DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.03

УДК 621.454.2

Ю.С. Чудина, И.Н. Боровик, А.А. Козлов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

КОНСТРУКЦИЯ И ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ КИСЛОРОДНО-МЕТАНОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 200 Н

Проведены экспериментальные исследования ракетного двигателя малой тяги на газообразных экологически чистых компонентах топлива: кислороде и метане. В работе дается подробное описание конструкции исследуемого двигателя и схемы смесеобразования. Рассмотрено несколько режимов подачи компонентов в камеру сгорания: прямая схема подачи (режим № 1), обратная (режим № 2) и газогенераторный режим (режим № 3); и два варианта конструкции огневого днища из разных материалов. Для каждого из режимов проведена серия огневых запусков. Получены экспериментальные зависимости давления в камере сгорания от расходов и соотношения компонентов для различных схем ввода кислородно-метанового топлива. При использовании устройства измерения тяги на режиме № 2 и режиме № 3 получена экспериментальная зависимость вырабатываемой тяги от давления в камере сгорания. Максимальное время работы двигателя с непрерывной подачей компонентов составило 16 с на режиме № 3 при давлении в камере сгорания $6,4 \cdot 10^5$ Па и тяге двигателя 84 Н. Для данного эксперимента составлена карта распределения температур на поверхности камеры сгорания. По результатам всего комплекса проведенных испытаний построена зависимость эффективности рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги, определяемой расходным комплексом, от соотношения компонентов. На основе проведенного исследования даются некоторые рекомендации по схеме подачи компонентов топлива в камеру сгорания и использованию конструкций огневого днища.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, газообразный метан, газообразный кислород, огневые эксперименты, завесное охлаждение.

I.S. Chudina, I.N. Borovik, A.A. Kozlov

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

DESIGN AND FIRE-TESTS OF AN OXYGEN-METHANE ENGINE WITH A THRUST OF 200 N

Experimental studies of small thrust rocket engine using gaseous ecologically pure propellant component (oxygen and methane) are performed. A detailed description of the engine design and the mixing scheme is given in paper. Several types of propellant feed scheme (direct – regime No. 1, reverse – regime No. 2 and gas-generator – regime No. 3) and two variant of the fire bottom design, which were made from different material, are considered. For each of the regimes a series of fire tests was conducted. The experimental dependences of the combustion chamber pressure from the mass flow and component mixture ratio was obtained for various oxygen-methane fuel injector schemes. When using the thrust measurement device at mode 2 and mode 3, the experimental dependence of the produced thrust on the pressure in the combustion chamber was obtained. The maximum operating time of the engine with a continuous feed of the components was 16 sec at mode 3 at a combustion chamber pressure of $6.4 \cdot 10^5$ Pa and engine thrust of 84 N. For this experiment, a map of the distribution of temperatures on the surface of the combustion chamber was compiled. Based on the results of the whole complex of tests carried out, the dependence of the efficiency of the working process in the combustion chamber of thruster, determined by the complex β , on the ratio of the components was constructed. On the basis of the study, some recommendations are given on the scheme for supplying fuel components to the combustion chamber and for using the fire bottom structures.

Keywords: thruster, gaseous methane, gaseous oxygen, fire tests, film cooling.

Введение

Сейчас, в десятилетия царствования компьютерных технологий и математических моделей, еще более четко проявилась важность, ценность и нехватка экспериментальных результатов интеллектуальной деятельности. До сих пор не существует точной математической модели, которая может гарантировать правильное предсказание получаемых результатов [1–7]. В ракетной отрасли, где проведение экспериментов и изготовление материальной части для них

являются очень дорогостоящими, дефицит опорных данных, которыми до сих пор остаются только результаты испытаний, проявляется особенно остро. Любая математическая модель рабочих процессов в ракетном двигателе требует верификации ее данными экспериментов [8–10].

В статье приведено подробное описание конструкции и работы смесительной головки ракетного двигателя малой тяги, работающего на топливе газообразный кислород – метан, представлены результаты серии огневых экспериментов с различными параметрами и проведен их анализ. Эти сведения являются основой для дальнейшего совершенствования конструкции смесительных головок и камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги при использовании в них газообразного кислородно-метанового топлива.

Конструкция экспериментального ракетного двигателя

Для изучения особенностей рабочих процессов в камере сгорания (КС) ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) на газообразных компонентах топлива (кислород и метан) разработан экспериментальный двигатель тягой 200–250 Н в пустоте. Объект исследования создавался на основе прототипа – экспериментального двигателя МАИ-ДМТ-200, разработанного на кафедре «Ракетные двигатели» МАИ и прошедшего цикл кратковременных экспериментов в Пекинском аэрокосмическом университете (ПАКУ) [11, 12]. Конструкция двигателя претерпела некоторые изменения.

Смесительная головка исследуемого экспериментального РДМТ состоит из крышки (рис. 1, *а*), трех распределительных пластин (рис. 1, *б–г*), шести смесительных элементов (см. рис. 1, *в*), съемного конструктивного элемента «юбки» (рис. 1, *д*), корпуса. Для центровки пластин используются штифты (4, 10 на рис. 1, *а, г*).

Рис. 1. Пластины смесительной головки: *а* – крышка смесительной головки; *б* – верхняя распределительная пластина; *в* – средняя распределительная пластина с форсунками; *г* – нижняя распределительная пластина; *д* – сменная конструктивная деталь – «юбка»

Обозначения на рис. 1: 1–3 – вход компонента; 4, 10 – отверстия под штифты; 5, 13 – место под электроискровой воспламенитель; 6–8, 12 – распределительный коллектор; 9 – отверстия под термопару; 11 – отверстия для болтов.

Смесеобразование организуется шестью двухкомпонентными струйно-центробежными газовыми форсунками (см. рис. 1, *в*; 2).

Рис. 2. Конструкция форсунок и схема движения компонентов:
а – общая; б – нормальная (слева) и обратная (справа)

Предусмотрен отдельный подвод компонента для завесного охлаждения стенок камеры сгорания. Это позволяет менять расход и вид охладителя в зависимости от задач исследования. Воспламенение компонентов происходит с помощью электроискрового воспламенителя, находящегося в центральной части форсуночной головки (рис. 3).

Рис. 3. Конструкция форсуночной головки

На вход 1 подается компонент, идущий на завесное охлаждение (см. рис. 1, а–в). Распределение этого компонента происходит на средней пластине по коллектору 8 (см. рис. 1, в), через отверстия в коллекторе он попадает во фрезерованные каналы нижней распределительной пластины, проходит в полость между стенкой камеры сгорания и кромкой «юбки», охлаждая ее, и выходит в камеру сгорания. Для подачи компонента на периферийную часть форсунок используется подвод 2 (см. рис. 1, а). Начальное распределение компонента происходит на верхней распределительной пластине по коллектору 6 (см. рис. 1, б). Далее через отверстия в коллекторе 6 компонент проходит к нижней пластине, попадая в пазы распределительного коллектора 12 (см. рис. 1, г), перераспределяется и затем через кольцевые каналы, образованные форсуночными элементами и нижней распределительной пластиной (см. рис. 2, а), выходит в КС. Для подачи компонента в центральную часть форсунок используется вход 3 (см. рис. 1, а). Распределение компонента по площади смесительной головки происходит в коллекторе 7 на средней распределительной пластине (см. рис. 1, в), после чего он поступает в камеру сгорания через центральные отверстия в форсуночных элементах (см. рис. 2, а).

Для изучения процессов смешения и горения компонентов и их влияния на показатели эффективности двигателя рассматривалась подача компонентов по двум схемам (см. рис. 2, б):

1) *нормальная* – в центральную часть форсунок подается газообразный метан, по периферии газообразный кислород;

2) *обратная* – в центр форсунок поступает окислитель, по периферии горючее.

Конструктивный элемент «юбка» используется для разделения на начальном участке камеры сгорания холодного компонента завесы и горячих продуктов сгорания в ядре. Этот элемент также дает возможность исследовать влияние формы огневого днища на рабочие процессы в КС. В данном исследовании рассматриваются две конструкции «юбки» (рис. 4):

1) коническая форма с диффузорными сопловыми выходами форсунок;

2) сферическая с конфузорными сопловыми выходами форсунок.

Рис. 4. Варианты конструкции «юбки»: а – коническая форма днища, диффузорные сопловые выходы форсунок – конструкция № 1; б – сферическая форма днища, конфузорные сопловые выходы форсунок – конструкция № 2

Охлаждение стенок КС осуществляется за счет завесного охлаждения одним из компонентов топлива без использования дополнительного регенеративного охлаждения.

Представленная конструкция экспериментального двигателя позволяет проводить исследования процессов в камере сгорания в широком диапазоне входных условий. Наиболее подробное описание схемы работы и особенностей протекания процессов в указанном объекте исследования приводятся в работе [13].

Экспериментальное исследование

Экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса в разработанном РДМТ происходило на огневом атмосферном стенде кафедры «Ракетные двигатели» МАИ. Достаточно подробное описание данного экспериментального стенда представлено в работах [14, 15].

Основные этапы проведенного экспериментального исследования:

- 1) кратковременные испытания с «нормальным» режимом подачи компонентов;
- 2) испытания с «обратной» подачей компонентов;
- 3) испытания на газогенераторном режиме работы двигателя.

При проведении экспериментов на первом этапе использовалась камера сгорания с приведенной длиной $L_{пр} = 0,933$ м (рис. 5).

В центральную часть форсунки подается метан, по периферии – кислород. Завесное охлаждение осуществляется газообразным кислородом.

Расходы компонентов варьируются в диапазоне: для газообразного метана $\dot{m}_{CH_4} = 3,4...10,5$ г/с, для газообразного кислорода $\dot{m}_{O_2} = 7,7...24,6$ г/с. Выбран увеличенный относительный расход кислорода на завесное охлаждение для сохранения материальной части: $\dot{m}_{зав.отн} = 0,51...0,67$.

Рис. 5. Варианты КС: $a - L_{\text{пр}} = 0,463 \text{ м}$; $b - L_{\text{пр}} = 0,933 \text{ м}$

Результаты первого этапа экспериментов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры, полученные в ходе проведения первого этапа экспериментальных исследований

№ п/п	$t, \text{ с}$	$\dot{m}_{\text{O}_2}, \text{ г/с}$		$\dot{m}_{\text{CH}_4}, \text{ г/с}$	$\dot{m}_{\Sigma}, \text{ г/с}$	$p_{\text{к}}, \times 10^5 \text{ Па}$	$\alpha_{\text{форс}}$	α_{Σ}	$\dot{m}_{\text{зав.отн}}$
		форсунки	завеса	форсунки					
1	0,8	24,6	34,3	9	67,9	10,50	0,69	1,64	0,51
2	0,8	22,2	34,78	9,5	66,48	9,92	0,59	1,50	0,52
3	0,8	7,7	36,8	10,5	55	8,50	0,18	1,06	0,67
4	0,8	16,4	36,3	9,4	62,1	9,96	0,44	1,41	0,58
5	0,8	16,4	37,6	9,4	63,4	10,20	0,44	1,44	0,59
6	0,8	16,2	37,6	9,7	63,5	10,37	0,42	1,39	0,59
7	0,8	16,1	37	9,6	62,7	10,50	0,42	1,39	0,59
8	0,8	15,7	33,1	9,5	58,3	10,57	0,41	1,29	0,57
9	0,8	15,8	33,8	4,3	53,9	8,20	0,92	2,89	0,63
10	0,8	19,9	37	3,4	60,3	8,76	1,47	4,19	0,61
11	1,8	21,62	39,5	3,95	65,07	8,90	1,37	3,88	0,61
12	1,8	21,3	39,4	3,95	64,65	8,90	1,35	3,85	0,61
13	1,8	21,5	40	3,96	65,46	8,90	1,36	3,89	0,61
14	1,8	21,55	39,6	5,3	66,45	9,80	1,02	2,89	0,60
15	1,8	21,8	39,6	5,2	66,6	9,80	1,05	2,96	0,59

После проведения серии экспериментов на «юбке» из нержавеющей стали 12X18H10T видна картина цветов побежалости; центральная часть огневого днища, свеча зажигания и крепежные элементы «юбки» обгорели, несмотря на кратковременность запусков, что говорит о наличии высокотемпературных обратных токов и образовании зон повышенных температур вблизи огневого днища (рис. 6).

Рис. 6. Смесительная головка с установленной «юбкой» до (а) и после проведения серии кратковременных огневых запусков (б)

Первый этап огневых испытаний позволил провести наладку стенда и получить некоторые данные по уровням давлений в КС. Установлено надежное зажигание кислородно-метановой смеси при использовании шестифорсуночной смесительной головки без отдельного подвода компонента на свечу зажигания.

Вторым этапом экспериментальной отработки двигателя стал режим, позволивший предотвратить чрезмерно быстрый нагрев огневого днища высокотемпературными обратными токами: режим с подачей газообразного метана по периферии форсунок и газообразного кислорода в центр. Восстановительная среда вблизи стенки «юбки» позволила провести огневые запуски продолжительностью 2–5 с.

В ходе экспериментов были использованы «юбки» из материалов БрХ0,8 и 12Х18Н10Т. С применением «юбки» из БрХ0,8 проведено 22 пуска общей продолжительностью 62 с, из материала 12Х18Н10Т – только три эксперимента с суммарным временем 7 с. Использование материала БрХ0,8 для огневого днища камеры сгорания позволяет работать на более жестких режимах по соотношению компонентов на форсунках, т.е. с большими температурами вблизи огневой стенки и с большим временем подачи компонентов. Результаты проведенных экспериментов представлены в табл. 2

Таблица 2

Результаты второго этапа экспериментального исследования

№ п/п	t, с	$\dot{m}_{O_2}$, г/с		$\dot{m}_{CH_4}$, г/с	$\dot{m}_{\Sigma}$, г/с	R, Н	$p_k, \times 10^5$ Па	$\alpha_{\text{форс}}$	α_{Σ}	$\dot{m}_{\text{зав.отн}}$	Материал «юбки»
		Форс	Завеса	Форс							
1	1	12,98	40	5	57,98		5,77	0,65	2,66	0,69	БрХ0,8
2	1	12,95	39,46	1,58	53,99	55	5,67	2,05	8,31	0,73	
3	2	13,09	40,81	8,77	62,67	68	6,25	0,37	1,54	0,65	
4	2	9,83	35,97	14,5	60,3	105	9,00	0,17	0,79	0,60	
5	2	11	37,31	11,71	60,02	92	8,42	0,24	1,03	0,62	
6	3	11,83	38,28	11,5	61,61	92	8,50	0,26	1,09	0,62	
7	2	2,43	49,44	11,46	63,33	94	8,81	0,05	1,13	0,78	
8	3	12,17	32,16	12	56,33	89	8,15	0,25	0,93	0,57	
9	3	12,1	38,26	11,24	61,6	93,5	8,67	0,27	1,12	0,62	

№ п/п	t, с	$\dot{m}_{O_2}$, г/с		$\dot{m}_{CH_4}$, г/с	$\dot{m}_{\Sigma}$, г/с	R, Н	p_k , 10^5 Па	$\alpha_{\text{форс}}$	α_{Σ}	$\dot{m}_{\text{зав.отн}}$	Материал «юбки»
		Форс	Завеса	Форс							
10	3	15,28	48,2	3,47	66,95	73,5	6,67	1,10	4,58	0,72	БрХ0,8
11	3	14,56	46,01	3,76	64,33	69	6,62	0,97	4,04	0,72	
12	5	15,01	46,86	3,74	65,61	73	6,63	1,01	4,15	0,71	
13	3	13,67	40,06	7	60,73	82	7,72	0,49	1,92	0,66	
14	3	14,49	40,09	6,78	61,36	83	7,75	0,54	2,02	0,65	
15	3	16,06	39,67	6,55	62,28	85	7,93	0,61	2,13	0,64	
16	3	16,97	36,37	6,74	60,08	84	7,83	0,63	1,98	0,61	
17	3	18,98	36,2	6,5	61,68	86	7,96	0,73	2,13	0,59	
18	3	20,61	35,62	6,35	62,58	87	8,00	0,81	2,22	0,57	
19	3	22,14	33,3	6,25	61,69	90	8,11	0,89	2,22	0,54	
20	3	22,2	34,8	6,4	63,4	87	8,16	0,87	2,23	0,55	
21	4	23,1	35,1	6,45	64,65	88	8,30	0,90	2,26	0,54	
22	4	23,5	31,6	6,55	61,65	87	8,15	0,90	2,11	0,51	
23	2	10,8	42	10,1	62,9	90	8,64	0,27	1,31	0,67	12Х18Н10Т
24	2	11,7	36,4	10,3	58,4	90	8,36	0,28	1,17	0,62	
25	3	9,5	40,8	11,6	61,9	87	8,33	0,21	1,09	0,66	

На этом этапе экспериментов проводилось измерение силы тяги с помощью СИУИ1500 (рис. 7).

Рис. 7. Экспериментальные зависимости тяги РДМТ от давления в КС на различных режимах по коэффициенту избытка окислителя и суммарному расходу компонентов

Очевидно, что использование более теплопроводного материала для изготовления конструктивного элемента «юбки» способствует менее быстрому нагреву огневого днища и меньшему оплавлению острых кромок. Также подтверждено, что режим с восстановительной средой в ядре потока и подачей метана по периферии форсунок позволяет проводить более длительные запуски. Однако температура вблизи стенки огневого днища остается выше рабочей температуры материала, что подтверждается оплавлением кромок и изменением цвета «юбок» (рис. 8).

В связи с этим следующий этап экспериментов решено проводить на режиме с подачей только метана на форсунки и использованием всего расхода газообразного кислорода для завесного охлаждения.

Рис. 8. Состояние юбки после серии экспериментов на режиме № 2: а – БрХ0,8; б – 12Х18Н10Т

На третьем этапе экспериментов исследовалось также влияние формы и материала «юбки» на эффективность рабочих процессов в КС. Использовались обе конструкции «юбки». В ходе проведения экспериментов устанавливались камеры сгорания с различной приведенной длиной.

На этом режиме было проведено 76 успешных огневых запусков с общей продолжительностью 345 с. График зависимости тяги от давления в КС при различных расходах компонентов представлен на рис. 9.

Рис. 9. Зависимость тяги экспериментального РДМТ от давления в КС при различных расходах компонентов во время огневых испытаний.

Ниже приведены значения некоторых огневых запусков, отмеченных повторяемостью параметров в ходе проведения экспериментов с увеличивающимся временем подачи компонентов и наиболее продолжительные по длительности в каждой из групп подобных экспериментов (табл. 3).

В этот этап экспериментов входила также отработка двигателя огневыми испытаниями «по квадрату» (рис. 10) [16, 17]. Использовалась конструкция № 2 «юбки». Диапазон экспериментальных значений расходов 78–122 % от номинального $\dot{m}_\Sigma = 64$ г/с.

Таблица 3

Результаты огневых экспериментов на режиме № 3 с увеличивающимся временем подачи компонентов

№ п/п	t , с	$\dot{m}_{O_2}$, г/с	$\dot{m}_{CH_4}$, г/с	$\dot{m}_{\Sigma}$, г/с	R , Н	p_k , атм	α_{Σ}	Конструкция, материал «юбки» / конструкция КС
10	8	60,26	3,26	63,52	72	6,40	4,63	Конст. № 1, БрХ0,8 / $L_{пр} = 0,933$ м
13	10	60,2	3,1	63,3	70	6,27	4,87	
15	5	59	2,59	61,59	77	5,58	5,71	
17	10	61,3	2,93	64,23	81	6,21	5,24	
24	16	61,7	3,07	64,77	84	6,37	5,04	
6	6	60	3,5	63,5	74	6,40	4,30	Конст. № 1, БрХ0,8 / $L_{пр} = 0,463$ м

Рис. 10. Полученные значения давлений в КС экспериментального двигателя в ходе проведения испытаний «по квадрату»

По результатам третьего этапа экспериментов максимальное время работы двигателя с непрерывной подачей компонентов составило 16 с. В ходе этого огневого запуска давление в КС было на уровне $6,4 \cdot 10^5$ Па, тяга двигателя 84 Н.

На рис. 11 приведены показания термопарных датчиков, установленных на внешней поверхности стенок КС (рис. 12). Температура стенки с внешней стороны КС по данным термопары № 10 составила 1286 К, что приближается к максимальной рабочей температуре материала, поэтому испытания с увеличением времени подачи компонентов решено было завершить: 16 с оказалось недостаточно для выхода двигателя на стационарный тепловой режим.

Рис. 11. Показания термопарных датчиков во время 16-секундного огневого запуска

Рис. 12. Схема установки термодатчиков по поверхности КС в развертке

Проведенная серия экспериментов позволила получить большое количество данных по давлениям в камере сгорания и сделать некоторые выводы по характеристикам рабочего процесса. Так, по результатам проведенных испытаний построена зависимость эффективности рабочего процесса в КС РДМТ, определяемой расходным комплексом β [18, 19]: $\beta = \frac{p_k F_{кр}}{\dot{m}_\Sigma}$, от соотношения компонентов (рис. 13).

 Рис. 13. Зависимость расходного комплекса β от суммарного коэффициента избытка окислителя в камере на различных режимах

После серии экспериментов обнаружено, что конфузорные выходные сопла форсунок (конструкция «юбки» № 2) позволяют отодвинуть фронт пламени и снизить уровни температур вблизи огневого днища. Использование такой формы способствовало уменьшению обгорания

острой кромки «юбки» по сравнению с конструкцией № 1 из-за большей толщины материала и меньшего угла заострения. Применение материала БрХ0,8 для «юбки» позволяет проводить более длительные эксперименты. Однако явных преимуществ использования сферической «юбки» для повышения эффективности двигателя по сравнению с конической не выявлено. Стоит отметить, что данное утверждение справедливо только для рассмотренного газогенераторного режима подачи компонентов и требует дальнейшего изучения.

Заключение

Показанные результаты экспериментального исследования кислородно-метанового двигателя позволили подробно верифицировать математическую модель, представленную в работе [13], произвести настройку эмпирических коэффициентов для отладки модели и использования ее в дальнейших численных расчетных исследованиях. Полученные в ходе натурных экспериментов данные также позволили понять возможные дальнейшие пути совершенствования конструкций смесительной головки и камеры сгорания РДМТ для повышения эффективности двигателя и приблизиться к пониманию особенностей работы на газообразных экологически чистых компонентах топлива.

Библиографический список

1. Беляев Е.Н., Черваков В.В. Математическое моделирование ЖРД. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. – 280 с.
2. Математическое моделирование процессов в современных ЖРД / Б. Каторгин, В. Чванов, Е. Беляев, В. Черваков // Двигатель. – 2002. – Июль-август. – № 4(22). – С. 13–16.
3. Ваулин С.Д., Салич В.Л. Методика проектирования высокоэффективных ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник ЮУрГУ. Сер.: Машиностроение. – 2012. – Вып. 19, № 12. – С. 43–50.
4. Numerical investigation of flow and combustion in a single element GCH₄/Gox rocket combustor / C. Roth, O. Haidn, A. Chemnitz, T. Sattelmayer, Y. Daimon, G. Frank, H. Muller, J. Zips, M. Pfitzner, R. Keller, P. Gerlinger, D. Maestro, B. Cuenot, H. Riedman, L. Selle // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Propulsion and Energy Forum. July 25–27. – Salt Lake City, 2016. – 12 p.
5. De Giorgi M.G., Leuzzi A. CFD Simulation of mixing and combustion in LOX/CH₄ spray under supercritical conditions // 39th AIAA Fluid Dynamics Conference. 22–25 June 2009. – San Antonio, 2009. – 14 p.
6. Schulze M., Schmid M., Sattelmayer T. Influence of atomization quality modulation on flame dynamics in a hypergolic rocket engine // International Journal of Spray and Combustion Dynamics. – 2016. – Vol. 8(3). – P. 149–164.
7. Lempke M., Keller R., Gerlinger P. Influence of spatial discretization and unsteadiness on the simulation of rocket combustion // International Journal for Numerical Methods in Fluids. – 2015. – P. 1–32.
8. Лапицкий В.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование характеристик камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги на метане и кислороде: дис. ... канд. техн. наук. – М., 2006. – 163 с.
9. Shaikh T., Patidar L., Chowdhury A. Experimental and numerical investigation of combustion in a hydrocarbon and gaseous oxygen fuelled rocket // Applied Thermal Engineering. – 2017. – Vol. 110, 5 January. – P. 1554–1567.
10. Экспериментальное исследование характеристик ЖРД тягой 500Н на топливе керосин – ВПВ / Ю.С. Чудина, И.Н. Боровик, А.А. Козлов, Д.Ю. Богачева, А.Г. Воробьев, И.А. Заранкевич, В.П. Ташев, И.С. Казеннов / Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. 2014. – Июль-август. – № 4(97). – С. 83–98.
11. Разработка 200Н ЖРД МТ на топливе кислород–метан / Ю.С. Коватёва, А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.А. Козлов // Молодежь. Техника. Космос: тр. III Общерос. молодеж. науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2011. – С. 32–33.
12. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан – разработка, проектирование, испытания и анализ полученных результатов / Ю.С. Коватёва, А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов, И.С. Казеннов // Вестник МАИ. – 2011. – Т. 18, № 3. – С. 45–54.

13. Чудина Ю.С. Рабочие процессы в ракетном двигателе малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород и метан: дис. ... канд. техн. наук. – М., 2014. – 167 с.
14. 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, М.М. Лизуневич, С.А. Сокол, Н.К. Гуркин, И.С. Казеннов // Вестник МАИ. – 2010. – № 17(1). – С. 97–103.
15. Разработка и модернизация пневмогидросистемы, системы измерения и управления стендом для испытания ЖРД МТ / Н.К. Гуркин, И.С. Казеннов, М.М. Лизуневич, А.Н. Хохлов // Молодежь. Техника. Космос: тр. III Общерос. молодеж. науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2010. – С. 52–54.
16. Жуковский А.Е. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учеб. пособие для авиац. спец. вузов / А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.Я. Левин, В.В. Окорочков; под ред. В.З. Левина. – М.: Машиностроение, 1981. – 199 с.
17. Бершадский В.А., Коломенцев А.И. Основы технологии стендовых испытаний двигательных установок жидкостных ракет. Комплексная отработка. – М.: Изд-во МАИ, 2016. – 164 с.
18. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: учебник / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов, В.Д. Курпатенков, А.М. Обельницкий, В.М. Поляев, Б.Я. Полуян; под ред. В.М. Кудрявцева. – 3-е изд. – М.: Высш. шк., 1983. – 703 с.
19. Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 208 с.

References

1. Belyaev E.N. Matematicheskoe modelirovanie ZhRD [Mathematical modeling of liquid rocket engines]. Moscow, Moskovskii aviatsionnyi institut, 2009, 280 p.
2. Katorgin B., Chvanov V., Beliaev E., Chervakov V. Matematicheskoe modelirovanie protsessov v sovremennykh ZhRD [Mathematical modeling of processes in modern liquid rocket engines]. Engine, 2002, iss. 22, no.4, pp. 13-16.
3. Vaulin S.D., Salich V.L. Metodika proektirovaniya vysokoeffektivnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi na osnove chislennogo modelirovaniya vnutrikamernykh protsessov [Technique of designing high-performance rocket engines of small thrust based on numerical modeling of intrachamber processes]. Bulletin of the South Ural State University. Mechanical engineering industry, 2012, iss. 19, no. 12, pp. 43-50.
4. Roth C., Haidn O., Chemnitz A., Sattelmayer T., Daimon Y., Frank G., Muller H., Zips J., Pfitzner M., Keller R., Gerlinger P., Maestro D., Cuenot B., Riedman H., Selle L. Numerical investigation of Flow and Combustion in a Single Element GCH₄/Gox Rocket Combustor. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Propulsion and Energy forum. Salt Lake City, UT, July 25-27, 2016, 12p.
5. De Giorgi M.G., Leuzzi A. CFD Simulation of mixing and combustion in LOX/CH₄ spray under suoercritical conditions. 39th AIAA Fluid Dinamics Conference. San Antonio, Texan, 22-25 June 2009. 14 p.
6. Schulze M., Schmid M., Sattelmayer T. Influence of atomization quality modulation on flame dynamics in a hybergolic rocket engine. International jornal of spray and combustion dynamics, vol. 8(3), 2016, pp. 149-164.
7. Lempke M., Keller R., Gerlinge P. Influence of Spatial Discretization and Unsteadiness on the simulation of rocket combustion. International journal for numerical methods in fluids, 2015, pp. 1-32.
8. Lapitskii V.I. Matematicheskoe modelirovanie i eksperimental'noe issledovanie kharakteristik kamery sgoraniia zhidkostnogo raketnogo dvigatel'ia maloi tiagi na metane i kislorode [Mathematical modeling and experimental study of the combustion chamber characteristics of a liquid thruster with methane and oxygen]. Ph.D. thesis. Moscow, 2006, 163 p.
9. Shaikh T., Patidar L., Chowdhury A. Experimental and Numerical Investigation of Combustion in a Hydrocarbon and Gaseous Oxygen fuelled Rocket. Applied Thermal Engineering, vol. 110, 5 January, 2017, pp. 1554-1567.
10. Chudina Yu.S., Borovik I.N., Kozlov A.A., Bogacheva D.Yu., Vorobev A.G., Zarankevich I.A., Tashev V.P., Kazennov I.S. Eksperimentalnoe issledovanie kharakteristik ZhRD tyagoy 500N na toplive kerosin – VPV [Experimental study of the characteristics of a liquid rocket engine with a thrust of 500 N on kerosene fuel and highly concentrated hydrogen peroxide]. Vestnik Moskovskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta imeni N.E.Baumana. Mashinostroenie, 2014, no. 4, iss. 97, pp. 83-98. DOI: 10.18698/0236-3941
11. Kovateva Yu.S., Vorobev A.G., Borovik I.N., Kozlov A.A. Razrabotka 200N ZhRD МТ na toplive kislorod-metan [Development 200N liquid thruster with fuel oxygen-methane]. Molodezh. Tekhnika. Kosmos.

trudy III Obshcherossiyskoy molodezhnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Saint Perersburg, Baltiiskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2011, pp. 32-33.

12. Kovateva Yu.S., Vorobev A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N., Kazennov I.S. Zhidkostnoy raketnyy dvigatel maloy tyagi na toplive gazoobraznyy kislorod i gazoobraznyy metan - razrabotka, proektirovanie, ispytaniya i analiz poluchennykh rezultatov [Liquid thruster on gaseous oxygen and methane gas - development, designing, testing and analysis of the results]. Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 45-54.

13. Chudina Yu.S. Rabochie protsessy v raketnom dvigatele maloi tiagi na gazoobraznykh komponentakh topliva kislorod i metan [Workflows in the thruster to gaseous propellant components oxygen and methane]. Ph.D. thesis. Moscow, 2014, 167 p.

14. Vorobev A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N., Lizunovich M.M., Sokol S.A., Gurkin N.K., Kazennov I.S. Modernizatsiya ispytatel'nogo ognеvogo stenda dlya issledovaniya rabochikh protsessov v zhidkostnykh raketnykh dvigatelyakh malyykh tyag na ekologicheski chistykh komponentakh topliva [Modernization of the test fire stand for research of working processes in liquid rocket thrusters on environmentally friendly fuel components]. Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta, 2010, no. 17, iss. 1, pp. 97-103.

15. Gurkin N.K., Kazennov I.S., Lizunovich M.M., Khokhlov A.N. Razrabotka i modernizatsiya pnevmogidrosistemy, sistemy izmereniya i upravleniya stendom dlya ispytaniya ZhRD MT [Development and modernization of the pneumo-hydraulic system, measuring and control system for the test bench for liquid thrusters]. Molodezh. Tekhnika. Kosmos. trudy III Obshcherossiyskoy molodezhnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Saint Perersburg, Baltiiskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2010, pp. 52-54.

16. Zhukovskiy A.E., Kondrusev V.S., Levin V.Ya., Okorochkov V.V. Ispytaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Tests of liquid rocket engines]. Ed. V.Z. Levin. Moscow, Mashinostroenie, 1981, 199 p.

17. Bershadskiy V.A., Kolomentsev A.I. Osnovy tekhnologii stendovykh ispytaniy dvigatelnykh ustanovok zhidkostnykh raket. Kompleksnaya otrabotka [The fundamentals of bench testing technology for liquid propellant propulsion systems. Integrated mining]. Moscow, Moskovskii aviatsionnyi institut, 2016, 164 p.

18. Vasilev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obelnitskiy A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines]. 3rd ed. Ed. V.M. Kudryavtsev. Moscow, Vysshaya shkola, 1983, 703 p.

19. Kozlov A.A., Vorobev A.G., Borovik I.N. Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi [Liquid rocket engines of small thrust]. Moscow, Moskovskii aviatsionnyi institut, 2013, 208 p.

Об авторах

Чудина Юлия Сергеевна (Москва, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: y.chudina@mai.ru, y.chudina@gmail.com).

Боровик Игорь Николаевич (Москва, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: borra2000@mail.ru).

Козлов Александр Александрович (Москва, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: kozlov202@yandex.ru).

About the authors

Yuliya S. Chudina (Moscow, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Rocket Engines Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe av., Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: y.chudina@mai.ru, y.chudina@gmail.com).

Igor N. Borovik (Moscow, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Rocket Engines Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe av., Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: borra2000@mail.ru).

Aleksandr A. Kozlov (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Rocket Engines Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe av., Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: kozlov202@yandex.ru).