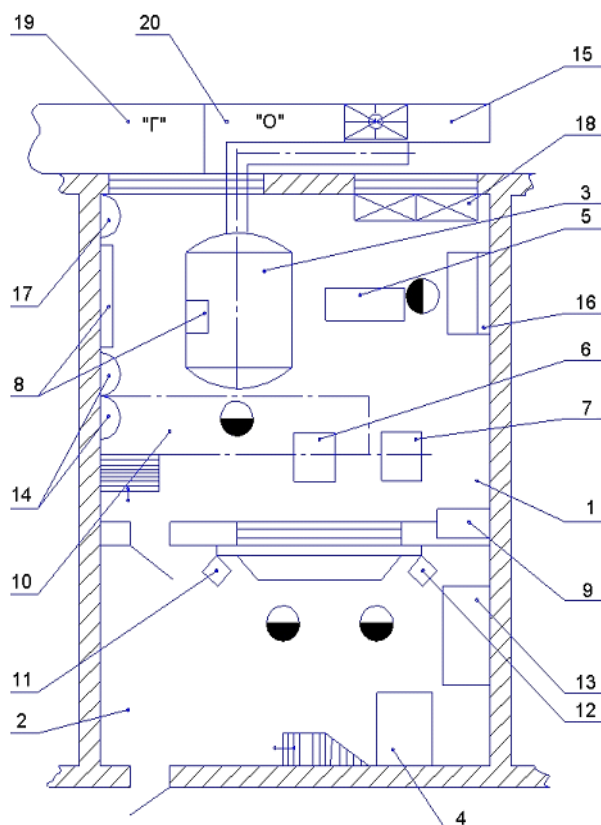


Рис. 1. Планировка основных систем стенда:

1 – огневого бокса ($S \sim 32 \text{ м}^2$); 2 – пультовая ($S \sim 14 \text{ м}^2$); 3 – вакуумная камера ($V = 3 \text{ м}^3$); 4 – стойка управления элементами вакуумной системы; 5, 6, 7, – вакуумные насосы (НВЗ-75 и 2ДВН-500); 8 – элементы системы подачи «О»; 9 – топливный шкаф системы «Г»; 10 – площадка обслуживания вакуумной камеры; 11 – автоматизированная система управления, сбора, обработки и отображения измерительной информации; 12, 13 – пневмопульты управления ПГС стенда; 14 – система пожаротушения; 15 – система вытяжной вентиляции; 16 – вспомогательное рабочее место; 17 – система водоснабжения; 18 – площадка обслуживания водородной системы; 19 – хранилище «Г»; 20 – хранилище «О».

Расход газообразных и жидких несамовоспламеняющихся компонентов топлива в непрерывном режиме работы РДМТ измеряется с помощью массового кориолисова расходомера.

Расход рабочих тел для технологических операций измеряется массовыми термодифференциальными расходомерами.

Топливную систему стенда удобно разбить на две составляющие: системы окислителя и горючего. Фрагмент топливной системы (система окислителя) представлен на рис. 2.

Аналогичным образом организована и система газообразного горючего.

Отличительной особенностью топливной системы на газообразных рабочих телах является наличие в её составе мерных ёмкостей различного объёма, которые образуют комплекс измерения расхода испытуемого двигателя «Импульс».

Система жидкого горючего включает в себя подсистемы: наддува и поддержания заданного давления в ёмкости горючего в процессе испытаний изделия, заправки и дренажа системы; деаэрации растворённого в жидкости газа (азота) и замещения его гелием, контроля газонасыщения горючего; измерения расхода жидкого горючего в непрерывном и импульсном режимах работы; пускового участка горючего с обеспечением параметров объективности исследуемого изделия.

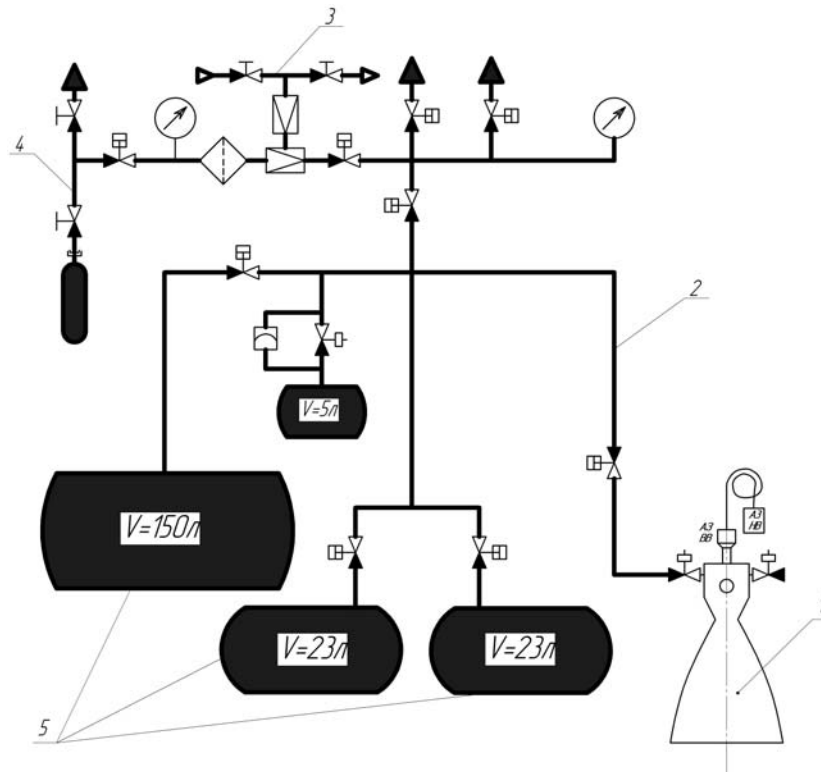


Рис. 2. Система окислителя термовакuumного стенда:

1 – объект исследования; 2 – пусковой участок с расходомерами и датчиками измерения давления и температуры на входе в изделие; 3 – система питания электропневмоклапанов воздухом высокого давления; 4 – система хранения окислителя; 5 – система измерения расхода газообразного рабочего тела в импульсном режиме работы изделия

Система управления стенда обеспечивает время работы двигателя в диапазоне $\tau_{\text{вкл}} = 5 \cdot 10^{-2} \dots 10^3$ с в непрерывном режиме работы и в режиме одиночных включений, работу РДМТ с частотой до 20 Гц в импульсном режиме и управление элементами ПГС стенда.

Функции управления осуществляет компьютерная система. Автоматизированная компьютерная система [3] термовакuumного стенда при подготовке и в процессе испытаний предназначена для выполнения следующих операций: управление работой РДМТ по заданной циклограмме (программе испытаний); управление пневмогидравлической системой стенда; проведение градуировок измерительных каналов тяги, давлений, расходов, температур; измерение требуемых по программе испытаний параметров РДМТ; сбор информации с измерительных каналов стенда при проведении испытаний; хранение информации в компьютере; обработка результатов измерений по специальным алгоритмам и программам на компьютере автоматизированной системы; отображение результатов испытаний в виде протоколов, графиков и таблиц; формирование и ведение баз данных экспериментальных РДМТ.

Система обеспечивает следующие технические характеристики:

- регистрацию до 20 аналоговых сигналов в диапазонах $-5 \dots 5$ В;
- регистрацию до 32 дискретных сигналов с характеристиками: «0» $-1 \dots 5$ В, «1» $-10 \dots 15$ В;
- формирование до 48 управляющих дискретных сигналов в диапазоне $0 \dots +30$ В;
- частоту опроса измерительных каналов в среднем до 25 кГц/канал (до 200 кГц/канал);
- регистрацию до 50 значений температуры изделия, компонентов и т.д.;
- дискретность отсчёта времени до 0,1 мс.

Принципиально компьютерная база позволяет расширить возможности автоматизированной системы путём установки (замены) дополнительных блоков (адаптеров ввода-вывода, релейных и бесконтактных плат управления и др.). В состав системы включены имитатор сигналов, позволяющий производить оперативное тестирование.

Программное обеспечение позволяет:

- проведение градуировок аналоговых каналов, обработку результатов градуировок, оценку погрешностей градуировок;
- задание режимов работы двигателя и переменных для обработки результатов экспериментов;
- управление работой двигателя по заданной программе, ПГС стенда, элементами измерительных систем;
- сбор, обработку и отображение информации о параметрах двигателя в реальном времени;
- создание баз экспериментальных данных, цифровых портретов изделий.

Система измерения стенда представляет собой совокупность измерительных каналов и предназначена для независимого измерения основных параметров РДМТ в процессе испытания. Измерение давления окислителя и горючего на входе в двигатель и давления рабочего тела в камере сгорания осуществляется датчиками давления, в том числе Wika S10 различного номинала с погрешностью не выше 0,25 %; температура компонентов топлива на входе в объект исследования измеряется термопарами группы ХК, а также преобразователями температуры Wika TR-30 с визуализацией показаний давления и температуры на электронных измерителях-регуляторах типа ТРМ 200 и регистрацией показаний в компьютерной автоматизированной системе стенда.

Для измерения быстропеременных давлений в камерах сгорания изделий и топливных магистралях, особенно при работе двигателей в импульсных режимах, в настоящее время предлагается достаточно большое количество различных датчиков давления, но сведения о динамических параметрах производители, как правило, не представляют. Поэтому информация о таких характеристиках датчиков может представлять интерес для специалистов в области испытаний ракетных двигателей малой тяги.

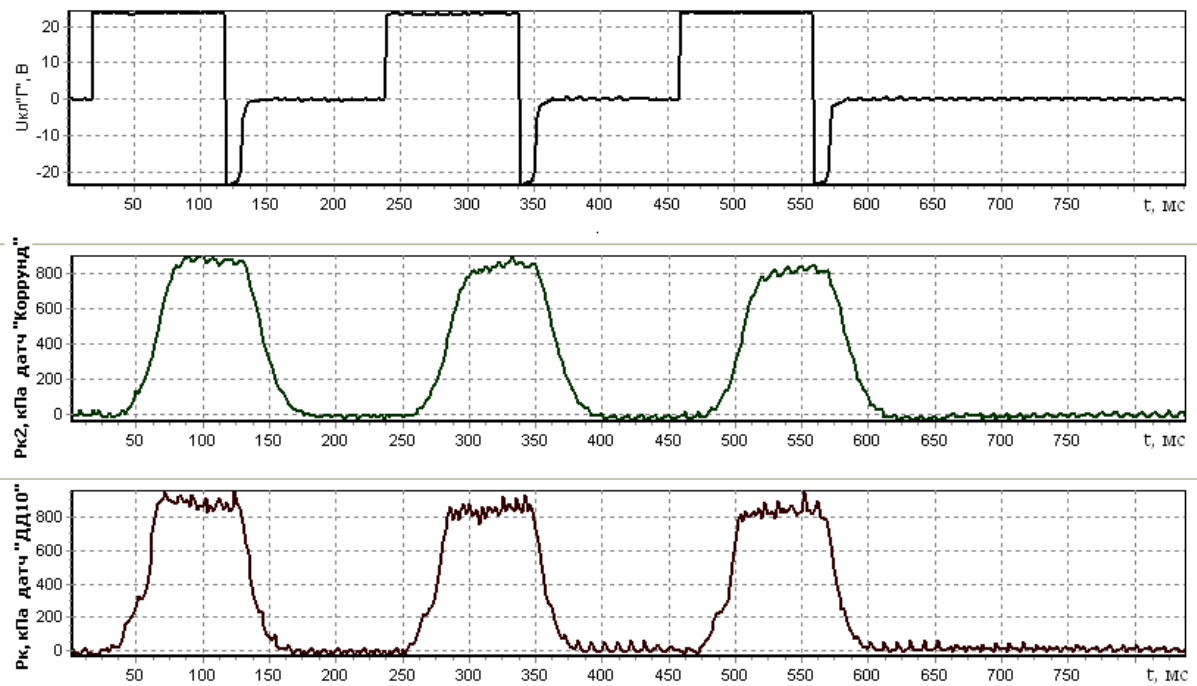
На рис. 3 представлены результаты сравнительных испытаний некоторых типов датчиков в составе экспериментальных РДМТ при работе последних в импульсном режиме на базе каналов P_k .

В качестве опорного (эталонного) принят сигнал с известного датчика давления типа ДД-10 с комплектом вторичной аппаратуры 4 АНЧ-22.

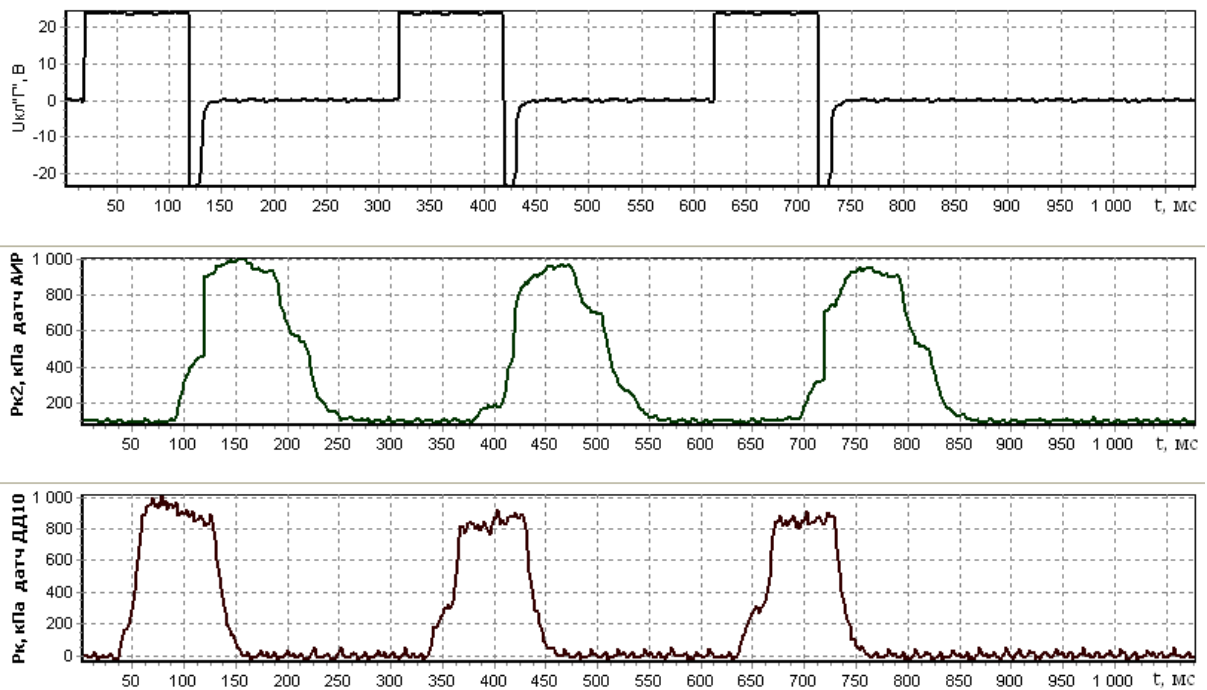
Не обсуждая особенности исследуемых типов датчиков давления, отметим, что по динамическим параметрам при работе двигателей в импульсном режиме требованиям к измерениям давления отвечают датчики типа «Honeywell» и «Wika» (S-10), которые не уступают эталонному ДД-10.

С точки зрения влияния на мембрану датчика давления высокотемпературных продуктов сгорания при организации измерений в камере РДМТ следует отметить, что в настоящее время отсутствуют средства измерения, рассчитанные на температуру рабочих тел порядка $t \sim 2500^\circ\text{C}$ (существуют датчики с температурой порядка 200°C и 500°C). Поэтому альтернативы системе измерения давления с охлаждаемым корпусом для датчика давления пока не существует.

Но переход при испытаниях РДМТ на высокоточные датчики измерения давлений P_k и $P_{ex}^{z.o.}$ увеличит точность определения параметров как прямых, так и косвенных измерений до величины не более 0,25%, что собственно подтверждается при градуировке соответствующих каналов измерений.



а



б

Рис. 3. Результаты сравнительных испытаний зависимостей давления от времени в камере сгорания, полученных различными датчиками давления: а – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «АИР» и «ДД-10»; б – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «Корунд» и «ДД-10» (см. также с. 174)

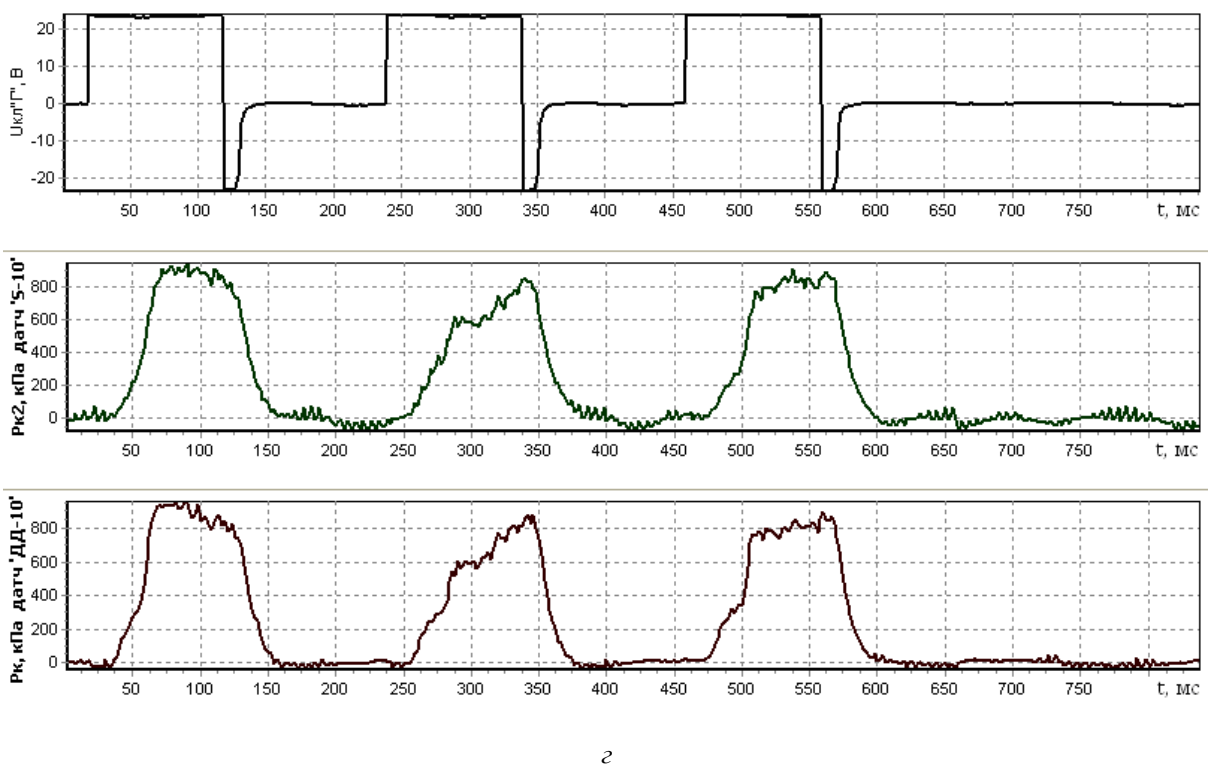
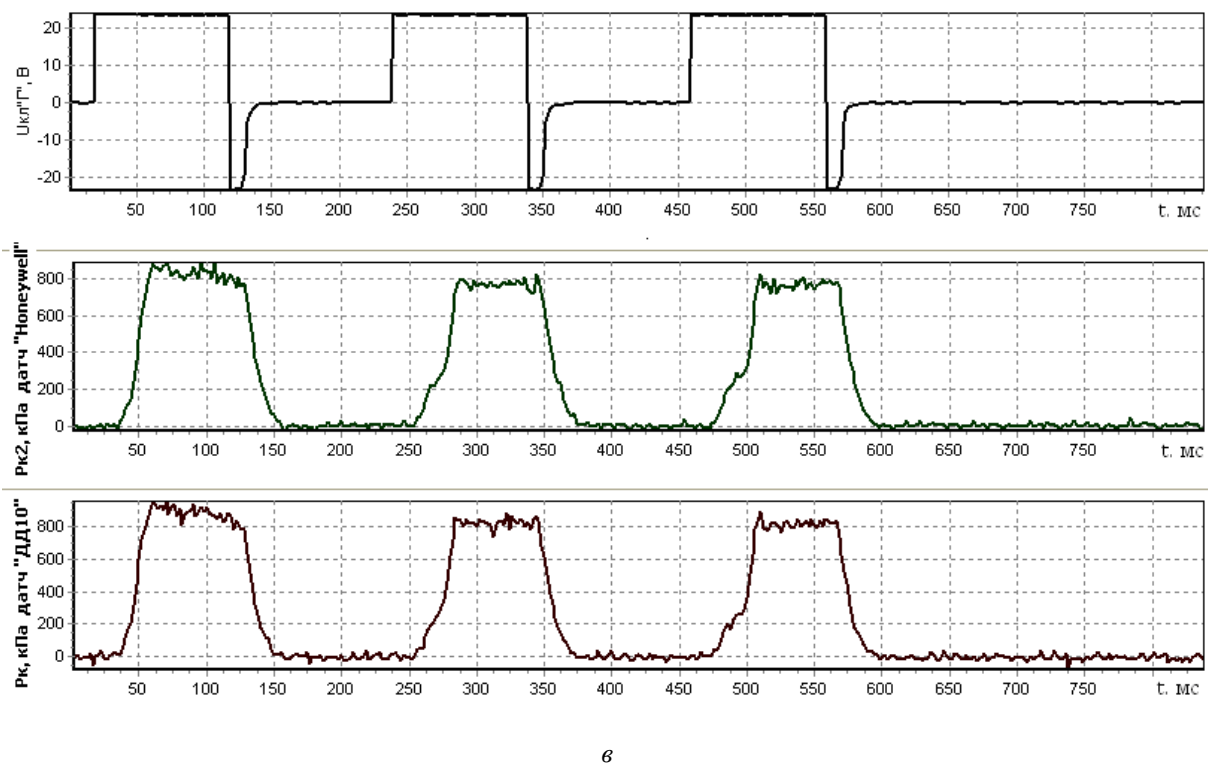


Рис. 3. Окончание:

в – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «Honeywell» и «ДД-10»;
г – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «S-10» и «ДД-10»

Для измерения основного параметра двигателя – тяги РДМТ – используется специальное силоизмерительное устройство, разработанное на базе тензодатчиков типа ВВА-SS различного номинала и точностью не ниже $\pm 0,75\%$.

Силоизмерительное устройство располагается на рабочем столе в вакуумной камере и позволяет проводить испытания объекта в непрерывном режиме работы в вертикальном и горизонтальном положениях.

Сигнал с тензодатчиков визуализируется на дисплее весового терминала WCC, а его предварительный анализ производится с помощью многофункционального графического весового контроллера WLF-100.

Для измерения тяги в импульсном режиме работы используется специально спроектированная балка с собственной частотой порядка 500 Гц и триангуляционный оптический лазерный датчик перемещения РФ 603 с собственной погрешностью $\pm 0,25\%$. Совокупная погрешность измерения по предварительным оценкам составляет в непрерывном режиме $\pm 1,0\%$, в импульсном $\pm 2,0\%$.

Силоизмерительное устройство спроектировано с возможностью проводить испытания РДМТ разных тяг, которые могут иметь различные конструкции смесительной головки и узлы крепления, при этом расположить измерительный датчик (ВВА-5) по оси камеры двигателя не представляется возможным. Сила, создаваемая РДМТ, передаётся на измерительный датчик через передаточную балку. Конструктивно заложено, что сила, приложенная к датчику, в два раза меньше силы, развиваемой РДМТ.

На рис. 4 представлена схема расположения датчиков ВВА-5 в системе измерения тяг. Разработанная конструкция тягоизмерительного устройства предполагает некоторые технологические операции перед его эксплуатацией.

Перед установкой датчиков в силоизмерительное устройство производится их градуировка с помощью грузов известной массы с записью сигналов в компьютерную систему и определением градуировочных зависимостей.

После градуировки оба датчика устанавливаются на рабочие места. Для учёта конструктивных и режимных факторов после сборки устройства производится определение корректирующего градуировочного коэффициента для измерительного датчика как отношение сигналов с задающего и измерительного датчиков.

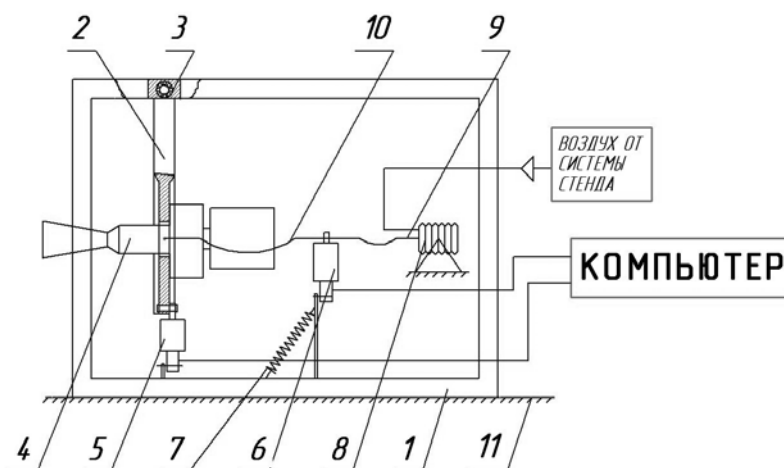


Рис. 4. Схема силоизмерительного устройства:

1 – рама установки; 2 – передаточная балка; 3 – узел подвеса; 4 – ЖРДМТ; 5 – измерительный датчик весоизмерительный тензорезисторный типа ВВА-5; 6 – задающий датчик типа ВВА-5; 7 – пружина; 8 – силосоздающее устройство; 9 – нить передающая; 10 – нить соединительная; 11 – рабочий стол вакуумной камеры

После определения корректирующего коэффициента измерительного датчика устройство приводят в рабочее состояние: прекращается подача рабочего тела в силозадающее устройство, ослабляется передающая нить, снимается пружина и разъединяется силовая связь между датчиками.

Расход газообразных и жидких несамовоспламеняющихся компонентов топлива в непрерывном режиме работы РДМТ измеряется с помощью массового кориолисова расходомера КЕМ (измерительный элемент КСМ 0300, преобразователь КСЕ-800), точность измерений составляет $\pm 0,5\%$.

Не проводя детального анализа работы расходомеров, отметим лишь следующие результаты. Величина расхода жидкости и газа, полученная стендовыми расходомерами, достаточно достоверно подтверждается контрольными средствами измерения при работе в непрерывных режимах работы.

При работе изделий в импульсных режимах использовать кориолисовы расходомеры не представляется возможным, поскольку имеет место задержка записи сигнала расходомера от момента подачи команды на клапаны двигателя: для газа 0,4 с, для жидкости 1,2 с.

В связи с этим остаётся актуальным вопрос об измерении расходов газа и жидкости в импульсных режимах работы РДМТ.

Для измерения расхода газообразных рабочих тел при испытаниях, расхода газов для технологических целей, включая градуировку систем измерений в импульсных режимах, для технологических пусков на стенде используется термодифференциальные массовые расходомеры THERMATEL TA-2 по водородной и кислородной линиям. Расходомер выполняет измерения массового расхода, используя принцип определения теплоотвода от нагретой поверхности.

Поскольку динамические параметры используемых массовых расходомеров не позволяют применять их в импульсных режимах работы, то для обеспечения измерения газообразных рабочих тел в процессе испытаний РДМТ в режиме одиночных включений и в импульсном режиме разработана и создана специальная система «Импульс», элементы которой показаны на рис. 2.

Работа системы заключается в следующем. Перед испытанием расходная и эталонная ёмкости заполняются до давления подачи, которое контролируется датчиками $P_{ex}^{z.o.}$. Датчик перепада давления при этом показывает нулевое значение.

Перед выработкой газообразного компонента из расходной ёмкости (ёмкостей) эталонная ёмкость изолируется от системы с помощью соответствующего электропневмоклапана. После останова двигателя и выдержки определённой паузы датчик перепада давления зафиксировывает величину ΔP . Информация от датчика записывается и обрабатывается компьютерной системой, а массовый расход определяется по соотношению:

$$\dot{m} = (\Delta P V) / (RT),$$

где R – газовая постоянная; ΔP – перепад давления, фиксируемый датчиком перепада; V – объём расходных баков, определённый с помощью градуировок; T – температура в К.

Результаты сравнительных измерений массового расхода газообразного топлива с помощью датчика расхода и системы «Импульс» согласуются с точностью не хуже 1,5%.

Для решения проблем измерения расхода жидких компонентов топлива в режиме одиночных включений и импульсных режимов работы РДМТ на стенде функционирует система, схема которой представлена на рис. 5.

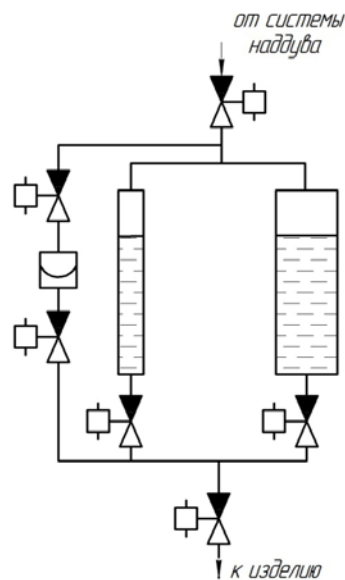


Рис. 5. Схема расходомера для жидких компонентов при работе РДМТ в импульсных режимах

Перед испытанием двигателя в системе обеспечивается наддув до давления подачи жидкого компонента в изделие, при этом используется единичная ёмкость или совокупность ёмкостей в зависимости от величины расхода компонента. Датчик перепада давления показывает нулевое значение. После завершения импульса тяги датчик перепада регистрирует величину перепада, соответствующую израсходованному топливу. С учётом градуировочной характеристики $\dot{m} = f(\Delta P)$ определяется массовый расход жидкого компонента за единичное включение двигателя, при серии импульсов по специальной методике общий измеренный расход раскладывается на каждый импульс.

В качестве датчиков перепада давления в системах измерения расхода газообразных и жидких рабочих тел использован датчик, имеющий следующие основные технические характеристики:

- марка датчика – ДМД-331-А-5;
- назначение датчика – измерение перепада давления;
- измеряемый перепад давления – 250 кПа, 100 кПа, 25 кПа, 10 кПа.

При создании ракетных двигателей малой тяги одной из ключевых проблем является отработка теплового состояния двигателя – обеспечение соответствия максимальной и допустимой температуры стенки двигателя, определяемой свойствами используемого конструкционного материала.

Как правило, заключительный этап этой работы проводится на стадии экспериментальной отработки РДМТ, когда необходимо получить информацию о температурных полях двигателей с учётом всех мероприятий, направленных на обеспечение теплового состояния конструкции. До недавнего времени для решения этой задачи использовались специальные термодатчики – локальные контактные средства измерения. В связи с применением в ЖРДМТ современных конструкционных материалов, таких как молибден, ниобий, рений и сплавов на их основе с покрытием, возникает потребность в освоении бесконтактных способов определения теплового состояния двигате-

лей. Перспективными устройствами для этих целей являются инфракрасные тепловизионные системы [4; 5].

К основным параметрам, характеризующим тепловизионную систему, можно отнести следующие:

- диапазон температур тепловизора;
- температурная чувствительность;
- частота обновления кадров;
- матрица тепловизора;
- функция определения минимальной (максимальной) температуры объекта;
- наличие в тепловизоре встроенной цифровой камеры.

Используемая на стенде инфракрасная тепловизионная система FLIR SC7700M применяется для широкого спектра научных задач, для которых важны высокие технические характеристики, такие как температурный диапазон: $-20...+2500^{\circ}\text{C}$, спектральный диапазон: $3...5$ мкм, температурная чувствительность не хуже 18 мК, разрешение изображения $640 \times 512 / 14$ бит, максимальная частота обновления кадров не менее 100 Гц (с возможностью увеличения до 3000 Гц). Термографический анализ ведётся с помощью специального программного обеспечения «Альтаир».

Программа обеспечивает возможность просмотра последовательности изображений в режиме реального времени и сохранения их со скоростью до 2000 кадров в секунду. В сочетании с другими компонентами программного обеспечения она может использоваться для управления режимом съёмки. Измеряются следующие величины: температура, яркость, тепловой поток.

В процессе исследований и испытаний РДМТ решаются следующие задачи, основанные на функциональных характеристиках инфракрасной тепловизионной системы:

- выявление и локализация зон с максимальной температурой поверхности и оценка её величины;
- локализация интересующей области и запись изменения температуры в её границах;
- определение температуры изделия по заданным сечениям, направлениям, пространственным координатам и др.

Давление разрежения в вакуумной камере (системе) является важным параметром при исследованиях и испытаниях РДМТ, поскольку он кроме прямого назначения, используемого для контроля условий и сравнения его с заданными значениями при испытаниях, применяется также при определении величины пустотной тяги двигателя.

Измерение давления разрежения в вакуумной камере (системе) на стенде осуществляется с помощью датчиков типа ИКД-6ТДа или CVG-101GBNW16 с регистрацией их показаний в компьютерной системе и на дисплее преобразователя датчика.

Перед испытаниями проводится индивидуальная градуировка датчика. Опорный вакуум при этом создается вакуумным насосом типа НВЗ-431 и контролируется лампой ПМТ-2 с регистрацией показаний на ионизационно-термопарном вакуумметре и в компьютерной системе.

В работе объектами исследования являются экспериментальные образцы РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе тягой $P \sim 25$ Н и $P \sim 100$ Н, в которых воспламенение компонентов топлива организовано в разрядной полости свечи зажигания (аналог форкамерного воспламенения). Схема смесеобразования двигателей характеризуется взаимодействием закрученных коаксиальных потоков горючего и окислителя. В РДМТ $P \sim 25$ Н применена однокаскадная схема, РДМТ $P \sim 100$ Н выполнен в виде двух каскадов (при этом реализуется высокотурбулентный поток, способствующий эффективному смешению горючего и окислителя в ограниченном объёме камеры сгорания).

Охлаждение камеры двигателя $P \sim 25$ Н организовано с помощью газовой завесы горючего от смесительной головки и применением высокотемпературного конструкционного материала, из которого выполнена камера сгорания и сопло. В РДМТ $P \sim 100$ Н дополнительно организована дозвуковая завеса горючего, расположенная в конце цилиндрического участка камеры сгорания, но при этом в качестве конструкционного материала использован материал с более низкой допустимой температурой.

Кроме количественных данных, полученных при исследовании динамических параметров РДМТ, следует отметить, что процесс воспламенения кислородно-водородного топлива в двигателях можно характеризовать как стабильный (отказов зажигания при выполнении программы испытаний зарегистрировано не было).

В то же время значения задержки воспламенения τ_{ze} , полученные в ходе исследования на уровне 5...9 мс для РДМТ $P \sim 25$ Н и 10...11 мс – для двигателя $P \sim 100$ Н, следует признать завышенными при использовании кислородно-водородной топливной композиции (энергия, генерируемая агрегатом зажигания, составляет 20 мДж).

При исследовании РДМТ $P \sim 25$ Н достигнуты следующие энергетические параметры двигателя: расходный комплекс β изменяется в пределах 2180...2210 м/с; тяговый комплекс K_p изменяется в пределах 1,77...1,80; удельный импульс тяги I_y^u изменяется в пределах 3870...3970 м/с. Отметим, что приведённая длина камеры сгорания РДМТ составляет $L_* = 0,55$ м, а геометрическая степень расширения сопла $\bar{F}_a = 45$.

Совершенство рабочего процесса, оцениваемое коэффициентом полноты удельного импульса тяги, соответствует уровню $\varphi_l = 0,83$.

Исследование РДМТ $P \sim 100$ Н проведено при изменении массового соотношения компонентов топлива k_m от 4,0 до 10,0 при практически неизменном суммарном массовом расходе топлива.

Получено, что значение расходного комплекса β изменяется в диапазоне 2021...2197 м/с. Максимальное экспериментальное значение расходного комплекса при $\alpha_{ок} \sim 0,83$ составило $\beta = 2197$ м/с. Тяговый комплекс K_p зарегистрирован в пределах 1,75...1,81, а удельный импульс тяги I_y^u варьировался в пределах 3532...3855 м/с ($\bar{F}_c \sim 50$) и 3753...4100 м/с ($\bar{F}_c \sim 250$). Максимальное значение удельного импульса тяги в пустоте $I_y^u = 3855$ м/с ($I_y^u = 4100$ м/с) при коэффициенте избытка окислителя $\alpha_{ок} = 0,83$ ($k_m = 6,67$).

Важными являются результаты исследования теплового состояния ракетных двигателей малой тяги, полученные с помощью инфракрасной тепловизионной системы.

При длительности включения двигателя $P \sim 25$ Н порядка 100 с зарегистрирована максимальная температура стенки $t_{max} = 1045^\circ\text{C}$. Этот уровень температуры ниже, чем допустимая температура стенки камеры ($t_{cm}^{don} \sim 1400^\circ\text{C}$).

Зависимость максимальной температуры наружной поверхности от времени для РДМТ $P \sim 100$ Н представлена на рис. 6.

Получено, что максимальная температура наружной стенки стабилизируется на уровне 825°C и далее не изменяется. Это означает, что двигатель РДМТ $P \sim 100$ Н вышел на установившийся тепловой режим и прогнозируются колебания температуры при более длительной работе на уровне максимальной измеренной температуры конструкции.

Таким образом, с применением высокоточных и высокодинамичных средств измерения и автоматизированной системы управления, сбора и отображения измерительной информации в реальном времени показано, что разработанный стенд позволяет

проводить комплекс исследований рабочих процессов РДМТ на газообразных и газожидкостных несамовоспламеняющихся топливах, а именно: определять динамические, энергетические параметры и характеристики РДМТ, его тепловое состояние в непрерывном и импульсном режимах работы в эксплуатационных условиях с термостатированием компонентов топлива и объекта исследования в широком диапазоне изменения режимных параметров.

В результате экспериментальных исследований в обеспечение создания кислородно-водородных РДМТ $P \sim 25$ Н и $P \sim 100$ Н прошли апробацию два конструктивных варианта РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе.

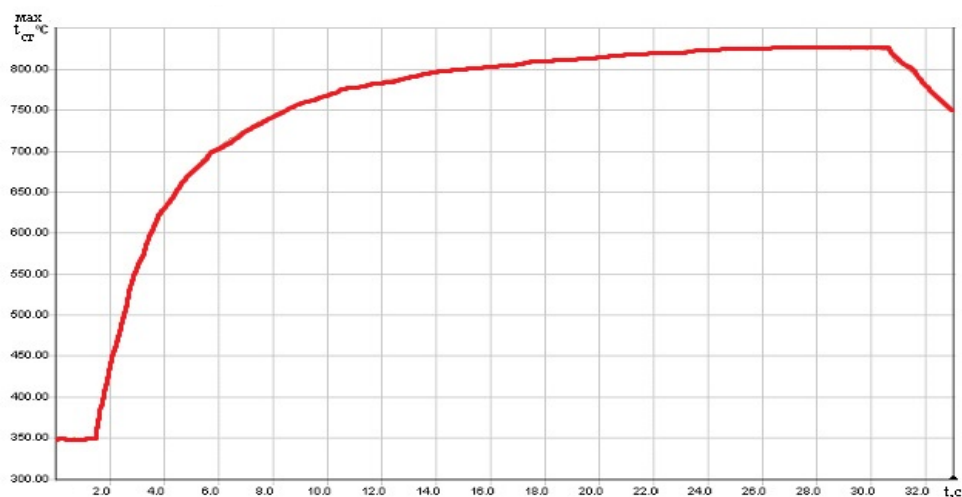


Рис. 6. Зависимость максимальной температуры наружной поверхности кислородно-водородного РДМТ $P \sim 100$ Н

На разработанных ракетных двигателях малой тяги получены: приемлемые динамические параметры, в том числе задержка воспламенения газообразного кислородно-водородного топлива; энергетические параметры, включая удельный импульс тяги двигателей, при эксплуатационных значениях массового соотношения компонентов топлива, близких к оптимальным значениям приведённой длины камеры сгорания и геометрической степени расширения сопла Лавала, достигают достаточно высокого уровня; максимальные температуры наружной поверхности стенки камеры двигателей не превышают значений допустимой температуры стенки для применённых конструктивных материалов.

Библиографический список

1. ГОСТ Р 56463-2015. Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Общие требования к изготовлению, испытаниям и контролю качества при поставках в эксплуатацию. М.: Стандартинформ, 2015. 41 с.
2. Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.С. Экспериментальное исследование эффективности применения кормовых диффузоров в вакуумных системах стенда для высотных огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 205-206.
3. Рыжков В.В., Ивашин Ю.С., Ивашин А.Ю., Петрунин Э.Ю. Автоматизированная система управления и информационного обеспечения исследований жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Материалы докладов международной научно-

технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2003. С. 39-44.

4. Вавилов В.П., Климов А.Г. Тепловизоры и их применения. М.: Интел универсал, 2002. 87 с.

5. Рыжков В.В., Силютин М.В. О возможности исследования теплового состояния ЖРДМТ с помощью инфракрасной тепловизионной системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 3 (27), ч. 3. С. 349-356.

MULTI-PURPOSE HIGH-PRECISION THERMAL VACUUM TESTING BENCH AND SOME RESULTS OF FIRING TESTS OF NON-HYPERGOLIC LOW-THRUST ROCKET ENGINES

©2017

- V. V. Ryzhkov** Candidate of Science (Engineering), Director of Sciences, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- Yu. N. Verjasov** Leading engineer, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- R. N. Galperin** senior research fellow, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- Yu. I. Gulyaev** Leading engineer, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- Yu. S. Ivashin** Candidate of Science (Engineering), senior research fellow, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru

The article presents the structure and the main characteristics of systems of a multi-purpose thermal high-precision testing bench for firing tests of non-hypergolic low-thrust rocket engines (LTRE). The vacuum system provides the initial vacuum in the chamber $V = 3 \text{ m}^3$, $p_H = 5 \cdot 10^{-2} \text{ mm Hg}$; the fuel system makes it possible to conduct research and tests of LTRE with the thrust $P = 5...500 \text{ N}$ in continuous and pulse modes of operation. The thermal conditioning system creates and maintains the temperature of the fuel components in the range from -15 to $+50^\circ\text{C}$ at the inlet of the engine. The thermostats ensure a minimum temperature of gaseous working fluids $\sim 100...120 \text{ K}$ during tests conducted according to special programs. An automatic system of control, acquisition, handling and displaying of the measurement information is intended to support research and testing of rocket engines and to obtain real-time results. The measuring system is equipped with high-precision sensors that significantly increase the accuracy of the LTRE parameters to be determined. An infrared thermal imaging system makes it possible to assess the thermal state of the engine. The results of experimental research of the work process of non-hypergolic rocket engines are presented. We also present information on the dynamic and energy parameters of promising schemes of LTRE using the components $\text{H}_2 + \text{O}_2$, and on the thermal condition of the engine structure.

Low-thrust rocket engine; non-hypergolic propellant components; multi-purpose high-precision thermal vacuum bench; bench system; tests; engine parameters.

Citation: Ryzhkov V.V., Verjasov Yu.N., Galperin R.N., Gulyaev Yu. I., Ivashin Yu.S. Multi-purpose high-precision thermal vacuum testing bench and somerresults of firing tests of non-hypergolic low-thrust rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 111-126.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-111-126

References

1. GOST R 56463-2015. Liquid-propellant rocket engines of small thrust. Production, tests and quality assurance general requirements under in-service delivery. Moscow: Standartinform Publ., 2015. 41 p. (In Russ.)
2. Galperin R.N., Gulyaev Y.I., Ivashin Y.S., Nigodjuk V.E., Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Experimental effectiveness analysis of exhaust diffusers in vacuum systems stand for high-altitude firing tests of liquid rocket engines with small thrust. *Materialy докладov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara National Research University Publ., 2016. P. 205-206. (In Russ.)
3. Ryzhkov V.V., Ivashin Yu.S., Ivashin A.Yu., Petrunin E.Yu. Avtomatizirovannaya Sistema upravleniya i informatsionnogo obespecheniya issledovaniy zhidkostnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi. *Materialy докладov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. P. 39-44. (In Russ.)
4. Vavilov V.P., Klimov A.G. *Teplovizory i ikh primeneniya* [Infrared imagers and their applications]. Moscow: Intel Universal Publ., 2002. 87 p.
5. Ryzhkov V.V., Silutin M.V. Research of the possibility of thermal conditions lrest using an infrared thermal imaging system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3 (27), part 3. P. 349-356. (In Russ.)