

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЖРД ТЯГОЙ 500 Н НА ТОПЛИВЕ КЕРОСИН-ВПВ

Ю.С. Чудина¹, И.Н. Боровик¹, А.А. Козлов¹, Д.Ю. Богачева¹,
А.Г. Воробьев¹, И.А. Заранкевич¹, В.П. Ташев¹, И.С. Казеннов²

¹МАИ, Москва, Российская Федерация
e-mail: y.kovateva@gmail.com; borra2000@mail.ru; kozlov202@yandex.ru;
bogachulya@mail.ru; formula1_av@mail.ru; zarankevich@yandex.ru;
vitaly.tashev@gmail.com

²ОАО “НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко”,
г. Химки, Московская область, Российская Федерация
e-mail: kazyonnov_mai202@mail.ru

Выполнены экспериментальные исследования жидкостного ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых компонентах топлива: керосин и высококонцентрированная перекись водорода. Приведен краткий обзор работ, посвященных разработке жидкостного ракетного двигателя малой тяги на высококонцентрированной перекиси водорода и керосине, показан недостаток экспериментальных исследований завесного охлаждения стенки камеры сгорания. Для решения данной проблемы в Московском авиационном институте на кафедре “Ракетные двигатели” был разработан экспериментальный двигатель тягой 500 Н. Двигатель прошел цикл огневых испытаний. Приведены описание огневого стенда, его возможности и особенности. Описаны и проанализированы результаты огневых экспериментов, показавшие надежное зажигание компонентов и удовлетворительное нестационарное тепловое состояние стенок камеры сгорания при работе двигателя на разных режимах.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель малой тяги, перекись водорода, керосин, форсунка, каталитический пакет, режимные параметры, воспламенение.

EXPERIMENTAL STUDY OF PERFORMANCE OF A 500-N LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE USING KEROSENE AND HIGH-CONCENTRATION HYDROGEN PEROXIDE

Yu.S. Chudina¹, I.N. Borovik¹, A.A. Kozlov¹, D.Yu. Bogacheva¹,
A.G. Vorob'ev¹, I.A. Zarankevich¹, V.P. Tashev¹, I.S. Kazennov²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation
e-mail: y.kovateva@gmail.com; borra2000@mail.ru; kozlov202@yandex.ru;
bogachulya@mail.ru; formula1_av@mail.ru; zarankevich@yandex.ru;
vitaly.tashev@gmail.com

²ОАО “НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко”,
Khimki, Moscow region, Russian Federation
e-mail: kazyonnov_mai202@mail.ru

Experimental studies of the low-thrust liquid-propellant rocket engine using ecologically pure propellant components (kerosene and high-concentration hydrogen peroxide) are performed. The presented brief review of works, devoted to development of a low-thrust liquid-propellant rocket engine on high-concentration hydrogen peroxide and kerosene, has shown the lack of experimental studies of curtain cooling of a combustion chamber wall. To solve this problem, an experimental engine with a thrust of 500 N was developed at “Rocket Engines” department of the Moscow

Aviation Institute. The engine has undergone a cycle of firing tests. A description of the test bench for firing tests, its capabilities and peculiarities are given. Results of firing experiments are described and analyzed; they have shown the reliable ignition of components and the satisfactory nonstationary thermal state of combustion chamber walls during the engine operation in different regimes.

Keywords: low-thrust liquid-propellant rocket engine, hydrogen peroxide, kerosene, injector, catalytic package, regime parameters, ignition.

В настоящее время возрос интерес к использованию в ракетно-космических двигательных установках экологически чистых топливных пар, таких как кислород–водород, кислород–керосин, кислород–метан, высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ)–керосин. Топливо ВПВ–керосин обеспечивает относительно низкий удельный импульс по сравнению с другими экологически чистыми топливами. Но благодаря своей высокой плотности и относительно низкой температуре горения при стехиометрическом соотношении компонентов в камере сгорания (КС) такое топливо является хорошей альтернативой криогенным топливам для жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ) реактивной системы управления (РСУ) разгонных боков и космических аппаратов [1, 2].

Главной проблемой разработки ЖРД МТ является обеспечение максимально возможного удельного импульса при сохранении температуры стенки КС на уровне ниже максимальной рабочей температуры материала. Решением данной проблемы является применение завесного охлаждения КС одним из компонентов топлива с минимально возможным расходом, так как расход на завесу практически не участвует в процессе горения и тем самым снижает удельный импульс ЖРД МТ. Определить на ранних этапах разработки оптимальный расход на завесу можно с помощью математического моделирования [3, 4], но, как показано в работе [4], существующие модели, применяемые для двигателей больших тяг, нуждаются в доработке и экспериментальном подтверждении для применения их в ЖРД МТ. Экспериментальным исследованиям ЖРД МТ на топливе ВПВ–керосин посвящено ограниченное число работ [2, 5–11], в которых основное внимание уделено исследованию энергетических характеристик и надежному воспламенению керосина в парах разложившейся ВПВ и практически не рассматриваются вопросы теплового состояния и определения оптимального расхода на завесу. Исключением можно считать лишь работу [11], в которой при проведении огневых испытаний ЖРД МТ (40 Н) измерялась температура стенки КС в критическом сечении. Но этих данных недостаточно для выявления закономерностей между режимными параметрами и тепловым состоянием КС ЖРД МТ. К режимным параметрам в рамках этой статьи относим следующие характеристики рабочего процесса: расход на завесное охлаждение, расходы горючего и окислителя, соотношение компонентов топлива, подаваемых в смесительную головку, давление в КС и удельный импульс.

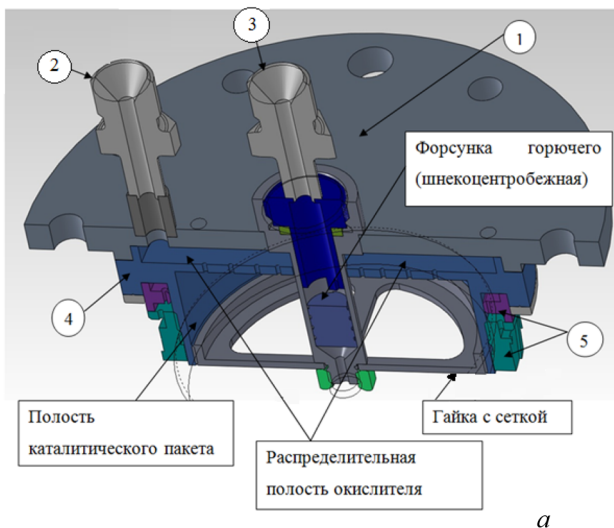
Цель исследований — получение экспериментальных данных о зависимости нестационарного теплового состояния КС от режимных параметров ЖРД МТ. Для этого был разработан экспериментальный ЖРД МТ и проведены огневые испытания, в которых, помимо режимных параметров, выполнено измерение температуры стенки вдоль образующей КС. В настоящей статье приведены краткое описание стенда для экспериментальных исследований ЖРД МТ кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Приведены результаты огневых испытаний, которые сведены в таблицы с указанием значений режимных параметров и интегральных характеристик ЖРД МТ при каждом испытании. Нестационарное тепловое состояние стенки КС показано на графике изменения показаний термопар, расположенных на стенке КС для одного режима работы, соответствующего номинальному, который описывается далее. В заключительной части статьи приведен краткий анализ полученных результатов и раскрыты трудности технического характера, с которыми столкнулись авторы и которых следует избегать исследователям, работающим в данной области.

Объект исследования. Для проведения исследований был спроектирован ЖРД МТ (500 Н) на компонентах ВПВ и керосин. Номинальное давление в КС 1 МПа. Номинальная тяга двигателя 500 Н. Соотношение компонентов составляет 7,4. Степень расширения сопла по давлению 6,637. Двигатель разработан в соответствии с существующими общепринятыми методиками проектирования [12–14]. В двигателе для обеспечения теплового режима стенки КС реализовано внутреннее завесное охлаждение окислителем, который отбирается от основного расхода, и предусмотрена возможность изменения расхода на завесу с помощью дроссельных шайб, установленных в коллекторе завесы.

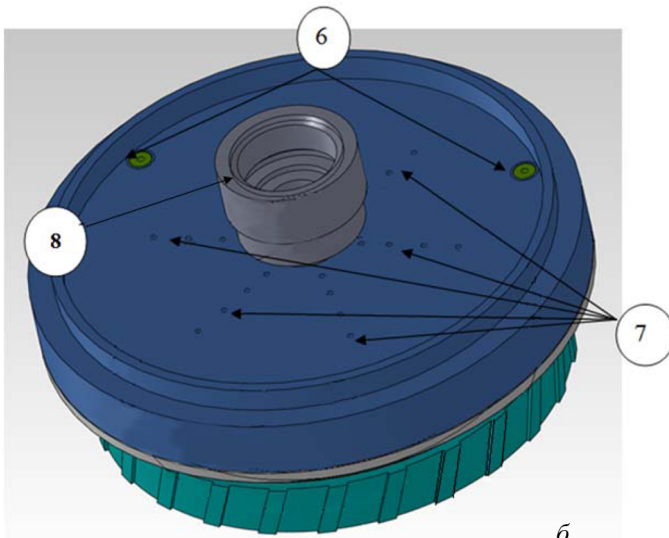
Двигатель имеет возможность работать на двух режимах: однокомпонентном — разложение перекиси в каталитическом пакете; двухкомпонентном — воспламенение горючего в парах окислителя, разложившегося на катализаторе. Смесительная головка разработанного ЖРД МТ изготовлена из стали 12Х18Н10Т, КС — из жаропрочного сплава ХН78Т. Конструкция ЖРД МТ 500 Н приведена на рис. 1–3.

Головка состоит из верхней крышки (фланца) 1, штуцера 2 для подвода окислителя и штуцера 3, совмещенного с подводом горючего к форсунке 8, корпуса каталитического пакета 4, колец завесы 5, трех дроссельных шайб 6, шести радиальных подводов с отверстиями для подачи окислителя в каталитический пакет 7.

Описание работы смесительной головки. Окислитель через штуцер попадает в распределительную полость, образованную пластиной каталитического пакета и верхней крышкой (фланцем), где разделяется



a



б

Рис. 1. Конструкция смесительной головки:
a — в сборе; *б* — без верхней крышки (фланца)

на две части. Одна часть (меньшая) идет в пояс завесы через дроссельные шайбы и попадает в кольца завесы, которые образуют коллекторы. Другая часть поступает в каталитический пакет через шесть поясов подачи (по четыре отверстия в каждом поясе).

Горючее через штуцер попадает в шнековую форсунку и далее — в КС. Штуцер горючего сделан съёмным для возможности смены шнека в форсунке и проведения исследований влияния его параметров на внутрикамерные процессы.

Расход на завесу регулируется диаметром отверстия дроссельных шайб. Пояса завесы сменные, крепятся с помощью резьбового соединения к каталитическому пакету. Для наполнения и смены катализато-

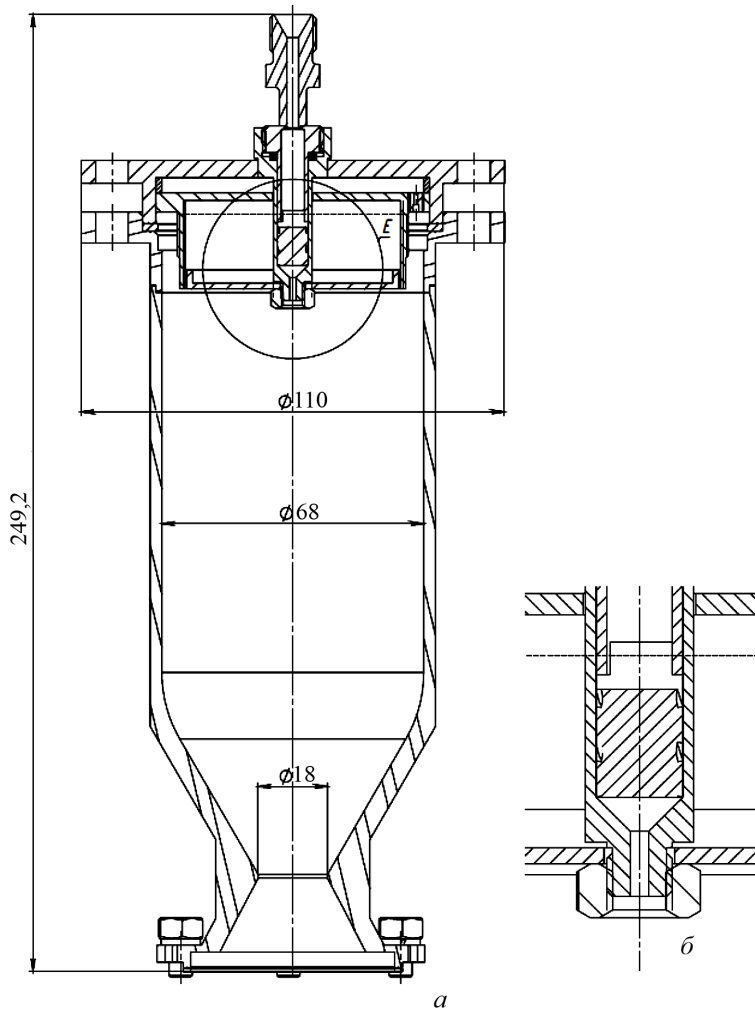


Рис. 2. Экспериментальный ЖРД МТ (500Н):

а — сборка с КС и соплом (укороченным); *б* — форсунка горячего

ра в головке предусмотрена съемная гайка с сеткой, которая крепится к пластине каталитического пакета. Фланец соединяется сваркой с каталитическим пакетом и со штуцером подвода горючего, совмещенного с форсункой.

Описание испытательного стенда. Испытания экспериментального ЖРД МТ 500 Н, работающего на компонентах ВПВ–керосин, проводились на кафедре “Ракетные двигатели” факультета “Двигатели летательных аппаратов” МАИ (НИУ) на испытательном стенде “Лаборатории ЖРДМТ”.

Основным отличием данного стенда от аналогичных является возможность проведения испытаний импульсного режима работы ЖРД МТ с измерением нестационарного значения тяги с помощью силоизмерительного устройства.

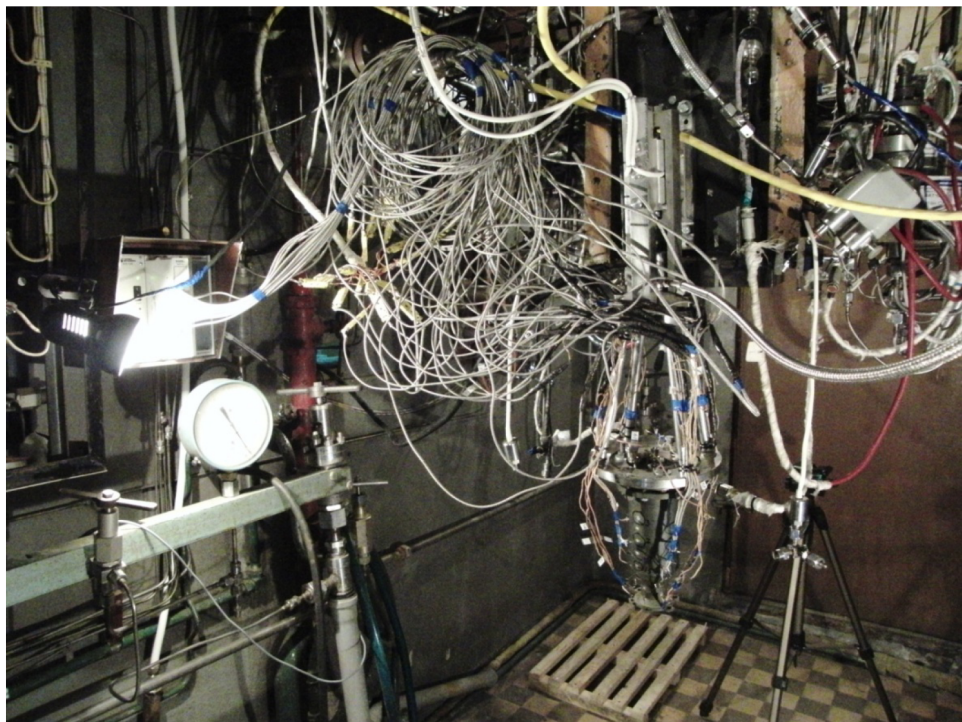


Рис. 3. Экспериментальный ЖРД МТ (500Н) на огневом стенде МАИ

Стенд оснащен автоматизированной измерительно-информационной системой (АИИС) сбора и обработки экспериментальных данных. Более подробно описание возможностей стенда приведено в работах [15, 16]. При проведении экспериментов осуществляется видеосъемка с частотой до 480 кадров в секунду. Для бесконтактного измерения температуры на стенде применяется инфракрасная камера FLIR, способная измерять температуру до 2000 °С. Для расширения возможностей измерительной части стенда [15, 16] было увеличено число каналов (до 32) для измерения температуры КС. Применены датчики давления в магистралях подачи и в КС с частотой опроса до 4 кГц. Сбор и обработка экспериментальных данных, получаемых с различной частотой, синхронизируются с помощью программного обеспечения, написанного в среде LabView специально для данного исследования. В ходе испытаний данное программное обеспечение прошло проверку и доказало свою эффективность, после чего на него были получены свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ [17, 18].

Широкая номенклатура используемых пневмогидравлических агрегатов, схема стенда и гибкое программное обеспечение позволяют проводить как холодные, так и огневые испытания.

При проведении исследований выполнялись измерения, регистрация и обработка параметров ЖРД МТ (табл. 1).

Значения измеряемых параметров

Наименование параметра, условное обозначение, единица измерения	Диапазон измерения	Погрешность измерения	Частота регистраций, Гц
Давление в КС, атм	1...20	±0,5 %	1–100
		± 6 %	4000
Давление наддува расходного бака окислителя, атм	1...40	±0,05 %	1–10
Давление наддува расходного бака горючего, атм	1...40	± 0,05 %	1–10
Давление окислителя на входе в двигатель, атм	1...40	±0,05 %	1–100
		± 0,5 %	4000
Давление горючего на входе в двигатель, атм	1...40	± 0,5 %	1–100
		± 0,05 %	4000
Расход окислителя, m_o , г·с ⁻¹	0...280	±0,5 %	50
Расход горючего, m_r , г·с ⁻¹	0...100	± 0,5 %	50
Температура окислителя на входе в двигатель, К	278...398	±2,5 %	10
Температура горючего на входе в двигатель, К	278...398	±2,5 %	10
Температура конструкции, К	273...1373	±50	1–10
Ток клапана О, А	0...10	±0,03	4000
Ток клапана Г, А	0...10	±0,03	4000
Напряжение питания клапанов, В	0...30	±2 %	4000

Огневые испытания проводились на ЖРД МТ 500 Н с укороченным соплом для обеспечения его работы в расчетном режиме. Степень расширения сопла по площадям составляла 6,637. Для проведения испытаний использовалась ВПВ с концентрацией 90 %.

В результате огневых испытаний проведено 18 запусков на двухкомпонентном режиме (общая продолжительность 119 с). Минимальная продолжительность одного запуска 3 с, максимальная — 15 с (табл. 2). Расходы и соотношения компонентов топлива при огневых запусках выбирались из соображений сохранения материальной части двигателя для дальнейших более длительных испытаний. Предварительное моделирование теплового состояния ЖРД МТ, проведенное в работе [3], показало, что оптимальный расход на завесу находится в пределах 18...20 %, поэтому для завесного охлаждения стенок КС

использовался окислитель с расходом в 18% суммарного расхода. Это значение выдерживалось с помощью трех дроссельных шайб проходным диаметром 1 мм, установленных в смесительной головке. В табл. 2 приведены основные параметры двигателя и результаты, полученные при 18 экспериментах.

Таблица 2

Параметры и результаты огневых испытаний

№	t , с	\dot{m}_o , г/с	\dot{m}_r , г/с	p_k , атм	P , Н	$T_{ст.макс}$ °С	K_m	α	\dot{m}_Σ , г/с
1	3	105	20	7,5	161	152	5,3	0,633	125
2	3	107	23	7,6	180	166	4,8	0,573	130
3	9	105	23	7,7	176	482	4,7	0,562	128
4	9	93	23	6,8	147	417	4,1	0,498	116
5	3	74	27	7,7	114	157	2,7	0,327	101
6	3	103	18	6,9	163	154	5,9	0,709	121
7	3	129	16	8,5	207	192	8	0,965	145
8	15	62	29	4,9	100	424	2,2	0,259	91
9	3	86	24	6,2	127	168	3,6	0,432	110
10	3	60	21	3,2	75	154	2,9	0,349	81
11	3	107	17	7	нет	205	6,2	0,75	124
12	3	109	19	7	нет	202	5,8	0,702	128
13	3	108	22	7,2	нет	211	5	0,605	130
14	3	107	26	7,5	нет	242	4,2	0,506	133
15	3	109	26	7,2	нет	237	4,2	0,511	135
16	3	109	29	7,5	нет	268	3,7	0,45	138
17	6,7	131	23	8,5	нет	343	5,8	0,701	154
18	15	135	22	9	нет	664	6,1	0,739	157

На рис. 4 представлены графики изменения основных параметров во время эксперимента № 18. В каждом эксперименте проводилась регистрация параметров в соответствии с табл. 1. Таким образом, были получены характеристики теплового состояния стенок КС для 18 различных режимов запуска ЖРД МТ. Всего в каждом эксперименте регистрировались показания с 32 датчиков температуры (рис. 5). Быстрый рост сигнала с термопар (рис. 4, в) объясняется тем, что для проведения эксперимента применялись малоинерционные хромель-алюмелевые термопары с диаметром провода 0,1 мм.

Среднее давление в КС составило 9 атм, пульсации давления не превысили 15% (рис. 4, а). Наличие пульсаций давления в КС может быть объяснено неполным разложением перекиси водорода в каталитическом пакете и, как следствие, присутствием капель перекиси в объеме КС. Также не вполне ясен характер фазового перехода пленки, так как температуры кипения и теплового разложения примерно равны.

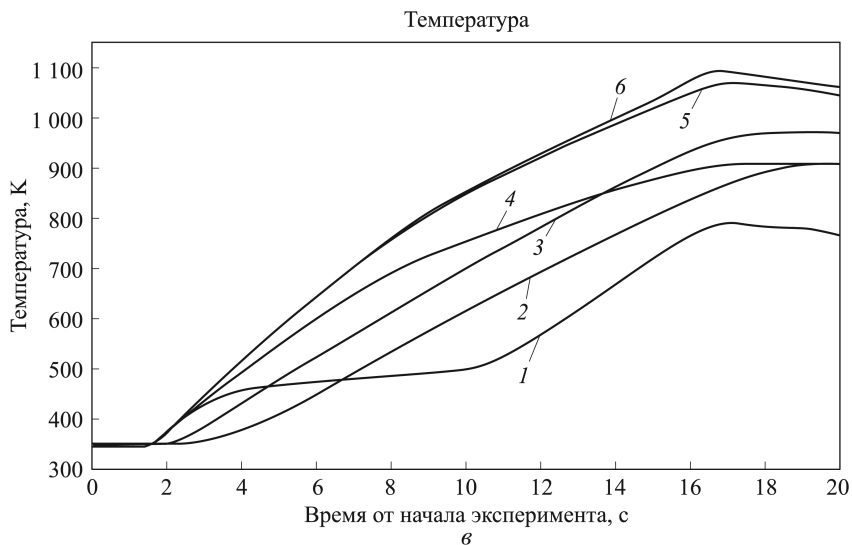
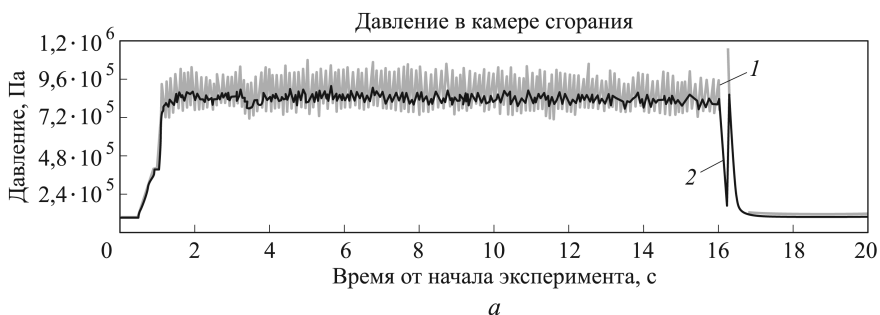


Рис. 4. Графики изменения давления (а), расходов компонентов (б) и температуры (в) в КС во время эксперимента № 18:

а – динамическое (кривая 1) и статическое (кривая 2) давление в КС; б – расходы ВПВ (кривая 1) и керосина (кривая 2); в – кривые 1... 6 – термопары №№ 6, 12, 11, 1, 3 и 7 соответственно

Выход на режим с установлением давления в КС происходил за 0,1 с. Надежность запуска двигателя составила 100%. Задержка воспламенения составила менее 0,1 с.

На рис. 4, в выведены данные датчиков температуры, которые показали максимальные значения в конце запуска: очевидно наличие зоны повышенных температур.

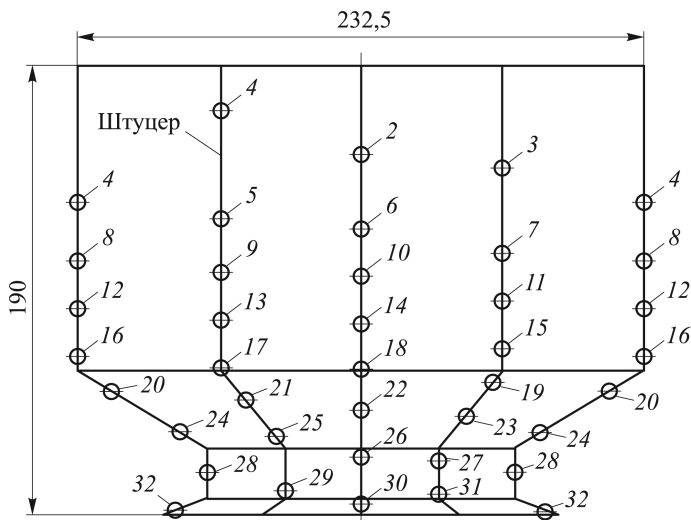


Рис. 5. Развертка расположения термопар по корпусу КС и сопла

На рис. 6, *a* приведены показания термопар для других огневых запусков одинаковой продолжительности, но с разными расходами \dot{m}_{Σ} компонентов на форсунки. Графики наглядно показывают неравномерность нагрева. Это связано с неравномерностью распределения расхода окислителя на завесное охлаждение, вызванное несовершенством конструкции коллектора завесы. Другой возможной причиной неравномерности может являться неконцентричность стенки смесительной головки и КС, вызванная перекосом смесительной головки при соединении ее с фланцем КС. Данный дефект сборки трудно контролируется и может быть устранен только изменением конструкции смесительной головки.

На рис. 6, *б* приведены показания термопар для другой серии экспериментов. Они различаются по продолжительности (3, 6 и 15 с) и суммарному расходу компонентов, но имеют близкие соотношения компонентов ($\alpha \approx 0,7$). Видно, что при проведении экспериментов с одинаковым соотношением компонентов нагрев стенок КС происходит практически идентично и отслеживается повторяемость по характеру роста температур. Наибольшие отклонения объясняются различием в суммарных расходах компонентов, следовательно, разным давлением в КС.

Для определения неравномерности в нескольких экспериментах была выполнена инфракрасная съемка поверхности КС во время испытаний. Полученные снимки показали, что зон существенных увеличений температур нет (рис. 7).

Анализ максимальных температур стенки КС по результатам экспериментов показал, что подобранный с применением математического моделирования расход на завесу (18% суммарного расхода компонентов) обеспечивает требуемое охлаждение на выбранных режимах. При

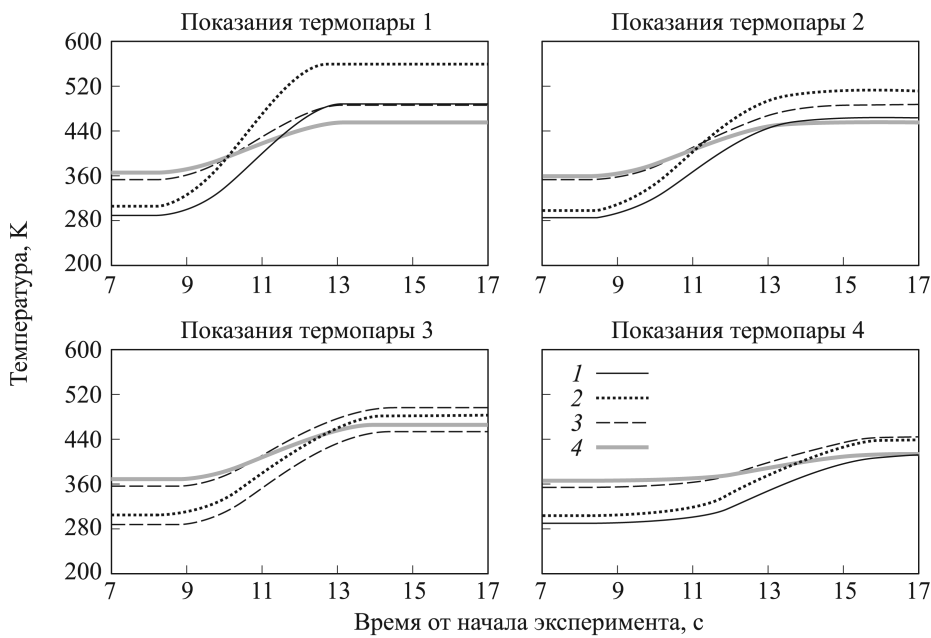


Рис. 6. Экспериментальные зависимости температуры внешней поверхности стенки КС:

а — запуски 6, 7, 9 и 10 (кривые 1...4 соответственно); *б* — запуски 12, 17 и 18 (кривые 1, 2 и 3 соответственно)

увеличении коэффициента избытка окисления давление в КС растет. В эксперименте № 18 давление в КС было наиболее близким к 10 атм при $\alpha = 0,739$. Можно ожидать, что при приближении коэффициента избытка окислителя к значению $\alpha \rightarrow 0,9$, выбранного в качестве номинального для этого этапа экспериментов, давление в КС будет также стремиться к номинальному значению.

Исследования экспериментального двигателя показали полноту сгорания: $\varphi_\beta = \frac{\beta_{\text{эксп}}}{\beta_{\text{т}}} = 0,917$ (эксперимент № 18), в то время как



Рис. 7. Инфракрасный снимок испытания № 8 на 15 с

максимальная температура стенки КС составила 1100 К. Характер роста температуры во время эксперимента (см. рис. 4, в) указывает на возможность проведения более длительных пусков с обеспечением удовлетворительного теплового состояния стенок КС.

Это доказывает в целом правильность принятых решений при проектировании исследуемого ЖРД МТ и выборе расхода на завесу. В ходе будущих работ планируется провести: повторные испытания на тех же режимах, испытания с разными расходами на завесу, соотношениями компонентов на форсунке с сохранением суммарного расхода, близкого к номинальному, а также испытания с большим расходом на завесу.

Заключение. Анализ обзора существующих работ по экспериментальному исследованию рабочих процессов в КС ЖРД МТ на топливе ВПВ–керосин выявил отсутствие значимых результатов по проблеме определения оптимального расхода на завесу, минимизирующего потери удельного импульса и обеспечивающего сохранение температуры ниже максимальной для материала стенки КС. Для решения данной проблемы разработан ЖРД МТ 500 Н и проведены огневые испытания, в ходе которых были получены зависимости нестационарного теплового состояния стенки КС от режимных параметров. При огневых испытаниях обнаружена неравномерность прогрева КС, возможной причиной которой стала неравномерность распределения окислителя по каналам завесы, но это не привело к превышению температуры стенки КС более рабочей температуры материала. В эксперименте с режимными параметрами, близкими к номинальным, достигнута максимальная полнота сгорания $\varphi_{\beta} = 0,917$ при расходе на завесу, равном 18 % суммарного расхода в КС. Максимальная температура стенки КС при этом составила 1100 °С. В результате испытаний выявили, что

моделирование теплового состояния стенки КС, проведенное в работе [3], в целом правильно предсказало расход на завесу, который обеспечивает оптимальный температурный режим. Помимо этого, анализ результатов позволил выявить недостатки конструкции ЖРД МТ и дать рекомендации по дальнейшему ее совершенствованию и исследованию внутрикамерных процессов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Разработка ЖРД малой тяги на компонентах перекись водорода и керосин // Вестник СибГАУ им. М.Ф. Решетнева. Красноярск. 2011. № 4 (37). С. 121–126.
2. Разработка системы воспламенения ЖРДМТ на компонентах высококонцентрированная перекись водорода и керосин: Всеросс. науч.-технич. конф. “Ракетно-космические двигательные установки” / А.А. Козлов, И.А. Базанова, И.Н. Боровик и др. М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2008. 80 с.
3. Воробьев А.Г. Математическая модель теплового состояния ЖРДМТ // Вестник МАИ. 2007. Т. 14. № 4. С. 42–49.
4. Воробьев А.Г. Экспериментально-теоретическая модель теплового состояния жидкостных ракетных двигателей малых тяг: Автореф. дисс. . . . канд. техн. наук. М., 2008. 21 с.
5. James E. Love, Wendell H. Stillwell. The Hydrogen Peroxide Rocket Reaction Control System for the X-1B Research Airplane, NASA TN-185, 1959.
6. Takashashi K., Ikuta T., Dan Y., Nagayama K., Kishida M. Catalytic Porous Microchannel for Hydrogen Peroxide MEMS Thruster, Proceedings of the 23rd Sensor Symposium, 2006. С. 513–516.
7. Kim B., Lee Y., Kim G., Go Y., Kim Y., Kim S. A Study on Design and Combustion Characteristics of a H₂O₂/Kerosene Uni-injector Rocket Engine, 34th Spring Conference of The Korean Society of Propulsion Engineers, 2010.
8. Jo S., An S., Kim J., Yoon H., Kwon S. Performance Characteristics of Hydrogen Peroxide / Kerosene Staged-Bipropellant Engine with Axial Fuel Injector, AIAA Journal of Propulsion and Power. Vol. 27. No. 3. 2011.
9. Ventura M.C., Mullens P. The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power, AIAA-99-2880, 1999.
10. Ventura M.C., Wernimont E., Heister S.D., Yuan S. Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) for Use in Propulsion and Power Devices — Historical Discussion of Hazards, AIAA-2007-5468, 2007.
11. Coxhill, I., Richardson, G. and Sweeting, M. “An Investigation of a Low Cost HTP/Kerosene 40 N Thruster for Small Satellite” 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, IN, AIAA Paper 2002-4155, July 2002.
12. Основы теории и расчета ЖРД / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др. М.: Высш. шк., 1993, 656 с.
13. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006, 488 с.
14. Козлов А.А., Абашев В.М. Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги. М.: МАИ, 2003, 36 с.
15. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива / А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов и др. // Вестник МАИ. 2010. № 17(1) С. 97–103.

16. Гуркин Н.К., Казеннов И.С., Лизуневич М.М., Хохлов А.Н. Разработка и модернизация пневмогидросистемы, системы измерения и управления стендом для испытания ЖРД МТ: Труды II Общеросс. молодеж. науч.-техн. конф. “Молодежь. Техника. Космос”, “Военмех. Вестник БГТУ”, 17–19 марта, 2010 г., СПб., С. 52–54.
17. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Хохлов А.Н., Заранкевич И.А. Программный комплекс для автоматизации испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг, работающих на экологически чистых компонентах топлива высококонцентрированная перекись водорода и керосин. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2012615618 от 20 июня 2012 года.
18. Богачева Д.Ю., Боровик И.Н. Автоматическая обработка и анализ результатов огневого испытания жидкостного ракетного двигателя малой тяги. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 201261461 от 24 мая 2012 года.

REFERENCES

- [1] Vorob'ev A.G., Borovik I.N., Kha S. Development low-thrust liquid-propellant rocket engine using components: kerosene and hydrogen peroxide. *Vestn. Sibirskogo Gos. Aerokosmicheskogo Un. im. akad. M.F. Reshetneva* [Bull. Reshetnev Siberian State Aerospace Uni.], Krasnoyarsk, 2011, no. 4 (37), pp. 121–126 (in Russ.).
- [2] Kozlov A.A., Bazanova I.A., Borovik I.N. Razrabotka sistemy vosplamneniya ZhRDMT na komponentakh vysokokontsentrirrovannaya perekis' vodoroda i kerosin [Development the ignition system of the low-thrust liquid-propellant rocket engine using components: high-concentration hydrogen peroxide and kerosene]. All-Russian sc.-tech. conf. “Rocket-Space Propulsion” Moscow, MGTU im. N.E. Bauman Publ., 2008. 80 p.
- [3] Vorob'ev A.G. Mathematical model of the thermal state for low-thrust liquid-propellant rocket engine. *Vestn. Moskovskogo aviatsionnogo inst.* [Bull. Moscow Aviation Inst.], 2007, vol. 14, no. 4, pp. 42–49 (in Russ.).
- [4] Vorob'ev A.G. Eksperimental'no-teoreticheskaya model' teplovogo sostoyaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley malykh tyag [Experimental and theoretical model of the thermal state of the low-thrust liquid-propellant rocket engines]. M., 2008. 21 p.
- [5] Love J.E., Stillwell W.H. The Hydrogen Peroxide Rocket Reaction Control System for the X-1B Research Airplane. NASA TN-185, 1959.
- [6] Takashashi K., Ikuta T., Dan Y., Nagayama K., Kishida M. Catalytic Porous Microchannel for Hydrogen Peroxide MEMS Thruster. *Proc. 23rd Sensor Symposium on Sensors, Micromachines, and Applied Systems*, 2006, pp. 513–516.
- [7] Kim B., Lee Y., Kim G., Go Y., Kim Y., Kim S. A Study on Design and Combustion Characteristics of a H₂O₂/Kerosene Uni-injector Rocket Engine. *Proc. 34th Spring Conf. of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2010.
- [8] Jo S., An S., Kim J., Yoon H., Kwon S. Performance Characteristics of Hydrogen Peroxide / Kerosene Staged-Bipropellant Engine with Axial Fuel Injector. *AIAA J. Propulsion and Power*, 2011, vol. 27. no. 3, pp. 684–691.
- [9] Ventura M.C., Mullens P. The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power. *35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, June 20–24, 1999, Los Angeles, CA, AIAA-99-2880.
- [10] Ventura M.C., Wernimont E., Heister S.D., Yuan S. Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) for Use in Propulsion and Power Devices. *Historical Discussion of Hazards*, 2007, AIAA-2007-5468.
- [11] Coxhill I., Richardson G., Sweeting, M. An Investigation of a Low Cost HTP/Kerosene 40 N Thruster for Small Satellite. 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE. Joint Propulsion Conference and Exhibit. Indianapolis, IN, 2002, AIAA Paper 2002-4155.

- [12] Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskiy A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. *Osnovy teorii i rascheta ZhRD* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid-propellant rocket engine]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1993. 656 p.
- [13] Dobrovol'skiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid-propellant rocket engine]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2006. 488 p.
- [14] Kozlov A.A., Abashev V.M. *Raschet i proektirovanie zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloy tyagi* Calculation and design of low-thrust liquid-propellant rocket engine. Moscow. MAI Publ., 2003. 36 p.
- [15] Vorob'ev A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N. Modernization of the firing tests for research working processes in low-thrust liquid-propellant rocket engine using ecologically pure propellant components. *Vestn. Moskovskogo aviatsionnogo inst.* [Bull. Moscow Aviation Inst.], 2010, vol. 1, no. 17, pp. 97–103 (in Russ.).
- [16] Gurkin N.K., Kazennov I.S., Lizunevich M.M., Khokhlov A.N. Development and modernization of hydro pneumatic system, measurement and control systems for stand testing of low-thrust liquid-propellant rocket engine. *Tr. 2-y Obshcherossiyskoy molodezhnoy nauchno-tekhn. konf. "Molodezh". Tekhnika. Kosmos". Voennekh. Vestnik BGTU* [Proc. 2nd All-Russian youth scientific and technical. conf. "Youth. Tech. Space". Military Mech. Bull. Belarusian State Tech. Uni], SPb., 2010, pp. 52–54 (in Russ.).
- [17] Vorob'ev A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N., Zarankevich I.A. Software package for test automation of low-thrust liquid-propellant rocket engine using ecologically pure propellant components: high-concentration hydrogen peroxide and kerosene. The certificate on state registration of the computer program. No. 2012615618, 2004 (in Russ.).
- [18] Bogacheva D.Yu., Borovik I.N. Automatic processing and analysis data of fire tests low-thrust liquid-propellant rocket engine. The certificate on state registration of the computer program. No. 201261461, 2012 (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 16.04.2013

Чудина (Коватева) Юлия Сергеевна — аспирантка кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

Yu.S. Kovateva (Chudina) — post-graduate of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Боровик Николаевич Игорь — канд. техн. наук, доцент кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

I.N. Borovik — Cand. Sci.(Eng.), assoc. professor of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Козлов Александр Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

A.A. Kozlov — Dr. Sci.(Eng.), professor of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University). Author of a number of publications in the field of low-thrust liquid-propellant rocket engines.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Богачева Дарья Юрьевна — аспирантка кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Воробьев Алексей Геннадьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

A.G. Vorob'ev — Cand. Sci.(Eng.), assoc. professor of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Казеннов Иван Сергеевич — инженер-программист, аспирант ОАО “НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко”.

ОАО “НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко”, Российская Федерация, 141400, Химки, Московская область, ул. Бурденко, д. 1.

I.S. Kazennov — engineer-programmer, post-graduate of ОАО “NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko”.

ОАО “NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko”, ul. Burdenko 1, Khimki, Moscow region, 141400 Russian Federation.

Ташев Виталий Петрович — аспирант кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

V.P. Tashev — post-graduate of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Заранкевич Илья Андреевич — студент кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

I.A. Zarankevich — studen of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.