

## ТЕХНОЛОГИЯ РАСЧЁТНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ В СРЕДЕ ANSYS CFD

© 2019

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

Представлено описание математической модели рабочего процесса ракетного двигателя малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе и некоторых фрагментов технологии расчётного исследования распределения газодинамических параметров в тракте двигателя. Приведены результаты расчёта распределения линий тока, картины и эпюры распределения полной температуры вдоль и в характерных поперечных сечениях тракта камеры двигателя, осевой составляющей (полной) скорости в выходном сечении сопла Лавала продуктов сгорания. Представлены результаты расчёта температуры в области внутренней стенки ракетного двигателя. Показано, что распределение температуры торможения продуктов сгорания оказывает существенное влияние на эффективность преобразования топлива в камере двигателя, его тепловое состояние и позволяет наметить пути совершенствования рабочего процесса ракетного двигателя малой тяги.

*Ракетный двигатель малой тяги; газообразное кислородно-водородное топливо; модель рабочего процесса; технология расчётного исследования; распределение параметров в газодинамическом тракте; параметрическое исследование; энергетические параметры двигателя.*

---

**Цитирование:** Рыжков В.В., Морозов И.И. Технология расчётного исследования параметров рабочего процесса ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе в среде ANSYS CFD // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 62-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-62-74

При создании новых космических аппаратов (КА) различного целевого назначения и разгонных блоков (РБ) одной из важных задач является выбор, разработка (модернизация) ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) и двигательных установок систем управления.

Для любых РДМТ актуальным является распределение газодинамических параметров в трактах двигателей, определяющих совершенство рабочих процессов в камере сгорания и сопле, влияющих на тепловое состояние конструкции и формирующих основные (энергетические) параметры ракетных двигателей.

До последнего времени большинство задач при создании двигателей решалось, в основном, экспериментальным методом, сопровождающимся необходимостью имитации эксплуатационных условий, высокой трудоёмкостью изготовления опытных изделий, экспериментальных стендов и других элементов экспериментальной инфраструктуры. Отработка двигателей по этой технологии длится значительный период времени (до 7...10 лет); получаемая информация имеет понятные ограничения (исследования проводятся не во всей области изменения определяющих параметров). В результате,

как правило, определяются только интегральные характеристики и на последнем этапе отрабатывается тепловое состояние конструкции.

В настоящее время для решения ряда задач создания двигателей всё большее значение приобретают численные методы исследования, способствующие сокращению сроков разработки, повышению качества проектирования и снижению объёмов экспериментальной отработки изделий.

Математическое моделирование связано с исследуемым объектом через расчётную область, начальные и граничные условия, но подвержено влиянию специфических факторов, отсутствующих при физическом моделировании, таких как замена непрерывной области дискретной; замещение дифференциальных уравнений, описывающих физические процессы, системой алгебраических уравнений; использование ряда ограничений и допущений.

При этом численные методы не позволяют получить новые знания и не избавляют от необходимости решения проблем газовой динамики, в частности исследования турбулентного течения, горения и ряда других.

Но, учитывая возможности современной вычислительной газовой динамики, целесообразно уже в настоящее время её использование при решении инженерных задач в цикле создания ракетно-космической техники.

Экспериментальные методы по-прежнему являются незаменимыми на всех этапах создания двигателей: принятия и апробации технических решений, оценке соответствия параметров изделий требованиям технического задания (ТЗ), отработке двигателей и др.

Перспективным направлением является интеграция результатов, полученных при математическом моделировании, в систему компьютерного проектирования ракетных двигателей малой тяги и далее в PLM-систему двигательной установки и космического аппарата в целом.

В работе используется компьютерная среда ANSYS CFD для исследования стационарного пространственного турбулентного многокомпонентного химически реагирующего потока рабочего тела в до-, транс- и сверхзвуковой областях.

Расчётные исследования рабочего процесса ракетных двигателей малой тяги на газообразных кислороде и водороде ( $P \sim 100$  Н) проведены с помощью математической модели, созданной на основе программного комплекса ANSYS CFD [1], включающей базовые уравнения сохранения массы, импульса, энергии, концентрации компонентов топлива в форме Навье-Стокса. Для моделирования турбулентности применена модель на основе напряжений Рейнольдса (RSM) [2], модернизированная под «закон стенки» для структуры потока и тепломассообмена в пристенной области.

Выбрана диффузионная модель горения (EDM) [3] с простой химической реакцией, поскольку лимитирующей является скорость смешения компонентов топлива по сравнению со скоростью протекания кинетических процессов.

Эффективные числа Прандтля и Шмидта приняты равными единице.

Теплообмен на стенке камеры двигателя соответствует условиям непроницаемости, собственно стенки не реагирующие и адиабатные.

Реализация математической модели рабочего процесса РДМТ в среде ANSYS CFD осуществляется с помощью апробированной технологии, созданной в среде ANSYS Workbench, через три программных модуля: препроцессора CFX-Pre, решателя CFX-Solver, постпроцессора CFD-Post. Использование среды ANSYS Workbench позволяет выйти на реализацию задач FSI, например, произвести расчёт теплового состояния стенки камеры и сопла с учётом циркуляции компонента в каналах «рубашки охлаждения» и др.

В препроцессоре CFD формируется геометрическая трёхмерная модель объекта исследования и расчётная сетка, накладываются граничные условия подвода компонентов и истечения продуктов сгорания из сопла, выбирается тип течения (стационарный или нестационарный), задаются начальные условия расчёта, число и свойства взаимодействующих веществ.

Создание трёхмерной модели объекта, включающей газодинамический тракт двигателя, осуществляется либо с помощью встроенных средств ANSYS, либо с помощью CAD-пакетов типа Creo или NX, как это сделано в данной работе. Использование технологии двухсторонней параметризации позволяет организовать бесшовный обмен данными с внешними CAD-пакетами.

После получения трёхмерной модели объекта осуществляется выбор сеткогенератора для создания расчётной сетки.

Основным критерием правильного выбора сетки служит сравнение результатов, полученных на ней, с эталоном, в качестве которого можно использовать результат эксперимента, аналитическое решение либо решение, полученное на мелкой сетке.

Однако, если отсутствует возможность сравнения с известными результатами, можно поступить, как это сделано в данной работе, следующим образом. Первое решение получить на сравнительно «грубой» сетке, а затем измельчать её до тех пор, пока результаты двух соседних решений не станут близкими, т.е. пока не исчезнет зависимость решения от размеров ячеек сетки.

В данной работе для создания расчётной сетки, как правило, используется модуль ANSYS ICEM CFD, отличительной особенностью которого является возможность создания блочно-структурированной сетки, наличие средств проверки её качества и ручного редактирования.

Отметим, что применение блочно-структурированной сетки позволяет существенно уменьшить сеточную вязкость и повысить точность полученных результатов.

Недостатком этого метода является сложность процесса построения такого типа расчётной сетки, применение которой требует опыта и навыков.

После создания расчётной сетки проверяется её качество средствами, которыми обладает ANSYS ICEM CFD.

Созданную расчётную сетку импортируют в препроцессор ANSYS CFD, в котором производится выбор типа течения (стационарный, нестационарный); накладываются граничные условия входа Inlet и выхода Outlet (в работе используются: на входе в объект – постоянство скорости компонентов:  $V_{x,z,o} = \text{const}$ , а в выходном сечении сопла двигателя – постоянство давления окружающей среды:  $P_n = \text{const}$ ); задаются начальные условия расчёта (либо равномерное распределение параметров, либо распределение, полученное на «грубой» сетке); выбирается схема дискретизации конвективных членов уравнений и шаг по времени.

Далее созданная модель передаётся на решение.

В решателе подготовленная модель проходит процесс «нивелирования невязок», (т. е. снижение невязок до низкого уровня и выход на постоянные значения).

Полученное в итоге численное решение уравнений Навье-Стокса удовлетворяет всем условиям, заданным в препроцессоре. Если условия и модели были заданы правильно, то эти значения в идеале соответствуют тем же параметрам, которые могут быть получены, например, в физическом эксперименте, проведённом при точно таких же условиях. Поэтому CFD-моделирование иногда называют «численным экспериментом».

В постпроцессоре производится формирование результатов, полученных в решателе, в виде, позволяющем выполнить построение полей распределения скалярных параметров и векторных полей, построение графиков; получить значения локальных па-

раметров, некоторых интегральных величин, создать и просмотреть анимационные, видеокартины и т. д.

Важной и завершающей частью решения задачи является отображение полученной расчётной информации.

Отметим, что для целей работы необходимо отображение расчётной области объекта, его каркаса, векторного и скалярного полей течения, нормализованного поля векторов, линий тока, полей статических и полных газодинамических параметров в формах, которые наиболее полно характеризуют закономерности течения, основные исследуемые процессы, параметры и характеристики объектов исследования.

В работе исследуются структура течения, параметры рабочего процесса ракетных двигателей малой тяги, определяющие их эффективность и надёжность, основные (энергетические) характеристики РДМТ и оценивается тепловое состояние конструкции.

Целесообразно рассмотреть, как минимум, распределение в газодинамическом тракте двигателя (камере сгорания): полной температуры продуктов сгорания как основного энергетического параметра; осевой (полной) скорости продуктов сгорания в выходном сечении сопла РДМТ – параметра, определяющего удельный импульс тяги двигателя и температуры продуктов сгорания в области стенки двигателя, определяющей тепловое состояние конструкции.

Реализацию изложенной технологии проиллюстрируем данными, полученными при расчёте ракетного двигателя малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе.

Исходные данные для расчёта:

- тяга РДМТ  $\sim 100$  Н;
- компоненты ракетного топлива – газообразные кислород и водород;
- массовое соотношение компонентов топлива –  $k_m = 8,0(7,937)$ ;
- расход окислителя (кислород) –  $\dot{m}_o = 20$  г/с;
- расход горючего (водород) –  $\dot{m}_z = 2,5$  г/с;
- расход топлива –  $\dot{m}_\Sigma = 22,5$  г/с;
- давление в камере сгорания –  $p_k \leq 1,0$  МПа;
- приведённая длина камеры сгорания –  $L_* = 0,4$  м;
- геометрическая степень расширения сопла –  $\bar{F}_c = 250$ .

Конструктивная схема РДМТ представлена на рис. 1.

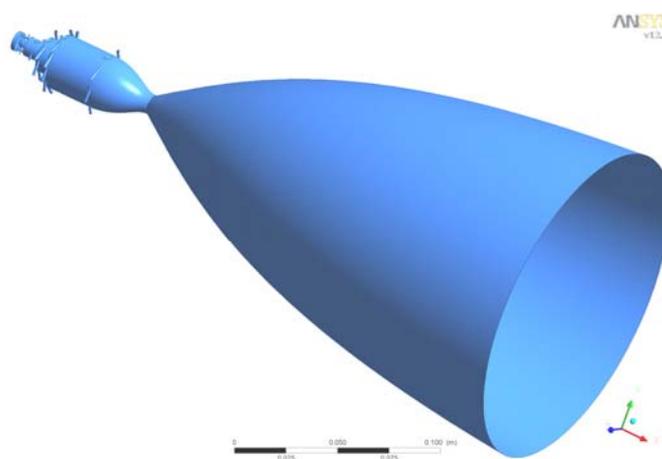


Рис. 1. Схема организации рабочего процесса РДМТ 100

Схема расположения характерных сечений в газодинамическом тракте РДМТ, в которых отображаются результаты, показана на рис. 2.

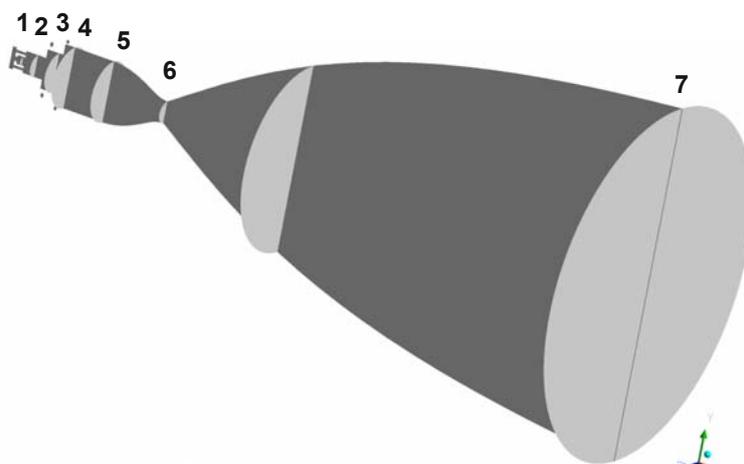


Рис. 2. Схема расчётной области с выделенными характерными сечениями

Основные геометрические параметры РДМТ сведены в табл. 1; основные геометрические параметры линий подвода компонентов топлива – в табл. 2.

Таблица 1. Основные геометрические параметры тракта РДМТ 100

Геометрия камеры двигателя													
$d_1$ , мм	$d_2$ , мм	$d_3$ , мм	$d_4$ , мм	$d_5$ , мм	$d_6$ , мм	$d_7$ , мм	$l_1$ , мм	$l_2$ , мм	$l_3$ , мм	$l_4$ , мм	$l_5$ , мм	$l_6$ , мм	$l_7$ , мм
2,0	4,0	10,0	18,0	24,0	10,0	160,0	2,0	4,0	10,0	8,0	30,0	25,0	260,0

Таблица 2. Основные геометрические параметры линий подвода компонентов топлива РДМТ 100

Геометрия линий подвода компонентов				
$d_1^r$ , мм	$d_2^r$ , мм	$d_1^o$ , мм	$d_2^o$ , мм	$d_3^o$ , мм
0,73×4	1,5×8	1,07×4	1,6×12	1,2×8

В завершение проектного облика объекта исследования отметим, что для воспламенения топливной смеси в камере сгорания РДМТ выбрана эффективная, отработанная и надёжная электроискровая система воспламенения.

Для организации рабочего процесса в камере РДМТ выбран один из эффективных способов смешения газообразных кислорода и водорода в камере сгорания ракетных двигателей малой тяги на основе взаимодействия спутных коаксиальных закрученных в одну сторону газовых потоков компонентов топлива, организованных в несколько каскадов [4].

Вопросы охлаждения стенок камеры РДМТ решены с помощью газовых завес, основные параметры и конструктивное оформление которых выбирались с использованием материалов [5].

Полученные результаты расчёта удобно представить в виде картин распределения параметров, характеризующих качество рабочего процесса, в продольном сечении про-

точной части камеры РДМТ и в характерных поперечных сечениях, а также эпюр распределения определяющих величин.

На рис. 3 представлена структура течения продуктов сгорания в форме распределения линий тока вдоль проточной части камеры РДМТ 100.

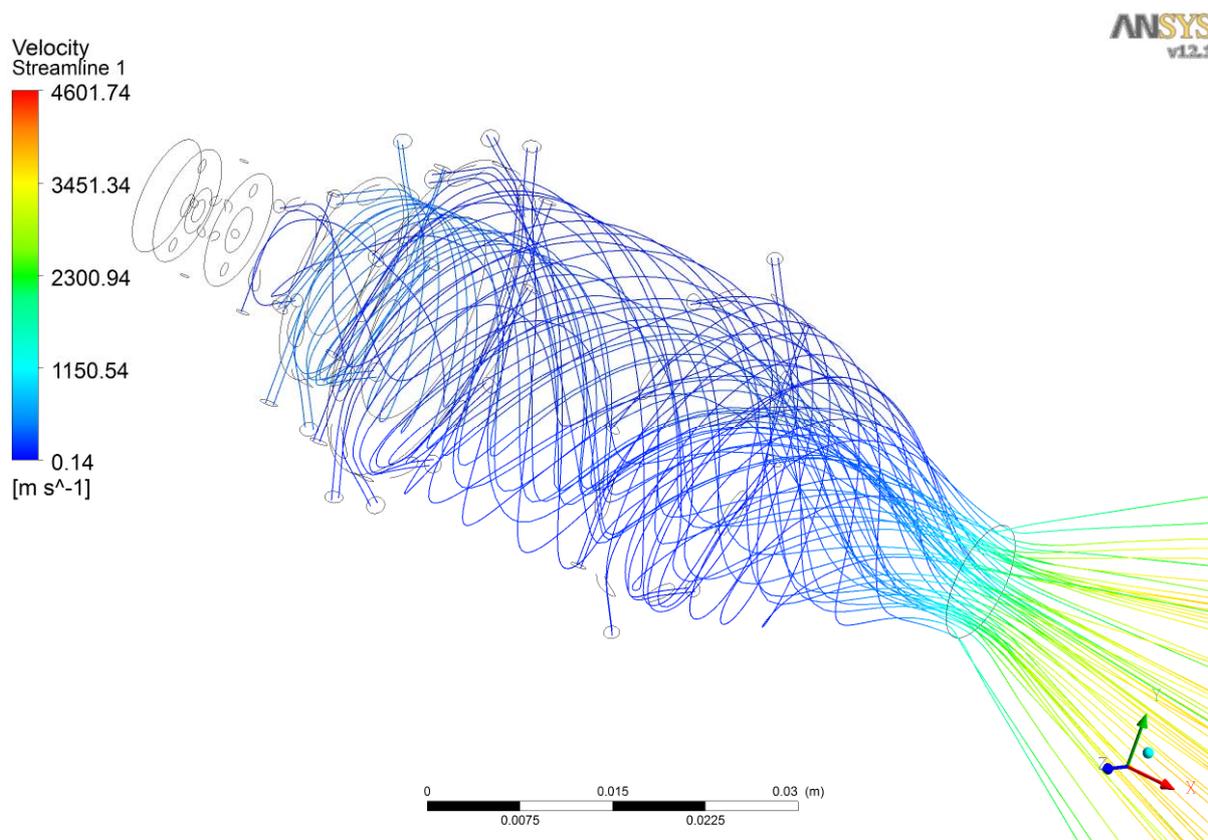


Рис. 3. Распределение линий тока продуктов сгорания вдоль проточной части РДМТ 100

Подача газообразных кислорода и водорода в основном осуществляется через тангенциальные каналы, и эффективное смешение компонентов имеет место в предкамере и камере сгорания, что видно по характерному искривлению линий тока. По мере развития течения линии тока продуктов сгорания становятся упорядоченными. На участке предкамеры и камеры сгорания проявляется механизм турбулентного перемешивания потоков газообразных кислорода и водорода. Он характерен для развитых закрученных течений, поэтому его использование является дополнительным фактором влияния на полноту сгорания топлива в камере без снижения эффективности сопла [6].

Важным с точки зрения оценки эффективности рабочего процесса в РДМТ является распределение полной температуры продуктов сгорания в тракте камеры ракетного двигателя как энергетического параметра, отражающего качество преобразования топлива в камере двигателя.

Результаты представлены на рис. 4.

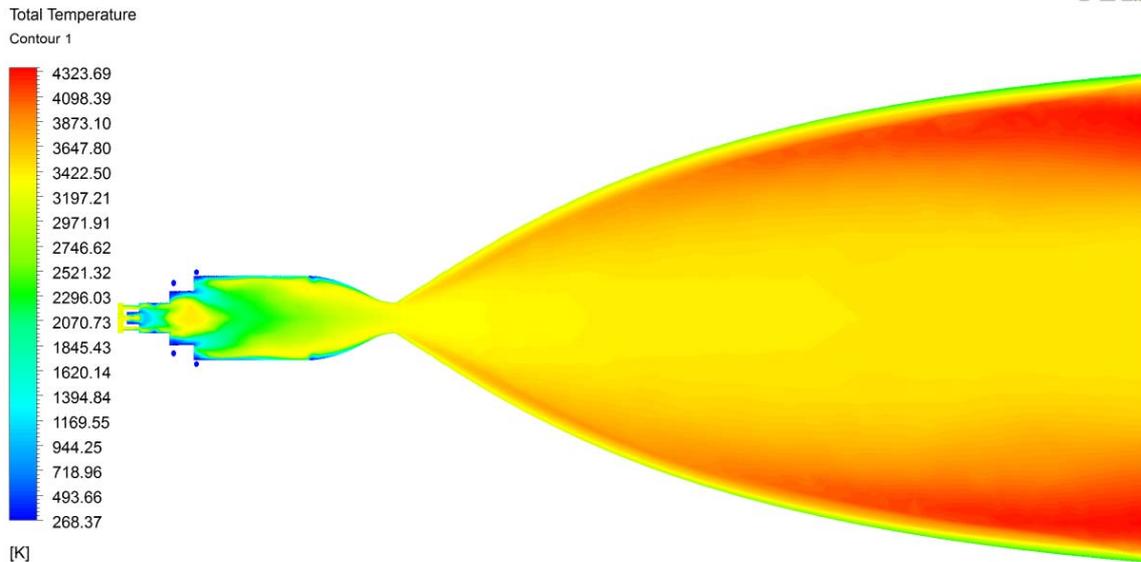


Рис. 4. Распределение полной температуры продуктов сгорания в тракте камеры РДМТ 100

Отметим наличие протяжённых зон повышенной температуры в предкамере и камере сгорания, начинающихся в сечении подачи основных компонентов топлива.

Можно выделить специально организованные пристенные зоны с пониженной температурой продуктов сгорания вдоль камеры двигателя, которые, в основном, ниже допустимой температуры стенки при использовании в качестве конструкционного материала, например, сплавов на основе ниобия и молибдена.

Видно, что внутрикамерные процессы протекают достаточно полно, но резервы совершенствования схемы смесеобразования очевидны.

В подтверждение сказанного на рис. 5, 6 представлены распределения полной температуры продуктов сгорания в начальном и конечном сечениях камеры сгорания.

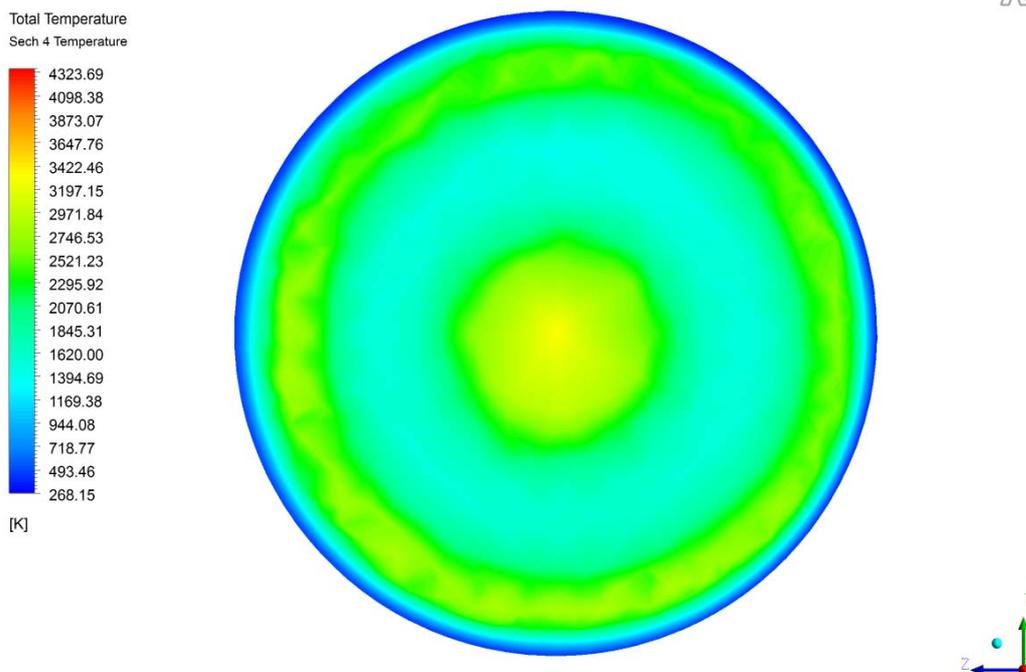


Рис. 5. Распределение температуры торможения продуктов сгорания в начальном сечении камеры сгорания РДМТ 100

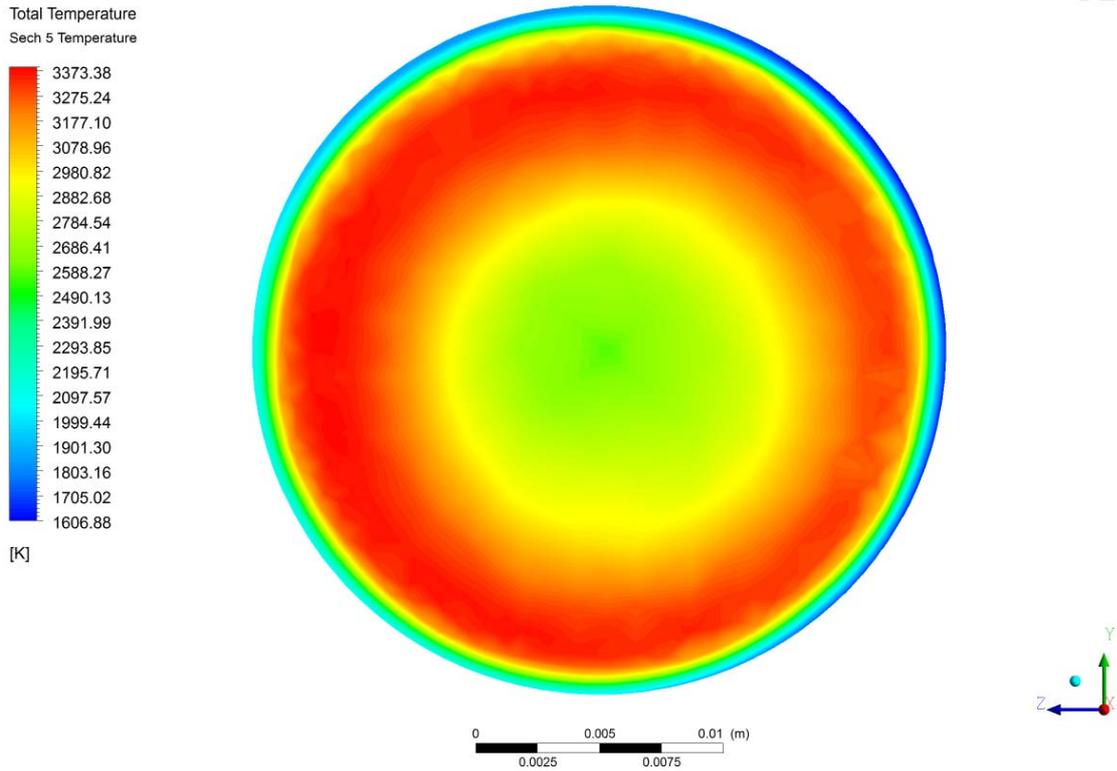


Рис. 6. Распределение температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100

В количественном отношении полнота преобразования компонентов топлива на участке камеры сгорания может характеризоваться на основе данных, представленных на рис. 7, 8.

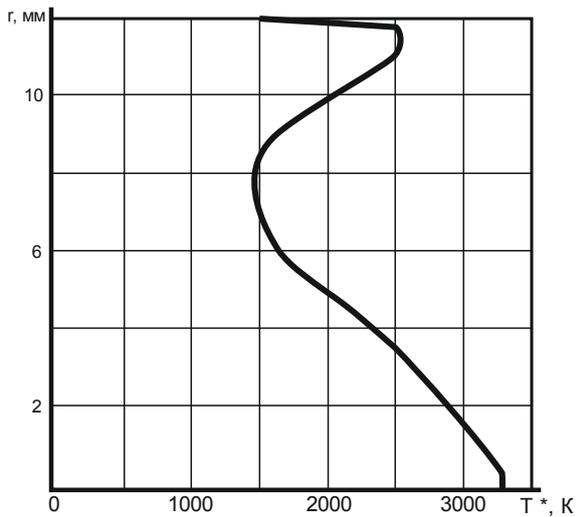


Рис. 7. Эюра температуры торможения продуктов сгорания в начальном сечении камеры сгорания РДМТ 100

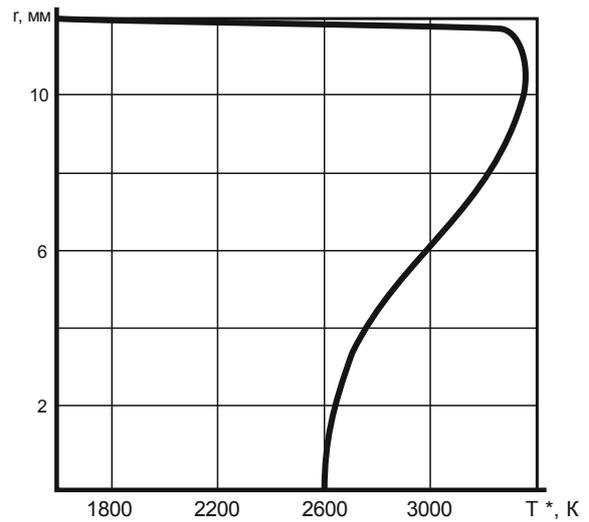


Рис. 8. Эюра температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100

С точки зрения формирования энергетических параметров РДМТ интерес представляют численные значения и форма эпюры температуры торможения (как результат процессов смесеобразования и преобразования топлива при горении компонентов топлива). Требования к эпюре  $T^*$  заключаются в том, что в центральной области камеры значения температуры должны быть приближенными к максимальным для принятого массового соотношения компонентов, а в области стенки ракетного двигателя – не превышать допустимую для выбранного конструкционного материала температуру стенки. Исходя из этого, профиль полной температуры должен в идеале иметь параболическую форму, обращенную своей выпуклой частью по направлению движения потока продуктов сгорания.

В соответствии с этим полученное распределение температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания требует коррекции, как минимум, в части перераспределения топлива между каскадами схемы смесеобразования.

Реализация в ракетном двигателе максимального удельного импульса тяги зависит от величины и формы (полноты) эпюры осевой составляющей скорости продуктов сгорания в выходном сечении сопла. В этом смысле важным является деформация распределения скорости от минимального сечения сопла до среза. В выходном сечении сопла осевая составляющая скорости должна стремиться к своему максимуму, соответствующему принятой степени расширения продуктов сгорания в сопле.

Опуская анализ причин изменения полной скорости и её составляющих в сверхзвуковом сопле, рассмотрим выходное сечение сопла (рис. 9), где представлены эпюры скорости потока продуктов сгорания.

Отметим характерное распределение осевой составляющей скорости продуктов сгорания, которое прямым образом влияет на формирование удельного импульса тяги РДМТ.

В центральной области сечения сопла скорость продуктов сгорания кислородно-водородного топлива достигает  $U \sim 4300$  м/с. В районе стенки сопла наблюдается существенное её уменьшение.

В целом полученная эпюра скорости отвечает требованиям к желаемому распределению в поперечном сечении на выходе из сопла РДМТ с геометрической степенью расширения  $\bar{F}_c = 250$ .

Важнейшим показателем РДМТ является тепловое состояние конструкции. На расчётном этапе этому в значительной степени способствует локализация температуры (полной температуры) продуктов сгорания в области стенки камеры двигателя. Удобно эти результаты представить на каркасной модели РДМТ.

На рис. 10 представлена картина распределения температуры продуктов сгорания в области стенки РДМТ как основа оценки теплового состояния двигателя малой тяги с однослойной конструкцией стенки камеры.

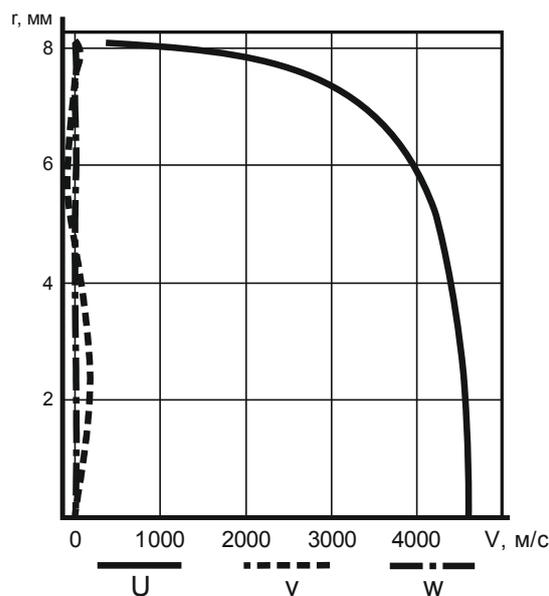


Рис. 9. Распределение полной (осевой) скорости продуктов сгорания в выходном сечении РДМТ 100

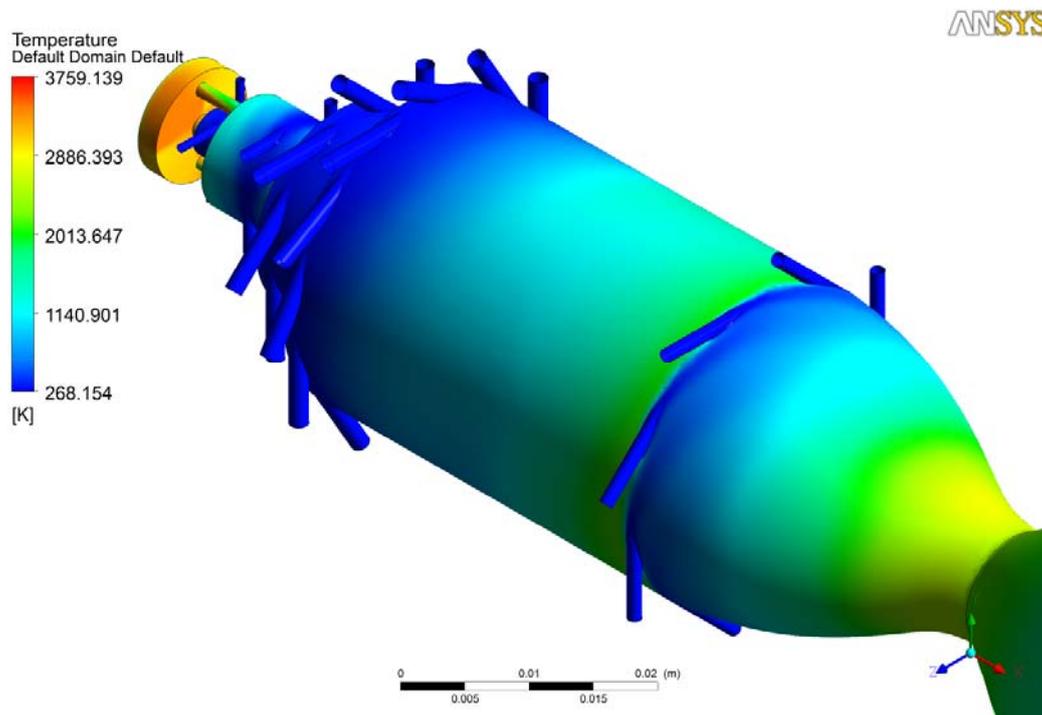


Рис. 10. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100

Сопоставляя значения температуры продуктов сгорания с допустимой температурой стенки выбранного конструкционного материала, необходимо найти компромиссное решение: либо заменить материал конструкции (с более высокими значениями  $T_{cm}^{don}$ ), либо обеспечить более низкую температуру у стенки камеры двигателя, внося изменения в схему смесеобразования изделия.

Полученная расчётная информация позволяет не только определить параметры и характеристики исследуемого объекта, но и наметить пути совершенствования рабочего процесса и конструкции двигателя.

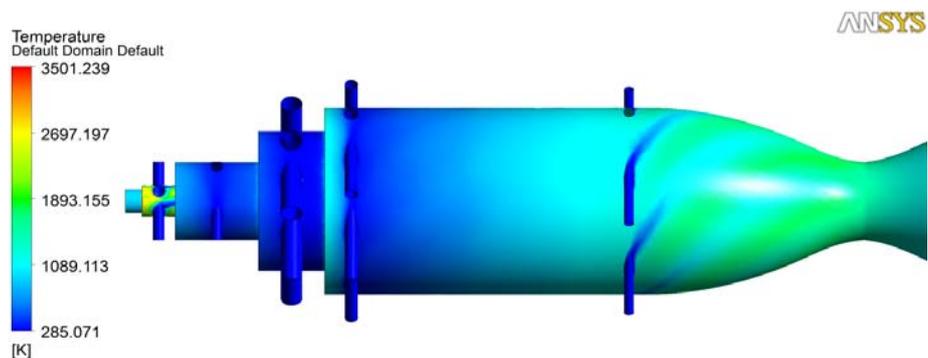
В принятой схеме РДМТ на основе коаксиальных, закрученных газовых потоков компонентов ракетного топлива, обеспечивающей достаточно высокие значения энергии турбулентности как локальной, так и интегральной, заложены высокие потенциальные возможности организации эффективного рабочего процесса.

Расчётным путём для исследуемого РДМТ получены значения удельного импульса тяги на уровне  $I_y'' \sim 4200 \text{ м/с}$  ( $\varphi_y \sim 0,85$ ).

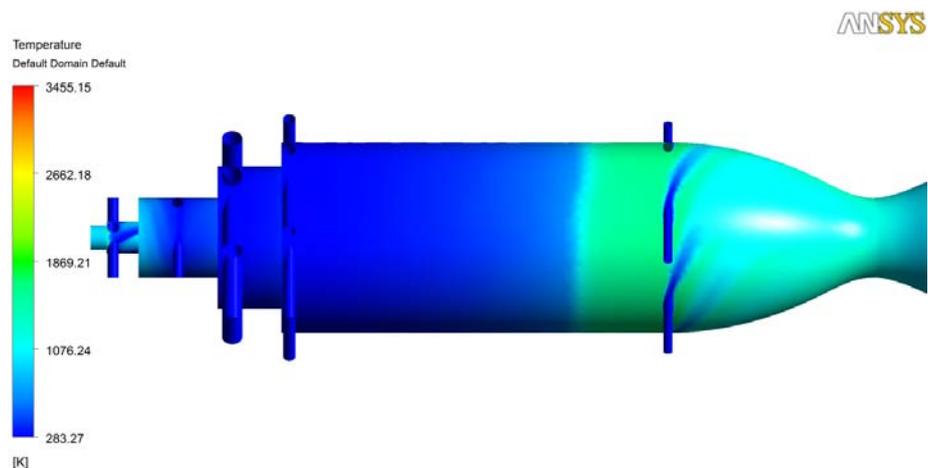
Способы совершенствования РДМТ включают: обеспечение более равномерной и энергоёмкой эпюры полной температуры в конечном сечении камеры сгорания за счёт интенсификации рабочего процесса собственно в камере сгорания двигателя, повышение расходонапряжённости предкамеры и увеличение приведённой длины камеры сгорания. Проблемы теплового состояния конструкции следует решать, оптимизируя параметры газовых завес.

Проиллюстрируем связь экономичности двигателей и теплового состояния конструкции, отобразив на рис. 11 результаты расчёта в виде картин распределения температуры продуктов сгорания в области стенки камеры сгорания (три варианта).

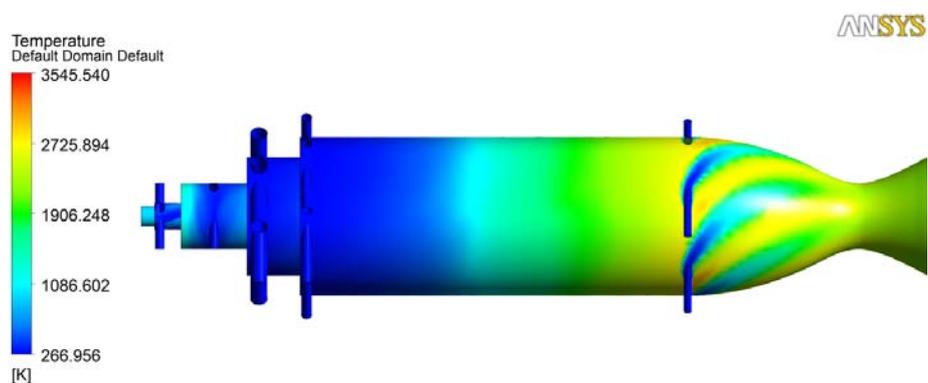
При этом реализуется приведённая длина двигателя:  $L_* = 0,32; 0,45; 0,62 \text{ м}$ .



*a*



*б*



*в*

Рис. 11. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 в зависимости от приведённой длины

При выбранной схеме смесеобразования и заданных граничных условиях увеличение приведённой длины камеры сгорания примерно в 1,75 раза приводит к росту удельного импульса тяги на величину порядка 5%, но при этом возникают проблемные области температурного воздействия продуктов сгорания на конструкцию камеры в докритической части сопла ( $T_{cm} \sim 2700$  К, вариант *в*) по сравнению с базовым вариантом (*a*), где температура не превышает  $T_{cm} \leq 2000$  К.

В связи с этим повышение энергетических параметров РДМТ экстенсивным способом – это компромиссное решение между величиной этого повышения и возможностью обеспечения допустимого теплового состояния конструкции.

В работе показано, что с помощью математической модели высокого уровня, учитывающей реальные процессы в ракетных двигателях малой тяги, возможно определить комплекс параметров, которые позволяют характеризовать эффективность рабочего процесса РДМТ, оценивать интегральные параметры и характеристики двигателя в зависимости от определяющих факторов. Анализ расчётной информации даёт возможность наметить пути совершенствования рабочего процесса двигателя как в направлении повышения качества смесеобразования, так и в направлении обеспечения теплового состояния конструкции путём приведения температуры продуктов сгорания в пристенных слоях в соответствие с допустимой температурой конструкционных материалов. Следует отметить, что проблема определения проектного облика РДМТ с применением модели, аналогичной использованной, решается путём выбора исследуемых вариантов по критериям эффективности рабочего процесса и обеспечения теплового состояния конструкции.

### Библиографический список

1. ANSYS CFX – Solver Modeling buide. ANSYS CFX Release 11.0. Canous-burg: ANSYS, Inc., 2006. 566 p.
2. Wilcox D.C. Turbulence modelling for CFD. DCW Industries, Inc., 1994. 460 p.
3. Варнатц Ю., Масс У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ. М.: Физматлит, 2003. 352 с.
4. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги (РДМТ) с многокамерной камерой сгорания на газообразных водороде и кислороде: патент РФ № 2615883; опубл. 11.04.2017; бюл. № 11.
5. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 239 с.
6. Рыжков В.В., Морозов И.И. Математическое моделирование и параметрическое исследование течения закрученного турбулентного однокомпонентного потока рабочего тела в транс- и сверхзвуковой областях сопел Лавалья // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2009. № 3 (19), ч. 2. С. 382-391.

## TECHNOLOGY OF COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE WORKING PROCESS PARAMETERS OF LOW-THRUST ROCKET ENGINES RUNNING ON GASEOUS OXYGEN-HYDROGEN FUEL WITH THE USE OF ANSYS CFD

© 2019

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

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

The paper presents the description of a mathematical model of the working process of a low-thrust rocket engine operating on gaseous oxygen-hydrogen fuel and some fragments of the technology of computational analysis of distribution of gas-dynamic parameters in the engine duct. We present the results of calculating the stream line distribution, the distribution of total temperature profile along the flow path of the engine chamber and at its characteristic cross sections, the axial component of (total) speed of combustion products in the Laval nozzle output section. The results of calculating the temperature in the area of the rocket engine's inner wall are presented. It is shown that the distribution

of the combustion products' stagnation temperature has a significant impact on the efficiency of fuel conversion in the engine chamber, its thermal state and makes it possible to identify the ways of improving the workflow of the low-thrust rocket engine.

*Low-thrust rocket engine; gaseous oxygen-hydrogen fuel; model of the working process; technology of computational analysis; distribution of parameters in the gas-dynamic path; parametric study; energy parameters of the engine.*

---

*Citation:* Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Technology of computational analysis of the working process parameters of low-thrust rocket engines running on gaseous oxygen-hydrogen fuel with the use of ANSYS CFD. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 62-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-62-74

## References

1. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canous-burg: ANSYS, Inc., 2006. 566 p.
2. Wilcox D.C. Turbulence modelling for CFD. DCW Industries, Inc., 1994. 460 p.
3. Warnatz J., Maas U., Dibble R.W. Combustion. Physical and chemical fundamentals, modeling and simulation, experiments, pollutant formation. Berlin: Springer, 2001. 326 p.
4. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi (RDMT) s mnogo-kaskadnoy kameroy sgoraniya na gazoobraznykh vodorode i kislorode* [Thruster with multi-stage combustion chamber at gaseous hydrogen and oxygen]. Patent RF, no. 2615883, 2017. (Publ. 11.04.2017, bull. no. 11)
5. Volchkov E.P. *Pristennyye gazovyye zavesy* [Near-wall gas curtain]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1983. 239 p.
6. Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Mathematical modelling and parametric research of flow of the twisted turbulent single-component stream of the propulsive mass in the trans- and supersonic areas of Laval nozzles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 3 (19), part 2. P. 382-391. (In Russ.)