

## РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ РДМТ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ ТОПЛИВНЫХ КОМПОЗИЦИЯХ

© 2009 Р. Х. Кутуев, И. Н. Лебедев, В. Л. Салич

Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда

В статье представлены результаты проведенных в НИИМаш научно-исследовательских работ по созданию ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на перспективных экологически чистых топливных композициях, таких как кислород + керосин, кислород + этиловый спирт, кислород + водород, кислород + метан (природный газ). Обсуждаются конструкции модельных РДМТ, результаты их испытаний, пути дальнейшего совершенствования. Приводятся результаты работ по проектированию высокоэффективной камеры РДМТ на компонентах кислород + водород, кислород + метан при помощи численного моделирования внутрикамерных процессов.

*Ракетный двигатель малой тяги (РДМТ), система воспламенения, камера сгорания, экологически чистые компоненты топлива, численное моделирование*

Одним из радикальных направлений совершенствования ракетно-космической техники является внедрение многоразовых средств выведения. Многоразовость позволит существенно снизить стоимость выведения полезных грузов в космос, расширит возможности осуществления транспортных операций и повысит их надежность, а также значительно снизит экологическую безопасность запусков, включая сокращение или даже полную ликвидацию зон отчуждения по трассам пусков. Использование многоразовых космических летательных аппаратов предъявляет требования к экологической безопасности топлив, поскольку становятся необходимыми межполетные обслуживания. В НИИМаш, начиная с 1970-х гг. ведутся работы по обеспечению создания перспективных ракетных двигателей малых тяг (РДМТ) на экологически чистых топливных композициях (кислород + жидкие углеводородные горючие, кислород + этиловый спирт, кислород + водород, кислород + метан). Для достижения высоких динамических характеристик криогенные компоненты топлива (кислород, водород, метан) подаются в двигатель в газифицированном виде.

В настоящее время в НИИМаш созданы различные конструкции РДМТ на экологически чистых топливах тягой от 0,3 до 2600 Н.

**РДМТ на компонентах топлива газобразный кислород + жидкие углеводородные горючие.** РДМТ 17Д16 был разработан для системы ориентации орбитально-

го корабля «Буран» [1]. Компонентами топлива являлись продукты газогенерации кислорода и синтетического углеводородного горючего при массовом соотношении 100:1 и синтетическое углеводородное горючее. Двигатель включает камеру, электроклапаны горючего и окислителя нормально закрытого типа, стабилизатор расхода окислителя, поддерживающий требуемый расход окислителя в диапазоне входных давлений 2...6 МПа, сигнализатор давления СДТ-7М, агрегат электроискрового зажигания КН-11Б, систему терморегулирования, фланец крепления к объекту. Окислитель подается в камеру сгорания через 12 радиальных струйных форсунок камеры воспламенения и через 2 пояса завесы. Первый пояс завесы образуется через 12 радиальных отверстий, направленных на огневое днище головки (завеса днища). Второй пояс завесы образуется через 12 тангенциальных отверстий, расположенных на входе в дозвуковую часть сопла. Сверхзвуковая часть сопла охлаждается окислителем (9...10%), поступающим через 12 тангенциальных отверстий. Горючее впрыскивается в 3 из 12 струйных форсунок окислителя камеры воспламенения. На наружную поверхность соплового насадка и фланца нанесен газоплазменным напылением слой меди переменной толщины (от 1,5 до 3 мм).

Система терморегулирования предназначена для поддержания допустимых температур конструкции клапанов и посадочного места фланца.

Результатами ресурсных испытаний, проведенных на этапе ЗДИ, установлено, что двигатель работоспособен в пределах 5100 включений и 920 с огневого времени работы. Параметры двигателя окончательного варианта конструкции при номинальных условиях составили: тяга 196 Н, удельный импульс 257 с, соотношение компонентов  $K_m=4,1$ .

Максимальные температуры стенки в районе среза сопла при испытаниях двигателя при входных давлениях топлива 20 кгс/см<sup>2</sup> не превышали 800°C на непрерывных режимах и 650°C на импульсных.

РДМТ 100Э197 с пьезоэлектрической системой воспламенения (ПЭСВ) является экспериментальным аналогом двигателя 17Д16. Он был разработан с целью проведения исследований возможности создания двигателя тягой 200 Н на компонентах кислород + керосин с нетрадиционными системами воспламенения.

Работа ПЭСВ осуществляется следующим образом (рис. 1). Кислород, поступающий на вход ПЭСВ, проходит через канал в настроечном жиклере 5, за счет чего в полости Б повышается давление, под действием которого поршень-ударник 2, преодолевая усилие пружины 3, приходит в движение. Через некоторое время с момента начала движения открываются сбросные каналы 6 и давление в полости Б падает. Поршень за счет инерции продолжает двигаться и ударяет по электроду 16. После удара под действием пружины и сил упругости поршень возвращается в исходное положение, перекрывает каналы 6, и цикл повторяется.

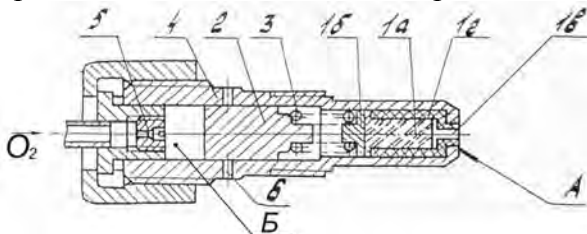


Рис. 1. Конструкция ПЭСВ

При ударе в пьезоэлементе возникает напряжение ( $\geq 3 \cdot 10^3$  В), за счет которого на торце А между электродом 1в и корпусом 4 происходит разряд. Испытания, проведенные в ГИПХ, показали, что ПЭСВ по энергетическим параметрам обеспечивает на-

дежное воспламенение в составе рассматриваемого двигателя. Задержка воспламенения не превышает  $\tau_{\text{зад}} \approx 25$  мс. Однако в схеме смесеобразования в зоне воспламенения с продувкой кислородом происходит выгорание центрального электрода ПЭСВ. В области воспламенения происходит коксование, приводящее к нарушению формы разряда и, как следствие - к отказу в воспламенении. Кроме того, после остывания двигателя кокс был обнаружен во всех полостях ПЭСВ. Проблема коксования не позволила провести полнообъемные испытания двигателя 100Э197. Максимальный отработанный ресурс изделия составил 120 включений. После остывания изделие работало нестабильно, причиной отказов явилось коксование. Из недостатков работы самой ПЭСВ необходимо отметить следующие: расклепывание удароприемника и бойка у штока, что привело к изменению величины хода последнего и в итоге к отказу в работе; расклепывание изоляторов из капролона, ударное разрушение пьезоэлемента и выгорание центрального электрода.

Таким образом, дальнейшее исследование РДМТ с ПЭСВ необходимо вести в направлениях поиска новых материалов, позволяющих повысить ресурс работы, а также создания конструкции разрядной зоны, позволяющих исключить коксование. Необходимо провести исследования РДМТ с ПЭСВ на экологически чистых компонентах метан+кислород, этиловый спирт+кислород, обладающих меньшим эффектом коксования.

**РДМТ на компонентах топлива кислород + этиловый спирт.** Камеры РДМТ тягой 100Н, 2500Н и 2600Н на компонентах топлива газообразный кислород + этиловый спирт выполнены с различными схемами смесеобразования. Общим является электроискровая система воспламенения (ЭСВ), камера воспламенения и внутреннее охлаждение горючим. Испытания подтвердили работоспособность камер и дали возможность выявить дальнейшие пути совершенствования.

На рис. 2 показан смесительный элемент двигателя 100Э608 тягой 2500 Н, разработанного по заданию КБ им. А.Н. Туполева. Система смесеобразования представ-

ляет собой комбинацию из 24 струйных газовых форсунок, расположенных по кольцу относительно центра, и 24 тангенциальных отверстий, выходящих в камеру закручивания. В двигателе предусмотрено внутреннее пленочное охлаждение 16-ю закрученными струями при расходе в 8% от расхода горючего. Взаимодействие потоков окислителя и горючего в сопловой части смесителя дает газожидкостный факел распыла, причем соответствующая организация процесса смешения обеспечивает избыток горючего в пристеночной зоне, и, тем самым, более благоприятный тепловой режим камеры сгорания.

Воспламенение основного расхода в камере сгорания производится посредством ЭСВ, встроенной в смесительную головку и состоящей из агрегата зажигания КН-11Б с доработанной свечой СПН-4-3 (удлинен центральный электрод) и системы смесеобразования с элементами подачи топлива.

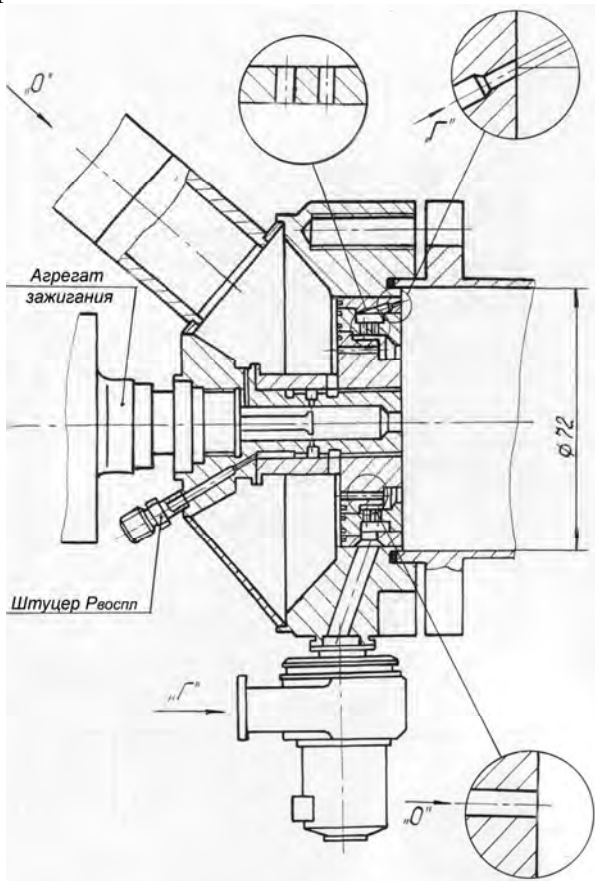


Рис. 2. Схема смесеобразования РДМТ 100Э608

Кроме того, определенная часть окислителя идет на охлаждение электрода, а затем участвует в горении в камере воспламенения. Среднее расчетное соотношение

компонентов в камере воспламенения составляет  $K_m = 0,9...1,1$ . Двигатель прошел 3 огневых испытания, продемонстрировав около 200 включений в непрерывных и импульсных режимах с суммарным временем наработки  $\sim 130$  с. Получены величины расходного комплекса  $\beta = 150...160$  с. В процессе испытаний выявлены пути повышения экономичности двигателя.

Система смесеобразования двигателя 100Э613 тягой 2600 Н включает двенадцать двухкомпонентных коаксиальных газожидкостных форсунок, размещенных по кольцу относительно центра. В двигателе предусмотрено внутреннее завесное охлаждение спиртом с помощью 16 струйных форсунок, подаваемым тангенциально на стенку камеры сгорания (к.с.) при расходе в завесу не менее 8% от общего расхода горючего.

Основной расход в камере сгорания воспламеняется расположенным в центре форкамерным факельным воспламенителем. В воспламенителе в качестве источника искрообразования использовался агрегат зажигания КН-11Б с доработанной свечой (удлинен центральный электрод). Система смесеобразования воспламенителя имеет 4 струйных эмульсионных газожидкостных форсунки, расположенные под углом  $60^\circ$  к оси камеры сгорания. Кроме того, электрод охлаждается кислородом через 4 струйные форсунки. Искровой пробой организуется в объеме камеры воспламенения между центральным электродом и внутренней стенкой. Величина расходного комплекса  $\beta$  на непрерывном режиме длительностью 5,2 с составила 148...150 с (коэффициент расходного комплекса  $\varphi_\beta = 0,93...0,95$ ) при массовом соотношении компонентов  $K_m = 2,5$  ( $\alpha = 1,2$ ). Судя по цветам побежалости на поверхности камеры сгорания, можно заключить, что фронт горения располагался достаточно близко к огневой поверхности форсуночной головки на расстоянии  $\sim 20...25$  мм. Данный факт говорит о том, что длину к.с. можно существенно уменьшить, как минимум на 50...60 мм. Выбранную конструкцию коаксиальных форсуночных элементов можно считать весьма удачной, т.к. они обеспечивают хорошее смешение, характеризующееся величиной расходного комплекса. Тепловое состояние изделия неудовлетворитель-

ное, через 3,75с цилиндрическая часть камеры сгорания прогорела по образующей на расстоянии ~100...120 мм от огневого днища. Причиной тому, по всей вероятности, является недостаточное количество горючего на завесу.

Двигатель 100Э611 тягой 100 Н был также разработан по техническому заданию КБ им. А.Н. Туполева. Смесеобразование в нем происходит за счет входа струйных форсунок горючего в форсунки окислителя (рис. 3).

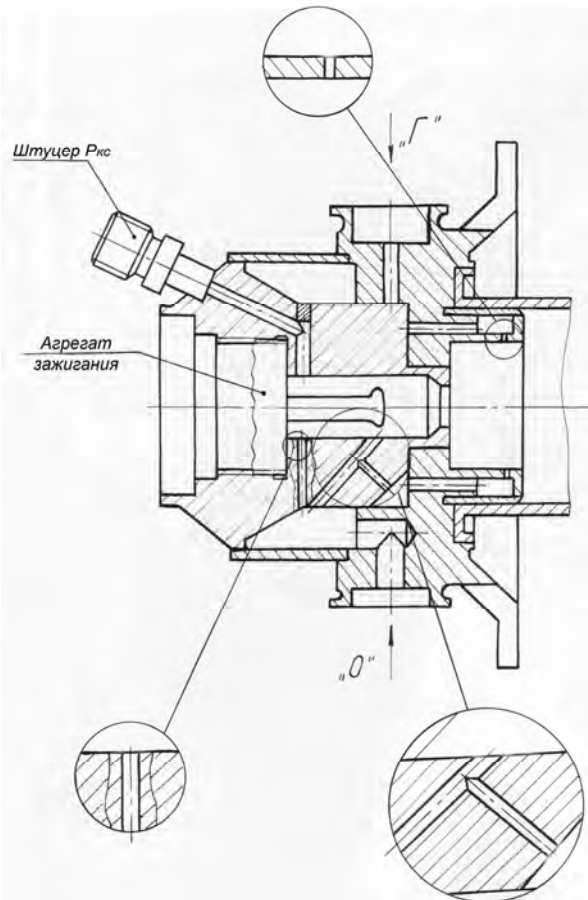


Рис. 3. РДМТ 100Э611

Здесь предусмотрено внутреннее завесное охлаждение шестью закрученными струями. Около 50% суммарного расхода кислорода подается на охлаждение электрода свечи агрегата зажигания через искровой промежуток, после чего этот кислород участвует в горении. Двигатель укомплектован камерой сгорания РДМТ 11Д446. Проведено 2 огневых испытания с суммарной длительностью ~56 с на непрерывных и импульсных режимах (в общей сложности 176 включений). Экономичность рабочего процесса в к.с. на непрерывном режиме работы соста-

вила  $\beta=155...160$  с при  $K_m=2,1...2,3$ . Время выхода давления в к.с. на режим  $\tau_{0,9}\approx 25$  мс на импульсных включениях. Тепловое состояние изделия оказалось неудовлетворительным. Камера сгорания прогорала на непрерывных режимах длительностью  $\approx 3$ с.

В процессе испытаний двигатель имел около 8 отказов, главным образом, на первом включении после длительного молчания. Это можно объяснить несовпадением зоны искрообразования с точкой впрыска топливной смеси. Необходимо продолжить работы в направлении замены электроискровой системы воспламенения на электроплазменную, показавшую более надежную работоспособность, и улучшения теплового состояния камеры сгорания путем замены материала на жаростойкий, например, из ниобиевого сплава Н65В2МЦ.

Испытания двигателей 100Э608, 100Э613, 100Э611 продемонстрировали возможность создания РДМТ на топливе кислород + этиловый спирт с высокими динамическими и энергетическими характеристиками и приемлемыми массогабаритными параметрами.

**РДМТ на компонентах топлива кислород + водород.** В созданных в НИИМаш конструкциях РДМТ на газообразных кислороде и водороде применены электроплазменная, газодинамическая и высокочастотная электроразрядная система воспламенения (ВЭСВ).

На рис. 4, 5 представлены конструкции РДМТ 100Э41 и 100Э40 тягой 100Н с электроплазменным воспламенением.

В форсуночной головке двигателя 100Э41 (рис. 4) использовались струйные соосные форсунки, расположенные по шахматной схеме. Охлаждение к.с. осуществлялось водородом. В двигателе 100Э40 (рис. 5) реализована тангенциальная подача водорода через четыре ряда струйных форсунок, находящихся на образующей цилиндрической части камеры сгорания (рис. 6). При такой подаче организуется двойное охлаждение стенок камеры - внешнее и внутреннее. Кислород поступал через соосные струйные форсунки на огневом днище головки. В электроплазменной СВ рабочим телом является водород.

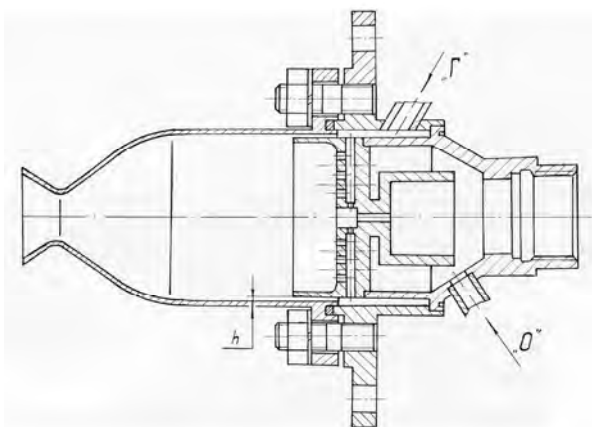


Рис. 4. РДМТ 100Э41

Экспериментальная отработка двигателя 100Э41 дала оптимальную ширину  $h$  кольцевой щели (рис. 5), когда при  $\alpha=0,1...0,3$  достигалась стационарная температура конструкции с максимальным значением в критическом сечении в  $950^{\circ}\text{C}$ .

Анализ результатов испытаний двигателя 100Э40 показал, что несмотря на более высокие значения коэффициента избытка окислителя ( $\alpha=0,3...0,4$ ), температура стенки к.с. выходит на стационарные значения  $900...950^{\circ}\text{C}$ .

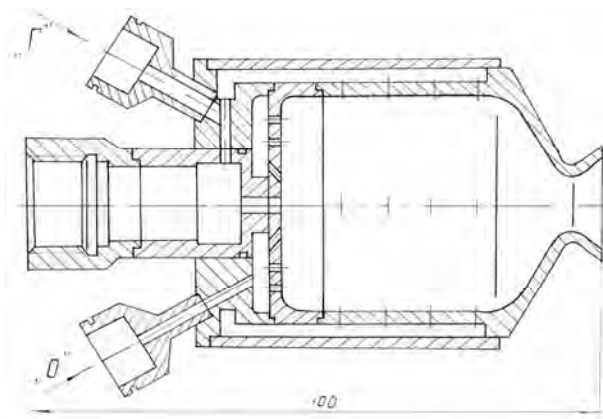


Рис. 5. РДМТ 100Э40

Комплекс  $\beta$  для РДМТ 100Э40 и 100Э41 равен  $170...200$  с. Следует отметить, что полученные результаты имеют, в основном, качественный характер из-за весьма приближенного замера расходов компонентов и нестабильности поддержания давлений на входе в двигатель.

Таким образом, на первом этапе экспериментальных исследований огневые испытания двигателей подтвердили работоспособность электроплазменной системы воспламенения, правильность выбора схем смешения и охлаждения.

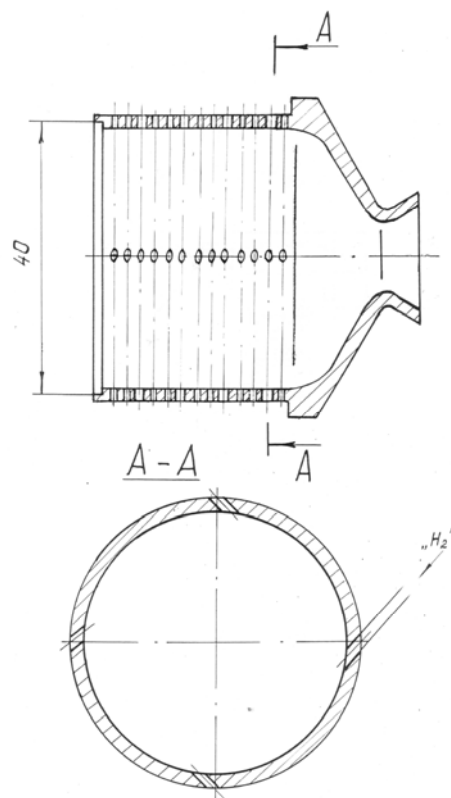


Рис. 6. Камера сгорания РДМТ 100Э40

Кислородно-водородные РДМТ с газодинамическими системами воспламенения (ГДСВ) созданы на основе стержневых газоструйных излучателей (ГСИ) и дисковых газоструйных излучателей (ДГСИ) [2]. На рис. 7 представлена конструкция РДМТ 100Э102 тягой 100 Н на кислородно-водородном топливе.

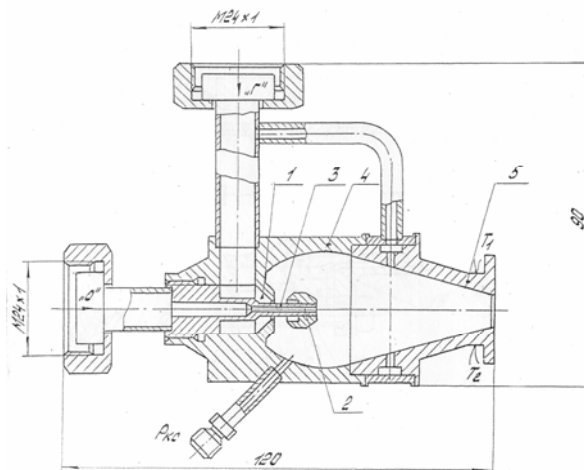


Рис. 7. РДМТ 100Э102

В двигателе применена ГДСВ с ГСИ. Водород подается через сопло ГСИ 1, а кислород - через канал 2 в стержне 3. К концентратору 4 приварено сопло 5 для имитации работы РДМТ. Двигатель 100Э102 испытывался с двумя вариантами concentra-

торов - эллиптическим и цилиндрическим. Огневые испытания подтвердили надежное воспламенение компонентов топлива во всем исследованном диапазоне входных давлений 0,5...3,0 МПа в случае, если при этом разность давлений по трактам горючего и окислителя не превышала 1,0 МПа.

Позднее созданы модификации РДМТ 100Э102 (100Э459 и 100Э560).

На рис. 8 представлена конструкция экспериментального РДМТ 100Э168М тягой 400 Н на газообразном кислородно-водородном топливе с ДГСИ. В двигателе водород поступает в коллектор 1, и далее по тракту охлаждения 2, каналам выравнивающей решетки 3 - к газоструйному излучателю и струйным форсункам 4. Кислород через канал 5 подается к форсункам 6 резонатора 7. По оси резонатора выполнена воспламенительная полость 8, к стенке которой приварена термопара для проверки величины газодинамического нагрева при настройке изделия. С целью охлаждения сопла 9 часть водорода из коллектора 1 по каналам 10 вдувается в его закритическую часть.

Из 24 проведенных включений длительностью  $\tau_{\text{вкл}} = 0,1...0,3$  с отказов не было. Время выхода на режим не превышало 0,025с с учетом времени открытия ЭК.

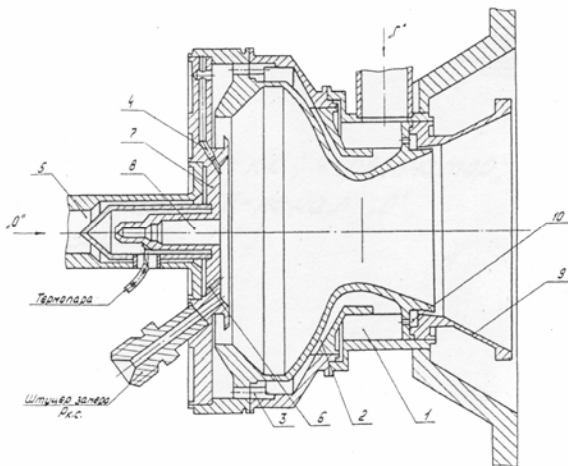


Рис. 8. РДМТ 100Э168М

Размеры к.с. были выбраны только из условия обеспечения надежного воспламенения. Наиболее теплонапряженным местом изделия 100Э168М является воспламенительная полость, стенки последней разрушились на 24-м включении.

С целью решения вопроса о возможности создания РДМТ в диапазоне тяг

1000...3000 Н с ГДСВ на базе ДГСИ, имеющего удовлетворительные динамические и энергетические параметры, была разработана камера 100Э441 тягой 1500 Н.

Огневые испытания двигателя 100Э441 доказали его работоспособность в широком диапазоне расходов компонентов топлива, что подтверждает возможность создания РДМТ на основе газодинамических систем воспламенения с уровнями тяг 1000...3000 Н.

Таким образом, испытания трех вариантов РДМТ с ГСИ тягой 100Н и двух РДМТ с ДГСИ тягами 400Н и 1500Н показали надежное воспламенение газообразного кислородно-водородного топлива. Необходимо продолжить исследования по изучению влияния параметров систем смесеобразования и охлаждения на процессы стабильного горения в камере и на тепловое состояние конструкции.

В кислородно-водородном РДМТ 100Э457 тягой 0,3Н с ВЭСВ, в результате огневых испытаний подтвердившем свою работоспособность, применены тангенциальные форсунки с докритическим перепадом давления (рис. 9).

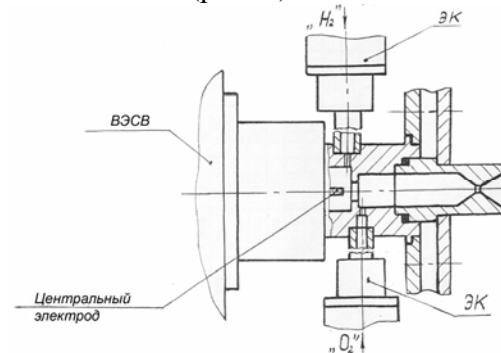


Рис. 9. РДМТ 100Э457

**Современные методы проектирования РДМТ.** В современных условиях жесткой конкуренции на мировом рынке космических услуг наряду с повышенными требованиями к техническим параметрам предъявляются особые требования к минимизации сроков и затрат на создание ракетно-космической техники. Поэтому большое внимание в НИИМаш уделяется постановке и решению задач совершенствования теоретической и методической базы, позволяющей на ранних стадиях проектирования РДМТ находить конструкторские решения, обеспечивающие получение с достаточной степенью достоверности высоких энергетических параметров.

ческих характеристик двигателей при помощи расчетно-теоретических исследований. В таком случае можно исключить либо частично сократить длительный и дорогостоящий этап экспериментальной отработки. Так, при разработке РДМТ тягой 200Н на компонентах топлива кислород + водород, кислород + метан с ЭСВ удалось полностью заменить экспериментальную отработку системы смесеобразования численными экспериментами.

Для расчетно-теоретических исследований процессов в камере разработана новая математическая модель, описывающая трехмерное течение многокомпонентной гомогенной газовой смеси с учетом процессов смесеобразования и химических превращений. Дифференциальные уравнения и замыкающие зависимости применительно к данной модели подробно представлены в предыдущих публикациях, например, в работе [3]. Модель была реализована в коммерческом пакете ANSYS CFX-10. Расчетно-теоретические исследования камер РДМТ с различными схемами смесеобразования проводились на вычислительном кластере Infinity Южно-Уральского государственного университета (г. Челябинск). В результате расчетов получены трехмерные распределения параметров по объему камеры. Обработкой результатов расчета определялся коэффициент расходного комплекса  $\varphi_\beta$ . На рис. 10 представлены расчетные и экспериментальные значения  $\varphi_\beta$  при различных коэффициентах избытка окислителя  $\alpha$  для двигателя МРД 100 на компонентах кислород + метан тягой 100Н.

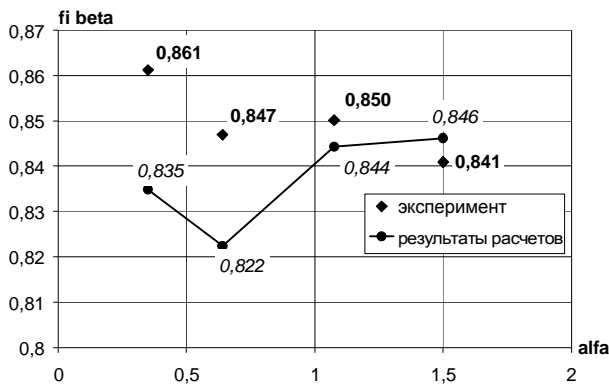


Рис. 10. Значения коэффициентов расходного комплекса камеры МРД 100, полученные по результатам расчета и экспериментальным путем. Суммарный расход - 0,044 кг/с

Удовлетворительное согласование результатов расчета с экспериментальными данными позволило принять предложенную математическую модель для поиска схемы смесеобразования, обеспечивающей высокую полноту сгорания топлива. С помощью численных экспериментов разработана новая схема КМ-2, обеспечивающая высокие энергетические характеристики как на компонентах топлива кислород-метан, так и на компонентах кислород-водород. Схема КМ-2 реализована в конструкции модельной камеры, описание которой приведено в работе [3]. Огневые испытания модельной камеры на компонентах топлива кислород + водород (было проведено 2 пуска при  $\alpha = 1,75$  и суммарном расходе 0,06 кг/с) подтвердили предельно достижимую для малоразмерных камер РДМТ полноту сгорания топлива (рис. 11).

Таким образом, традиционный дорогостоящий и длительный этап сравнительных испытаний был полностью заменен численным экспериментом, позволившим создать эффективную камеру РДМТ. Последнее обстоятельство позволяет рекомендовать предложенную методику проектирования для разработки новых РДМТ.

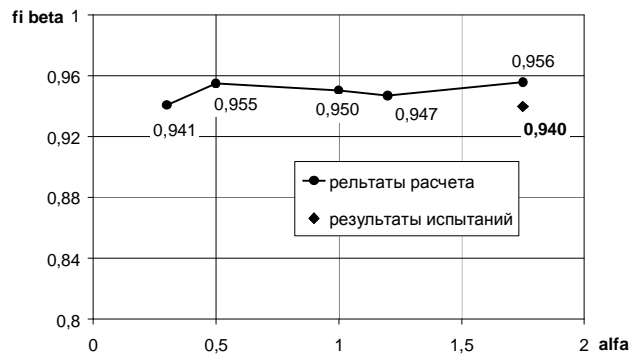


Рис. 11. Расчетные и экспериментальные значения коэффициентов расходного комплекса камеры со схемой КМ-2. Компоненты топлива кислород – водород. Суммарный расход 0,06 кг/с

Таким образом, в НИИМаш создан значительный задел в направлении разработки РДМТ на перспективных компонентах топлива.

### Библиографический список

1. Казанкин, Ф.А. Современный технический уровень и перспективы развития РДМТ / Ф.А. Казанкин [и др.] // Ракетно-

космическая техника: Науч.-техн. сб. Серия 14. – Миасс, 2003.

2. Лебедев, И.Н. Стержневые газоструйные излучатели для интенсификации смесеобразования, нагрева и самовоспламенения топлив / И.Н. Лебедев // Ракетно-космические двигательные установки: Материалы всероссийс. науч.-техн. Конф. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008, - С.19.

3. Салич, В.Л. Результаты работ по созданию высокоэффективного ракетного двигателя малой тяги с компонентами топлива кислород-метан, кислород-водород / В.Л. Салич // Тр. VIII всероссийс. науч.-техн. конф. «Авиакосмические технологии АКТ-2007». - Воронеж: ВГТУ, 2007. - С. 233 – 239.

## References

1. Kazankin, F.A. Modern a technological level and prospects of development RELP / F.A. Kazankin [etc.] // The Space-rocket technics: Science.-tehn. collection. № 14. – Miass, 2003.

2. Lebedev, I.N. Rod Gas - stream radiators for an intensification Mixing, heating and Spontaneous ignition of fuel / I.N. Lebedev // Space-rocket impellent installations: Materials of Scienc-tehn. conf. – M: MGTU named Bauman, 2008. - P.19.

3. Salich, V.L. Results of works on creation of the highly effective rocket engine of small draught with components of fuel oxygen-methane, oxygen-hydrogen / V.L. Salich // Works of VIII All-Russia scientifically - technical conference «Aerospace technologies АКТ-2007». - Voronezh: VSTU, 2007. - P. 233 – 239.

## DEVELOPMENT OF ADVANCED LOW THRUST ROCKET ENGINES WITH ECOLOGICALLY FRIENDLY PROPELLANTS

© 2009 R. H. Kutuev, I. N. Lebedev, V. L. Salich

FSUE R&D Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda

The results of development of the low thrust rocket engines with fuel compositions oxygen/kerosene, oxygen/ethanol, oxygen/hydrogen, oxygen/methane are presented.

*Low thrust rocket engine, ignition system, combustion chamber, ecologically pure fuel compositions, computational modeling*

### Информация об авторах

**Кутуев Рашид Хурматович**, начальник сектора НИИМаш, г. Нижняя Салда. Тел. (34345) 36-433. E-mail: [niimash@list.ru](mailto:niimash@list.ru). Область научных интересов: расчётно-теоретические и экспериментальные исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги.

**Лебедев Игорь Николаевич**, кандидат технических наук, начальник отдела перспективных разработок НИИМаш, г. Нижняя Салда. Тел. (34345) 36-246. E-mail: [niimash@list.ru](mailto:niimash@list.ru). Область научных интересов: исследование процессов ударно-волнового нагрева, воспламенения, интенсификации смесеобразования и горения в газо-жидкостных средах.

**Салич Василий Леонидович**, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела перспективных разработок НИИМаш, г. Нижняя Салда. Тел. (34345) 36-246. E-mail: [salich\\_vas@mail.ru](mailto:salich_vas@mail.ru), [niimash@list.ru](mailto:niimash@list.ru). Область научных интересов: исследование теплофизических процессов в ракетных двигателях и энергетических установках, математическое моделирование внутрикамерных процессов.



**Kutuev Rashit Hurmatovich**, sector chief of Scientific-and-designing department of R&D Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda. Phone: (34345) 36-433. E-mail: [niimash@list.ru](mailto:niimash@list.ru). Area of research: design-theoretical and experimental investigation of operating processes in liquid thrusters.

**Lebedev Igor Nikolaevich**, candidate of technical Science, Head of research division for advanced developments of R&D Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda. Phone: (34345) 36-246. E-mail: [niimash@list.ru](mailto:niimash@list.ru). Area of research: shock wave heating, ignition, enhancement of mixing and combustion in gaseous and liquid-gas media.

**Salich Vasily Leonidovich**, candidate of technical Science, leading research engineer, Head of research division for advanced developments of R&D Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda. Phone: (34345) 36-246. E-mail: [salich\\_vas@mail.ru](mailto:salich_vas@mail.ru), [niimash@list.ru](mailto:niimash@list.ru). Area of research: thermodynamic processes in rocket engines and powerplants, mathematical simulations of combustion chamber processes.