

УДК 621.453

## НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

© 2014 Ю.И. Агеенко<sup>2</sup>, Е.А. Лапшин<sup>1</sup>, И.И. Морозов<sup>1</sup>, И.В. Пегин<sup>2</sup>, В.В. Рыжков<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)  
<sup>2</sup>«КБХиммаш им. А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв Московской области

В статье представлены результаты экспериментального исследования параметров и теплового состояния экспериментальных образцов ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на газообразном кислородно-водородном топливе тягой 25 Н и 100 Н. В экспериментальных образцах РДМТ тягой 25 Н и 100 Н воспламенение компонентов топлива организовано в разрядной полости свечи зажигания. Схема смесеобразования двигателей характеризуется взаимодействием закрученных коаксиальных потоков горючего и окислителя, выполненных в виде двух каскадов. При этом реализуется высокотурбулентный поток, способствующий эффективному смешению горючего и окислителя в ограниченном объёме камеры сгорания. Охлаждение камеры двигателя тягой 25 Н организовано с помощью газовой завесы горючего от смесительной головки и применением высокотемпературного конструкционного материала - боросилицированного графита, из которого выполнены камера сгорания и сопло. В РДМТ тягой 100Н дополнительно организована дозвуковая завеса горючего, расположенная в конце цилиндрического участка камеры сгорания, но при этом в качестве конструкционного материала использована нержавеющая сталь типа 12Х18Н10Т. В результате экспериментальных исследований прошли апробацию два конструктивных варианта организации процесса воспламенения, оценена эффективность схемы смесеобразования газообразных водорода и кислорода. При этом достигнуты следующие значения удельного импульса тяги двигателей: для РДМТ тягой 25Н с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 45 - 3846$  м/с; для РДМТ тягой 100Н с  $\bar{F}_a = 45$  и  $\bar{F}_a = 250$  - соответственно 3855 м/с и 4100 м/с. С точки зрения обеспечения теплового состояния конструкции РДМТ на исследуемых компонентах топлива перспективным является применение новых конструкционных материалов типа керамик, материалов на основе графита с отработкой технологий их получения, а также сопряжения со смесительной головкой, выполненной, как правило, из нержавеющей стали. Использование камеры РДМТ тягой 25Н из боросилицированного графита позволило при испытаниях двигателя длительностью 100 с получить максимальную температуру наружной поверхности камеры на уровне 1045 °С.

*Ракетный двигатель малой тяги, газообразное кислородно-водородное топливо, облик РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе, термовакуумный стенд, системы измерения, динамические, энергетические параметры, тепловое состояние конструкции.*

Важнейшей составной частью космических аппаратов (КА) различного целевого назначения и разгонных блоков (РБ) является система управления (для РБ система ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя), включающая двигательные установки с ЖРДМТ в качестве исполнительных органов.

В настоящее время системы управления КА и РБ комплектуются ЖРДМТ на компонентах топлива АТ + НДМГ. Применение их в новых разработках будет сдерживаться сравнительно невысокими

энергетическими параметрами и проблемами экологического характера.

Разработка эффективных и надёжных РДМТ для объектов ракетно-космической техники (РКТ) нового поколения на газообразных  $H_2 + O_2$ , работающих в непрерывных и импульсных режимах с высокими динамическими и энергетическими параметрами, представляет собой перспективную, но достаточно сложную научно-техническую задачу.

До настоящего времени основным источником достоверной информации о

рабочих процессах, параметрах, работоспособности ракетных двигателей малой тяги являются результаты их экспериментального исследования в условиях, приближённых к эксплуатационным. В связи с этим, апробация и отработка технических решений экспериментальным путём закладывается в технологию создания, в частности, образцов ракетных двигателей малой тяги.

Цель работы - создание научно-технического задела для разработки ракетных двигателей малой тяги на кислородно-водородном топливе для перспективных КА и РБ.

В работе объектами исследования являются образцы РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н.

Эти размерности двигателей наиболее востребованы для различных модернизируемых и разрабатываемых изделий РКТ.

Решение задач проектирования, выпуска конструкторской документации и производства сложных изделий ракетно-космической техники в настоящее время невозможно без применения компьютерных технологий. В основе организации такого типа технологий создания сложных

технических устройств лежит разработка полной трёхмерной электронной модели изделия, адекватной проектируемой конструкции и обеспечивающей условия для создания качественной продукции в сжатые сроки. В идеале процесс проектирования и производства многокомпонентных изделий требует использования сопрягаемых электронных моделей деталей, узлов, агрегатов и всего изделия в целом.

Применение технологии компьютерного проектирования предполагает работу с одним из программных продуктов. Не обсуждая проблемы выбора программного комплекса, отметим, что в работе созданы полные пространственные электронные модели ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н в среде графического пакета «Unigraphics» [1].

Конструктивный облик экспериментальных образцов РДМТ тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н с использованием электронных моделей двигателей представлены на рис. 1. При создании электронных 3D-моделей на топливе кислород-водород предполагается, что необходимая расчётная информация имеется или может быть получена с использованием, например, [2].

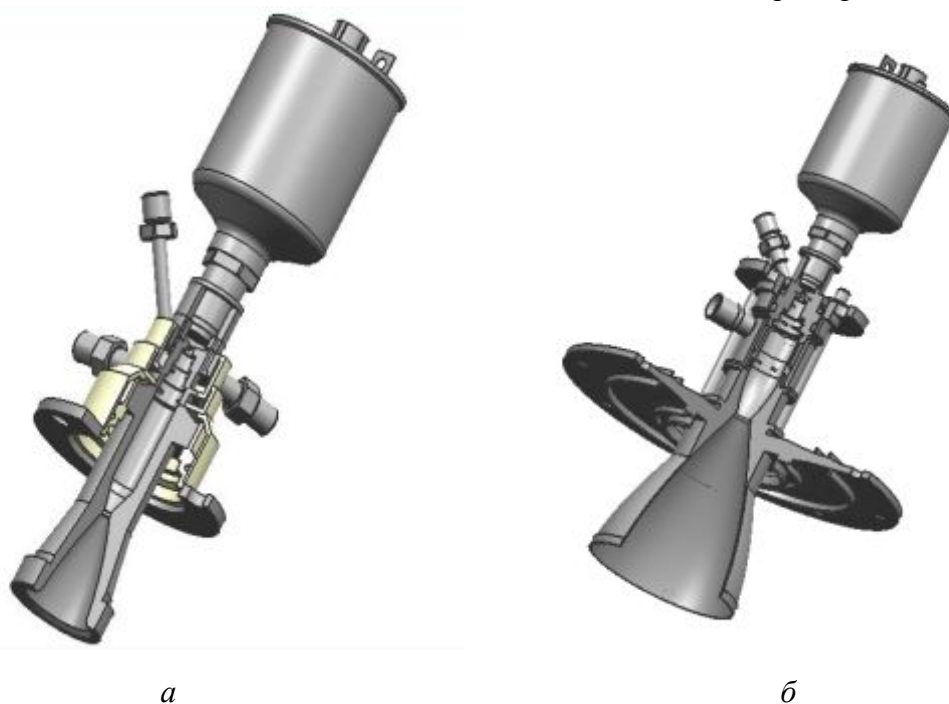


Рис. 1. Общий вид электронных моделей РДМТ  $P \sim 25$  Н (а) и  $P \sim 100$  Н (б)

В экспериментальных образцах РДМТ тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н воспламенение компонентов топлива организовано в разрядной полости свечи зажигания (аналог форкамерного воспламенения).

В двигателе с  $P \sim 25$  Н компоненты через радиальные отверстия подаются непосредственно в разрядную полость ( $d \sim 14$  мм,  $h \sim 4$  мм), а в двигателе  $P \sim 100$  Н в разрядную полость подаётся смесь «Г» и «О», подготовленная в специальном воспламенительном устройстве.

Схема смесеобразования двигателей  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н характеризуется взаимодействием закрученных коаксиальных потоков горючего и окислителя, выполненных в виде двух каскадов (рис. 1). При этом реализуется высокотурбулентный поток, способствующий эффективному смешению горючего и окислителя в ограниченном объёме камеры сгорания [3].

Охлаждение камеры двигателя  $P \sim 25$  Н организовано с помощью газовой завесы [4] горючего от смесительной головки и применением высокотемпературного конструкционного материала (боросилицированного графита), 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 использована нержавеющая сталь типа Х18Н10Т.

Экспериментальные исследования РДМТ  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н проводились на огневом термовакуумном стенде научно-исследовательского центра космической энергетики (НИЦ КЭ) СГАУ.

Стенд предназначен для проведения научно-исследовательских, опытно-конструкторских и серийных работ с ракетными двигателями малой тяги на несамовоспламеняющихся компонентах топлива в непрерывном и импульсном режимах работы в термовакуумных условиях с термостатированием компонентов топлива в широком диапазоне изменения ре-

жимных параметров с определением динамических, энергетических параметров и теплового состояния двигателей.

Для целей работы имеет смысл рассмотреть вакуумную систему, автоматизированную систему управления и измерения, тепловизионную систему.

Вакуумная система предназначена для имитации условий космического пространства в процессе испытаний РДМТ и состоит из пульта управления установкой, барокамеры ( $V \sim 3$  м<sup>3</sup>), двух агрегатов АВЗ-75, насоса 2ДВН-500, вакуумных затворов, вакуумпроводов и системы измерения давления разрежения.

Начальное давление разрежения при испытаниях РДМТ может достигать  $P_n \leq 10^{-2}$  мм рт. ст. В случае необходимости при условии доукомплектования системы высоковакуумным агрегатом величину давления разрежения можно снизить до  $P_n \leq 10^{-5}$  мм рт. ст.

При исследованиях (испытаниях) ракетных двигателей малой тяги, как правило, оперируют большими массивами экспериментальных данных. В настоящее время на стенде используется автоматизированная система управления и информационного обеспечения исследований двигателей, назначение которой – визуализация двигателя до-, в процессе – и после испытаний, управление объектом исследований и пневмогидравлической системой (ПГС) испытательного стенда, получение, преобразование и отображение экспериментальной информации об объекте в реальном времени [5].

Система создана на базе промышленного компьютера. При подготовке и в процессе испытаний автоматизированная система выполняет следующие функции: управление работой двигателя по заданной циклограмме; управление работой гидравлическими и пневматическими электроклапанами ПГС стенда; проведение калибровок каналов измерения параметров двигателя (давлений, температур, тяги, расходов и др.); сбор информации с измерительных каналов стенда при проведении испытаний (хранение информа-

ции); обработка результатов измерений по специальным алгоритмам; отображение информации в виде протоколов, графиков, таблиц и др.; формирование баз экспериментальных данных исследованных двигателей (экспериментальных портретов изделий).

Выполнение перечисленных функций компьютерной системы поддерживается разработанным программным комплексом в среде «Delphi».

Важной составной частью испытательного стенда является измерительный комплекс, соответствие которого требованиям по точности измерений и насыщение современным оборудованием систем стенда во многом определяют функциональные возможности на этапах исследования и обработки РДМТ.

Измерение тяги ракетного двигателя производится с помощью специального универсального измерительного устройства, созданного на базе датчика типа ВВА-SS [6]. Конструкция устройства позволяет испытывать РДМТ различных номиналов, ограничения составляют лишь габаритные размеры объектов исследования и пределы измерения датчиков.

Расходы газообразных компонентов (водорода и кислорода) определяются с помощью системы «Импульс» [7], которая до настоящего времени не имеет аналогов в процессе измерения расходов газообразного топлива при работе РДМТ в режиме одиночных включений и импульсных режимах.

Измерения давления окислителя и горючего на входе в двигатель, рабочего тела в камере сгорания осуществляется традиционными датчиками давления с регистрацией в компьютерной системе стенда.

Температура компонентов топлива на входе в объект исследования измеряется термопарами группы ХК с регистрацией их показаний в электронных измерителях-регистраторах типа 2ТРМ-Щ2 У.РР и компьютерной системе стенда.

Для измерения давления разрежения в вакуумной камере используется измери-

тельный комплекс давления типа ИКД-6ТДА, сигнал с которого также регистрируется в компьютерной стендовой системе.

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 работы проводится на стадии экспериментальной отработки РДМТ.

До недавнего времени для решения этой задачи использовались специальные термопары – локальные контактные средства измерения. В связи с применением в РДМТ современных жаропрочных конструкционных материалов, возникает потребность в освоении бесконтактных способов определения теплового состояния двигателей. Для этих целей на стенде используется инфракрасная тепловизионная система [8] со следующими техническими характеристиками: температурный диапазон – 20...2500°C; спектральный диапазон – 3...5мкм, температурная чувствительность не хуже – 18 мК, разрешение изображения – 640×512 /14 бит, максимальная частота обновления кадров не менее 100 Гц (с возможностью увеличения до 3000 Гц), точность измерения порядка 1 %, время интегрирования – от 3 мкс.

Программные средства обеспечивают согласование тепловизора с компьютером, стандартную или специальную обработку изображения и отображение измерительной информации.

Испытательный программный комплекс «Altair» предназначен для обработки тепловизионных изображений, полученных с помощью инфракрасных камер, обеспечивает возможность просмотра последовательности изображений в режиме реального времени, в сочетании с другими компонентами программного обеспечения может применяться для управления режимом съёмки и последующей обработки изображений.

Экспериментальные исследования ракетных двигателей малой тяги на газобразном кислородно-водородном топливе тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н ориентированы на определение динамических, энергетических параметров и теплового состояния конструкции РДМТ, по результатам которых оценивается эффективность процессов воспламенения, смесеобразования, течения продуктов сгорания в камере и сопле двигателя.

Для РДМТ системы управления важными являются динамические параметры, поскольку двигатели значительную часть времени функционирования аппарата на орбите работают в режиме одиночных включений и импульсных режимах. Эти параметры сведены в табл. 1 для двигателя  $P \sim 25$  Н и в табл. 2 для двигателя  $P \sim 100$  Н.

Таблица 1 – Динамические параметры РДМТ  $P \sim 25$  Н ( $\tau_{вкл} = 0,25$ с,  $t_{вх}^{г,о} = 26...27$  °С)

№ п/п	$P_{вх}^г$	$P_{вх}^о$	$\tau_{кльг}^о$	$\tau_{кльо}^о$	$\tau_{кльг}^3$	$\tau_{кльо}^3$	$\tau_{зв}$	$\tau_{0,9}$	$\tau_{пд}$
	кг/см <sup>2</sup>	кг/см <sup>2</sup>	мс	мс	мс	мс	мс	мс	мс
1	15,6	15,4	11	11	6	6	7	17	21
2	15,7	16,0	10	11	6	6	8	18	22
3	15,7	16,0	10	10	6	7	6	17	22
4	15,7	16,0	9	10	6	7	6	20	20
5	15,7	16,0	10	11	7	7	7	19	20

Таблица 2 - Динамические параметры РДМТ  $P \sim 100$  Н ( $\tau_{вкл} = 0,2$ с,  $t_{вх}^{г,о} = 21...22$  °С)

№ п/п	$P_{вх}^г$	$P_{вх}^о$	$\tau_{кльг}^о$	$\tau_{кльо}^о$	$\tau_{кльг}^3$	$\tau_{кльо}^3$	$\tau_{зв}$	$\tau_{0,9}$	$\tau_{пд}$
	кг/см <sup>2</sup>	кг/см <sup>2</sup>	мс	мс	мс	мс	мс	мс	мс
1	26,5	22,8	9	9	6	7	10	17	18
2	26,4	22,7	9	8	7	7	10	18	18
3	26,3	22,7	8	8	6	7	11	19	19
4	26,6	22,8	9	8	7	8	10	19	18
5	26,5	22,7	9	9	7	7	10	17	18
6	26,4	22,5	8	9	6	7	11	19	19

В таблицах приняты следующие обозначения:  $P_{вх}^г$ ,  $P_{вх}^о$ ,  $t_{вх}^г$ ,  $t_{вх}^о$  – давление и температура компонентов топлива на входе в РДМТ;  $\tau_{вкл}$  – время работы РДМТ;  $\tau_{кльг}^о$ ,  $\tau_{кльг}^3$ ,  $\tau_{кльо}^о$ ,  $\tau_{кльо}^3$  – время открытия и закрытия клапанов горючего и окислителя;  $\tau_{зв}$  – задержка воспламенения топлива;  $\tau_{0,9}$ ,  $\tau_{пд}$  – времена достижения давления в камере сгорания (тяги) уровня 0,9 от установившегося значения параметра ( $\tau_{0,9}$ ) и уровня 0,1 от установившегося значения  $P_k(P)$  при останове двигателя ( $\tau_{пд}$ ).

Кроме количественных данных, полученных при исследовании динамических параметров РДМТ, большинство из которых определяются конструкцией электропневмоклапанов 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, полученные в ходе исследования на уровне:  $\tau_{зв} \sim 5...9$ мс – для изделия  $P \sim 25$ Н и  $\tau_{зв} \sim 10...11$ мс – для изделия  $P \sim 100$ Н, следует признать завышенными при использовании кислородно-водородной топливной композиции (энергия, генерируемая агрегатом зажигания -  $E_{аз} \sim 20$  мДж). Приведение интегрального соотношения компонентов топлива в разрядной полости свечи зажигания в область, близкую к оптимальной

при заданном уровне энергии искрового разряда, позволит существенно снизить значения задержки воспламенения компонентов кислородно-водородного топлива. Следует также в процессе отработки РДМТ снизить энергию разряда практически на порядок и, как следствие, снизить габаритно-массовые параметры агрегата зажигания и свечи.

Процесс воспламенения следует совершенствовать и в связи с завышенным временем  $\tau_{0,9}$ , сокращение которого, как впрочем и  $\tau_{пл}$ , улучшит динамические параметры РДМТ.

Результаты экспериментального исследования энергетических параметров РДМТ  $P \sim 25Н$  сведены в табл. 3, РДМТ  $P \sim 100Н$  – в табл. 4.

Таблица 3 – Результаты исследования энергетических параметров РДМТ  $P \sim 25Н$

№ П/П	$P_{вх}^r/P_{вх}^o$	$t_{вх}^r/t_{вх}^o$	$\tau_{вкл}$	$p_k$	$\dot{m}_r$	$\dot{m}_o$	$\dot{m}_\Sigma$	$k_m$	$\beta$	$P_{п}$	$K_p$	$I_y^H$
	кг/см <sup>2</sup>	°С										
1	15,6/16,1	26/27	1,0	8,03	1,20	5,28	6,48	4,40	219	2,56	1,80	395
2	15,6/16,1	26/27	1,0	8,11	1,23	5,27	6,50	4,28	221	2,58	1,80	397
3	15,6/16,2	26/27	1,0	8,04	1,27	5,27	6,54	4,15	218	2,54	1,78	387
4	15,7/16,1	26/27	1,0	8,16	1,26	5,28	6,54	4,19	221	2,56	1,77	391
5	15,7/16,1	26/27	1,0	8,05	1,20	5,39	6,59	4,49	216	2,57	1,80	390

Таблица 4 - Результаты исследования энергетических параметров РДМТ  $P \sim 100Н$

№ П/П	$P_{вх}^r/P_{вх}^o$	$t_{вх}^r/t_{вх}^o$	$\tau_{вкл}$	$p_k$	$\dot{m}_r$	$\dot{m}_o$	$\dot{m}_\Sigma$	$k_m$	$\beta$	$P_{срп}$	$K_p$	$I_y^H$
	кг/см <sup>2</sup>	°С										
1	26,4/20,7	21/20	3,0	4,32	4,41	19,3	23,71	4,38	206	8,54	1,74	360/383
2	24,5/27,3	21/21	3,0	4,79	4,02	21,2	25,22	5,22	214	9,47	1,75	375/399
3	23,1/27,4	22/21	3,0	4,85	3,45	21,2	24,65	6,14	222	9,50	1,73	385/410
4	21,3/26,8	22/22	3,0	4,75	3,12	20,8	23,92	6,67	224	9,41	1,76	393/418
5	19,8/26,3	22/23	3,0	4,61	2,73	20,7	23,43	7,58	222	9,07	1,74	387/412
6	18,4/25,7	22/22	3,0	4,42	2,48	20,5	22,98	8,27	217	8,83	1,77	384/409
7	16,8/25,1	23/22	3,0	4,29	2,04	20,4	22,08	10,0	219	8,40	1,74	380/404

Поскольку исследуемые РДМТ имели разные размерность и приведённую длину камеры сгорания, а также некоторые другие конструктивные отличия, имеет смысл рассмотреть энергетические параметры отдельно.

При исследовании РДМТ  $P \sim 25Н$  достигнуты следующие энергетические параметры двигателя: расходный комплекс изменяется в пределах  $\beta = 2180...2210$  м/с; тяговый комплекс изменяется  $K_p = 1,77...1,80$ ; удельный импульс тяги  $I_y^H = 3870...3970$  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  $\varphi_I = 0,83$ .

Результаты испытаний РДМТ  $P \sim 25Н$  при прочих равных условиях, но имеющих  $L^* \sim 0,7$  м, показывают, что это позволяет повысить удельные параметры двигателя до значения  $\varphi_I \sim 0,85$ .

Исследования РДМТ  $P \sim 100Н$  проведены при различных давлениях компонентов топлива на входе в изделие (табл. 4). Давления сочетались таким образом, чтобы массовое соотношение компонентов топлива  $k_m$  изменялось от 4,0 до 10,0, что соответствовало изменению коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{ок}$  от 0,5 до 1,26 при практически неизменном суммарном массовом расходе топлива.

Максимальное экспериментальное значение расходного комплекса получено при  $\alpha_{ок} \sim 0,83$  и составило  $\beta = 2197 \text{ м/с}$ . Тяговый комплекс в этом диапазоне  $k_m$  зарегистрирован в пределах  $K_p = 1,73 \dots 1,77$ , а удельный импульс тяги изделия варьировался в пределах  $I_y^H = 3532 \dots 3855 \text{ м/с}$  ( $\bar{F}_c \sim 50$ ),  $I_y^H = 3753 \dots 4100 \text{ м/с}$  ( $\bar{F}_c \sim 250$ ). Максимальное значение удельного импульса тяги в пустоте  $I_y^H = 3855 \text{ м/с}$  ( $I_y^H = 4100 \text{ м/с}$ ) при коэффициенте избытка окислителя  $\alpha_{ок} = 0,83$  ( $k_m = 6,67$ ).

Важными являются результаты исследования теплового состояния ракетных двигателей малой тяги  $P \sim 25 \text{ Н}$  и  $P \sim 100 \text{ Н}$ , полученные с помощью инфракрасной тепловизионной системы.

На рис. 2 представлены тепловизионные портреты РДМТ  $P \sim 25 \text{ Н}$  и  $P \sim 100 \text{ Н}$ .

На рис. 3 показаны зависимости максимальной температуры наружной стенки камеры РДМТ для изделий тягой  $P \sim 25 \text{ Н}$  и  $P \sim 100 \text{ Н}$ .

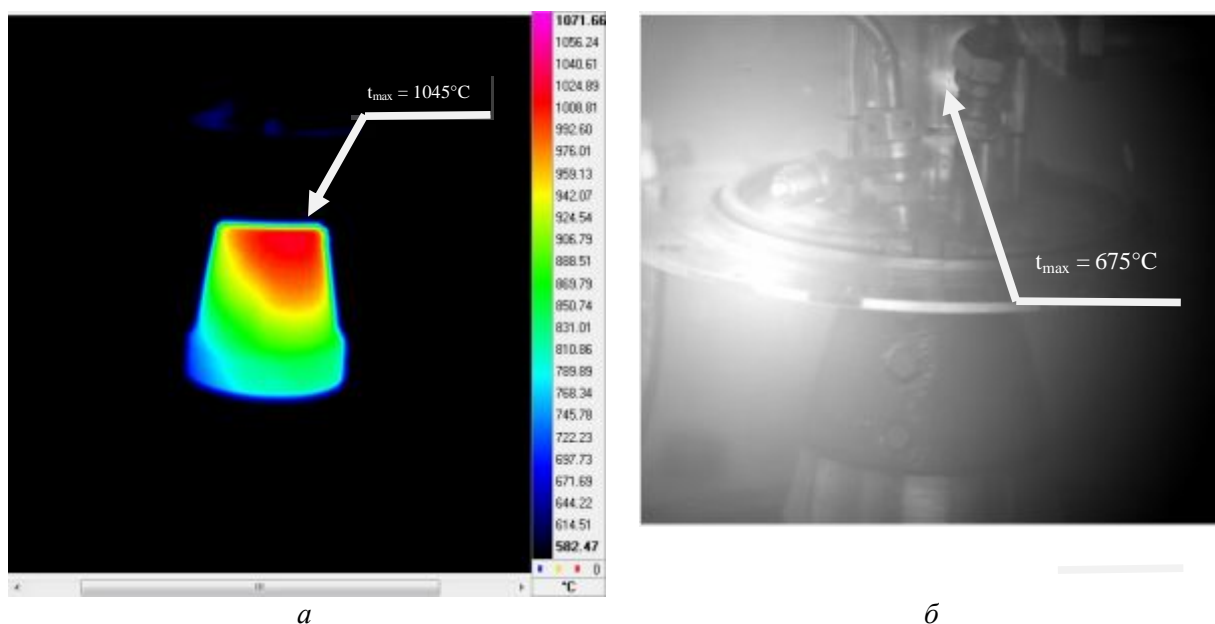


Рис. 2. Тепловизионные портреты РДМТ:  $P \sim 25 \text{ Н}$  ( $\tau_{вкл} = 100 \text{ с}$ ,  $t_{max} = 1045^\circ \text{C}$ ) (а),  $P \sim 100 \text{ Н}$  ( $\tau_{вкл} = 10 \text{ с}$ ,  $t_{max} = 675^\circ \text{C}$ ) (б)

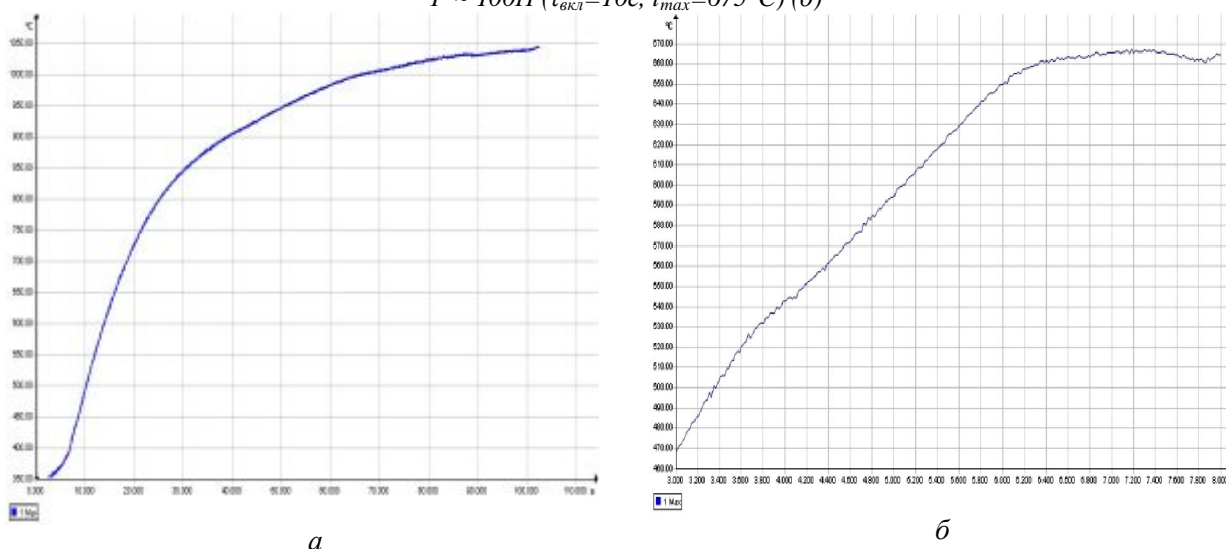


Рис. 3. Зависимость максимальной температуры стенки камеры РДМТ  $P \sim 25 \text{ Н}$  (а) и  $P \sim 100 \text{ Н}$  (б) от времени

На тепловизионном портрете РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$  при длительности включения двигателя  $\tau_{\text{вкл}} = 100\text{ с}$  показана максимальная зарегистрированная температура стенки  $t_{\text{max}} = 1045^\circ\text{C}$ . Этот уровень температуры несколько ниже, чем допустимая температура стенки камеры, изготовленной из боросилицированного графита ( $t_{\text{ст}}^{\text{доп}} = 1400^\circ\text{C}$ ). Таким образом, имеется запас по температуре стенки в обеспечение надёжности двигателя в непрерывном режиме работы. Этому способствует также и характер зависимости  $T_{\text{max}} = f(\tau)$  (рис. 3а). Приращение температуры стенки от  $\tau = 50\text{ с}$  до  $\tau = 100\text{ с}$  составляет  $\Delta t \sim 100^\circ\text{C}$ , что является незначительным и позволяет прогнозировать штатную работу двигателя и при  $\tau > 100\text{ с}$ .

Следует отметить, что при практически одинаковом конструктивном оформлении РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$  (за исключением приведённой длины камеры  $L_* = 0,7\text{ м}$  и материала стенки, выполненной из ниобия с покрытием) была зарегистрирована нештатная работа камеры при длительности включения  $\tau_{\text{вкл}} = 10\text{ с}$ . Предположительно, по характеру зависимости температуры стенки от времени, имеет место проявление химических механизмов взаимодействия продуктов сгорания топлива и материала стенки камеры РДМТ.

С помощью инфракрасной тепловизионной системы исследовано и тепловое состояние экспериментального образца РДМТ  $P \sim 100\text{Н}$ . На рис. 2б выделена область, где зарегистрирована максимальная температура камеры двигателя. Показано, что  $t_{\text{max}}$  наружной стенки РДМТ растёт практически линейно до  $\tau \sim 6,0\text{ с}$ , после этого стабилизируется на уровне  $t_{\text{ст}} \sim 675^\circ\text{C}$  и далее не изменяется. Последнее означает, что двигатель вышел на установившийся тепловой режим и прогнозируются колебания температуры при более длительной работе на уровне максимальной измеренной температуры конструкции.

Отметим, что дополнительно введённый в конструкцию РДМТ  $P \sim 100\text{Н}$  пояс газовой завесы в конце цилиндриче-

ского участка камеры сгорания двигателя и перераспределение газообразного горючего между завесами в начальном и конечном сечениях камеры сгорания изделия позволили обеспечить требуемый тепловой режим изделия, выполненного из нежаропрочного материала с соответствующими потерями в удельном импульсе тяги.

Таким образом, в результате экспериментальных исследований в обеспечение создания кислородно-водородных РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$  и  $P \sim 100\text{Н}$  отметим следующее.

Прошли апробацию два конструктивных варианта организации процесса воспламенения в РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе в составе двигателей  $P \sim 25\text{Н}$  и  $P \sim 100\text{Н}$ . Экспериментально показано, что система зажигания, генерирующая разряд свечи зажигания с энергией  $E_{\text{аз}} = 20\text{ мДж}$ , позволяет обеспечить задержки воспламенения  $\tau_{\text{зв}} \sim 6...7\text{ мс}$  в изделии  $P \sim 25\text{Н}$  и  $\tau_{\text{зв}} \sim 10...11\text{ мс}$  – в изделии  $P \sim 100\text{Н}$ . Очевидно, совершенствование процесса воспламенения необходимо вести как в направлении снижения  $\tau_{\text{зв}}$ , так и энергии разряда.

Экспериментально оценена эффективность схемы смесеобразования газообразных водорода и кислорода, базирующаяся на взаимодействии коаксиальных закрученных потоков газа, конструктивно выполненных в виде двух каскадов. При этом достигнуты следующие значения удельного импульса тяги двигателей: для РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$   $I_y^{\text{н}} = 3846\text{ м/с}$  ( $\bar{F}_a = 45$ ); для РДМТ  $P \sim 100\text{Н}$   $I_y^{\text{max}} = 3855\text{ м/с}$  ( $\bar{F}_a = 45$ ),  $I_y^{\text{max}} = 4100\text{ м/с}$  ( $\bar{F}_a = 250$ ). Нужно иметь в виду, что несмотря на большую размерность и ожидаемый большой удельный импульс тяги двигателя  $P \sim 100\text{Н}$  реально полученный  $I_y^{\text{н}}$  несколько ниже из-за потерь, связанных с организацией газовой завесы в конце цилиндрического участка камеры сгорания.

Совершенствование схемы смесеобразования следует вести в направлении интенсификации рабочего процесса при



меньших приведённых длинах камеры двигателя.

С точки зрения обеспечения теплового состояния конструкции РДМТ  $P \sim 25Н$  и  $P \sim 100Н$  на исследуемых компонентах топлива, перспективным является применение новых конструкционных материалов типа керамик, материалов на основе графита с отработкой технологий их получения, а также сопряжения со смесительной головкой, выполненной, как правило, из нержавеющей стали. В подтверждение сказанному, использование каме-

ры РДМТ  $P \sim 25Н$  из боросилицированного графита позволило при испытаниях двигателя длительностью  $\tau_{вкл} \sim 100$  с получить максимальную температуру наружной поверхности камеры на уровне  $t_{ст}^{max} \sim 1045^\circ\text{C}$ .

Очевидно, не исключается возможность вести отработку РДМТ, используя в качестве конструкционных материалов ниобий с покрытием и другие, применяя систему газовых завес с соответствующими потерями удельного импульса тяги.

### Библиографический список

1. Краснов М.В., Чигишев Ю.В. Unigraphics для профессионалов. М.: Лори, 2004. 319 с.
2. ANSYS CFX – Solver modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canous – burg: ANSYS. Inc., 2006. 566 p.
3. Гупта А., Лилли Д., Сайред. Н. Закрученные потоки. М.: Мир, 1987. 588 с.
4. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 239 с.
5. Рыжков В.В., Ивашин Ю.С., Ивашин А.Ю., Петрунин Э.Ю. Автоматизированная система управления и информационного обеспечения исследований жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник СГАУ. 2003. Ч. II. С. 38-44.

6. Агеенко Ю.И., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В., Шустов С.А. Исследование энергетических параметров ЖРДМТ с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 200$  // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 2(40). С. 9-19.

7. А.с. 308888 СССР, МПК<sup>5</sup> G 01 F 13/00. Устройство / В.В. Рыжков, М.В. Винокуров, С.В. Кебеке, А.И. Косенко, В.В. Старцев (СССР). № 4512781/40-23; заявл. 18.04.89; опубл. 01.02.90.

8. Рыжков В.В., Силютин М.В. О возможности исследования теплового состояния ЖРДМТ с помощью инфракрасной тепловизионной системы // Вестник СГАУ. 2001. Ч. III. С. 349-356.

### Информация об авторах

**Агеенко Юрий Иванович**, кандидат технических наук, главный конструктор, начальник отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: организация рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги, исследование параметров смесеобразования.

**Лапшин Евгений Александрович**, инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический уни-

верситет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

**Морозов Илья Игоревич**, научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

**Пегин Иван Вячеславович**, заместитель начальника отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: проектирование жидкостных ракетных двигателей малой тяги, исследование организации рабочих процессов в них.

**Рыжков Владимир Васильевич**, кандидат технических наук, научный руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

## RESULTS OF EXPERIMENTAL STUDIES OF PARAMETERS OF LOW-THRUST ROCKET ENGINES OPERATING ON GASEOUS OXYGEN-HYDROGEN FUEL

© 2014 Y.I. Ageenko<sup>2</sup>, E.A. Lapshin<sup>1</sup>, I.I. Morozov<sup>1</sup>, I.V. Pegin<sup>2</sup>, V.V. Ryzhkov<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup> Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise «Khrunichiev State Research and Production Space Center», Korolev, Moscow Region, Russian Federation

The article presents the results of an experimental study of the thermal parameters and with-standing experimental samples rocket engines gaseous oxygen with thrust 25 N and 100 N. In experimental models rocket engines thrust 25 N and 100 N ignition fuel components arranged in the discharge chamber spark plugs. Scheme carburation of engines characterized by the interaction of coaxial swirling flows of fuel and oxidant is carried out in two stages. At the same time, realized highly turbulent flow, contributing to the efficient mixing of fuel and oxidizer in a limited volume of the combustion chamber. Cooling chamber traction motor 25 H organized using a gas curtain of fuel from the mixing head and the application of high temperature structural material – boron-siliconized graphite, which is made of a combustion chamber and a nozzle. In rocket engines thrust 100N further organized subsonic curtain fuel located at the end of the cylindrical portion of the combustion chamber, but at the same time as the construction material used stainless steel type 12X18H10T. Experimental studies have been tested two structural variants of organization of the ignition process, evaluated the effectiveness of the scheme of mixing hydrogen and oxygen gases. In this case, the following values of specific impulse engines: for rocket engines thrust 25H with the geometric expansion ratio of the nozzle  $\bar{F}_a = 45$  - 3846 m/s; for rocket engines thrust 100N with  $\bar{F}_a = 45$  and  $\bar{F}_a = 250$  - respectively 3855 m/s and 4100 m/s. From the point of view of the thermal state in the study design rocket engines propellants, promising is the use of new construction materials, such as ceramics, graphite-based materials with the development of the technology for their production, as well as interfacing to the mixing head, made, usually made of stainless steel. In support of the above, in the use of the camera rocket engines thrust of 25N boron-siliconized graphite allowed during the test the engine for 100 seconds to get the maximum temperature of the outer surface of the chamber at  $\sim 1045^\circ\text{C}$ .

*Rocket engine, gaseous oxygen-hydrogen fuel, shape rocket engine gaseous oxygen-hydrogen fuel, thermovacuum test rig, measurement systems, dynamic, energetic parameters, the thermal state of the structure.*

### References

1. Krasnov M.V., Chigishev Y.V. Unigraphics dlya professionalov [Unigraphics for professionals]. Moscow: Lori Publ., 2004. 319 p.
2. ANSYS CFX - Solver modeling buide. AN-SYS CFX Release 11.0 / Canous - burg: ANSYS. Inc., 2006. 566 p.
3. Gupta A., Lilly D., Sayred N. Zakruchennye potoki [Swirling flows]. Moscow: Mir Publ., 1987. 588 p.

4. Volchkov E.P. Pristennye gazovye zavesy [Line trim gas curtain]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1983. 239p.

5. Ryzhkov V.V., Ivashin Y.S., Ivashin A.Y., Petrunin E.Y. Automated control system and information management research of liquid rocket thrusters // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2003. Part 2. P. 38-44. (In Russ.)

6. Ageenko Y.I., Nigodyuk V.E., Ryzhkov V.V., Sulinov A.V., Pasha S.A. Investigation of energy parameters with small thrust jet engine geometric expansion nozzle  $\bar{F}_a = 200$  // Vestnik of the Samara State Aerospace

University. 2013. No. 2(40). P. 9-19. (In Russ.)

7. A.c. 308888 USSR MPK5 G 01 F 13/00. Device / V.V. Ryzhkov, M.V. Vinokurov, S.V. Kebeke, A.I/ Kosenko, V.V. Elders (USSR). № 4512781/40-23; appl. 4/18/89; publ. 1.2.90.

8. Ryzhkov V.V., Silyutin M.V. About the possibility of studying the thermal state of small thrust jet engine using infrared thermal imaging system // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2001. Part 3. P. 349-356. (In Russ.)

#### **About the authors**

**Ageenko Yuri Ivanovich**, Candidate of Science (Engineering), chief designer, Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise «Khrunichev State Research and Production Space Center». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: the organization of work processes in liquid engines of small thrust, the study of parameters of mixture.

**Lapshin Evgeny Aleksandrovich**, Engineer Research Center of Space Energy Samara State Aerospace University. E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of Research: working process in the engines of the aircraft.

**Morozov Ilya Igorevich**, Researcher Research Centre for Space Energy Samara State Aerospace University. E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of Research: working process in the engines of the aircraft.

**Pegin Ivan Vyichoslavovich**, deputy of the chief of the department liquid rocket engines of the small thrust of Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise «Khrunichev State Research and Production Space Center». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: designing the liquid rocket engines of the small thrust, the organization of work processes in liquid engines of small thrust.

**Ryzhkov Vladimir Vasilyevich**, Candidate of Science (Engineering), research supervisor of the Research center of space power of Samara State Aerospace University. E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of Research: working process in the engines of the aircraft.