

## К ВОПРОСУ ВЫБОРА СХЕМЫ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

© 2018

**В. В. Рыжков** кандидат технических наук, руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

**И. И. Морозов** младший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

Представлены результаты сравнения расчётных данных по энергетическим параметрам рабочего процесса двигателей и тепловому состоянию конструкции, полученных для ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе, использующих различные схемы смесеобразования. Анализ эффективности организации рабочего процесса проведён на основе картин распределения температур продуктов сгорания в поперечных сечениях камер сгорания, эпюр температур, их значений в области стенки камеры двигателя и удельного импульса тяги. Показано, что выбранный инструментарий достаточно полно характеризует эффективность рабочего процесса, реализуемого при различных схемах смесеобразования в двигателях, и позволяет оценить качество той или иной схемы. Получено, что по большинству используемых параметров и дополнительных критериев оценки эффективности схемы смесеобразования для ракетных двигателей малой тяги предпочтение следует отдать схеме, реализующей в камере закрученный коаксиальный многокаскадный поток компонентов газообразного топлива.

*Ракетные двигатели малой тяги; газообразное кислородно-водородное топливо; схема смесеобразования; расчётные параметры рабочего процесса; распределения температуры продуктов сгорания; удельный импульс тяги.*

---

**Цитирование:** Рыжков В.В., Морозов И.И. К вопросу выбора схемы смесеобразования ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 103-115. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-103-115

Одной из ключевых проблем при создании эффективных ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) для систем управления космических аппаратов (КА) различного целевого назначения, разгонных блоков (РБ) и других объектов ракетно-космической техники (РКТ) нового поколения является выбор основных технических решений и определяющих параметров, формирующих проектный облик разрабатываемых РДМТ, динамические, энергетические характеристики и тепловое состояние конструкции.

При проектировании ракетных двигателей малой тяги фирмы-разработчики часто применяют метод «от прототипа». В большинстве случаев это оправдано, поскольку существует возможность использовать отлаженное производство, технологии, стендовую базу и др. В совокупности поставленные перед разработчиками цели могут быть достигнуты.

Однако в случае технической реализации принципиально новых двигателей (к которым относятся РДМТ на топливе  $H_{2Г} + O_{2Г}$ ) решение проблем, в частности смесеобразования, требует иных подходов, привлечения современных компьютерных техноло-

гий проектирования, специализированных программных продуктов и соответствующих баз знаний.

Процессы, протекающие в камерах сгорания РДМТ, достаточно сложны. Организация высокоэффективного рабочего процесса в ракетных двигателях малой тяги базируется на современных достижениях термогазодинамики, тепломассообмена, горения, химической кинетики и других фундаментальных наук.

С учётом того, что возможности экспериментальных методов исследования параметров в объёме камеры ограничены (из-за высоких температур, химической активности, многокомпонентности, переменности состава продуктов сгорания различных топлив и других факторов), достоверную информацию о совершенстве втурикаммерных процессов можно получить лишь по интегральным экспериментальным параметрам, определённым в результате натурных испытаний.

Чтобы снизить временные, материальные и финансовые затраты на разработку РДМТ в целом, представляется целесообразным использовать специализированные методы, модели и технологии, создающие основу для принятия обоснованных конструктивных решений на начальных этапах проектирования, когда формируется облик двигателя и закладываются его основные параметры.

Для этой цели в работе используется компьютерная среда ANSYS CFX, в которой разработана математическая модель, учитывающая реальные процессы смешения газообразных компонентов топлива в камере сгорания двигателя.

Практически все значимые потери удельного импульса тяги РДМТ можно свести к минимуму на этапе проектирования ракетного двигателя малой тяги, выбора рациональной схемы смесеобразования с учётом, в том числе, размещения элементов тепловой защиты изделия.

Создание эффективных и надёжных РДМТ на топливе  $H_{2Г} + O_{2Г}$ , несмотря на кажущуюся простоту организации рабочего процесса по сравнению с ЖРДМТ, представляет собой достаточно сложную научно-техническую задачу. Это обусловлено рядом причин, одной из которых является проблема смесеобразования в условиях малой размерности РДМТ (малых объёмов камер сгорания); необходимостью одновременно решать задачу эффективного воспламенения компонентов топлива и обеспечения тепловой защиты двигателей.

Апробация различных способов организации рабочего процесса в двигателях на газообразных компонентах топлива, проведённая в одинаковых условиях, позволит выявить наиболее перспективные из них.

По подходам к организации смесеобразования топливных композиций типа газ + газ целесообразно рассмотреть ряд схем:

схема 1 – на основе взаимодействия коаксиальных закрученных потоков «Г» и «О», выполненных в несколько каскадов [1];

схема 2 – столкновения осесимметричных газовых потоков «Г» и «О», направленных от оси двигателя к периферии и от периферии к оси под некоторым углом [2];

схема 3 – взаимодействия потоков, истекающих из центробежных двухкомпонентных (однокомпонентных окислительных) газовых форсунок, размещённых равномерно в окружном направлении, и центральной форсунки горючего [2];

схема 4 – смешения газов посредством подачи «Г» и «О» по схеме «струя в сносящем потоке» [3];

схема 5 – формирование смеси газообразных «Г» и «О» в головке двигателя в специальных ячейках [4] и некоторые другие.

Перечисленные схемы имеют понятные ограничения в случае применения в двигателях различной размерности, но с точки зрения достижения максимальных прогнозных значений коэффициентов полноты сгорания топлива в камере ( $\varphi_k$ ) и удельного

импульса тяги ( $\varphi_I$ ) имеет смысл оценить их потенциальные возможности и в дальнейшем ориентироваться на эти результаты при создании РДМТ для новых объектов РКТ.

Эту задачу удобно решать на моделях ракетных двигателей малой тяги  $P \sim 100$  Н.

В обеспечение технологии расчёта параметров и характеристик РДМТ необходимо создать трёхмерные электронные модели исследуемых двигателей и импортировать эти модели в среду ANSYS CFX для получения результатов.

Исходные данные, необходимые для расчёта:

- тяга РДМТ  $\sim 100$  Н;
- компоненты ракетного топлива – газообразные кислород и водород;
- массовое соотношение компонентов топлива –  $k_m = 5,0$  (8,0);
- расход окислителя (кислорода) –  $\dot{m}_0 = 20$  г/с (21,33 г/с);
- расход горючего (водорода) –  $\dot{m}_g = 4,0$  г/с (2,67 г/с);
- расход топлива –  $\dot{m}_\Sigma = 24,0$  г/с;
- давление в камере сгорания –  $p_k \leq 1,0$  МПа;
- приведённая длина камеры сгорания –  $L_* \geq 0,4$  м;
- диаметр камеры сгорания –  $d_k = 24$  мм;
- диаметр минимального сечения сопла –  $d_* = 10$  мм;
- диаметр среза сопла –  $d_c = 160$  мм;
- геометрическая степень расширения сопла –  $\bar{F}_c = 250$ ;
- допустимая температура стенки –  $T_{cm}^{don} \leq 2000^\circ\text{C}$ .

Проектный облик РДМТ дополняют: электроискровая система зажигания и специальное воспламенительное устройство, способ обеспечения тепловой защиты двигателей в виде газовых завес [5] и быстродействующие электропневмоклапаны подачи газообразных компонентов топлива в камеру изделия, поскольку двигатели в основном работают в импульсном режиме.

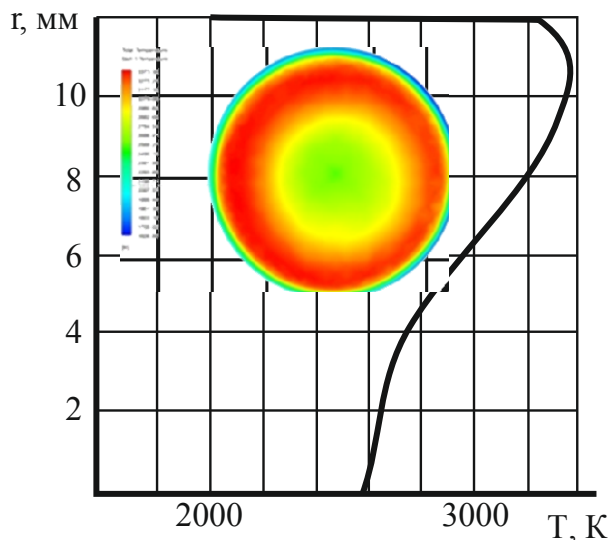
Характерными особенностями РДМТ, выполненного по схеме 1, на основе взаимодействия коаксиальных закрученных многокаскадных потоков горючего и окислителя [6] являются: организация смешения компонентов в высокотурбулентной среде – следствие течения закрученных потоков; возможность варьирования числом каскадов, а значит и размерностью двигателей малой тяги; сочетание организации горения в камере, воспламенения и охлаждения стенок конструкции на основе свойств закрученных течений.

В исследуемом РДМТ, с учётом принятых геометрических соотношений, совершенство рабочего процесса можно оценить по результатам, приведённым на рис. 1, где показано распределение температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении цилиндрического участка камеры двигателя в виде картины распределения и эпюры  $T_{nc}^* = f(r_k)$ .

Видна характерная для этого способа смешения газообразных компонентов топлива неравномерность распределения температуры в поперечном сечении камеры. Если в пристенной области это связано с необходимостью снижения температуры продуктов сгорания до величин  $T_{nc} \leq T_{cm}^{don}$ , в периферийной области температура соответствует практически предельной для топливной композиции  $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ , то в центральной части камеры необходимо интенсифицировать процесс смешения компонентов топлива. В принятой схеме двигателя это возможно путём либо увеличения приведённой длины

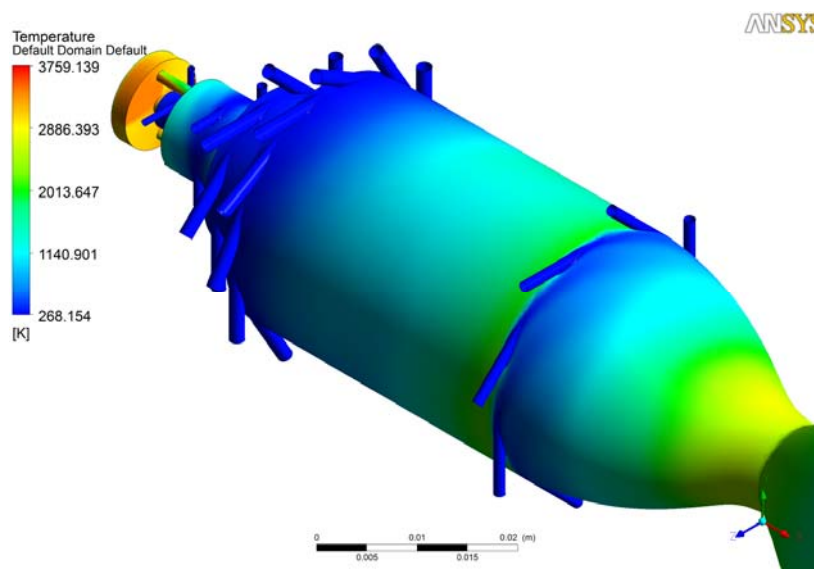
камеры сгорания либо перераспределением компонентов топлива между каскадами, что является более предпочтительным.

К преимуществам рассматриваемой схемы, в которую изначально заложены две газовые завесы, направленные, в том числе, на обеспечение заданного теплового состояния конструкции, в области головки РДМТ и в конце цилиндрического участка камеры сгорания, следует отнести и то обстоятельство, что в расчётах (в удельном импульсе тяги) уже учтено это распределение компонентов и при возможном перераспределении горючего это незначительно скажется на полученных результатах. Таким образом, сама схема является устойчивой к предполагаемым изменениям.



*Рис. 1. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры РДМТ 100 (схема 1)*

На рис. 2 представлена картина распределения температуры продуктов сгорания в области стенки камеры двигателя на каркасной модели РДМТ для оценки теплового состояния конструкции.



*Рис. 2. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 1)*

Картину распределения температуры продуктов сгорания вдоль камеры сгорания и сопла ракетного двигателя малой тяги характеризуют области повышенной температуры перед завесой в конце цилиндрического участка камеры сгорания и далее вдоль сопла. Максимальный уровень температуры в основной области течения не превышает величины порядка  $T \sim 2000$  К. Это означает, что при использовании конструкционного материала с допустимой температурой стенки  $T_{ст}^{доп} \geq 2000$  К будут выполнены условия обеспечения ресурса работы РДМТ в непрерывном режиме.

Удельный импульс тяги РДМТ при этом составляет  $I_y^n \sim 4280$  м/с ( $\varphi_y \sim 0,875$ ).

Смесеобразование газообразных горючего и окислителя в двигателе по схеме 2 организовано таким образом, что взаимодействие под некоторым углом потоков водорода, истекающего из центробежной форсунки «Г», направленного от оси к периферии, и кислорода, истекающего из щели, направленной к оси двигателя [7], обеспечивают эффективность процесса за счёт существенной разницы в импульсе потоков «Г» и «О», а также равномерности распределения компонентов топлива в окружном направлении. Причём суммарный вектор потока после взаимодействия направлен вдоль оси двигателя (либо в сторону к оси двигателя), формируя центральную область сечения камеры сгорания составом топлива, близким к оптимальному. Учитывая, что охлаждение РДМТ от смесительной головки двигателя обеспечивается закрученным потоком водорода, то он, взаимодействуя с потоком кислорода, наполняет и пристенную область составом топлива по  $k_m$ , близким к величинам, учитывающим возможности материала стенки камеры РДМТ.

Сказанное иллюстрируется результатами расчёта, представленными на рис. 3.

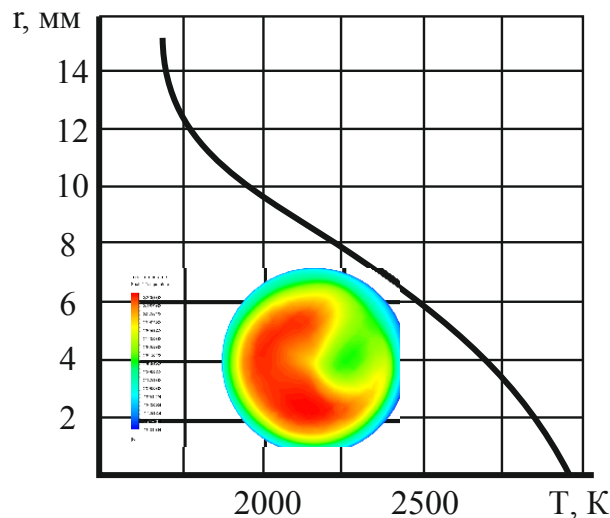


Рис. 3. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100 (схема 2)

Отметим неравномерность температуры в камере сгорания РДМТ (схема 2), которая сохраняется и далее по потоку. Зарегистрированная неравномерность параметров продуктов сгорания при полной осесимметричности, заложенной в схеме смесеобразования двигателя, связана с неравномерным распределением «Г» и «О» в окружном направлении из-за точечного подвода топлива в коллекторы двигателя.

В случае распределённого подвода компонентов в соответствующие коллекторы РДМТ положение может быть принципиально изменено.

Для оценки эффективности процесса смесеобразования отметим, что в пределах камеры сгорания от начального до конечного сечений имеет место выравнивание температуры в центральной приосевой области течения, что положительным образом влияет на энергетические параметры двигателя.

Количественная информация о температуре продуктов сгорания в камере сгорания в виде зависимости  $T^* = f(r)$  представлена на рис. 3.

Видно, что в центральной области камеры в конце её цилиндрической части температура близка к предельной для газообразного топлива «водород + кислород» и используемого соотношения компонентов.

Снижение  $T^*$  в периферийной и пристенной областях обусловлено возможностями используемого конструкционного материала.

Более наглядно это подтверждается результатами, представленными на рис. 4, где показано, что температура продуктов сгорания в области стенки РДМТ не превышает  $2000^\circ\text{C}$ .

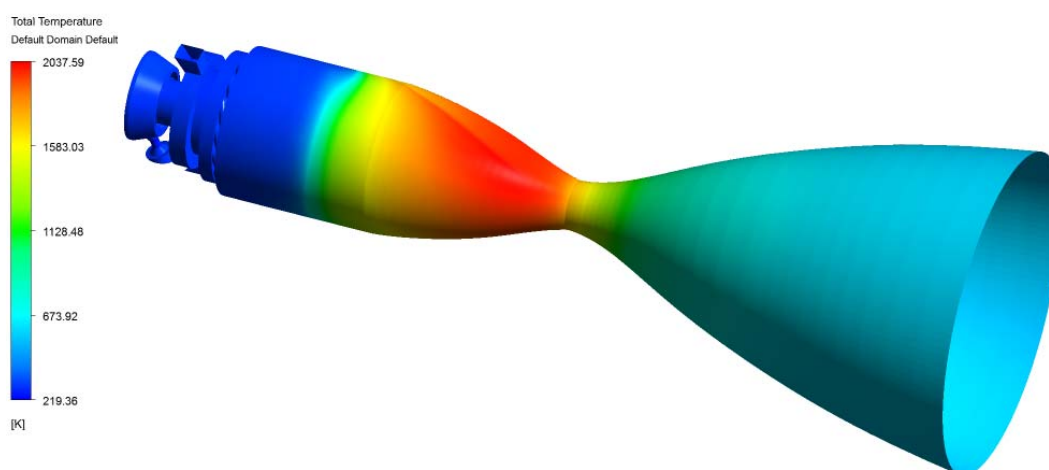


Рис. 4. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 2)

Наиболее теплонапряжённые участки РДМТ этой схемы – конфузорная часть сопла Лавала и область минимального сечения сопла.

Несмотря на зарегистрированную в расчётном исследовании неравномерность распределения компонентов топлива в поперечном сечении камеры ожидаемое значение удельного импульса тяги для РДМТ 100 (схема 2) составляет  $I_y'' \sim 4200$  м/с ( $\varphi_y \sim 0,86$ ).

Представляет интерес рассмотрение схемы РДМТ близкой к классической (схема 3), основанной на взаимодействии факелов двухкомпонентных (однокомпонентных) центробежных газовых форсунок, расположенных равномерно в окружном направлении в головке ракетного двигателя малой тяги и центральной центробежной форсунки горючего [8].

Пристенки в двигателе организован с помощью тангенциальных каналов газообразного горючего в плоскости смесительной головки РДМТ.

Несмотря на предсказуемую окружную неравномерность массового соотношения компонентов топлива (температуры торможения) в начальном поперечном сечении камеры двигателя за счёт эффективного взаимодействия потоков, истекающих из пери-

ферийных двухкомпонентных газовых форсунок, между собой и с потоком центральной форсунки горючего, а также пристенной газовой завесой в пределах камеры сгорания двигателя ожидается наполнение эпюры температуры продуктов сгорания до приемлемого уровня равномерности и величины.

На рис. 5 представлены результаты расчёта параметров рабочего процесса РДМТ, которые подтвердили предположение об относительно равномерном распределении температуры в основной области камеры сгорания ( $T^* \leq 3350$  К) за исключением пристенной, где  $T^* \leq 1000$  К.

О тепловом состоянии конструкции РДМТ 100 (схема 3) можно судить по результатам, представленным на рис. 6, где показана картина распределения расчётной температуры продуктов сгорания вдоль тракта двигателя.

Полученные результаты позволяют увидеть наличие теплонапряжённой области, примыкающей к минимальному сечению сопла со стороны камеры сгорания.

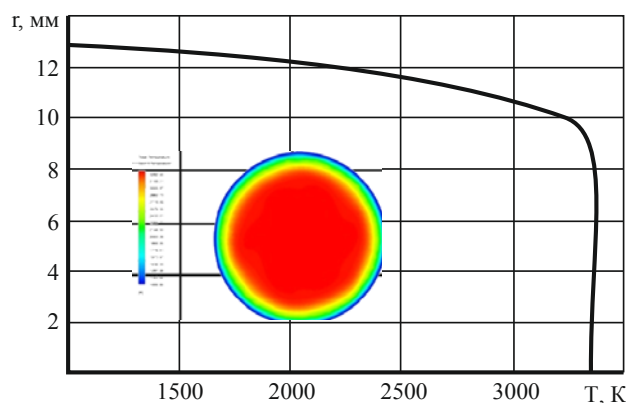


Рис. 5. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100 (схема 3)

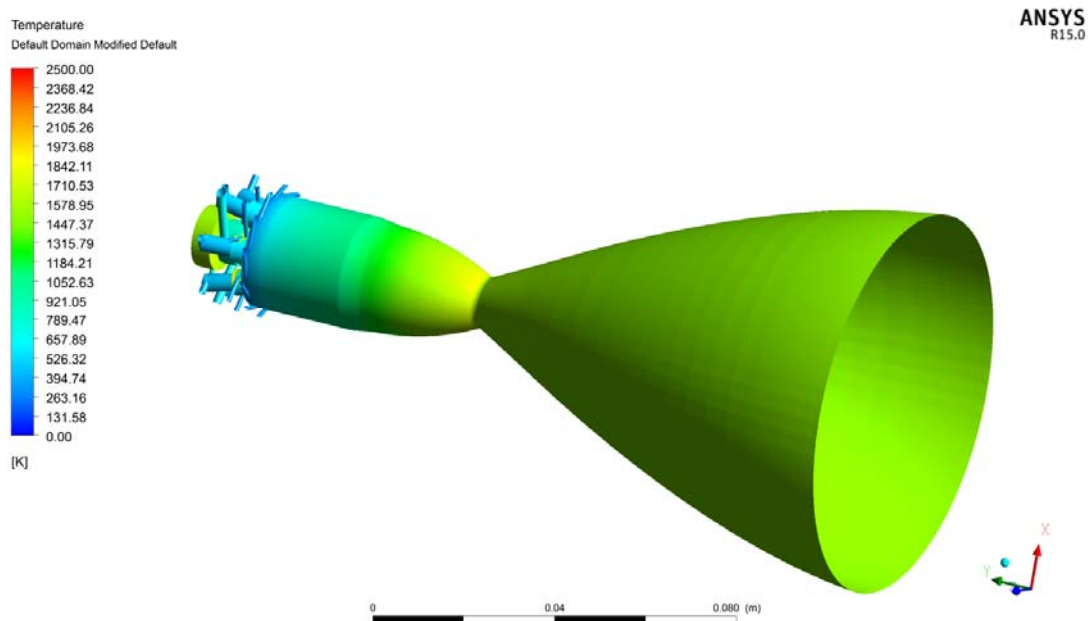


Рис. 6. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 3)

Но уровень температуры в этой области не превышает 1800 К, что существенно ниже заданной допустимой температуры стенки камеры РДМТ  $T_{ст}^{дон} \sim 2000^\circ\text{C}$ .

Значение удельного импульса тяги при приведённой длине  $L_* \sim 0,4$  м и геометрической степени расширения сопла  $\bar{F}_c = 250$  составляет  $I_y^* \sim 4200$  м/с ( $\varphi_y \sim 0,86$ ).

Отличительная особенность двигателя (схема 4) – смешение компонентов газообразного топлива на известном принципе «струя в сносящем потоке» [9].

Конструктивно это реализовано в виде двух коаксиальных каналов, причём струя «Г» подаётся на вход в общий канал смешения, туда же подаётся и «О» из кругового коллектора вокруг канала «Г».

После смешения в шести описанных элементах компоненты подаются радиально в предкамеру РДМТ, где происходит их вторичное смешение перед поступлением в камеру сгорания. Тепловое состояние конструкции обеспечивается газовой завесой от плоскости головки двигателя.

Эффективность такого способа организации смешения газообразных компонентов топлива определена расчётным методом, результаты представлены на рис. 7 в виде картины и эпюры распределения полной температуры продуктов сгорания в характерном поперечном сечении камеры сгорания РДМТ.

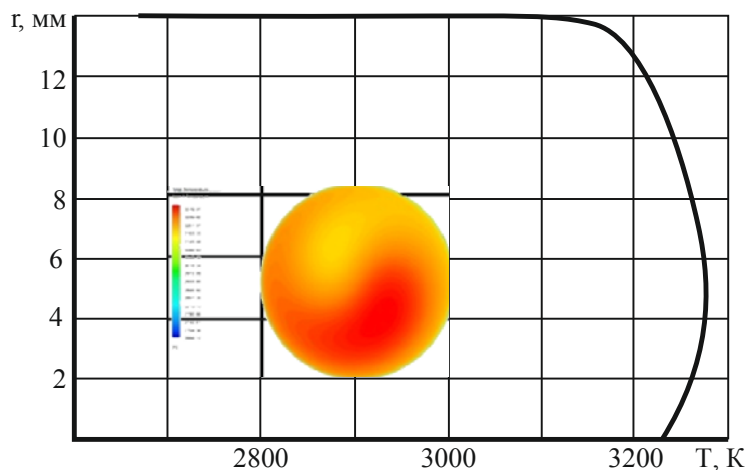


Рис. 7. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100 (схема 4)

Можно видеть достаточно равномерное поле температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания с незначительным снижением  $T_{nc}^*$  в области оси двигателя и более существенное снижение температуры продуктов сгорания в пристенной области камеры по всему её периметру и длине. Но без дополнительных средств тепловой защиты конструкции двигателя, например в виде газовой завесы перед соплом, температура рабочего тела вблизи стенки камеры превышает допустимую температуру  $T_{ст}^{дон}$  на величину  $\Delta T_{nc}^* \sim 500\text{K}$ .

Очевидно, необходимы конструктивные изменения в РДМТ 100 (схема 4) в части приведения теплового состояния двигателя в соответствие с возможностями конструкционных материалов.

Более наглядно это иллюстрируется на рис. 8, где представлены результаты расчёта распределения температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ.



Отметим, что параметры двигателя, полученные расчётным путём, составляют: максимальная температура продуктов сгорания в области стенки  $T_{nc} \sim 2500$  К, удельный импульс двигателя  $I_y'' \sim 4540$  м/с ( $\varphi_y \sim 0,92$ ).

После проведения перераспределения газообразного горючего на цели защиты камеры и, таким образом, снижения его доли в ядре потока, ожидается снижение удельного импульса тяги до величины  $I_y'' \sim 4300$  м/с при температуре  $T_{nc}^{cm} \leq 2000$  К.

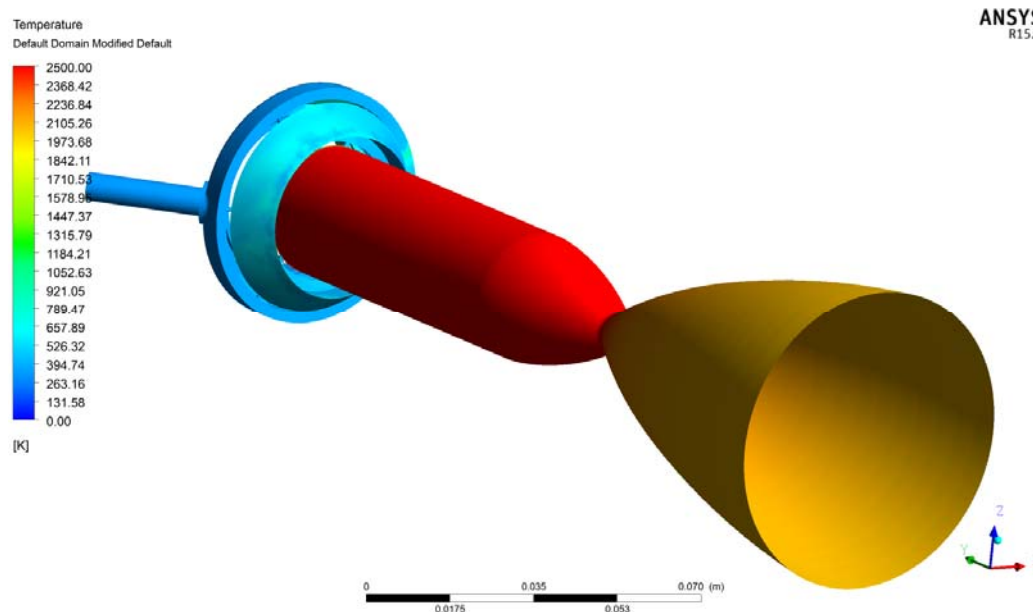


Рис. 8. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 4)

Представляет интерес оценка эффективности смесеобразования газообразных компонентов (схема 5), в которой в головке РДМТ формируются ячейки, образованные пересекающимися прямоугольными каналами горючего и окислителя [10] (аналог – наложенные гофрированные листы со скосом один относительно другого). При этом образуются области (ячейки), в которые компоненты поступают с различными скоростями как по величине, так и по направлению, интенсивно смешиваются и далее по своим каналам подаются в предкамеру двигателя перпендикулярно его оси.

На результативность смешения оказывают влияние значения скорости компонентов на входе в ячейку, разница скоростей и угол их взаимодействия, геометрия собственно ячейки смешения, свойства компонентов и некоторые другие факторы.

Результаты расчёта параметров рабочего процесса РДМТ, разработанного по схеме 5, имеет достаточно близкие значения с РДМТ (схема 4) как в части распределения температуры продуктов сгорания в поперечном сечении камеры сгорания (рис. 7), так и в области стенки камеры двигателя (рис. 8). На результаты оказывает влияние, кроме применения в сравниваемых случаях принципа внутреннего смешения компонентов газообразного топлива, последующая подача частично смешанных компонентов сначала в предкамеру РДМТ, а затем в камеру сгорания двигателя. Тем не менее, смесеобразование  $H_{2Г} + O_{2Г}$  по схеме 5 также характеризуется сравнительно равномерным распределением температуры продуктов сгорания в поперечном сечении камеры (в конеч-

ном сечении цилиндрического её участка) в приосевой области и значительным снижением в области пристенка двигателя.

В обеспечение теплового состояния конструкции (схема 5) следует либо организовать дополнительную газовую завесу горючими в конце камеры сгорания, либо использовать конструкционный материал с допустимой температурой стенки более высокой, чем принятая в работе ( $T_{cm} \geq 2500^\circ \text{C}$ ).

Для удобства сравнения эффективности рассмотренных схем смесеобразования РДМТ 100 сведём данные расчётов в таблицу.

Таблица. Значения удельного импульса тяги РДМТ 100 с различными схемами смесеобразования

| Схема смесеобразования<br>Параметр | Схема 1 | Схема 2 | Схема 3 | Схема 4 | Схема 5 |
|------------------------------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $I_y^H, \text{ м/с}$               | 4280    | 4200    | 4200    | 4300    | 4350    |

Результаты, представленные в таблице, приведены к геометрической степени расширения сопла –  $\bar{F}_a = 250$ , приведённой длине камеры сгорания –  $L_* \sim 0,4 \text{ м}$ , максимальной температуре продуктов сгорания в области стенки конструкции двигателя –  $T_{nc}^{cm} \leq 2000^\circ \text{C}$ .

После приведения к единым условиям сравнения по критерию максимального удельного импульса тяги РДМТ 100 с различными схемами смесеобразования можно выстроить следующую последовательность: РДМТ 100 (схема 4), (схема 5), РДМТ 100 (схема 1), РДМТ 100 (схемы 2, 3).

Поскольку между максимальным значением удельного импульса тяги в этой последовательности и минимальным его значением разница составляет величину порядка  $\Delta I_y^H \sim 150 \text{ м/с}$  ( $\leq \pm 1,75\%$ ), то можно считать, что эффективность рабочего процесса близка для всех рассмотренных схем.

Оценить разницу экспериментальным способом, как наиболее достоверным, не представляется возможным, поскольку точность определения удельного импульса тяги, как правило, составляет  $\pm 2\%$ .

Поэтому воспользуемся другими критериями, важными для создания РДМТ.

Известно, что двигатели с форсунками внутреннего смешения (РДМТ 100 (схема 4, схема 5)) менее надёжны и требуют для отработки рабочего процесса существенно большего времени, особенно если учесть необходимость работы РДМТ в импульсном режиме.

Следовательно несмотря на то, что РДМТ с этой схемой смесеобразования имеет максимальный расчётный удельный импульс тяги, при выборе схемы двигателя предпочтение должно быть отдано другим схемам, например, с форсунками внешнего смешения. РДМТ (схема 2, схема 3), в которых рабочий процесс организован такого типа форсуночными элементами, имеет ограничения по критерию обеспечения теплового состояния конструкции, поскольку газовая завеса расположена в плоскости днища форсуночной головки и требует для выполнения своей функции достаточно большого расхода горючего на цели охлаждения двигателя. Эти схемы РДМТ перспективно исполь-

зовать при более высоких, чем в настоящее время, допустимых температурах стенки двигателей  $T_{ст}^{оп} \geq 2500^\circ \text{C}$ .

С точки зрения управления рабочим процессом РДМТ наиболее универсальной является схема 1, которая позволяет, кроме процессов в камере сгорания, достаточно просто, используя принцип циркуляции топливной смеси в области искрового разряда свечи зажигания, организовать процесс воспламенения, основываясь на свойствах закрученных потоков. На эффективность рабочего процесса в камере сгорания можно влиять через высокотурбулентную среду, меняя интенсивность закрутки рабочего тела и геометрические соотношения каскадов, организующих закрученное течение в камере.

Поддержанию допустимого теплового состояния конструкции при современных материалах способствует газовая завеса, выполненная в двух уровнях: от смесительной головки и перед соплом Лавалея.

Таким образом, исходя из рассмотренных в работе критериев, важных при создании РДМТ на газообразных компонентах  $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ , в дальнейшем целесообразно ориентироваться на РДМТ 100 (схема 1), в который заложены не полностью реализованные потенциальные возможности в области совершенствования рабочего процесса в камере сгорания и обеспечения теплового состояния конструкции двигателя.

### Библиографический список

1. Гупта А., Лили Д., Сайред Н. Закрученные потоки. М.: Мир, 1987. 588 с.
2. ГОСТ 21980-76. Форсунки центробежные газовые с тангенциальным входом. Номенклатура основных параметров и методы расчёта. М.: Издательство стандартов, 1976. 22 с.
3. Палатник И.Б., Темирбаев Д.Ж. Закономерности распространения осесимметричной воздушной струи в сносящем однородном потоке // В книге: «Проблемы теплоэнергетики и прикладной теплофизики». Вып. 4. Алма-Ата: Наука, 1967. С. 68-82.
4. Говард С.П. Характеристики теплопередачи и гидравлического сопротивления теплообменных поверхностей со скошенными каналами и поверхностей из стеклокерамики // Труды американского общества инженеров-механиков. Серия А: энергетические машины и установки. 1967. Т. 89, № 1. С. 85-101.
5. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 239 с.
6. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги (РДМТ) с многокаскадной камерой сгорания на газообразных водороде и кислороде: патент РФ № 2615883; опубл. 11.04.2017; бюл. № 11.
7. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде со щелевой форсункой: патент РФ № 2624419; опубл. 03.07.2017; бюл. № 19.
8. Градов В.Н., Гуляев Ю.И., Рыжков В.В. Водородно-кислородный ракетный двигатель малой тяги: патент РФ № 2623610; опубл. 28.06.2017; бюл. № 19.
9. Градов В.Н., Гуляев Ю.И., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги на газообразном водороде и кислороде с форсунками типа струя в сносящем потоке: патент РФ № 2641785; опубл. 22.01.2018, бюл. № 3.
10. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги на газообразном водороде и кислороде с предварительным смешением компонентов в смесительной головке: патент РФ № 2648040; опубл. 21.03.2018, бюл. № 2.

## CHOOSING THE MIXING PATTERN FOR OXYGEN-HYDROGEN LOW-THRUST ROCKET ENGINES

© 2018

**V. V. Ryzhkov** Candidate of Science (Engineering), Head of the Research Center of Space Power;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

**I. I. Morozov** Junior Researcher, Research Center of Space Power;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

The article presents the results of comparison of computation data on the energy parameters of the working process of engines and the thermal condition of the structure obtained for low-thrust rocket engines fueled by gaseous oxygen-hydrogen, using various schemes of mixture formation. The analysis of the efficiency of the working process is carried out on the basis of the patterns of distribution of combustion products temperature in the cross sections of combustion chambers, temperature diagrams, their values in the area of the engine chamber wall and the specific thrust impulse. It is shown that the chosen tools fully characterize the efficiency of the working process implemented in various schemes of mixing in engines and make it possible to assess the quality of a particular scheme. It was found that for most of the parameters used and additional criteria for evaluating the efficiency of the mixture formation scheme for low-thrust rocket engines, the scheme implementing a rotational coaxial multistage flow of gaseous fuel components in the chamber is preferable.

*Low-thrust rocket engines; gaseous oxygen-hydrogen fuel; mixing pattern; design parameters of the working process; combustion products temperature distribution; specific thrust impulse.*

---

*Citation:* Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Choosing the mixing pattern for oxygen-hydrogen low-thrust rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 103-115. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-103-115

### References

1. Gupta A.K., Lilley L.G., Syred N. Swirl flows. Tunbridge Wells: Abacus Press, 1984. 475 p.
2. GOST 21980-76. Gas centrifugal burners with tangential inlet basic indexes nomenclature and methods of computation. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1976. 22 p.
3. Palatnik I.B., Temirbaev D.Zh. Zakonomernosti rasprostraneniya osesimmetrichnoy vozduшной strui v snosyashchem odnorodnom potoke. *V knige: «Problemy teploenergetiki i prikladnoy teplofiziki»*. Iss. 4. Alma-Ata: Nauka Publ., 1967. P. 68-82. (In Russ.)
4. Howard S.P. Characteristics of heat transfer and hydraulic resistance of heat exchange surfaces with beveled channels and surfaces made of glass mica ceramics. *Transactions of the ASME. Series A*. 1967. V. 89, no. 1. P. 85-101.
5. Volchkov E.P. *Pristennyye gazovyye zavesy* [Near-wall gas film]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1983. 239 p.
6. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi (RDMT) s mnogokaskadnoy kameroy sgoraniya na gazoobraznykh vodorode i kislorode* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with a multistage combustion chamber]. Patent RF, no. 2615883, 2017. (Publ. 11.04.2017, bull. no. 11)
7. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi na gazoobraznykh vodorode i kislorode so shchelevoy forsunkoy* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with a slit injector]. Patent RF, no. 2624419, 2017. (Publ. 03.07.2017, bull. no. 19)
8. Gradov V.N., Gulyaev Yu.I., Ryzhkov V.V. *Vodorodno-kislorodnyy raketnyy dvigatel' maloy tyagi* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine]. Patent RF, no. 2623610, 2017. (Publ. 28.06.2017, bull. no. 19).

9. Gradov V.N., Gulyaev Yu.I., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi na gazoobraznom vodorode i kislorode s forsunkami tipa struya v snosyashchem potoke* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with injectors of the jet type in the cross flow]. Patent RF, no. 2641785, 2018. (Publ. 22.01.2018, bull. no. 3)

10. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi na gazoobraznom vodorode i kislorode s predvaritel'nym smesheniem komponentov v smesitel'noy golovke* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with premixing in the mixing head]. Patent RF, no. 2648040, 2018. (Publ. 21.03.2018, bull. no. 2)