

## **ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КАЛИЛЬНОЙ СВЕЧИ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ МНОГОКРАТНОГО ЗАПУСКА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯЮЩЕМСЯ ДВУХКОМПОНЕНТНОМ ТОПЛИВЕ**

**А.В. Кочанов, А.Г. Клименко**

Исследовательский центр имени М.В. Келдыша,  
Москва, Российская Федерация  
e-mail: alexkochanov1@yandex.ru; klimenkokerc@mail.ru

*Приведены результаты исследований по реализации принудительного воспламенения топлива в камере ракетных двигателей малой тяги с помощью маломассогабаритной калильной свечи. Дана краткая сравнительная характеристика калильной системы воспламенения на основе серийной свечи КС-2 и альтернативных электроискровых и лазерных систем. Приведены экспериментальные данные по достижению воспламенения и достаточной мощности свечи для зажигания топливных композиций на основе газообразного кислорода с газообразными водородом и метаном, и с жидкими горючими керосином и этанолом. На основе анализа экспериментальных данных по запуску кислородно-водородного ракетного двигателя малой тяги показано влияние конструкции свечи и параметров нагревательного элемента на эффективность воспламенения топлива в предкамере двигателя. Предложены мероприятия по компенсации неудовлетворительных динамических характеристик калильной свечи.*

**Ключевые слова:** ракетный двигатель малой тяги, воспламенение, калильная свеча, кислород, водород, камера сгорания, предкамера.

## **PROSPECTS FOR THE GLOW PLUG APPLICATION TO MULTIPLE STARTS OF THRUSTERS OPERATING ON ANERGOLIC BIPROPELLANT**

**A.V. Kochanov, A.G. Klimenko**

Keldysh Research Centre, Moscow, Russian Federation  
e-mail: alexkochanov1@yandex.ru; klimenkokerc@mail.ru

*The results of studies on implementation of forced fuel ignition in the thruster's chamber by means of low-mass-dimensional glow plug are presented. The short characteristic of requirements to the thruster and fuel ignition system is given. To provide multiple thruster ignition and glow plug safety, fuel ignition is produced in the pre-chamber. Gaseous oxygen as an oxidizer, and gaseous hydrogen and methane, as well as liquid kerosene and ethanol as a fuel, are considered. Brief comparative characteristics of glow ignition system are considered on the base of standard aircraft model candles and alternative electric-spark and laser systems. The experimental data concerning reliable ignition and sufficient power of a candle for ignition of the considered fuel compositions, are included. On the basis of the experimental data analysis of oxygen-hydrogen thruster start, the influence of candle design and heating element parameters on the efficiency of fuel ignition in the engine pre-chamber is shown. Measures to compensate deficient dynamic characteristics of a glow plug are offered.*

**Keywords:** small thruster, ignition, glow plug, oxygen, hydrogen, burning chamber, pre-chamber.

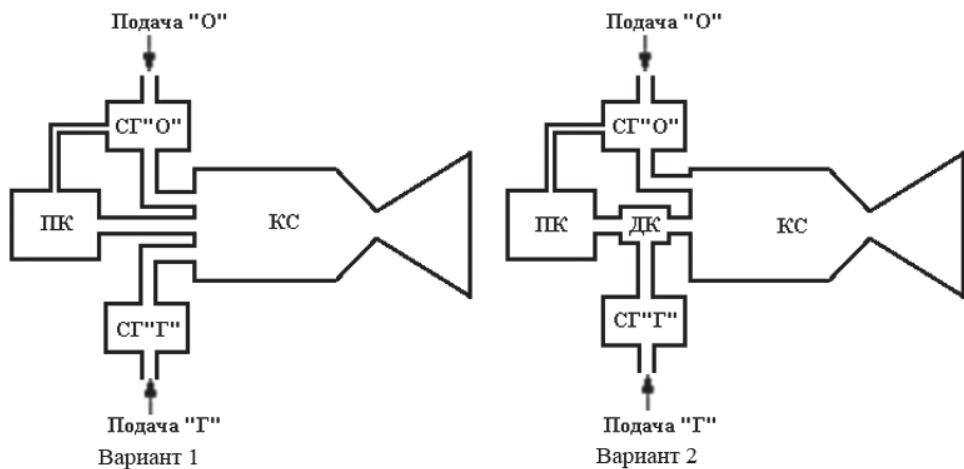
Создаваемые в последнее время проекты разгонных блоков (РБ) предусматривают использование в составе их двигательных установок (ДУ) ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), работающих на экологически безопасных топливах, как правило на топливе маршевой ДУ. В качестве таких топлив рассматриваются композиции на основе кислорода с горючими — водородом, метаном, керосином. Техническая сложность разработки таких двигателей связана с необходимостью многократного принудительного воспламенения топлива в камере двигателя. Для решения такой задачи, кроме разработки конструкции узла воспламенения топлива, в котором должен быть организован подвод энергии к пусковой порции топлива, необходимо выбрать рациональный тип воспламенителя.

Задача создания системы зажигания топлива для РДМТ требует учета ряда специфических условий, к числу которых относятся:

- необходимость обеспечения импульсного режима работы, высоких динамических характеристик и стабильной подачи топлива в зону воспламенения;
- большая теплонапряженность рабочего процесса, обусловленная использованием высокоэнергетических компонентов топлива и требующая дополнительной тепловой защиты воспламенителя от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания;
- малые располагаемые размеры зон смесеобразования и воспламенения;
- ограниченная масса и габаритные размеры агрегата зажигания при низком располагаемом энергопотреблении и т.д.

Процесс многократного воспламенения топлива непосредственно в камере сгорания (КС) представляется затруднительным из-за невозможности обеспечения сохранности воспламенителя (свечи) при размещении его в КС или в непосредственной близости от нее. Практически все известные конструктивные решения по организации запуска двигателя, использующего несамовоспламеняющиеся, вообще, и газообразные, в частности, компоненты топлива, предусматривают наличие предкамеры (ПК), в которой происходит первоначальное воспламенение пусковой порции топлива с последующим распространением процесса горения в КС.

При организации воспламенения газообразной топливной смеси для выбора оптимальных параметров камеры РДМТ разработаны варианты конструкции и способ их запуска [1, 2]. Технический результат достигается организацией поступления при запуске двигателя части горючего из КС (рис. 1, вариант 1) или дополнительной камеры (ДК) (вариант 2) в ПК и небольшого расхода окислителя в ПК из коллектора смесительной головки (СГ “О”) через отдельный канал. В результате в ПК образуется готовая к воспламенению газовая смесь, которая воспламеняется от энергии воспламенителя с распространением процесса



**Рис. 1. Варианты камеры РДМТ, работающей на газообразных компонентах топлива**

горения в КС. За счет продолжающегося поступления в ПК окислителя давление в ней становится больше давления в КС (вариант 1) или ДК (вариант 2), поступление горючего в ПК и процесс горения в ней прекращаются. Дальнейшую работу двигателя обеспечивает процесс горения в КС, а воспламенитель находится в среде окислителя с температурой, не оказывающей отрицательного влияния на его работоспособность.

Перепад давления между КС (вариант 1) или ДК (вариант 2) и полостью ПК в период запуска двигателя достигается за счет более высокого темпа роста давления в КС (вариант 1) или в ДК (вариант 2) по отношению к темпу роста давления в ПК. В разработанных схемах обеспечивается малый расход каждого из компонентов топлива в ПК и плавное изменение соотношения компонентов топлива с реализацией оптимального для воспламенения состава смеси. Вариант 2 по сравнению с вариантом 1 позволяет оптимизировать поступление горючего в ПК путем подбора соотношения сечений каналов, сообщающих ДК с ПК и с КС.

Для запуска экспериментальных образцов РДМТ, использующих жидкое горючее, поступление последнего из КС в ПК осуществляется посредством предварительного мелкодисперсного распыла горючего в потоке газообразного кислорода во внутренних каналах СГ и последующего поступления смеси кислорода с капельным горючим в полость воспламенения.

В общем случае требования к РДМТ, работающим на несамовоспламеняющемся топливе, могут быть удовлетворены с помощью различных электрических систем воспламенения, систем с резонансными трубками и каталитическими узлами зажигания.

Использование электрических систем зажигания (ЭСЗ) связано с расходом электроэнергии, современный уровень удельных характеристик источников которой требует рационального ее использования. В условиях работы РДМТ экономия электроэнергии может достигаться, с одной стороны, сокращением рабочего цикла ЭСЗ на осуществление одиночного запуска, с другой стороны, — реализацией воспламенения при минимальной потребляемой мощности.

Первый путь в большинстве случаев малоэффективен, так как продолжительность рабочего цикла ЭСЗ определяется совершенством процесса воспламенения топлива. При работе на импульсных режимах и режимах одиночных включений небольшой продолжительности (50...100 мс) для гарантированного воспламенения топлива необходимый рабочий цикл ЭСЗ будет сопоставим с продолжительностью импульса тяги. А поскольку такие режимы являются основными в циклограмме работы РДМТ, осуществляющих ориентацию и стабилизацию положения объектов в пространстве, то эффективность такого мероприятия будет весьма ограниченной.

Наиболее рациональный путь экономии электроэнергии связан с воспламенением топлива при минимальной потребляемой мощности ЭСЗ. В некоторой степени снижению удельных характеристик энергопотребления могут способствовать свойства самого топлива, когда способность к воспламенению конкретного горючего в среде конкретного окислителя достаточно высока. В этом отношении благоприятные свойства имеет водород при инициализации горения в среде кислорода [3]. Для инициирования воспламенения других потенциально применимых в РДМТ горючих требуется существенно большая мощность. Независимо от природы топливной композиции уменьшить затраты электроэнергии можно за счет рациональной организации процесса зажигания.

С учетом специфики рассматриваемых РДМТ наиболее перспективными следует признать электроискровые, калильные и лазерные системы воспламенения как системы, имеющие достаточную эффективность воспламенения топлив. В таблице приведены основные проектные и прогнозируемые параметры указанных систем воспламенения.

Электроискровые системы воспламенения обеспечивают высокую динамику запуска двигателей, требуют мало времени на подготовку к включению и имеют достаточный ресурс работы. Вместе с тем, масса и габаритные размеры электроискровых агрегатов зажигания достаточно велики из-за необходимости повышения напряжения от бортового (несколько десятков вольт) до разрядного (нескольких десятков киловольт) и организации защиты от пробоев и электромагнитных помех. Так, при реализации проекта орбитального корабля (ОК) “Буран”

в двигателях объединенной двигательной установки (ОДУ) впервые был применен электроискровой агрегат зажигания КН-11Б, масса которого составляла более 1,5 кг.

### Основные параметры альтернативных электрических систем воспламенения

Параметр	Тип электрической системы воспламенения		
	Искровая	Лазерная	Калильная
Средняя мощность, Вт	40...50	10	3...7
Время подготовки к работе, с	0,05		1,0...1,5
Масса свечи, г	50...70	2...5	
Масса агрегата зажигания, кг	более 1,5	~1	0

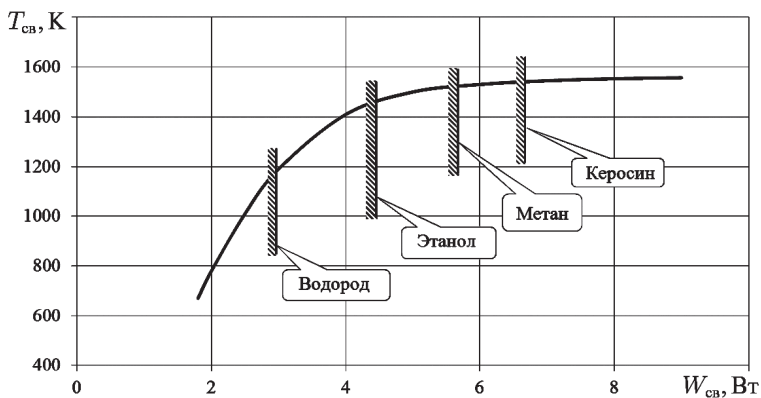
Создаваемые в Центре Келдыша системы воспламенения на основе лазеров потенциально имеют лучшие габаритно-массовые характеристики, однако существующие в настоящее время результаты экспериментальных исследований не позволяют в полной мере судить о воспроизводимости процесса воспламенения при наработке характерных для РДМТ эксплуатационных ресурсов по числу включений.

На предприятии рассматривается также применение в РДМТ калильных систем воспламенения топлива, которые имеют минимальную массу и не требуют высоковольтных источников питания. В экспериментальных образцах двигателей для воспламенения топлива в предкамере двигателей была применена малогабаритная свеча КС-2 (рис. 2), используемая в авиамодельных моторах. Свеча КС-2 (или зарубежные аналоги) имеет массу 2,5 г и максимальное рабочее напряжение питания  $1,5^{+0,2}$  В. Рабочим элементом свечи является спиралевидная нить накаливания из платиново-иридиевого сплава.

В настоящее время в значительной мере определена необходимая мощность свечи КС-2 для воспламенения газообразных водорода и метана [4–6], а также жидких керосина и этанола в газообразном кислороде (рис. 3). Необходимая для воспламенения мощность свечи в экспериментальных конструкциях кислородно-водородных РДМТ в большинстве случаев не превышала 2,5 Вт, чему соответствует температура платиново-иридиевой нити накаливания свечи 950...1000 К.



Рис. 2. Внешний вид калильной свечи КС-2



**Рис. 3.** Достаточная для воспламенения горючих мощность свечи КС-2 и температура ее нити накаливания

Выполненные эксперименты показали, что газообразное топливо  $O_2-H_2$  надежно воспламеняется от калильной свечи при изменении соотношения компонентов топлива и давления в камере РДМТ в широком диапазоне. В результате испытаний экспериментальных образцов кислородно-водородных РДМТ, оснащенных калильной свечой КС-2, выполнено более двух тысяч успешных запусков без пропусков зажигания. Эксперименты с реализацией импульсных режимов работы двигателей показали, что изменение в широких пределах скважности импульсов не сказывается на надежности запуска двигателя.

Эксперименты с воспламенением керосина и этанола также показали высокий уровень воспроизводимости запусков двигателя, в том числе при проведении испытаний с запуском в атмосферных условиях, что усложняет задачу из-за вялого процесса испарения жидкого горючего в предвоспламенительный период.

Выполненный объем экспериментов с применением метана выявил проблемы с реализацией стабильного воспламенения топлива калильной свечой КС-2. Вероятной причиной имевших место незапусков экспериментальных образцов двигателей является существенно более узкий, по сравнению с водородом, концентрационный диапазон воспламенения кислородно-метановой смеси, для реализации которого требуется более тщательная дозировка поступления окислителя и горючего в полость воспламенения.

В реальных условиях способность нагретой поверхности воспламенять топливо зависит от значительного числа физико-химических и газодинамических параметров системы. В частности, на температуру воспламенения существенное влияние оказывают: каталитические свойства материала тепловыделяющего элемента; скорость течения среды относительно нагретой поверхности свечи; характерный размер нагревательного элемента.

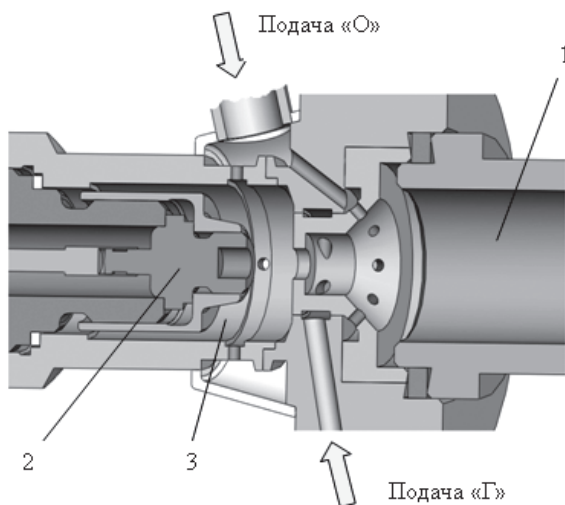
Из металлов наибольшие каталитические свойства имеет платина [7], для которой температура зажигания воздушных смесей природного газа составляет  $\sim 1700$  К, тогда как для стали или никеля — около 1300... 1400 К.

Опыты по воспламенению горючих газовых смесей от нагретой проволоки [7, 8] показывают, что на температуру воспламенения оказывает влияние скорость течения горючей смеси относительно горячей поверхности. При повышении скорости газового потока ухудшается теплообмен между нагретой поверхностью и газом и, как следствие, для сообщения газу необходимой для протекания реакции горения теплоты требуется повышенная температура источника.

Установлено также, что с увеличением геометрических размеров нагревательного элемента температура воспламенения уменьшается, что связано с теплоемкостью нагревательного элемента и динамикой остывания поверхности в результате отдачи тепла газу [7, 9].

В рамках исследований характеристик запуска экспериментальной конструкции двигателя (рис. 4) была определена способность воспламенения кислородно-водородной смеси калильными свечами, отличающимися конструктивным исполнением [4].

В качестве одного из вариантов была использована серийно изготавливаемая свеча КС-2 (рис. 5, а и рис. 1). Другой вариант представлял собой экспериментальную сборно-разборную конструкцию свечи КС-1 (рис. 5, б), которая включала в себя резьбовое крепление нити накаливания, что позволяло при необходимости ее заменить. Нить накаливания свечи КС-1 представляла собой отрезок нихромовой проволоки диаметром 0,2 мм с длиной рабочего участка  $\sim 10$  мм. У свечи КС-2 диаметр рений-иридиевой проволоки 0,25 мм при длине 20 мм.



**Рис. 4. Конструкция смесительной головки экспериментального РДМТ:**

1 — камера сгорания, 2 — свеча, 3 — предкамера

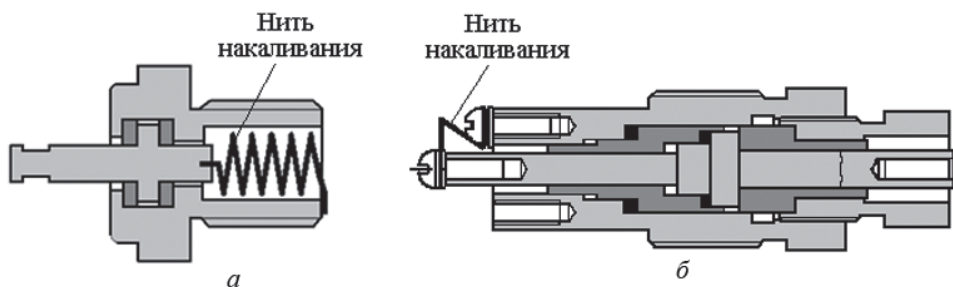


Рис. 5. Конструкция калильных свечей КС-2 (а) и КС-1 (б)

Для снятия вольт-амперных и тепловых характеристик свечей КС-1 и КС-2 с помощью пирометра была определена температура нагревательных элементов при изменении напряжения на свече. Анализ полученных данных показал, что для достижения одинаковой температуры, например 1400 К, для свечи КС-1 требуемая мощность составит  $\sim 2,7$  Вт, а для КС-2 — 4,4 Вт. Это обстоятельство, как показали результаты огневых испытаний двигателя, дает преимущество свече КС-2 в виде большей накопленной тепловой энергии.

Сравнение воспламеняющей способности свечей двух вариантов выполнялось в расширенной постановке с варьированием степени накала свечей, а также режимов подачи компонентов топлива в двигатель, которые включали в себя одновременную подачу кислорода и водорода в двигатель и рассогласование начала их подачи на  $\pm 50$  мс. Испытания проводились с запуском двигателя в условиях атмосферы и вакуума.

Анализ результатов обработки экспериментальных данных выявил следующие закономерности.

1. При использовании любой свечи лучшие условия воспламенения реализуются при одновременной подаче компонентов топлива, при этом для свечи КС-2 достаточной является температура накала  $\sim 1050$  К, для свечи КС-1 — на 100... 150 К больше.

2. Рассогласование поступления КТ в камеру двигателя на  $\pm 50$  мс требует увеличения на 100... 150 К температуры накала свечей.

К числу преимуществ свечи КС-2, выражаемых меньшим необходимым для воспламенения уровнем температуры накала теплоделяющего элемента, следует отнести размещение элемента в полужакрытой полости, что приближает характер теплоотдачи спирали к теплообмену с неподвижной средой.

В последние годы зарубежом рассматривается применение калильных свечей для воспламенения топлива в разрабатываемых конструкциях перспективных ЖРД. Так, в научно-исследовательском центре Глена (NASA, США) для воспламенения топлива кислород-метан в экспериментальной конструкции ЖРД для посадочного лунного модуля применена серийная автомобильная калильная свеча [10].



Основным недостатком калильной свечи является ее тепловая инерционность, выраженная в задержке до 1,0... 1,5 с процессе нагрева нити накаливания до рабочей температуры. Выполненные исследования позволили выработать два решения этой проблемы: устранить или “обойти” отмеченный недостаток.

Существует возможность многократного сокращения времени разогрева нити накаливания подачей на свечу в течение короткого промежутка времени, повышенного тока с последующим переходом на номинальный режим электропитания. Для экспериментального подтверждения эффективности предлагаемого способа разработана схема питания свечи (рис. 6), которая включает в себя конденсатор  $C$  большой емкости и дополнительное сопротивление  $R_D$ . В первичном контуре конденсатор заряжается от источника питания напряжением 27 В, при замыкании ключа на свечу во вторичный контур поступает повышенный ток разрядки конденсатора.

Расчетные оценки и эксперимент показали возможность достижения рабочей температуры нити накаливания свечи КС-2 за время 10... 20 мс, что сопоставимо с динамикой срабатывания электроклапанов подачи компонентов топлива в камеру РДМТ. На рис. 7 показана динамика разогрева свечи КС-2 при штатном и форсированном электропитании.

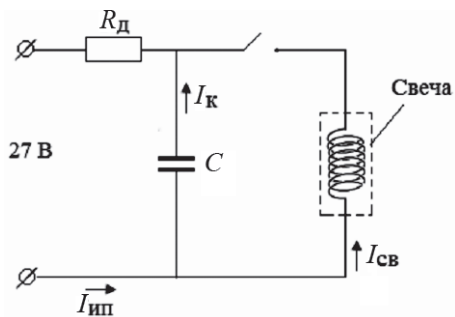


Рис. 6. Схема форсированного электропитания свечи

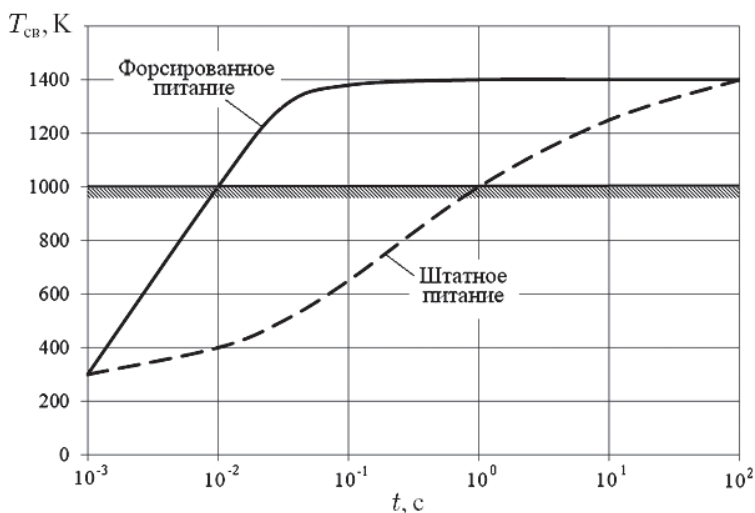


Рис. 7. Динамика нагрева нити накаливания свечи

Для решения некоторых задач управления РБ при использовании двигателей рассматриваемого класса может быть применено следующее простое решение. В составе РБ эти двигатели в полете выполняют функции ориентации и стабилизации объекта (СОС), а также создают осевую перегрузку (СОЗ) для разделения жидкой и газовой фаз компонентов топлива в баках перед каждым включением маршевого двигателя. В задачах СОС, когда двигатели должны постоянно находиться в состоянии готовности к работе, тепловая инерционность калильной свечи может быть скомпенсирована поддержанием ее в рабочем режиме в течение всего срока активного существования объекта (обычно не более суток). Оценки показывают, что при потреблении одним двигателем мощности  $\sim 3$  Вт суммарное энергопотребление шести двигателей СОС за сутки составит не более  $0,5$  кВт·ч, что может быть обеспечено автономным источником питания массой  $\sim 2,5$  кг. Электропотребление еще двух двигателей СОЗ, которые работают по программе с реализацией нескольких длительных включений при отсутствии повышенных требований к динамическим характеристикам, пренебрежимо мало.

Таким образом, выполненный объем исследований эффективности применения калильной системы для воспламенения топлив на основе газообразного кислорода с горючими: водородом, керосином, этанолом, а также разработанные мероприятия по решению двигателями динамических задач управления объектами позволяют положительно оценивать перспективы использования этого воспламенителя в перспективных конструкциях РДМТ.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Кочанов А.В., Клименко А.Г. Камера ракетного двигателя малой тяги, работающего на двухкомпонентном несамовоспламеняющемся газообразном топливе (варианты). Патент РФ № 2369766, МПК F02 K 9/95, приоритет 7.05.2008, регистрация 10.10.2009.
2. Кочанов А.В., Клименко А.Г. Способ работы камеры ракетного двигателя малой тяги. Патент РФ № 2477383, МПК F02K9/52, F02K9/95, приоритет 18.10.2011, регистрация 10.03.2013.
3. Брозе Д.Д. Сгорание в поршневых двигателях. М.: Машиностроение, 1969. 248 с.
4. Разработка конструкции калильного узла зажигания и экспериментальное исследование запуска РДМТ. . . // НТО инв. № 37550в в НТБ ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша”, 2004.
5. Экспериментальные исследования запуска и стабильности работы РДМТ-У с калильным узлом зажигания. . . // НТО инв. № 37738в в НТБ ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша”, 2005.
6. Кочанов А.В., Клименко А.Г. Исследование проблем создания ракетных двигателей малой тяги на экологически чистых газообразных топливах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2006. № 3(64). С. 64–73.
7. Хитрин Л.Н. Физика горения и взрыва. М.: Изд-во МГУ им. М.В. Ломоносова, 1957. 442 с.

8. Льюис Б., Эльбе Г. Горение, пламя и взрывы в газах. М.: Мир, 1968. 592 с.
9. Щетинков Е.С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965, 739 с.
10. Kevin Breisacher, Kumud Ajmani. LOX/Methane Main Engine Glow Plug Igniter Tests and Modeling. NASA/TM-2009-215522, 2009.

## REFERENCES

- [1] Kochanov A.V., Klimenko A.G. Kamera raketnogo dvigatelya maloy tyagi, rabotayushchego na dvukhkomponentnom nesamovosplamenyayushchemsya gazoobraznom toplive (varianty) [Chamber of rocket law thruster on two-component nonhypergolic gaseous fuel (versions)]. Patent RF no. 2369766, MPK F02 K 9/95, priority 7.05.2008, registration 10.10.2009.
- [2] Kochanov A.V., Klimenko A.G. Sposob raboty kamery raketnogo dvigatelya maloy tyagi [Operation mode of rocket low thrust engine chamber]. Patent RF no. 2477383, MPK F02K9/52, F02K9/95, priority 18.10.2011, registration 10.03.2013.
- [3] Broze D.D. Sgoranie v porshnevnykh dvigatelyakh [Combustion in reciprocating engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969. 248 p.
- [4] Elaboration of glowing ignition group and experimental study of low thruster launch. NTO no. 37550v. SSC FSUE Keldysh Research Centre, 2004 (in Russ.).
- [5] Experimental study of launch and operation stability of thruster ПДМТ-У with glowing ignition group. NTO no. 37738v. SSC FSUE Keldysh Research Centre, 2005 (in Russ.).
- [6] Kochanov A.V., Klimenko A.G. Design problems of thrusters on pollution-free gaseous fuels. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinotr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2006, no. 3(64), pp. 64–73 (in Russ.).
- [7] Khitrin L.N. Fizika goreniya i vzryva [Physics of combustion and explosion]. Moscow, MGU im. M.V. Lomonosova Publ., 1957. 442 p.
- [8] L'yuys, G. El'be. Gorenje, plama i vzryvy v gazakh [Combustion, flame, and explosions in gases]. Russ. Ed. Moscow, Mir Publ., 1968. 592 p.
- [9] Shchetinkov E.S. Fizika goreniya gazov [Gas combustion physics.]. Moscow, Nauka Publ., 1965. 739 p.
- [10] Kevin Breisacher, Kumud Ajmani. LOX/Methane Main Engine Glow Plug Igniter Tests and Modeling. NASA/TM - 2009-215522, 2009.

Статья поступила в редакцию 21.10.2014

Кочанов Александр Викторович — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник Исследовательского центра имени М.В.Келдыша. Автор шести научных работ в области ракетных двигателей.

Исследовательский центр имени М.В.Келдыша, Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8.

Kochanov A.V. — Cand. Sci. (Eng.), leading researcher of the Keldysh Research Centre. Author of 6 publication in the field of rocket engines.

SSC Keldysh Research Centre (State Scientific Centre), Onezhskaya 8, Moscow, 125438 Russian Federation.

Клименко Александр Геннадьевич — ведущий инженер ГИЦ “Исследовательский центр имени М.В.Келдыша”. Автор двух научных работ в области ракетных двигателей.

Исследовательский центр имени М.В.Келдыша, Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8.

Klimenko A.G. — leading engineer of the Keldysh Research Centre. Author of 2 publication in the field of rocket engines.

SSC Keldysh Research Centre (State Scientific Centre), Onezhskaya 8, Moscow, 125438 Russian Federation.