

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СОЗДАНИЮ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ТОПЛИВЕ «ГАЗООБРАЗНЫЙ КИСЛОРОД + КЕРОСИН»

© 2018

В. Л. Салич кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела перспективных разработок;
Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда;
salich_vas@mail.ru

Представлены результаты экспериментальных исследований ракетного двигателя на топливе «газообразный кислород-керосин» тягой 20 Н с четырьмя вариантами организации рабочего процесса. Первый вариант двигателя с камерой УВК-1 показал низкие энергетические характеристики, имелись пропуски воспламенения. Двигатель с камерой УВК-2, отличающийся от УВК-1 тем, что форсунка горючего имеет большую геометрическую характеристику за счёт увеличенного диаметра её сопла, показал стабильный запуск без пропусков воспламенения. Кроме того, несколько увеличились энергетические характеристики. В варианте УВК-3 были улучшены энергетические характеристики за счёт снижения доли окислителя, подаваемого на завесу внутреннего охлаждения. Увеличение длины цилиндрической части камеры сгорания (вариант УВК-4) не привело к ожидаемому увеличению энергетических характеристик. Вероятной причиной является особенность расположения узла завесы охлаждения. В процессе исследований установлено, что параметры электрического разряда воспламенительного устройства оказывают значительное влияние на характер протекания рабочего процесса в период запуска. Поиск путей дальнейшего увеличения энергетических характеристик целесообразно вести в направлении уменьшения расхода кислорода на завесу в варианте УВК-3 с заменой материала сопла на Н65В2МЦ.

Ракетный двигатель малой тяги; камера сгорания; испытание; воспламенение.

Цитирование: Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию ракетного двигателя малой тяги на топливе «газообразный кислород + керосин» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 129-140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140

Интерес к ракетным двигателям малой тяги (РДМТ) на кислородно-керосиновом топливе обусловлен современными тенденциями развития ракетно-космической техники. В статье представлены некоторые результаты по созданию РДМТ тягой 20 Н на указанном топливе. Основными агрегатами разрабатываемого двигателя являются камера 1, свеча зажигания 2, электромагнитные клапаны управления подачей окислителя 3 и горючего 4 (рис. 1).

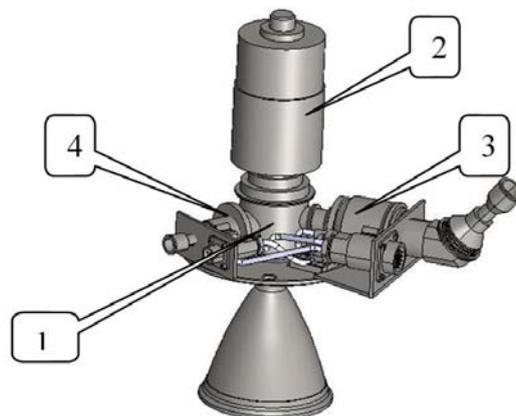


Рис. 1. РДМТ тягой 20Н

Камера 1 является вновь разрабатываемым агрегатом; в качестве топливных клапанов применены серийные электромагнитные клапаны разработки и производства НИИМаш: клапан горючего 4 – 12РТ200 [1], клапан окислителя 3 – 26РТ200 [1], адаптированный для работы в кислородной среде. В зависимости от назначения и условий эксплуатации двигатель может комплектоваться дополнительными агрегатами, например электронагревателями, датчиками температуры и т.д.

Для успешного решения задачи по созданию эффективной камеры необходим выбор системы подачи, формирующей взаимное течение, перемешивание и взаимодействие компонентов топлива, обеспечивающих достижение высокой полноты сгорания и минимальной неравномерности параметров потока на входе в сопло при удовлетворительном тепловом состоянии элементов конструкции. Поскольку компоненты топлива несамовоспламеняющиеся, этот выбор, помимо характерных для РДМТ малых размеров камеры и ограниченного числа смесительных элементов, существенно осложняется необходимостью обеспечения надёжного многократного запуска и защиты свечи зажигания от высокотемпературного воздействия продуктов сгорания.

На рис. 2 представлена конструкция экспериментальной камеры УВК, разработанная автором.

Смесительная головка включает в себя корпус 1, огневое днище 2, шнекоцентробежные форсунки окислителя 3 (в качестве них использованы форсунки горючего серийного двигателя 11Д428А [1]), крышку 4, свечу зажигания 5, вставку 6. В корпусе 1 выполнены каналы подвода окислителя и горючего. Огневое днище 2 также содержит камеру закручивания Б, соединённую тангенциальными отверстиями В с коллектором горючего Д. Свеча 5, устанавливаемая в резьбовое отверстие крышки 4, имеет штыревой электрод Е. В крышке 4 также выполнены тангенциальные отверстия Ж, соединяющие область расположения штыревого электрода с коллектором окислителя И. Корпус и гнездо выполнены из стали 12Х18Н10Т, огневое днище и шнекоцентробежные форсунки окислителя – из стали 10Х32Н8. Герметичность отделения тракта горючего от других полостей обеспечивается сваркой. Камера закручивания Б, тангенциальные отверстия горючего В и окислителя Ж, вставка 6 образуют двухкомпонентную газожидкостную форсунку.

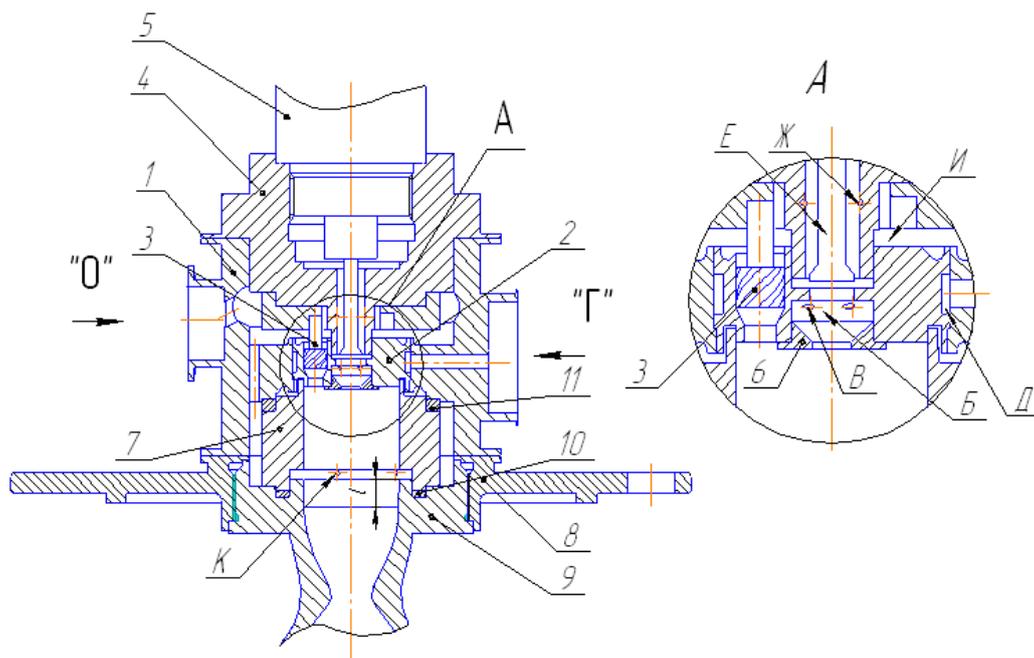


Рис. 2. Камера УВК

Камера сгорания формируется стенкой внутренней 7 из сплава БрХ0,8, расположенной между смесительной головкой и сопловым блоком. Последний включает в себя фланец 8 из стали 12Х18Н10Т с присоединённым к нему за счёт пайки и электронно-лучевой сварки соплом 9 из сплава Нб5В2Мц (на данном этапе исследований сопла изготавливались из стали 12Х18Н10Т). Герметичность между коллектором окислителя и камерой сгорания обеспечивается уплотнительными кольцами 10 и 11 (в лётном варианте герметичность будет обеспечиваться пайкой, для осуществления которой следует доработать сопрягаемые поверхности деталей 1, 7, 9). В стенке внутренней выполнены тангенциальные отверстия К подачи окислителя на внутреннее охлаждение.

Запуск двигателя осуществляется открытием управляющих топливных клапанов и подачей напряжения на свечу зажигания. Кислород, поступающий из тангенциальных отверстий Ж, проходит область электрического разряда (минимальный зазор между электродом Е и крышкой 4), в результате чего генерируется плазма, выбрасываемая в камеру закручивания Б. При контакте плазмы с горючей смесью происходит воспламенение. Таким образом, в камере реализован электроплазменный способ зажигания, являющийся привлекательным для разработчиков как жидкостных ракетных двигателей, так и газотурбинных двигателей [2] благодаря тому, что он не требует тщательного выбора оптимального места установки свечи, т.к. плазменная струя проникает на значительные расстояния и обладает существенно большей поверхностью контакта с горючей смесью, чем искровой разряд в традиционных системах зажигания. Электроплазменное воспламенение успешно реализовано в РДМТ на топливе кислород-метан тягой 20...200 Н разработки кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана [3], в РДМТ на топливах «кислород-спирт» [4], «кислород-водород» [5], «кислород-метан» [6] разработки НИИМаш, генераторах активного газа газожеторной установки на топливах «воздух-керосин», «воздух-метан» [7] разработки НИИМаш.

После запуска двигателя напряжение со свечи снимается; процесс горения в дальнейшем поддерживается за счёт вихреобразований, создаваемых топливными форсунками.

Конструкция и компоновка двигателя позволили в процессе экспериментальной отработки многократно разбирать камеру срезанием сварных швов без демонтажа управляющих клапанов и производить замену отдельных деталей (рис. 2), что обеспечило возможность на одной сборке исследовать различные варианты организации рабочего процесса (варианты названы УВК-1, УВК-2, УВК-3, УВК-4; на данном этапе сопла всех вариантов выполнены из стали 12Х18Н10Т и имеют геометрическую степень расширения 1,368).

Экспериментальные исследования выполнялись на универсальном огневом стенде научно-испытательного комплекса НИК-201 НИИМаш, позволяющем проводить экспериментальную отработку энергетических систем на различных экологически безопасных топливах, таких как «кислород-керосин», «кислород-спирт» [4], «кислород-водород» [5], «кислород-метан» [6], «воздух-метан» [7], «воздух-керосин» [7]. Запуск осуществлялся по алгоритму (стрелка означает, что указанное ей действие выполняется после действия, выполненного до стрелки): подача окислителя→включение зажигания→подача горючего→выключение зажигания; останов: прекращение подачи горючего→прекращение подачи окислителя.

К сожалению, на указанном рабочем месте пока отсутствует возможность измерения расхода газообразного окислителя в диапазоне до 0,01 кг/с с приемлемой точностью. Автором был предложен мерный участок на базе сужающегося устройства (рис. 3). С целью получения его градуировочной характеристики проведены продувки воздухом при установленном на линии окислителя критическом расходемере КР с из-

вестной расходной характеристикой $G = 9,899(p_{кр} + 1) / \sqrt{t_{кр} + 273,15}$, где G – расход воздуха (г/с); $p_{кр}$ – избыточное давление на входе в сопло критического расходомера (кгс/см²); $t_{кр}$ – температура на входе в сопло критического расходомера (°С).

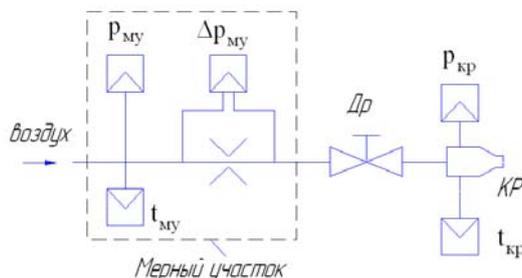


Рис. 3. Схема градуировки мерного участка окислителя

Дроссель Dr (рис. 3), установленный перед критическим расходомером KP , позволял обеспечить на мерном участке различные сочетания давления перед сужающимся устройством p_{MV} и перепадов давления Δp_{MV} . Расходная характеристика мерного участка искалась в виде

$$\frac{G\sqrt{t + 273,15}}{p_{MV} + 1} = f(\Delta p_{MV}),$$

где t – температура рабочего тела перед сужающимся устройством.

Результаты продувок представлены на рис. 4. Как видно, определение расхода с приемлемой достоверностью является затруднительным. Если посчитать результаты продувок, существенно отличающиеся от остальных (апрель 2018 г.) «выбросом», то для определения расхода получим зависимость (рис. 5):

$$G_0 = 21,363 \frac{\sqrt{p_{MV} + 1}}{\sqrt{t + 273,15}} \Delta p_{MV}^{0,4856}$$

или, в пересчёте на кислород:

$$G_0 = 22,431 \frac{\sqrt{p_{MV} + 1}}{\sqrt{t + 273,15}} \Delta p_{MV}^{0,4856}. \quad (1)$$

Доверительного интервал при доверительной вероятности 95%, построенный согласно [8], показывает точность определения расхода $\pm 10...15\%$ (рис. 5), что является очень грубым.

Поэтому значения расхода кислорода, а следовательно и энергетических характеристик двигателя, считались оценочными, т.е. результаты испытаний позволили лишь выполнить сравнение характеристик различных двигателей по принципу «лучше-хуже». По-видимому, расходы, определяемые выражением (1), занижены, т.к. при некоторых пусках энергетические характеристики получались выше их идеальных значений.

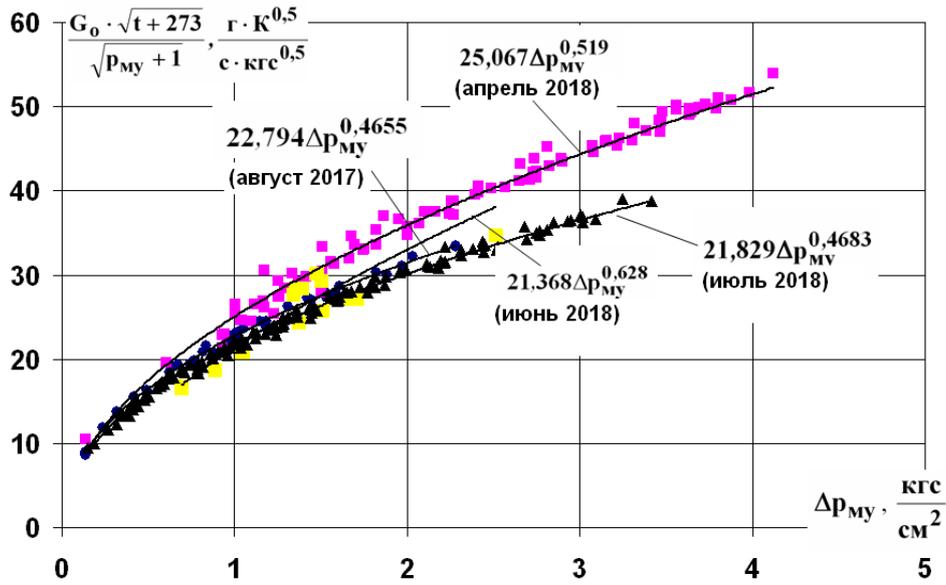


Рис. 4. Результаты продувок расходомера

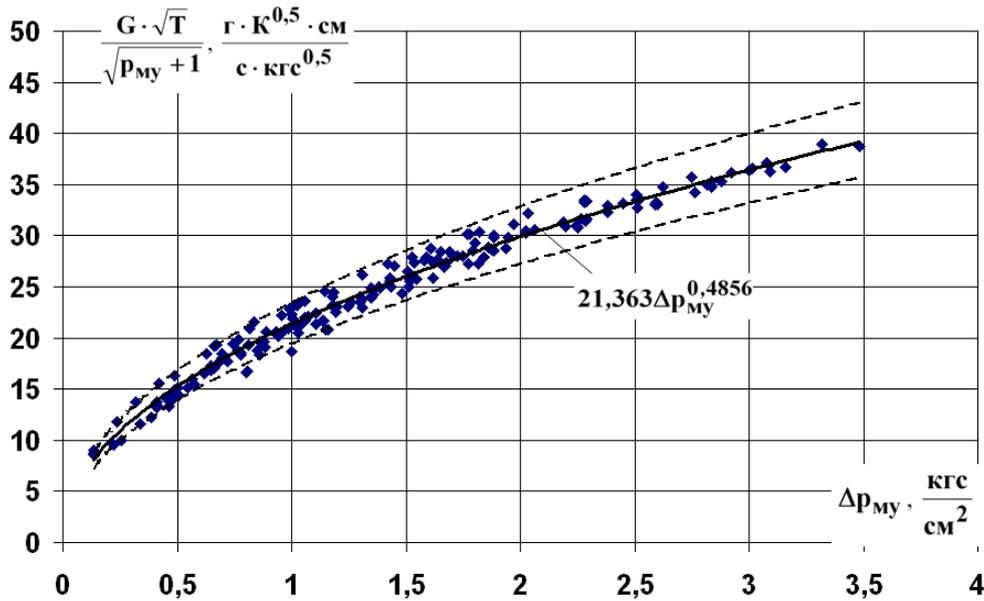


Рис. 5. Обработка результатов продувок с доверительным интервалом

Требуемый расход горючего обеспечивался стабилизатором расхода серийного двигателя 17Д58Э [1], установленным на линию подачи горючего и обеспечивающим в большом диапазоне входных давлений расход керосина 1,65 г/с с точностью $\pm 1\%$.

Особенностью конструкции камеры УВК-1 является то, что геометрические параметры вставки б (рис. 2) были подобраны таким образом, чтобы обеспечить распыливание горючего форсункой без подачи кислорода (рис. 6). Конус распыла был достигнут при геометрической характеристике форсунки менее 130. Для воспламенения использовалась автомобильная свеча с удалённым боковым электродом и удлинённым центральным (рис. 7). На свечу в момент запуска подавалось напряжение 15 кВ мощностью 30 ВА и частотой 50 Гц.

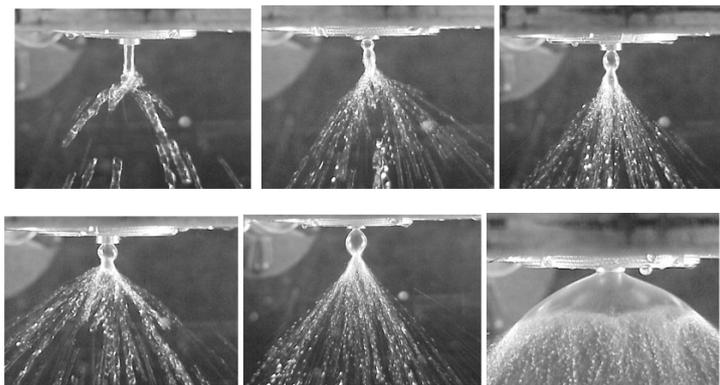


Рис. 6. Гидравлические проливки тракта «Г» при различных геометрических характеристиках форсунки и перепадах давления



Рис. 7. Свеча зажигания

Двигатель с камерой УВК-1 испытывался на топливе «кислород + спирт». Было произведено 12 пусков. Максимальная длительность огневой работы за одно включение составила 12 с. Испытания показали, что воспламенение в различных случаях осуществлялось через 0,5...1,5 с после включения подачи горючего. Также имели место пропуски воспламенения.

С точки зрения стабильности запуска результат следует считать неудовлетворительным.

После испытаний камера УВК-1 была разобрана срезанием сварных швов. При визуальном осмотре установлено, что все агрегаты целы. Цвета побежалости отсутствовали. Была удалена вставка б (геометрическая характеристика форсунки при этом составила 290), после чего камера получила наименование УВК-2.

При испытании камеры УВК-2 на спирте было проведено 8 пусков. Максимальное время огневой работы за один пуск составило 15 с. Отмечалось стабильное воспламенение; пропусков не было.

На рис. 8 представлены значения пустотного удельного импульса I_y двигателей с камерами УВК-1 и УВК-2 при различном массовом соотношении компонентов топлива k_m . Значение I_y определялось как

$$I_y = \frac{P + p_h F_c}{G_0 + G_2},$$

где P – тяга двигателя, измеренная при испытаниях в земных условиях; p_h – давление окружающей среды; F_c – площадь среза сопла; G_2 – расход горючего.

Далее двигатель с камерой УВК-2 был испытан на топливе «кислород-керосин». Результаты приведены на рис. 9.

Всего было проведено 39 включений (на рис. 9 представлены результаты обработки только длительных включений). Пропусков зажигания не было. Максимальное время огневой работы за одно включение при $k_m \approx 3,9$ составило 65 с (рис. 10).

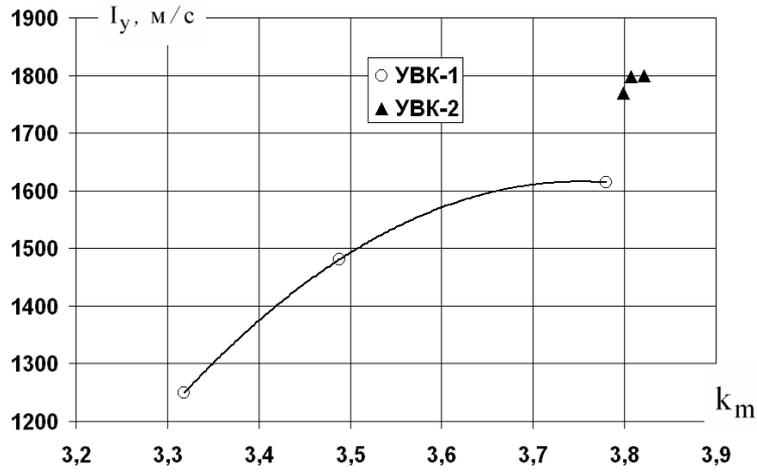


Рис. 8. Результаты испытаний двигателей УВК-1 и УВК-2 на топливе «кислород-спирт»

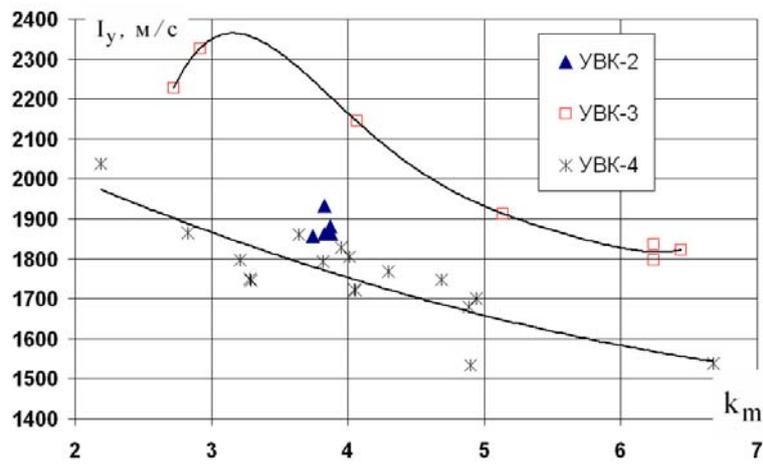


Рис. 9. Результаты испытаний двигателей УВК-2, УВК-3, УВК-4 на топливе «кислород-керосин»

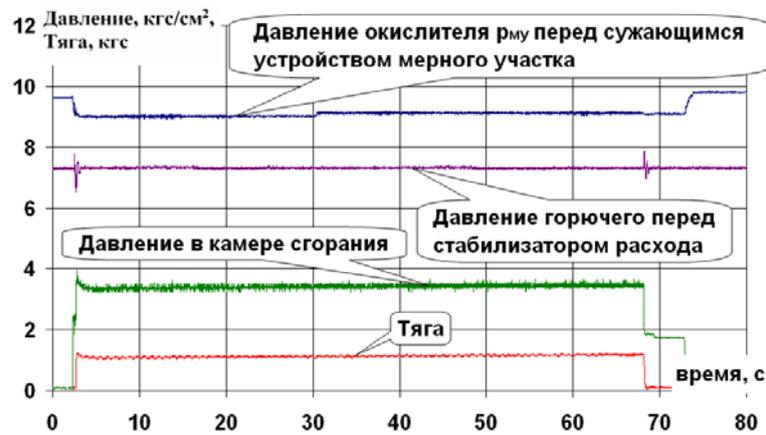


Рис 10. Пуск двигателя с камерой УВК-2 на топливе «кислород+керосин»

Также опробована работа двигателя при различных сочетаниях длительности команд и пауз (рис. 11).

Поиск дальнейших путей повышения энергетических характеристик заключался в том, что была заменена камера сгорания, отличающаяся от исходной тем, что площадь отверстий завесы K (рис. 2) была уменьшена на $1/3$. Камера получила наименование УВК-3. Двигатель с камерой УВК-3 был испытан в более широком диапазоне соотношений компонентов топлива (рис. 11). Всего было поведено 152 включения. Пропусков зажигания не было. Как видно из рис. 11, снижением доли расхода окислителя, подаваемого на завесу охлаждения, удалось существенно повысить энергетические характеристики. При этом наблюдалось удовлетворительное тепловое состояние камеры (максимальная длительность непрерывного включения при $k_m \approx 3,9$ составила 65 с). При $k_m \approx 2,7$ на первой секунде огневой работы произошёл прогар сопла в районе минимального сечения.

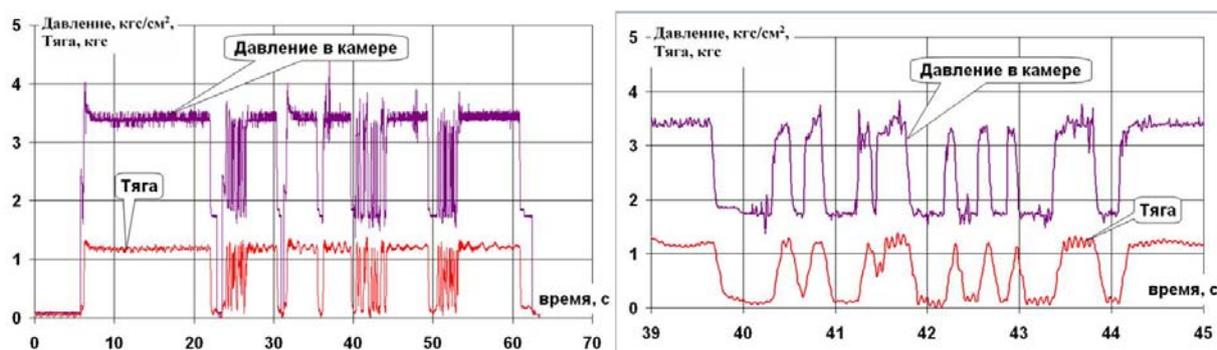


Рис. 11. Работа двигателя с камерой УВК-3 при различном сочетании команд на включение (справа – фрагмент левого графика (см. шкалу времени))

Камера УВК-4 была получена заменой сопла, отличающегося длиной участка $l=13$ мм (у УВК-1, УВК-2, УВК-3 $l=3$ мм). Также в крышке 4 (рис. 2) было доработано резьбовое отверстие под свечу агрегата зажигания КН-11Б. При этом свеча была также доработана введением штыревого электрода (рис. 12).



Рис. 12. Свеча агрегата зажигания КН-11Б со штыревым электродом

Двигатель УВК-4 показал худшие энергетические характеристики; при $k_m < 2,7$ прогаров сопла не было (рис. 9). Данный результат явился неожиданным, поскольку предполагалось, что увеличение объёма камеры сгорания несомненно приведёт к значительному повышению энергетических характеристик. Однако дальнейший анализ позволил предположить следующее. Поскольку между коллектором окислителя и камерой сгорания реализуется докритический перепад давления, то течение окислителя, поступающего из тангенциальных отверстий K (рис. 2), по видимому, можно рассматривать аналогично течению жидкости в центробежной форсунке [9]. Увеличение длины проточной области приводит к увеличению потерь на трение, которые уменьшают момент количества движения потока газообразного кислорода. Вследствие этого закрутка потока уменьшается, что приводит к увеличению толщины слоя завесы, и, следовательно, увеличению расхода окислителя на завесу. При прочих равных условиях увеличение длины проточной части за узлом завесы приводит к увеличению доли расхода

кислорода через тангенциальные отверстия. В пользу данной версии говорит и тот факт, что ранее «чистые» участки камеры сгорания 7 (рис. 2) оказались покрыты сажей.

Что касается запуска, то при работе с агрегатом зажигания КН-11Б в большом диапазоне соотношения компонентов топлива пропусков не было (всего проведено 173 включения; на рис. 9 представлены результаты обработки только длительных пусков). Однако имели место «пушечные» запуски, при которых величины заброса давления в камере сгорания и тяги, а также время выхода на установившийся режим были значительно больше (рис. 13), чем в случае использования предыдущей системы воспламенения. Таким образом, проявляется влияние параметров электрического разряда на воспламенительном устройстве на характер протекания рабочего процесса при запуске.

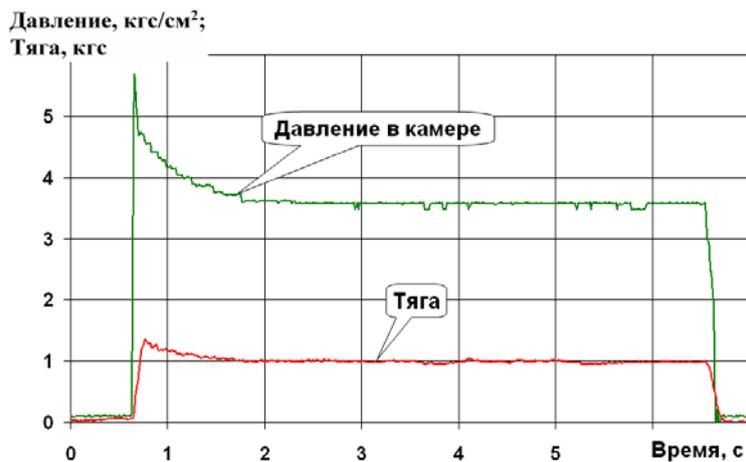


Рис. 13. Запуск двигателя УВК-4

Замечено, что при подаче на автомобильную свечу напряжения 15 кВ мощностью 30 ВА и частотой 50 Гц реализуется разряд, легко «деформируемый» потоком газа (рис. 14). Следовательно, при использовании данного варианта плазменный жгут проникает на значительное расстояние и, контактируя со стенкой камеры закручивания, осуществляет воспламенение горючего с момента начала поступления первых его порций, в результате чего рост давления в камере сгорания близок к плавному.

Дополнительно обнаружено значительное увеличение длины плазменного жгута в случае, если штыревой электрод выступает наружу (первая фотография на рис. 14). Данный эффект был использован при создании системы воспламенения газогенератора на топливе «воздух-керосин» [7].



Рис. 14. Форма разряда при обдуве кольцевой области между крышкой и штыревым электродом воздухом при входных давлениях (слева направо): 20 кгс/см², 10 кгс/см², 2 кгс/см², 2 кгс/см²

Параметры разряда у агрегата зажигания КН-11Б таковы, что область разряда практически не деформируется при обдуве. В результате воспламенение реализуется уже после того, как в объёме камеры накопится значительное количество горючего.

Таким образом, должны существовать параметры электрического разряда, обеспечивающие оптимальный запуск двигателя.

По результатам выполненной работы следует отметить следующее:

- В процессе экспериментальной отработки достигнут надёжный запуск двигателя.
- Установлено, что параметры электрического разряда воспламенительного устройства оказывают существенное влияние на характер протекания рабочего процесса в период запуска.
- Из-за низкой точности определения расхода окислителя полученные энергетические характеристики могут быть использованы только для сравнения различных вариантов камер.
- Поиск путей дальнейшего увеличения энергетических характеристик целесообразно вести в направлении уменьшения расхода кислорода на завесу в варианте УВК-3 с заменой материала сопла на Н65В2МЦ.

Библиографический список

1. Архипов Ю.С., Кутуева Е.В., Кутуев Р.Х. Огненные колесницы космических орбит. Нижний Тагил: Репринт, 2014. 242 с.
2. Гизатуллин Ф.А. Ёмкостные системы зажигания. Уфа: УГАТУ, 2002. 249 с.
3. Андреев Е.А., Новиков А.В., Шацкий О.Е. Расчётное и экспериментальное исследование надёжности запуска и выхода на режим ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород + метан с электроискровым зажиганием // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 4 (64). 25 с. DOI 10.18698/2308-6033-2017-4-1606
4. Салич В.Л. Расчётно-теоретические и экспериментальные исследования по созданию ракетных двигателей малой тяги на экологически безопасных компонентах топлива // Сборник трудов XIX научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Расчёт, проектирование, конструирование и испытания космических систем». Ч. 5. Королёв: РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 2013. С. 178-182.
5. Салич В.Л. Разработка камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), ч. 4. С.107-112. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-4(47)-107-112.
6. Салич В.Л. Ракетный двигатель малой тяги на кислородно-водородном и кислородно-метановом топливе // Сборник материалов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 26-27.
7. Салич В.Л. Экспериментальные исследования по повышению эффективности газозежкторной установки высотного огневого стенда // Сборник трудов XLII академических чтений по космонавтике, посвящённых памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных-пионеров освоения космического пространства (23-26 января 2018 г., Москва, Россия). М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 47.
8. Иконникова И.А., Вихорь Н.А. Эконометрика: учебно-методическое пособие. Томск: Томский государственный архитектурно-строительный университет, 2012. 88 с.
9. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON THE DEVELOPMENT OF AN “OXYGEN (GAS) + KEROSENE” – FUELED THRUSTER

© 2018

V. L. Salich Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher of the Advanced Development Department;
Research and Development Institute of Mechanical Engineering,
Nizhnyaya Salda, Russian Federation;
salich_vas@mail.ru

The results of experimental studies of a rocket engine fueled by gaseous oxygen-kerosene with a thrust of 20N, with four workflow variants are presented. The first version of the engine with the UVK-1 chamber demonstrated low energy characteristics, there were misfires. The engine with the UVK-2 chamber differed from the UVK-1 in that the fuel injector had a large geometric characteristic due to the increased diameter of its nozzle. The UVK2 provided stable start without misfiring and slightly improved energy characteristics. In the UVK-3 version, the energy characteristics were improved by decreasing the proportion of the oxidizer supplied to the curtain of internal cooling. The increase in the length of the cylindrical part of the combustion chamber (variant UVK-4) did not lead to the expected increase in energy characteristics. This is probably due to the peculiarity of the location of the cooling curtain assembly. In the course of research it was also found that the parameters of the igniter electric discharge have a significant influence on the nature of the chamber working process during the starting period. It is expedient to search for ways of further improving the energy characteristics in the direction of reducing the oxygen flow to the cooling curtain in the UVK-3 version with the nozzle material replaced by Nb5V2MC.

Thruster; combustion chamber; test; ignition.

Citation: Salich V.L. Experimental research on the development of an “oxygen (gas) + kerosene” – fueled thruster. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 129-140.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140

References

1. Arkhipov Yu.S., Kutueva E.V., Kutuev R.Kh. *Ognenny ekolesnitsy kosmicheskikh orbit* [Fiery chariots of space orbits]. Nizhniy Tagil: Reprint Publ., 2014. 242 p.
2. Gizatullin F.A. *Emkostnye sistemy zazhiganiya* [Capacitor discharge systems]. Ufa: Ufa State Aviation Technical University Publ., 2002. 249 p.
3. Andreev E.A., Novikov A.V., Shatsky O.E. Computational and experimental study of reliability of rocket-engine firing and starting operation of low thruster on the gaseous components oxygen + methane with electric spark ignition. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2017. No. 4 (64). 25 p. DOI 10.18698/2308-6033-2017-4-1606. (In Russ.)
4. Salich V.L. Raschetno-teoreticheskie i eksperimental'nye issledovaniya po sozdaniyu raketnykh dvigateley maloy tyagi na ekologicheskii bezopasnykh komponentakh topliva. *Sbornik trudov XIX nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov «Raschet, proektirovanie, konstruirovaniye i ispytaniya kosmicheskikh sistem»*. Part 5. Korolev: RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva Publ., 2013. P. 178-182. (In Russ.)
5. Salich V.L. Development of thruster chamber operating on oxygen-hydrogen fuel. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 4. P. 107-112. (In Russ.) DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-4(47)-107-112.
6. Salich V.L. The low thrust rocket engine working on oxygen-hydrogen and oxygen-methane fuel. *Sbornik materialov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara University Publ., 2016. P. 26-27. (In Russ.)
7. Salich V.L. Experimental studies to improve the efficiency of the gas ejector installation of a high-altitude firing stand. *Book of abstracts XLII Academic Space Conference*,

Dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding national Scientists-pioneers of space exploration (June, 23-26, 2018, Moscow, Russian Federation). Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2018. P. 47. (In Russ.)

8. Ikonnikova I.A., Vikhor' N.A. *Ekonometrika: uchebno-metodicheskoe posobie* [Econometrics: study guide]. Tomsk: Tomsk State University of Architecture and Building Publ., 2012. 88 p.

9. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid-propellant engines. Fundamentals of design]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2005. 488 p.