

Разработка кислородно-керосинового двигателя тягой 25 Н

© В.Л. Салич

АО «Научно-исследовательский институт машиностроения»,
г. Нижняя Салда Свердловской области, 624740, Россия

Научно-технический задел, полученный автором в ходе экспериментальных исследований, использован в качестве основы при разработке кислородно-керосинового ракетного двигателя тягой 25 Н. Данный задел представляет собой результаты исследований, выполненных на разработанной автором экспериментальной камере. Ее конструкция обеспечила возможность исследовать влияние на характеристики конфигурации смесительного элемента, количества отверстий подачи кислорода на завесу внутреннего охлаждения, длины цилиндрического участка за поясом завесы. Приведены результаты испытаний различных вариантов камеры и выполнен их анализ. Представлены результаты испытаний разрабатываемого двигателя, в котором реализован один из вариантов камеры.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, испытание, воспламенение

Введение. Ракетный двигатель тягой 25 Н на кислородно-керосиновом топливе разрабатывается во НИИМаш для перспективных разгонных блоков. К настоящему времени из класса ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) единственным в мировой практике двигателем на таком топливе, прошедшим полный цикл отработки, является РДМТ 17Д16 тягой 200 Н, разработанный в НИИМаш для объединенной двигательной установки орбитального корабля «Буран» [1]. Строго говоря, штатными компонентами для РДМТ 17Д16 являются керосин и генераторный газ (генераторный газ представляет собой «продукты сгорания» топлива кислород + керосин при массовом соотношении 100). В процессе отработки двигателя, а также при контрольных испытаниях в качестве окислителя вместо генераторного газа был использован чистый кислород (возможность такой замены была экспериментально обоснована в МГТУ им. Н.Э. Баумана [2]). Топливом для РДМТ 17Д16 могут также служить кислород + спирт и кислород + нефрас.

В дальнейшем двигатель 17Д16 был модернизирован (17Д16Э) автором работы [3], при этом достигнуто значительное улучшение массогабаритных и энергетических характеристик.

Основными агрегатами двигателя являются камера, электромагнитные клапаны управления подачей компонентов топлива, стабилизатор расхода окислителя.

Одним из наиболее сложных агрегатов РДМТ с точки зрения разработки и изучения является камера.

Следует отметить, что обработка камер двигателей 17Д16 и 17Д16Э существенно осложнялась тем, что организация воспламенения, смесеобразования, горения, а также охлаждение обеспечиваются одной деталью — смесителем (рис. 1), выполненным из хромистой бронзы [3, 4].

Таким образом, создание камеры двигателя тягой 25 Н по концепции, представленной на рис. 1, могло бы привести к существенному увеличению сроков и стоимости обработки.

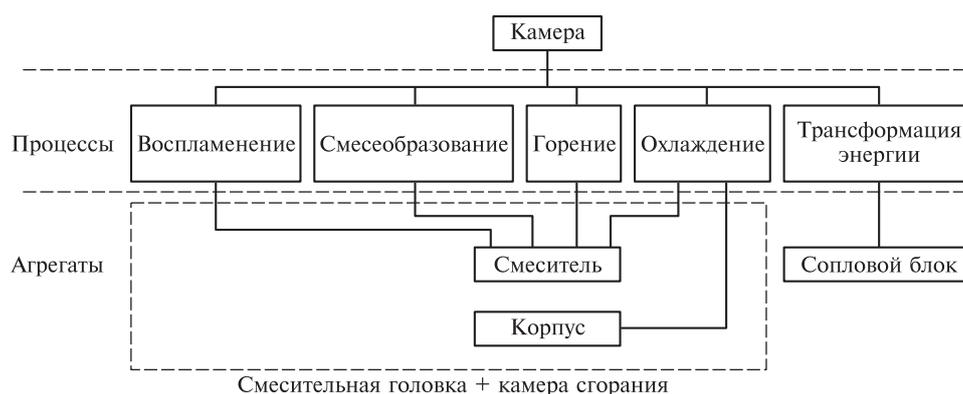


Рис. 1. Структурно-функциональная схема камеры двигателя тягой 200 Н

Цель настоящей работы — разработка конструкции камеры, обеспечивающей максимальное снижение временных и финансовых затрат в процессе ее обработки.

Конструкция камеры. В процессе создания двигателя тягой 25 Н используется задел, полученный автором настоящей статьи, а именно — концепция камеры (уровень тяги 20 Н [5]), при разработке которой максимально использован принцип декомпозиции. На рис. 2 представлена структурно-функциональная схема такой углеводородно-кислородной камеры (далее — камеры УВК), а на рис. 3 показана ее конструкция.

Смесительная головка камеры УВК включает в себя корпус 1, центробежную форсунку горючего 2 с камерой закручивания 5, соединенной с коллектором горючего 11 тангенциальными отверстиями 4, шнекоцентробежные форсунки окислителя 12, гнездо 15, свечу зажигания 16. В корпусе 1 выполнены каналы подвода окислителя и горючего. Свеча 16, устанавливаемая в резьбовое отверстие гнезда 15, имеет штыревой электрод 13. В гнезде также выполнены тангенциальные отверстия 14, соединяющие область расположения штыревого электрода с коллектором окислителя. 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.

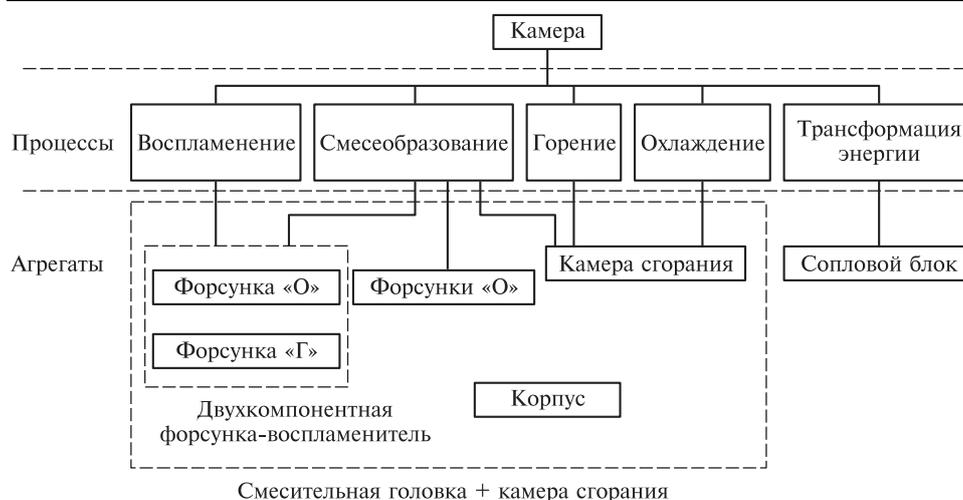


Рис. 2. Структурно-функциональная схема углеводородно-кислородной камеры

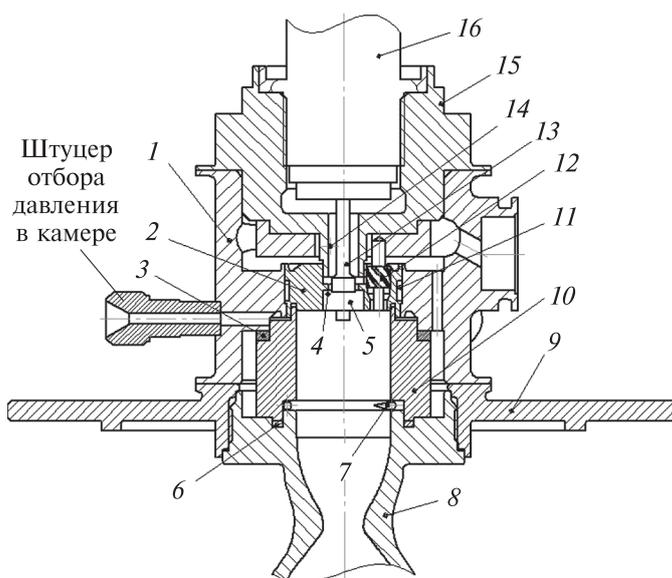


Рис. 3. Конструкция камеры УВК

Камера сгорания формируется внутренней стенкой 10 из сплава БрХ08, расположенной между смесительной головкой и сопловым блоком. Последний включает в себя фланец 9 из стали 12Х18Н10Т с присоединенным к нему пайкой и электронно-лучевой сваркой соплом 8 из сплава Н65В2Мц. Герметичность между коллектором окислителя и камерой сгорания обеспечивается уплотнительными кольцами 3 и 6 (не исключено, что в летном варианте герметичность будет обеспечиваться пайкой, для выполнения которой следует доработать сопрягаемые поверхности деталей поз. 1, 8, 10). Во внутренней

стенке выполнены тангенциальные отверстия 7 подачи окислителя на внутреннее охлаждение.

Запуск двигателя осуществляется открытием управляющих топливных клапанов и подачей напряжения на свечу зажигания. Кислород, поступающий из тангенциальных отверстий 14, проходит область электрического разряда (минимальный зазор между электродом 13 и гнездом 15), в результате чего генерируется плазма, выбрасываемая в камеру закручивания 5. При контакте плазмы с горючей смесью происходит воспламенение. Таким образом, в камере реализован электроплазменный способ зажигания, представляющий интерес для разработчиков как ЖРД, так и ГТД благодаря тому, что для него не требуется тщательно выбирать оптимальное место установки свечи. Это объясняется тем, что плазменная струя проникает на значительные расстояния и обладает существенно большей поверхностью контакта с горючей смесью, чем искровой разряд в традиционных системах зажигания [6]. Электроплазменное воспламенение успешно реализовано в РДМТ на топливе кислород + метан тягой 20...200 Н разработки кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана [7], в РДМТ на топливах кислород + спирт, кислород + водород, кислород + метан разработки НИИМаш, генераторах активного газа газожетекторной установки на топливах воздух + керосин, воздух + метан [8] разработки НИИМаш.

Экспериментальная отработка камеры. Конструкция и компоновка камеры УВК позволили в процессе экспериментальной отработки многократно разбирать ее срезанием сварных швов и проводить замену отдельных деталей. Это обеспечило возможность на одной сборке в наземных условиях исследовать различные варианты организации рабочего процесса, при этом сопла всех наземных вариантов, выполненные из стали 12Х18Н10Т, имеют геометрическую степень расширения 1,368 (рис. 4).

Основным отличием первого варианта камеры (УВК-1) является наличие вставки (см. рис. 4), уменьшающей геометрическую характеристику форсунки горючего [5]. Было проведено 12 пусков на топливе кислород + спирт. 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, после чего камера получила наименование УВК-2.

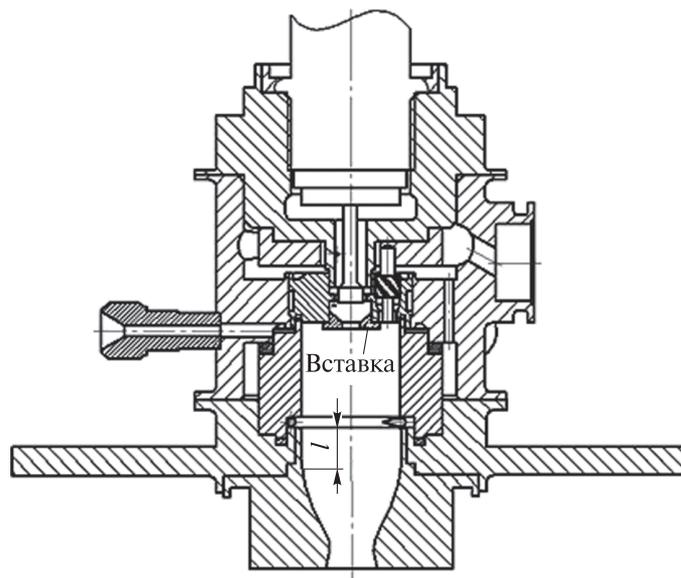


Рис. 4. Конструкция камеры УВК-1 двигателя

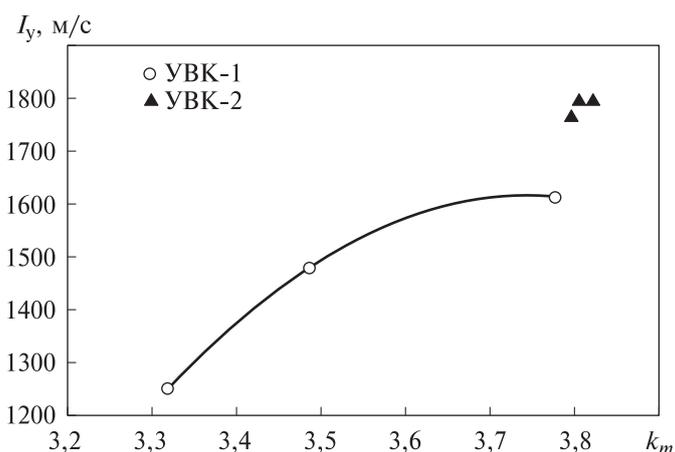


Рис. 5. Результаты испытаний двигателей УВК-1 и УВК-2 на топливе кислород+спирт

При испытании камеры УВК-2 на спирте было проведено 8 пусков. Максимальное время одного непрерывного включения составило 15 с. Отмечалось стабильное воспламенение; пропусков не было. На рис. 5 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 отношение

$$I_y = \frac{P + p_h F_c}{G_o + G_r},$$

где P — тяга двигателя, измеренная при испытаниях в земных условиях; p_h — давление окружающей среды; F_c — площадь среза сопла; G_o — массовый расход окислителя; G_r — массовый расход горючего. Следует отметить, что система измерения расходов, которой располагал автор настоящей статьи на момент проведения инициативных работ с камерами УВК, имела низкую точность, поэтому сравнивали только значения удельного импульса без определения коэффициентов удельного импульса.

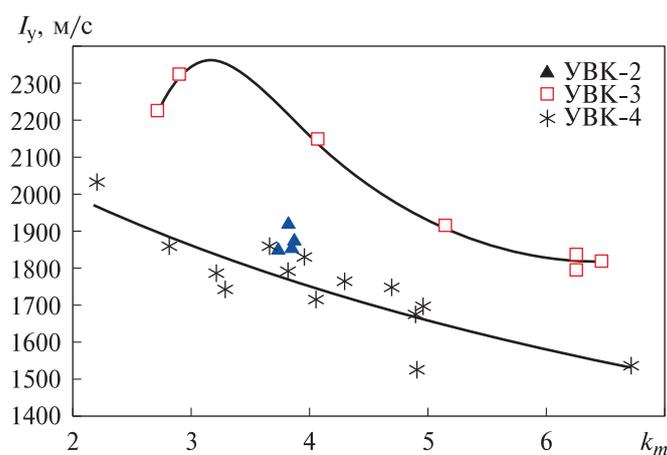


Рис. 6. Результаты испытаний двигателей УВК-2, УВК-3, УВК-4 на топливе кислород + керосин

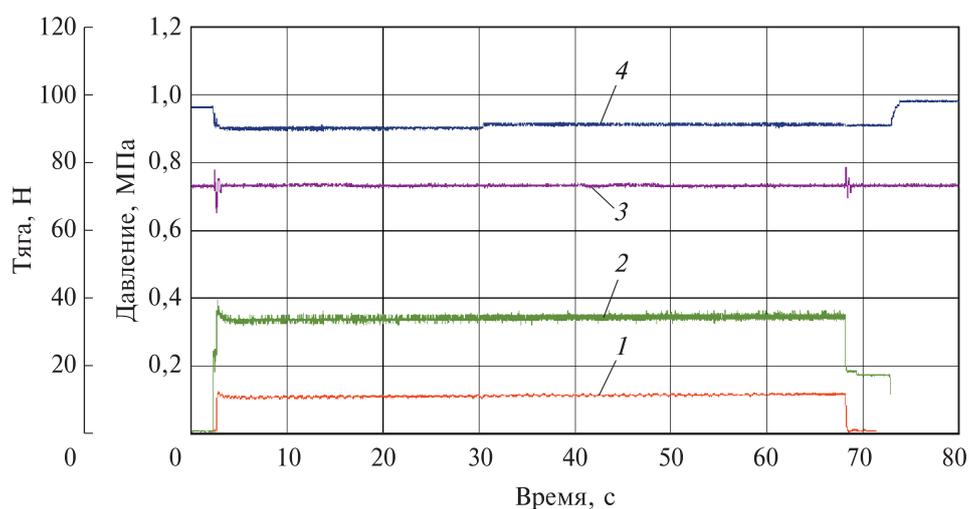


Рис. 7. Пуск двигателя с камерой УВК-2 на топливе кислород + керосин:

1 — тяга; 2 — давление в камере сгорания; 3 — давление горючего перед стабилизатором расхода; 4 — давление окислителя $p_{МУ}$ перед сужающимся устройством мерного участка

Далее двигатель с камерой УВК-2 был испытан на топливе кислород + керосин (рис. 6). Всего было проведено 39 включений, на рис. 6 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. 7).

Опробована также работа двигателя при разных сочетаниях длительности команд и пауз (рис. 8).

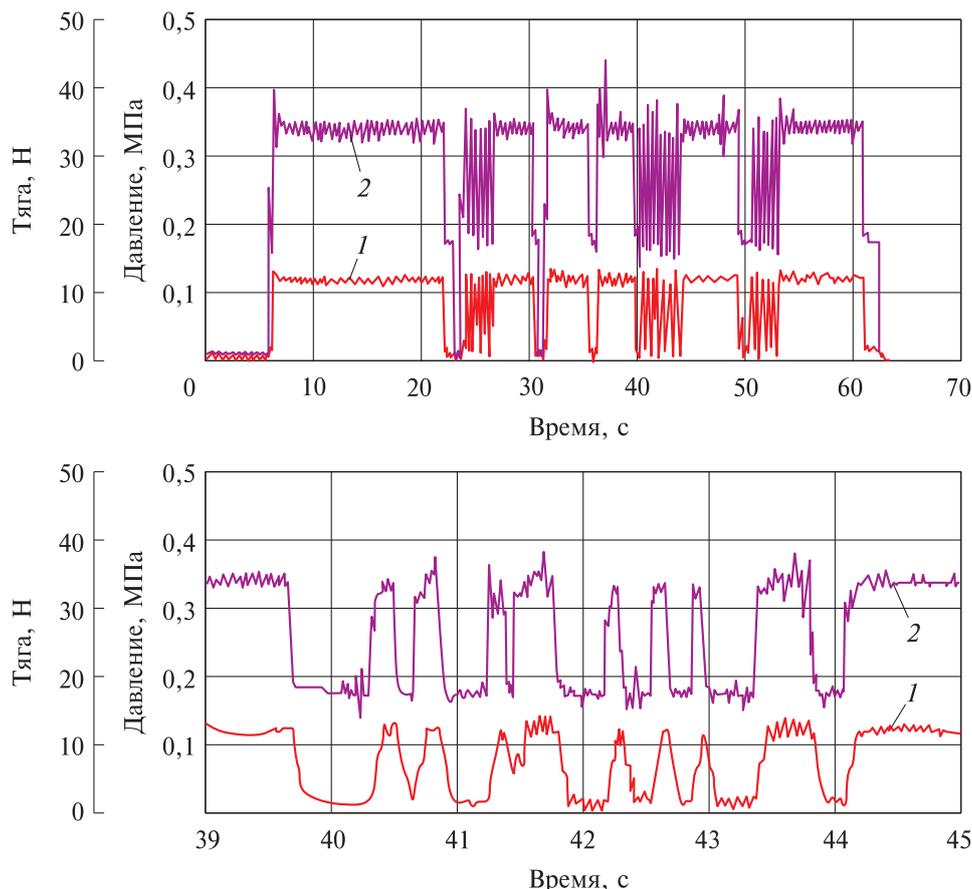


Рис. 8. Работа двигателя с камерой УВК-2 при различном сочетании команд на включение (снизу показан фрагмент расположенного выше графика (см. шкалу времени)):

1 — тяга; 2 — давление в камере

Поиск дальнейших путей повышения энергетических характеристик заключался в следующем. Была заменена камера сгорания, отличающаяся от исходной тем, что площадь отверстий завесы 7 уменьшена на 1/3 (см. рис. 3). Камера получила наименование УВК-3. Двигатель с камерой УВК-3 был испытан в более широком диапазоне соотношений компонентов топлива (см. рис. 6). Всего было поведено 152 включения. Пропусков зажигания не было. Как видно на рис. 6,

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 1-й секунде огневой работы произошел прогар сопла в зоне минимального сечения.

Камера УВК-4 была получена заменой сопла, отличающегося длиной участка $l = 13$ мм от сопла у камер УВК-1, УВК-2, УВК-3, где $l = 3$ мм. Также в гнезде 15 (см. рис. 3) было доработано резьбовое отверстие под свечу агрегата зажигания КН-11Б, центральный электрод которой был удлинен (в качестве запального устройства вариантов камер УВК-1—УВК-3 использована автомобильная свеча).

Камера УВК-4 показала худшие энергетические характеристики; при $k_m < 2,7$ прогаров сопла не было (см. рис. 6). Данный результат оказался неожиданным, поскольку предполагалось, что увеличение объема камеры сгорания несомненно приведет к значительному повышению энергетических характеристик. Однако дальнейший анализ позволил предположить следующее. Поскольку между коллектором окислителя и камерой сгорания реализуется докритический перепад давления, течение окислителя, поступающего из тангенциальных отверстий (см. рис. 3), по-видимому, можно рассматривать аналогично течению жидкости в центробежной форсунке [9, 10]. Увеличение длины проточной области приводит к росту 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, расход окислителя на завесу повышается. Иными словами, при прочих равных условиях увеличение длины проточной части за узлом завесы приводит к увеличению доли расхода кислорода через тангенциальные отверстия. В пользу этой версии также говорит тот факт, что ранее «чистые» участки камеры сгорания 10 (см. рис. 3) 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. 6 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. 9), чем в случае использования предыдущего запального устройства. Таким образом проявляется влияние параметров электрического разряда на воспламенительном устройстве на характер протекания рабочего процесса при запуске, анализ которого дан автором в работе [5].

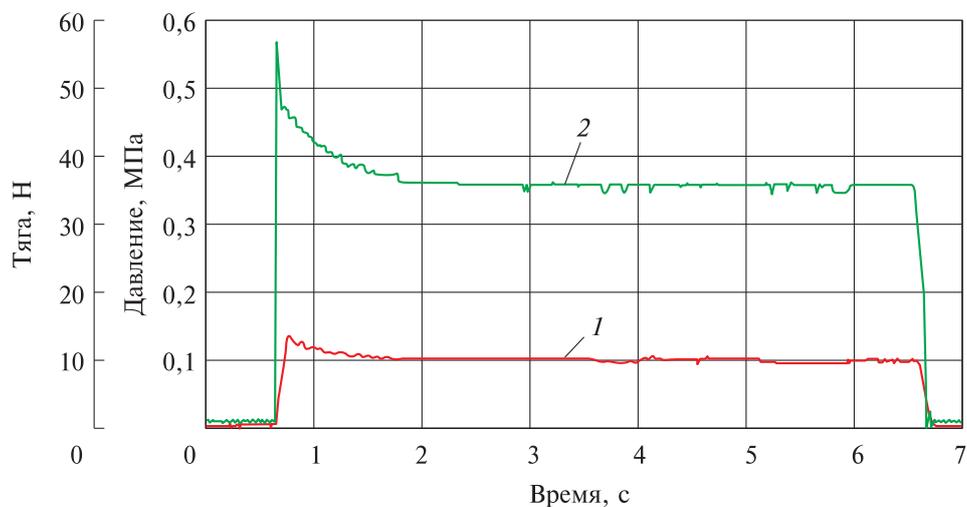


Рис. 9. Запуск двигателя при камере УВК-4:
1 — тяга; 2 — давление в камере

При проведении работ также исследована возможность упрощения конструкции камеры УВК. На рис. 10 приведена камера УВКВ, отличающаяся отсутствием шнеков; ее энергетические характеристики значительно хуже даже тех, что были у варианта УВК-1.

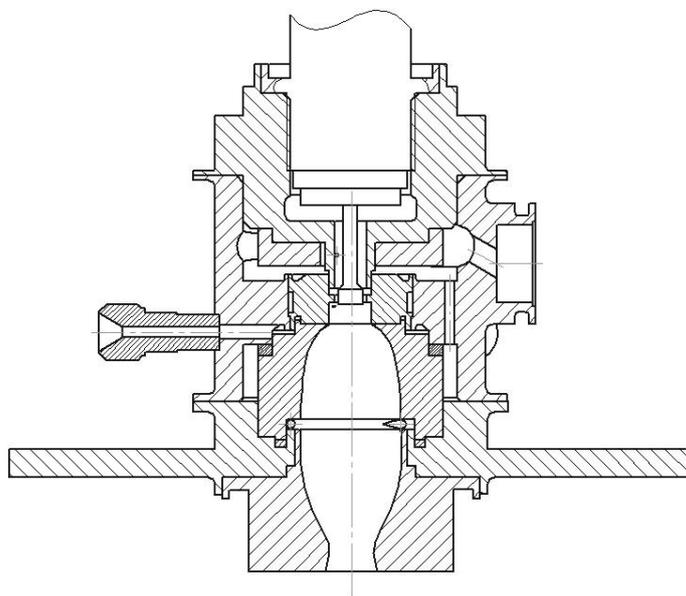


Рис. 10. Камера УВКВ

Введение дополнительных радиальных отверстий на внутренней стенке не дало ощутимого результата, однако в камере УВКВ был предусмотрен отбор давления в камере сгорания в двух местах: на

периферии (аналогично камере УВК) и в месте установки агрегата зажигания (давление в зоне оси камеры сгорания).

Как видно из результатов испытаний камеры УВКВ, для сравнения эффективности различных вариантов камер затруднительно использовать величины расходного комплекса (рис. 11). Это, по-видимому, является особенностью РДМТ, у которых хотя бы один из компонентов топлива подается в газообразном виде. Именно по этой причине для сравнения эффективности различных вариантов камеры использовался удельный импульс (см. рис. 5, 6).

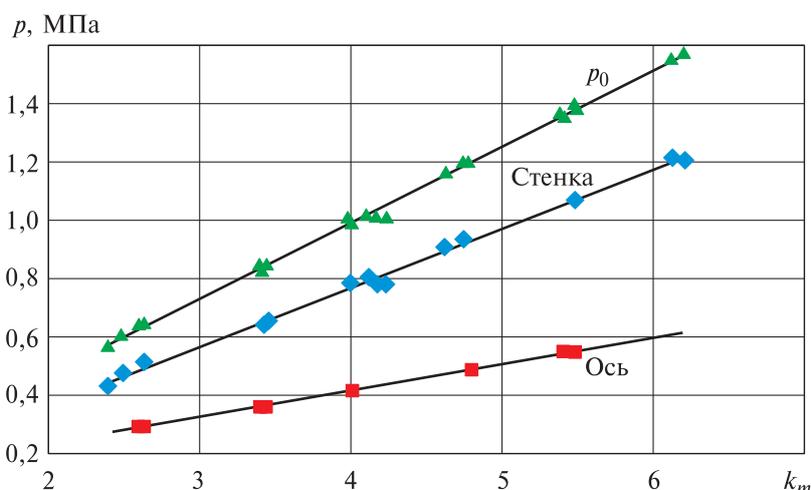


Рис. 11. Регистрация давления в различных участках камеры сгорания: p_0 — входное давление окислителя; «Стенка» — давление продуктов сгорания на периферии (вблизи стенки) камеры сгорания; «Ось» — давление продуктов сгорания в ядре камеры сгорания

Для первого образца разрабатываемого двигателя тягой 25 Н был принят вариант камеры УВК-3. Испытания проведены в научно-испытательном комплексе НИК-101 в наземных условиях на вновь созданном рабочем месте для испытаний кислородно-керосиновых РДМТ данного уровня тяг.

В результате испытаний опробованы различные режимы работы двигателя: непрерывный (максимальная длительность одного включения составила 600 с) и импульсные при различных сочетаниях длительности команд и пауз. В качестве примера на графиках (рис. 12–14) представлены зарегистрированные параметры двигателя при огневой работе и в паузах на различных режимах с указанием наименования датчиков давления и расхода.

Особенность испытаний РДМТ заключается в том, что давление в камере сгорания измеряется двумя датчиками. Датчик АРС-2000 используется для определения давления на установившемся режиме:

между камерой сгорания и датчиком установлен клапан, который открывается через 0,1 с после команды на включение и закрывается в момент останова. Датчик ДДИ-21 показывает динамику изменения параметров. На рис. 12 график, полученный по результатам регистрации давления в камере сгорания датчиком ДДИ-21, «искусственно» смещен вверх для удобства восприятия.

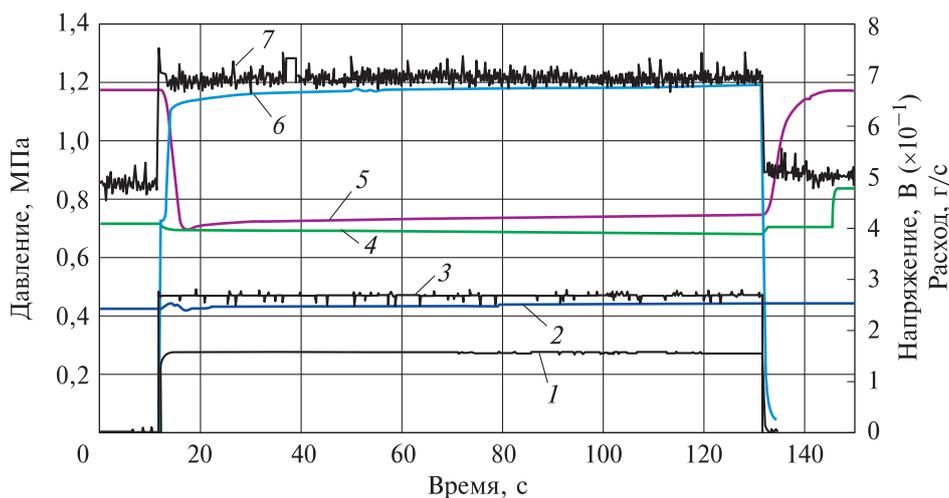


Рис. 12. Параметры двигателя при непрерывном включении:

1 — расход горючего (mini CORI FLOW); 2 — давление в камере сгорания (APC-2000); 3 — напряжение на клапане горючего; 4 — давление горючего (APC-2000); 5 — давление окислителя (APC-2000); 6 — расход окислителя (IN-FLOW); 7 — давление в камере сгорания (ДДИ-21)

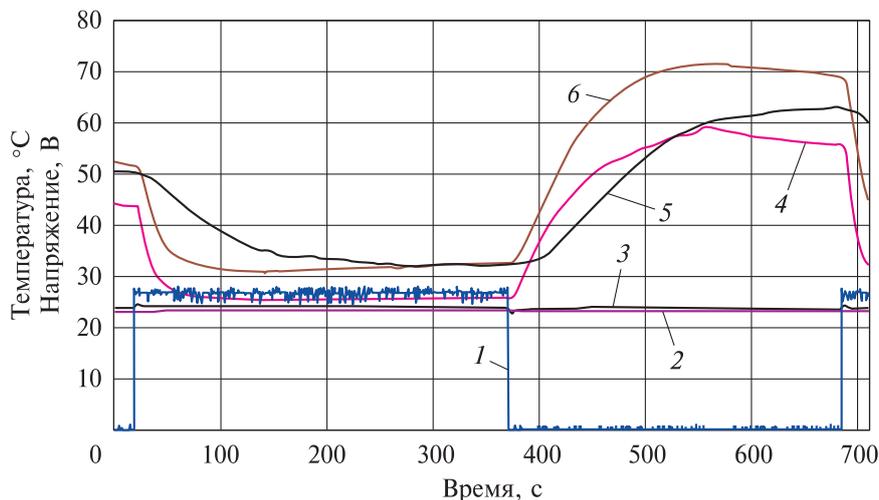


Рис. 13. Параметры двигателя при непрерывном режиме и в паузе:

1 — напряжение на клапане горючего; 2 — температура горючего; 3 — температура окислителя; 4 — температура головки в месте установки клапана окислителя; 5 — температура головки в месте установки агрегата зажигания; 6 — температура головки в месте установки клапана горючего

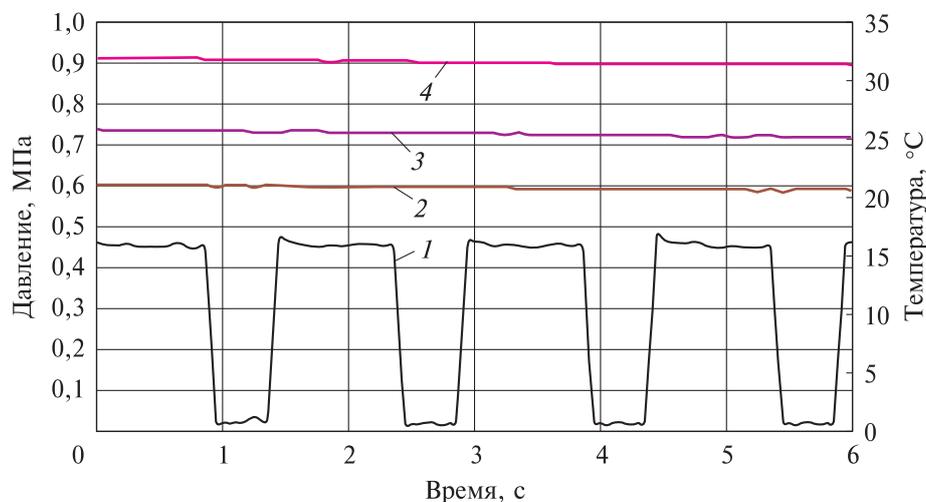


Рис. 14. Параметры двигателя при импульсном режиме работы (время команды 1 с, время паузы 0,5 с):

1 — давление в камере сгорания (ДДИ-21); 2 — температура головки в месте установки клапана окислителя; 3 — температура головки в месте установки клапана горючего; 4 — температура головки в месте установки агрегата зажигания

Испытания с имитацией высотных условий эксплуатации, в том числе с замером тяги, запланированы на следующих этапах работы.

Заключение. Разработанная конструкция камеры позволила в короткие сроки выполнить экспериментальные исследования различных вариантов организации рабочего процесса. Вариант, показавший наилучшие энергетические характеристики, был реализован в разрабатываемом двигателе тягой 25 Н на первом этапе работ.

Конструкция камеры имеет существенный резерв по повышению энергетических характеристик при замене материала сопла на Н65В2Мц. Кроме того, имеются пути уменьшения массогабаритных характеристик конструкции, в том числе с учетом возможности применения перспективных технологий изготовления, включая аддитивные.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Архипов Ю.С., Кутуева Е.В., Кутуев Р.Х. *Огненные колесницы космических орбит*. Нижний Тагил, Изд-во «Репринт», 2014, 242 с.
- [2] Кудрявцев В.М., Ягодников Д.А. *Кафедра Э-1 «Ракетные двигатели»*. Д.А. Ягодников, ред. Москва, ИИУ МГОУ, 2018, 108 с.
- [3] Кутуев Р.Х. *Ракетный двигатель малой тяги*. Пат №2386846, Российская Федерация, 2010, бюл. № 11.
- [4] Салич В.Л., Шмаков А.А., Ваулин С.Д. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги*. Челябинск, Изд-во ЮУрГУ, 2006, 52 с.

- [5] 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
- [6] Гизатуллин Ф.А. *Ёмкостные системы зажигания*. Уфа, Изд-во УГАТУ, 2002, 249 с.
- [7] Андреев Е.А., Новиков А.В., Шацкий О.Е. Расчетное и экспериментальное исследование надежности запуска и выхода на режим ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород + метан с электроискровым зажиганием. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4 (64).
DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1606
- [8] Салич В.Л. Разработка генератора активного газа газэжекторной установки высотного огневого стенда. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2019, т. 18, № 1, с. 118–127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127
- [9] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования*. 2-е изд., перераб. и доп. Д.А. Ягодников, ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 488 с.
- [10] Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В., Ягодкин В.И. *Распыливание жидкостей*. Москва, Машиностроение, 1977, 208 с.

Статья поступила в редакцию 14.12.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Салич В.Л. Разработка кислородно-керосинового двигателя тягой 25 Н. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 1.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-1-2050>

Салич Василий Леонидович — канд. техн. наук, заместитель главного конструктора АО «НИИМаш»; автор и соавтор около 70 опубликованных научных работ, 6 патентов РФ. Область научных интересов: исследование рабочих процессов в ракетных двигателях и энергетических установках. e-mail: salich_vas@mail.ru; mail@niimashspace.ru

Development of 25N oxygen-kerosene thruster

© V.L. Salich

Research and Development Institute of Mechanical Engineering,
Nizhnyaya Salda, 624740, Russia

The paper introduces the scientific and technical groundwork obtained by the author and used as a basis for the development of an oxygen-kerosene rocket engine with a thrust of 25 N. This groundwork represents the results of research carried out on an experimental chamber developed by the author. The design of the chamber made it possible to study the effect of the configuration of the mixing element on its characteristics, the number of holes of oxygen supply to the internal cooling curtain, the length of the cylindrical section behind the curtain belt. The results of tests of various variants of the chamber and their analysis are presented. The results of tests of the developed engine, in which one of the camera variants is implemented, are given as well.

Keywords: thruster, test, ignition

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] Kudryavtsev V.M., Yagodnikov D.A. *Kafedra E-1 "Raketnie dvigately"* [Department E-1 "Rocket engines"]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, 108 p.
- [3] Kutuev R.Kh. *Raketny dvigatel maloy tyagi* [Low-thrust rocket engine]. Patent RF, no. 2386846, April 20, 2010, bul. 11.
- [4] Salich V.L., Shmakov A.A., Vaulin S.D.. *Zhidkostnie raketnie dvigately maloy tyagi* [Liquid propellant thrusters]. Chelyabinsk, SUSU Publ, 2006, 52 p.
- [5] Salich V.L. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 129–140.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140
- [6] Gizatullin F.A. *Emkostnye sistemy zazhiganiya* [Capacitor discharge systems]. Ufa, USATU Publ., 2002, 249 p.
- [7] Andreev E.A., Novikov A.V., Shatsky O.E. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 4 (64).
DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1606
- [8] Salich V.L. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2019, vol. 18, no. 1, pp. 118–127.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127
- [9] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid-propellant engines. Fundamentals of design]. 2nd ed., D.Ya. Yagodnikov ed. Moscow, BMSTU Publ., 2005, 488 p.
- [10] Dityakin Yu.F., Klyachko L.A., Novikov B.V., Yagodkin V.I. *Raspylivanie zhidkostey* [Liquids spraying]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 208 p.

Salich V.L., Cand. Sc. (Eng.), Deputy Chief Designer of Research and Development Institute of Mechanical Engineering. Research interests: thermophysic processes in rocket engines and powerplants. e-mail: salich_vas@mail.ru; mail@niimashspace.ru