

УДК 629.7.036.54-63-181.4

А. В. Кочанов, А. Г. Клименко

ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОБЛЕМ СОЗДАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ ГАЗООБРАЗНЫХ ТОПЛИВАХ

Приведены результаты исследований процессов и характеристик ракетных двигателей малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах топлива кислород–водород и кислород–метан, а также данные о разработанных конструктивных вариантах и результатах экспериментальных исследований образцов двигателей тягой около 20 Н с различными схемами смесеобразования, охлаждения камеры сгорания и типами электрических систем воспламенения топлива.

В настоящее время одна из задач развития ракетно-космической техники — это создание и совершенствование разгонных блоков (РБ) на экологически чистых компонентах топлива, таких как кислород–водород и кислород–углеводородное горючее.

В существующих и разрабатываемых РБ для обеспечения запуска маршевого двигателя и управления РБ на пассивных участках полета используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) на самовоспламеняющемся топливе АТ–НДМГ, которое характеризуется высокой токсичностью как самого топлива, так и продуктов его сгорания, ухудшая тем самым экологические свойства объекта в целом. Замена высокотоксичных компонентов топлива на экологически чистые могла бы повысить конкурентоспособность отечественных РБ на мировом рынке космических услуг, позволить уменьшить стоимость экспериментальной отработки РДМТ и эксплуатации всего объекта. Наиболее рациональный путь решения этой проблемы состоит в использовании в двигательной установке (ДУ) системы управления РБ компонентов топлива маршевого ЖРД.

В Центре Келдыша выполнен цикл расчетно-теоретических и экспериментальных исследований создания РДМТ на экологически чистых компонентах топлива, а также разработана экспериментальная конструкция двигателя тягой около 20 Н (рис. 1), включающая в себя смесительную головку со струйно-центробежной (С-Ц) или соосно-струйной (С-С) схемами смесеобразования, электрическую свечу искрового или калильного типов, размещенную в форкамере смеситель-



Рис. 1. Экспериментальный РДМТ (тягой 20 Н)

ной головки, и камеру сгорания, неохлаждаемую либо с трактом наружного проточного охлаждения. Для управления подачей топлива в двигатель были использованы электроклапаны БРТ200, разработанные в НИИмашиностроения (г. Н.-Салда).

На образцах РДМТ выполнен большой объем экспериментальных исследований, позволивших получить комплекс экспериментальных данных по характеристикам запуска РДМТ, экономичности, динамике и тепловому состоянию конструкции при работе на газообразных кислороде с водородом или метаном.

Наряду с исследованиями характеристик собственно РДМТ, решались и вопросы формирования облика ДУ управления с такими РДМТ. Оценка энергомассовых характеристик вариантов ДУ показала, что наибольший эффект достигается при использовании РДМТ в составе объединенной ДУ с питанием маршевого двигателя и двигателей управления РБ от общих топливных баков. Предполагалось, что в состав ДУ управления входят РДМТ системы обеспечения запуска (СОЗ) маршевого двигателя, количество включений которых соответствует количеству сеансов работы РБ при продолжительности отдельных включений РДМТ СОЗ в несколько минут, а также РДМТ системы ориентации и стабилизации (СОС) объекта, работающие в различных, в том числе в импульсных, режимах, количество включений которых может составлять $\sim 10^4$.

Для достижения расчетной эффективности такой ДУ, работающей, в частности, на кислороде с водородом, необходимо обеспечить:

- повышение давления от $\sim 0,1 \dots 0,2$ МПа в баке до $\sim 0,5 \dots 1,0$ МПа на входе в РДМТ;
- газификацию и нагрев кислорода и водорода с 90 К и 20 К соответственно до нормальной температуры.

В результате анализа был выбран вариант системы подачи топлива в РДМТ (рис. 2) со следующими основными признаками:

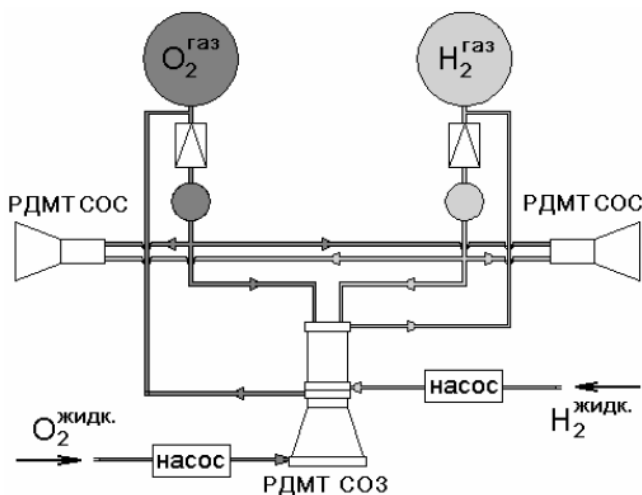


Рис. 2. Принципиальная схема ДУ системы управления РБ

- первоначальная зарядка баллонов газообразными кислородом и водородом производится на стартовом комплексе от наземных систем;
- в процессе функционирования ДУ осуществляется циклическая подпитка газовых баллонов; количество циклов подпитки соответствует количеству сеансов работы РБ;
- повышение давления от бакового значения до давления зарядки баллонов осуществляется насосами-мультипликаторами циклического действия;
- газификация кислорода и водорода производится в трактах охлаждения двигателей СОЗ; количество газифицируемых за сеанс компонентов топлива должно быть достаточным для сеанса работы РДМТ СОЗ и СОС.

Выбранный вариант системы подачи компонентов топлива обеспечивает приемлемые массовые характеристики ДУ, однако требует точной увязки расходных характеристик двигателей и тепловых характеристик тракта проточного охлаждения РДМТ СОЗ, осуществляющих газификацию и нагрев водорода и кислорода до необходимых температур.

Экономичность РДМТ на топливе $O_2 - H_2$ определялась при испытаниях образцов, отличающихся типом смесеобразования: С-Ц (рис. 3) и С-С (рис. 4), и некоторыми конструктивными параметрами смесительной головки, в том числе пятью вариантами С-Ц с различным количеством и расположением струйных форсунок подачи окислителя, а также объемом и способом охлаждения камеры сгорания. В результате испытаний двигателя со С-Ц схемой смесеобразования расходный комплекс составил $\beta = 2100 \dots 2285$ м/с при коэффициенте расходного комплекса $K_\beta = 0,86 \dots 0,89$. При предварительных испытаниях двигателя со смесительной головкой типа С-С были получены следующие параметры: $\beta = 1800 \dots 2100$ м/с и $K_\beta = 0,78 \dots 0,85$. Более

низкие показатели экономичности схемы смесеобразования С-С связаны с имевшими место при испытаниях отклонениями от расчетных скоростей истечения компонентов топлива из форсунок. После доработки конструкции и уточнения режимов работы можно будет рассчитывать на достижение более высокой экономичности этого варианта двигателя.

При испытаниях РДМТ с двумя вариантами С-Ц схемы смесеобразования и с неохлаждаемой камерой сгорания на топливе O_2-CH_4 параметры экономичности составили: $\beta = 1540 \dots 1725$ м/с, $K_\beta = 0,92 \dots 0,95$.

Оценочные значения удельного импульса тяги (при геометрической степени расширения сопла $\bar{F}_a = 100$) составили $l_y = 3300 \dots 4000$ м/с при работе на топливе O_2-H_2 и $I_y = 2600 \dots 3370$ м/с — на топливе O_2CH_4 (рис. 5).

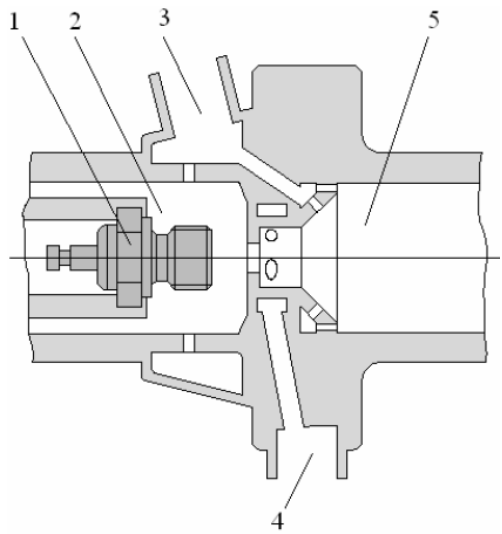


Рис. 3. С-Ц схема смесительной головки:
1 — свеча; 2 — форкамера; 3 — подача окислителя; 4 — подача горючего; 5 — камера сгорания

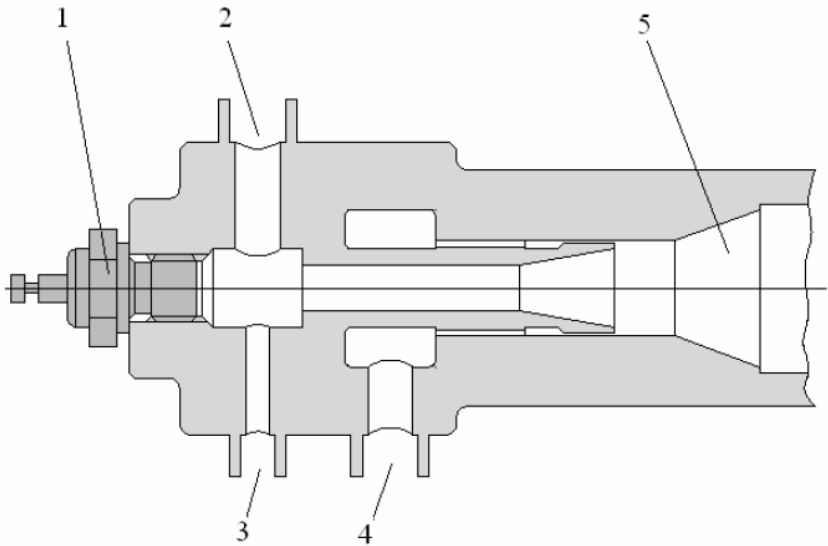


Рис. 4. С-С схема смесительной головки:
1 — свеча; 2 — подача окислителя; 3 — подача пускового горючего; 4 — подача горючего; 5 — камера сгорания

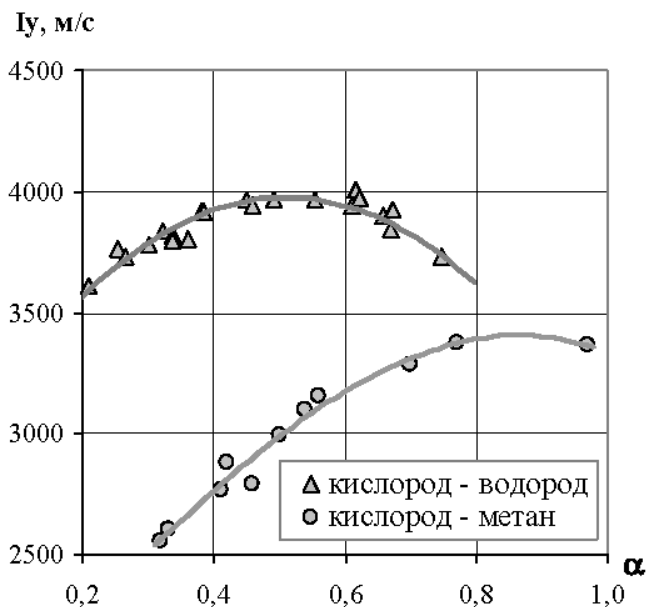


Рис. 5. Зависимость удельного импульса тяги РДМТ от коэффициента избытка окислителя

Динамические характеристики РДМТ, определенные при работе двигателя на топливе O_2-H_2 в условиях вакуума при использовании как электроискровой, так и калильной систем зажигания составили: время выхода на режим — 0,02...0,03 с, время останова — 0,025...0,05 с.

Тепловое состояние конструкции двигателя определялось при работе на топливе O_2-H_2 и оценивалось путем измерения температур наружной поверхности камеры сгорания и смесительной головки с помощью хромель-копелевых термопар.

В серии из шести 20-секундных включений РДМТ с жаропрочной камерой сгорания из ниобиевого сплава Nb5B2MЦ с дисилицидмолибденовым покрытием ($MoSi_2$) в диапазоне коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,17 \dots 0,34$ температура стенки камеры сгорания приближалась к установившемуся режиму и достигала 900...1150 К, что существенно ниже допустимой рабочей температуры этого материала. При испытании с $\alpha \approx 0,5$ температура достигла 1650 К, что привело к локальной эрозии поверхности камеры сгорания.

Ресурсные характеристики РДМТ с охлаждаемой камерой сгорания исследованы при испытаниях двигателя на топливе O_2-H_2 с подачей в тракт охлаждения газообразного водорода при нормальной температуре, который затем поступал в смесительную головку. Испытания были проведены на режимах работы в камере с давлением 0,43...0,48 МПа и $\alpha = 0,33 \dots 0,37$. Общая наработка РДМТ за 6 включений составила 476 с при максимальной продолжительности

одного включения 264 с. Поскольку в рассматриваемой схеме ДУ потребителями газифицированных компонентов топлива являются двигатели СОЗ и СОС, то в охлаждающем тракте РДМТ СОЗ должны газифицироваться и подогреваться расходы водорода и кислорода, в 2...4 раза превышающие расход, потребляемый собственно двигателем СОЗ, т.е. на данных испытаниях имели место режимы работы, когда расход охладителя был существенно ниже проектного уровня. Это обстоятельство указывает на наличие существенного запаса работоспособности конструкции РДМТ по охлаждению и ресурсу.

Исследование возможности *газификации криогенных кислорода и водорода* в тракте проточного охлаждения РДМТ было выполнено с применением традиционных методов теплового расчета конструкции и модельных экспериментов. Экспериментальные данные об интенсивности нагрева охладителей в тракте двигателя были получены при испытаниях РДМТ на топливе O_2-H_2 с использованием в качестве охладителя воды, газообразного водорода и жидкого азота. С помощью этих данных были выполнены расчеты для проектного варианта конструкции РДМТ СОЗ, камера которого включала два автономных тракта охлаждения водородом и кислородом.

Предполагалось, что тракт газификации водорода расположен на цилиндрической части камеры сгорания, а кислородный участок — на сопле. Результаты выполненных расчетов нагрева кислорода показали, что для принятых исходных параметров требуемое тепловое состояние кислорода (температура на выходе ~ 300 К) достигается в широком диапазоне значений α . В то же время, для нагрева водорода до такой же температуры требуется увеличение длины цилиндрической части камеры сгорания по сравнению с размером участка экспериментального двигателя.

В результате анализа установлено, что наиболее рациональным является режим работы РДМТ СОЗ с коэффициентом избытка окислителя $\alpha = 0,4 \dots 0,6$. В этом случае достигается максимальный удельный импульс тяги и рациональный тепловой режим работы двигателя.

Обобщение результатов выполненных расчетно-теоретических и экспериментальных исследований позволило определить основные проектные параметры РДМТ на топливе O_2-H_2 .

Система воспламенения топлива является элементом, в значительной степени определяющим надежность, габаритно-массовые характеристики и энергопотребление РДМТ. Вопросу обеспечения надежного многократного запуска РДМТ на несамовоспламеняющемся топливе было уделено особое внимание. Были исследованы два варианта систем воспламенения топлива: традиционная для подобных двигателей система электроискрового воспламенения, а также новый для РДМТ способ с использованием маломощной калильной свечи (рис. 6).

	РДМТ СОС	РДМТ СОЗ
Топливо.....	O ₂ (газ) – H ₂ (газ)	
Тяга, Н.....	10...100	
Система воспламенения.....	Электрическая калильная	
Охлаждение камеры сгорания...	Завесное, радиационное	Завесное, наружное проточное H ₂ (жидкий) и O ₂ (жидкий)
Давление в камере, МПа.....	0,15...0,8	
Соотношение компонентов топлива.....	1,5...4,0	2,5...5,0
Удельный импульс тяги (при $\bar{F}_a = 100$), м/с	2800...3500	3500...4300
Время выхода на 90 % тяги, с...	0,02...0,04	
Масса, кг.....	0,5...1,0	0,7...1,5

Электроискровая система воспламенения со свечей поверхностного разряда СПН-4-3Т при работе двигателя на обоих топливах продемонстрировала работоспособность в широких диапазонах изменения режимов работы РДМТ, в том числе при подаче водорода с пониженной до 193 К температурой и при уменьшении энергии разряда на свече от 0,02 до 0,01 Дж, однако, имели место отдельные случаи незапуска двигателя.

При электроискровом воспламенении не обязательно, чтобы в рабочей зоне свечи находилась способная к горению топливная смесь. Возможной является ситуация, когда молекулы одного из компонентов топлива, проходя через зону разряда на торце электроэрозионной свечи, диссоциируют, и при смешении с потоком другого компонента топлива на некотором удалении от свечи происходит воспламенение

смеси. Испытания РДМТ показали, что при работе двигателя на топливе O₂-H₂ можно подавать в полость свечи как кислород, так и водород. Запуск двигателя на топливе O₂-CH₄ обеспечивается лишь при подаче в зону свечи кислорода, поскольку метан отличается от кислорода и от водорода существенно большим уровнем энергии диссоциации молекул.

Калильный способ воспламенения позволяет существенно улучшить габаритно-массовые характеристики агрегата зажигания и двигателя в целом. Например, штатный агрегат электроискрового зажигания



Рис. 6. Свечи электроискровой и калильной систем воспламенения топлива

КН-11Б имеет массу 1,5 кг (куда входит специальный фильтр, необходимый для предотвращения помех в работе системы энергоснабжения объекта), масса свечи СПН-4-ЗТ составляет 66 г. Система калильного зажигания позволяет использовать значительно более легкие свечи, не требует массивных устройств для преобразования бортового напряжения и исключает возникновение электромагнитных помех и пробоев в системе электропитания. Использованная в экспериментальной конструкции РДМТ серийная авиамодельная свеча КС-2 имеет массу 2,5 г и рабочее напряжение питания 1,5 В.

Процесс воспламенения топлива с помощью свечи накаливания был подробно исследован при работе двигателя на топливах O_2-H_2 и O_2-CH_4 с использованием смесительной головки, выполненной по схеме С-Ц.

Разработанная схема организации запуска РДМТ создает хорошие условия для сохранности свечи, поскольку горение топлива в форкамере происходит только в течение короткого промежутка времени в момент запуска, а затем свеча находится вне зоны горения в среде кислорода. Этот эффект может достигаться, во-первых, из-за разновременного открытия клапанов, когда происходит заполнение форкамеры горючим с последующим его вытеснением потоком окислителя, во-вторых, в силу разной динамики заполнения полостей камеры окислителем и горючим. На топливе O_2-H_2 при характерных для РДМТ соотношениях компонентов топлива объемный расход водорода в несколько раз превышает расход кислорода, что создает условия для кратковременного “заброса” водорода в форкамеру, даже если клапан окислителя открывается раньше.

В РДМТ с С-С схемой смесеобразования для обеспечения запуска применен дополнительный пусковой клапан горючего, который закрывается после воспламенения топлива.

В общей сложности, на конструкции экспериментального РДМТ с калильной системой воспламенения было исследовано влияние на запуск: режимов работы по расходу и соотношению компонентов топлива, температуры нагрева свечи, порядка подачи компонентов топлива в головку (подача окислителя и горючего менялась местами), разновременности подачи компонентов топлива (вводилось опережение открытия одного из клапанов на 0,05 с), уровня входных давлений (включая пониженные, менее 0,2 МПа), внешних условий (испытания в вакууме и в атмосфере).

Эксперименты показали, что воспламенение газообразного топлива происходит, если при запуске в форкамере образуется газовая смесь с концентрацией в пределах воспламенения, а нить накаливания свечи в этот момент имеет температуру, достаточную для воспламенения такой смеси. Выполнение этих условий зависит от конструктивных особенностей смесительной головки, режимов и условий запуска.

Результаты испытаний РДМТ с калильным зажиганием при работе на кислороде с водородом (метаном) показали полную воспроизводимость запуска двигателя без каких-либо аномальных явлений. Экспериментальные данные хорошо согласуются с результатами расчета изменения состава смеси газов в процессе заполнения форкамеры и камеры сгорания.

При работе РДМТ на топливе O_2-H_2 в условиях вакуума надежный запуск был обеспечен в широком диапазоне изменения давления подачи топлива, при одновременном открытии топливных клапанов и при опережении открытия того или другого клапана на 0,05 с. На топливе O_2-CH_4 благоприятные для воспламенения условия реализуются при одновременной подаче компонентов топлива и при опережении на 0,05 с подачи метана. Необходимая мощность свечи не превышала 4...4,8 Вт, а на наиболее благоприятных режимах работы запуск РДМТ стабильно происходил при мощности 3...3,5 Вт и продолжительности разогрева свечи перед запуском ~ 1 с. Напряжение питания свечи в экспериментах не превышало 1,3 В при допустимом производителем значении $1,5^{+0,2}$ В.

Сравнение температурных режимов воспламенения для двух конструктивных вариантов калильных свечей — с “открытой” нитью накаливания (опытный образец) и “полузакрытой” (свеча КС-2) показали преимущество второго варианта. Отмечено, что необходимая для воспламенения топлива минимальная мощность свечи увеличивается при повышении входных давлений и в случае предварительной подачи одного из компонентов топлива, в особенности — водорода.

Очевидным недостатком калильного способа зажигания является невозможность оперативного срабатывания двигателя без предварительного разогрева свечи. Эта особенность не является критичной для двигателей, работающих длительными программированными включениями, каковыми являются, например, двигатели СОЗ. Для двигателей СОС, циклограммы срабатывания которых не могут быть заранее определены, для обеспечения постоянной готовности двигателей к работе использование калильного зажигания может привести к необходимости поддержания свечи в рабочем состоянии в течение всего срока активного существования объекта.

В целом, результаты проведенных исследований запуска позволяют заключить, что надежное многократное воспламенение топлива с помощью узла калильного зажигания может быть успешно реализовано на практике при разработке образцов РДМТ на газообразном топливе кислород-водород (метан). Малые размеры и простота конструкции смесительной головки и узла зажигания позволяют создавать конструкции РДМТ различного уровня тяги с габаритно-массовыми характеристиками не хуже, чем у ЖРДМТ на самовоспламеняющемся

топливе, и обеспечивать при этом более высокие экономичность, динамику и эксплуатационные характеристики. Кроме того, полученные в работе результаты могут быть полезны при создании РДМТ, использующих в качестве горючего жидкие углеводороды, которые также имеют перспективы применения в системах управления РБ.

Статья поступила в редакцию 18.11.2005

Александр Викторович Кочанов родился в 1951 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1974 г. Старший научный сотрудник ФГУП “Центр Келдыша”, автор 3 научных работ.

A.V. Kochanov (b. 1951) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 1974. Senior researcher of the Federal State Unitary Enterprise “Keldysh Center”. Author of 3 publications.

Александр Геннадьевич Клименко родился в 1972 г., окончил Московский авиационный институт в 1995 г. Инженер ФГУП “Центр Келдыша”. Автор одной научной работы.

A.G. Klimenko (b. 1972) graduated from the Moscow Aviation Institute in 1995. Engineer of the Federal State Unitary Enterprise “Keldysh Center”. Author of 1 publication.

УДК 629.7.036.54-63

Ю. И. А г е е н к о, А. Г. М и н а ш и н,
В. Ю. П и у н о в, Е. П. С е л е з н е в,
Ф. М. Л е б е д е в, Б. Б. П е т р и к е в и ч

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ СИСТЕМЫ ПРИЧАЛИВАНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ “СОЮЗ”

Представлен опыт КБХМ им. А.М. Исаева по созданию жидкостных ракетных двигателей малой тяги для пилотируемого космического корабля “Союз”. Рассмотрены проблемы применения в отечественной практике двигателей с камерой из тугоплавкого ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием. Даны описание конструкции, основные схемные решения, результаты испытаний и эксплуатации.

В 1971 г. по инициативе руководителя КБХМ (ОКБ-2) — выдающегося ученого и конструктора в области жидкостного ракетного двигателестроения А.М. Исаева — на предприятии было создано подразделение жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). В КБХМ возникло и получило мощное развитие новое направление — разработка одно- и двухкомпонентных ЖРДМТ.