

Расчетные исследования по оптимизации геометрии камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива

© А.В. Новиков, Е.А. Андреев, Е.И. Бардакова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В связи с ужесточением требований к экологической безопасности эксплуатации космических объектов перспективным направлением разработки нового поколения ракетно-космической техники (в том числе ракетных двигателей малой тяги) является применение в паре с кислородом горючего на основе метана. При проектировании ракетных двигателей малой тяги на топливе кислород — метан математический эксперимент позволяет выявить определяющие факторы, оказывающие влияние на качество рабочего процесса в камере сгорания, и провести расчетную оптимизацию параметров подачи в нее компонентов топлива. Благодаря этому можно более четко представить физическую картину протекающих процессов, выработать рекомендации по проектированию отдельных узлов камеры сгорания. Инструмент численного моделирования обеспечивает проведение оптимизации геометрии камеры сгорания с целью получения максимального значения ее коэффициента φ_k , который для изобарической камеры сгорания может быть равен коэффициенту расходного комплекса φ_R . При таком подходе удастся существенно сократить объем дорогостоящих стендовых испытаний. В статье представлена физико-математическая модель протекания рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги. Проведен сравнительный анализ результатов расчетов для различных модификаций исходной геометрии камеры ракетного двигателя малой тяги. Даны рекомендации по изменению исходной геометрии камеры сгорания с целью увеличения коэффициента расходного комплекса при сохранении удовлетворительного теплового состояния этой камеры.

Ключевые слова: камера сгорания, коэффициент камеры, математическая модель

Введение. Одним из наиболее важных агрегатов ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) на жидких компонентах является камера сгорания (КС), в которой в основном завершаются процессы смешения и горения ракетного топлива. При этом из-за ужесточения требований к экологической безопасности эксплуатации космических объектов перспективным направлением разработки нового поколения ракетно-космической техники (в том числе ракетных двигателей малой тяги) является применение таких компонентов, как кислород и метан. От качества организации рабочего процесса зависит эффективность преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию истекающих из сопла продуктов сгорания. Обязательный способ оценки эффективности рабочего процесса — огневые стендовые испытания, по результатам которых рассчитывается экспериментальное значение коэффициента камеры φ_k . Однако

такой подход является весьма дорогостоящим и зачастую не позволяет детально изучить взаимосвязь отдельных стадий рабочего процесса, а также определить влияние на φ_k геометрии КС и основных режимных параметров двигательной установки. Математический эксперимент дает возможность выявить определяющие факторы, воздействующие на качество рабочего процесса в КС, и провести расчетную оптимизацию параметров подачи компонентов топлива в камеру сгорания. Это помогает более четко представить физическую картину протекающих процессов и выработать рекомендации по проектированию отдельных узлов КС. Расчетно-теоретические исследования дают возможность выяснить внутреннюю связь исследуемых процессов, понять их объективные закономерности, а также спрогнозировать направление дальнейшего совершенствования конструкции камеры сгорания РДМТ на перспективной паре кислород — метан [1–6].

Цель настоящего исследования — на основе созданной математической модели протекания рабочего процесса в камере сгорания РДМТ провести анализ влияния геометрии КС на величину расходного комплекса и тепловое состояние камеры.

Конструкция исследуемой камеры. Конструкция рассматриваемой камеры РДМТ, которая является доработкой конструкции [6] для использования газообразного горючего, представлена на рис. 1.

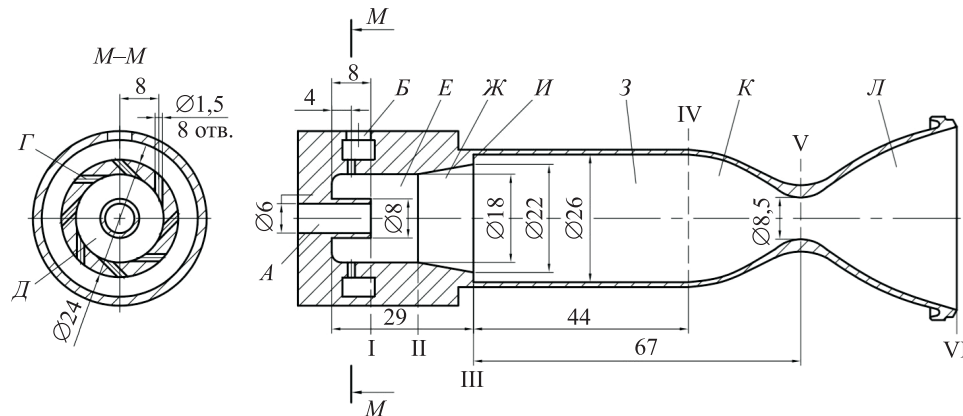


Рис. 1. Ракетный двигатель малой тяги

Центральный патрубок *A* со срезом в сечении I предназначен для подачи в КС окислителя (газообразного кислорода). Горючее (газообразный метан) подается в КС через коллектор *B*, который через систему тангенциальных отверстий *Г* сообщается с камерой закручивания *Д*, соединенной с цилиндрическим входным участком *E* камеры сгорания. За границу раздела камеры *Д* и участка *E* камеры сгорания может быть принято сечение I, за которым происходит смешение

компонентов топлива и реакции между этими компонентами. Участок *E* в сечении II переходит в конический диффузорный участок *Ж*, сообщающийся с цилиндрической частью камеры сгорания *З*. Место стыка участков *Ж* и *З* в сечении III образует уступ *И*, обтекаемый продуктами сгорания. Цилиндрическая часть *КС* в сечении IV сообщается с сужающейся частью соплового аппарата *К*, которая после критического сечения *V* переходит в расширяющуюся часть соплового аппарата *Л*, заканчивающуюся выходным сечением VI.

Характеристики исследуемой камеры приведены ниже:

Компоненты топлива	Газообразные кислород и метан
Номинальная тяга, Н	50
Номинальное соотношение компонентов топлива	2,5
Номинальное давление в камере сгорания, МПа	0,5

Расчетная схема и основные допущения. Расчетная схема рабочего процесса в рассматриваемой КС РДМТ представлена на рис. 2. Сечения I, II, III, IV, V на рис. 1 соответствуют обозначениям IC5, ICK, IC2, IC1, IC на рис. 2.

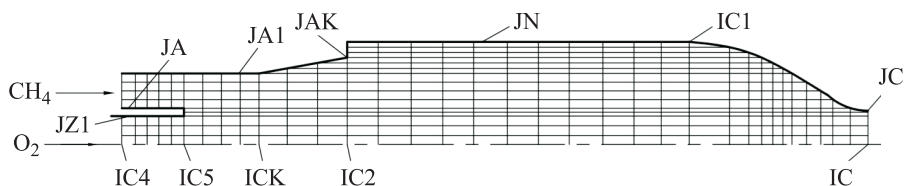


Рис. 2. Расчетная схема рабочего процесса

Кислород (см. рис. 1, 2) поступает в патрубок *A*, через срез которого попадает в цилиндрический участок *E* камеры сгорания. Горючее поступает в КС через сечение I (IC5) из камеры *Д*.

За сечением I компоненты топлива перемешиваются и вступают в реакцию, а образовавшиеся продукты сгорания движутся последовательно через участки *E*, *Ж*, *З*, *К*, поступая через сечение через V в расширяющуюся часть соплового аппарата *Л*. Поскольку расширяющаяся часть соплового аппарата не входит в состав КС, выходным сечением расчетной схемы рабочего процесса является критическое сечение V. Полученная в результате процессов тепло- и массообмена и горения смесь истекает из критического сечения.

Сложный комплекс процессов, протекающих в КС, должен быть организован таким образом, чтобы обеспечивалась устойчивая и надежная работа двигателя с максимальной полнотой сгорания компонентов топлива. Полнота сгорания, определяемая долей прореагировавшего горючего, зависит от большого числа факторов, в частности, от распределения окислителя и горючего в объеме КС, конвективного и турбулентного перемешивания компонентов топлива и собственно горения.

Эти стадии рабочего процесса, протекающие в КС одновременно, оказывают существенное влияние друг на друга.

Газодинамическая картина течения рабочего тела в КС во многом определяется схемой смесеобразования, скоростями подачи компонентов топлива и интенсивностью конвективного и диффузионного переноса субстанций. При этом в КС могут возникать большие локальные градиенты изменения параметров, в том числе температуры и плотности смеси, которые влияют на интенсивность перемешивания. Поверхность фронта пламени, помимо вышеперечисленных факторов, во многом будет определяться температурой воспламенения компонентов топлива, в связи с чем может принимать различные формы.

Поскольку скорости сгорания смеси компонентов топлива при температуре $T > T_v$ на порядок или больше превышают скорости их перемешивания, фактором, определяющим совершенство процесса в КС, является смешение компонентов топлива в газовой фазе. При правильном выборе схемы смесеобразования и геометрических размеров КС будет иметь место наиболее полное смешение компонентов топлива в выходном сечении камеры, что должно обеспечить максимальную завершенность процесса и большое значение величины Φ_K .

Таким образом, процесс превращения химической энергии в тепловую энергию в реальной камере РДМТ является многофакторным и специфичным для каждой схемы смесеобразования.

Газообразные окислитель (кислород) и горючее (метан) попадают в камеру при температуре, близкой к 300 К. Нагрев этих веществ до температуры воспламенения происходит в основном за счет конвективных тепловых потоков. Фронт пламени растянут по КС как в продольном, так и в поперечном направлении, поэтому для нее характерны большие градиенты температур и концентраций. Горячие продукты сгорания смешиваются посредством конвекции с холодными компонентами топлива, обеспечивая их нагрев до температуры воспламенения.

Ввиду плохого перемешивания не всегда удастся полностью сжечь все горючее, и значительная его часть может покидать КС не прореагировав. Таким образом, основными факторами, определяющими совершенство процесса в КС, являются смешение в газовой фазе и устойчивое воспламенение компонентов топлива.

Для проведения огневых испытаний ЖРД требуются большие затраты средств и времени, поэтому целесообразно предварительно выявить численными методами характер влияния различных факторов (соотношения компонентов топлива, давления, геометрических размеров и т. д.) на полноту сгорания метана в КС, а затем проверить эти выводы экспериментально.

Математическая модель и программа решения задачи горения метана с кислородом в условиях КС РДМТ разработаны в двумерной постановке с учетом турбулентного и конвективного переноса массы, энергии и количества движения, а также особенностей горения газобразной смеси.

Используется конечно-разностный метод решения таких задач, при этом поле течения условно покрывается расчетной сеткой, в узлах которой определяются расчетные параметры. Немаловажное значение в постановке задачи имеет вопрос определения зон подготовительных процессов и горения газов. За границу раздела этих зон принимаем поверхность достижения смесью температуры воспламенения метана с кислородом, составляющей 815 К [7]. Считаем, что при переходе этой границы горение происходит мгновенно до тех пор, пока не выгорит хотя бы один из двух взаимодействующих компонентов топлива. Если одно из веществ сгорит полностью, то дальнейшее химическое преобразование будет невозможно, а значит, выделение теплоты за счет химической реакции прекращается.

В результате химического взаимодействия в КС изменяются состав и температура газа. Поэтому возникает необходимость в проведении (с учетом многообразия химических реакций) термодинамических расчетов в каждом узле исследуемого объема для каждой итерации, что приводит к большим затратам времени счета и делает нецелесообразным решение задачи даже на быстродействующих ЭВМ. Этот недостаток можно обойти путем замены всей совокупности реакций одной одностадийной реакцией с эмпирическими поправочными функциями для согласования расчетной и термодинамической температуры горения топливной смеси. Такой подход позволяет значительно упростить расчеты и сократить время счета при допустимой погрешности.

Учитывая вышеизложенное, можно сформулировать основные допущения, принятые при решении задачи, часть из которых являются общепринятыми [8]:

- 1) течение стационарное;
- 2) теплоотвод в стенку КС отсутствует;
- 3) камера сгорания является изобарической до входа в сужающуюся часть сопла, где распределение параметров принимается одномерным и определяется газодинамическими функциями;
- 4) коэффициенты переноса массы и энергии равны эффективному коэффициенту турбулентной вязкости (турбулентное число Прандтля $Pr = 1,0$);
- 5) между кислородом и метаном происходит одностадийная химическая реакция [9];
- 6) газ является идеальным и подчиняется закону Менделеева — Клайперона;

7) скорость, температура, плотность и давление газа одинаковы по площади каждого отдельного отверстия для подвода компонентов топлива.

Уравнения, описывающие рабочий процесс в КС. Система таких уравнений включает ряд дифференциальных уравнений и алгебраических соотношений.

Дифференциальные уравнения, которые следуют из законов сохранения:

- 1) уравнение неразрывности;
- 2) уравнение сохранения химического компонента;
- 3) уравнение сохранения энергии;
- 4) уравнение сохранения количества движения;
- 5) уравнение для определения температуры смеси;
- 6) уравнения для определения относительной массовой концентрации продуктов сгорания, образовавшихся в результате химической реакции;
- 7) уравнение для определения плотности смеси;
- 8) уравнение для определения коэффициента турбулентной вязкости [10];
- 9) соотношение компонентов топлива.

Решение этой задачи позволяет рассчитать суммарный расход массы непрореагировавшего метана через критическое сечение из КС и вычислить коэффициент расходного комплекса φ_β , характеризующий степень совершенства организации рабочего процесса в камере сгорания и являющийся составной частью коэффициента удельного импульса камеры.

Коэффициент расходного комплекса φ_β для изобарической камеры сгорания можно считать равным коэффициенту камеры φ_k . Коэффициент φ_β определяется как отношение экспериментального и теоретического значений расходного комплекса β_β и β_T соответственно:

$$\varphi_k \approx \varphi_\beta = \frac{\beta_\beta}{\beta_T} = \frac{(p_k F_{кр} / \dot{m})_\beta}{(p_k F_{кр} / \dot{m})_T},$$

где p_k — давление в камере сгорания; $F_{кр}$ — площадь критического сечения; \dot{m} — суммарный массовый секундный расход.

Для частного случая, когда окислителем является простое вещество с нулевой энтальпией, коэффициент φ_β определяется степенью недожигания горючего и выражения для определения φ_k преобразуются к виду

$$\varphi_{\beta} = \sqrt{1 - \frac{m_{г. \text{ВЫХ}}}{m_{г. \text{ВХ}}}} \text{ при } \alpha \geq 1,0;$$

$$\varphi_{\beta} = \sqrt{1 - \frac{m_{\text{ок. ВЫХ}}}{K_T m_{г. \text{ВХ}}}} \text{ при } \alpha < 1,$$

где m — массовый расход; индексы г. вх и г. вых относятся к параметрам горючего на входе и выходе соответственно; индекс ок. вых относится к расходу окислителя на выходе.

Поскольку режим работы является стационарным, решение уравнений в частных производных внутри исследуемой области определяется лишь условиями на границе, т. е. граничные условия полностью характеризуют поведение решения в любой точке области. Эти условия можно задавать либо величиной переменной на границе, либо составляющей градиента переменной по нормали к границе, либо в виде некоторого алгебраического соотношения, связывающего значения переменной со значениями нормальной составляющей скорости во всех точках ограничивающей поверхности.

Полученная система уравнений решается итерационным методом последовательных смещений Гаусса — Зейделя.

Каждый цикл итерации состоит из K подциклов, где K — количество дифференциальных уравнений. В каждом подцикле сетка сканируется по узлам, в которых определяется окончательное значение одной переменной в данной итерации. Вновь полученное значение переменной в узле сразу используется для определения переменной в следующем узле и т. д. После нахождения значений переменной во всей исследуемой области выполняется новый подцикл для другой зависимой переменной. После завершения всех подциклов начинается новый итерационный цикл. Расчет ведется до тех пор, пока разность значений переменных между двумя последовательными итерациями не станет меньше некоторой заданной величины. В результате одного расчета рабочего процесса в КС РДМТ получаем распределение по объему таких параметров, как концентрации всех компонентов (массовые доли) q_j , температура смеси $T_{см}$, плотность смеси $\rho_{см}$, соотношение компонентов топлива K_T ; функция тока Ψ , напряженность вихря ω , осевая и радиальная составляющая скорости V_x и V_r , текущее значение коэффициента турбулентной вязкости $\mu_{эфф}$, значение коэффициента совершенства рабочего процесса в КС и т. д.

Основными исходными данными являются:

- 1) давление в КС p_k ;

- 2) суммарное соотношение компонентов топлива $K_T = K_{T0}(\alpha)$ или коэффициент избытка окислителя α (K_{T0} — стехиометрическое соотношение компонентов);
- 3) геометрические размеры камеры сгорания;
- 4) расположение отверстий для подачи компонентов топлива и их размеры, определяющие скорость подачи;
- 5) полная энтальпия горючего h_f и окислителя $h_{ок}$ (в стандартных условиях $h_{ок} = 0$);
- 6) температура горючего и окислителя на входе в КС — $T_{вх. г}$, $T_{вх. ок}$;
- 7) температура воспламенения компонентов топлива T_B ;
- 8) окружные скорости подачи компонентов топлива.

При расчетах начальные и граничные условия определяются и задаются следующим образом.

1. Задаются p_k , $K_T(\alpha)$, геометрические размеры камеры.
2. По результатам термодинамического расчета по заданным значениям p_k и α определяется теоретическое значение расходного комплекса β_T .

Теоретическое значение расходного комплекса β_T (м/с) определяется путем термодинамического расчета для условий проведения пуска по программе «АСТРА-4» [9].

Для удобства работы составлена (с погрешностью ~ 5 %) аппроксимирующая зависимость $\beta_T = f(\alpha)$ для значения давления в камере сгорания, близкого к расчетному ($p_k = 0,5$ МПа) в диапазоне изменения значений $\alpha = 0,4 \dots 1,2$:

$$\beta_T = 1680,3 + 200,3(\alpha - 0,4)/0,2 \quad \text{для } 0,4 < \alpha \leq 0,6;$$

$$\beta_T = 1880,6 - 31,4(\alpha - 0,6)/0,2 \quad \text{для } 0,6 < \alpha \leq 0,8;$$

$$\beta_T = 1849,2 - 72,3(\alpha - 0,8)/0,2 \quad \text{для } 0,8 < \alpha \leq 1,0;$$

$$\beta_T = 1777 - 64,5(\alpha - 1)/0,2 \quad \text{для } 1,0 < \alpha \leq 1,2.$$

3. Теоретический суммарный расход компонентов топлива вычисляется по формуле

$$m_{\Sigma} = \frac{p_k \pi d_{кр}^2}{4\beta_T}.$$

4. Расход горючего и расчет окислителя определяются следующим образом:

$$m_{\Sigma Г} = \frac{m_{\Sigma}}{1 + K_{T\Sigma}}; \quad m_{\Sigma ок} = m_{\Sigma Г} K_{T\Sigma}.$$

5. Плотность окислителя и горючего во входных отверстиях вычисляется из уравнения состояния по соотношениям:

$$\rho_{\text{вх.ок}} = \frac{P_{\text{к}}}{R_{\text{ок}} T_{\text{вх}}}; \rho_{\text{вх.г}} = \frac{P_{\text{к}}}{R_{\text{г}} T_{\text{вх}}},$$

где $R_{\text{ок}}$ и $R_{\text{г}}$ — газовая постоянная окислителя и горючего соответственно.

6. Вычисляются осевые скорости подачи компонентов топлива.

7. Определяются окружные скорости подачи компонентов топлива.

Полученные значения плотностей и скоростей компонентов используются для задания граничных условий во входных отверстиях (в частности, для распределения функции тока по головке КС).

Для решения полученной системы уравнений была составлена программа (рис. 3), позволяющая рассчитывать параметры рабочего процесса в широком диапазоне изменения граничных условий. В некоторых случаях для обеспечения сходимости задачи необходимо использовать метод нижней релаксации при определении плотности смеси в узлах сетки. Программа написана на алгоритмическом языке Фортран [6].

Общая характеристика и основные особенности используемого конечно-разностного метода решения системы эллиптических дифференциальных уравнений приведены в [8].

В рассматриваемом методе конечно-разностные уравнения выводятся из дифференциальных путем интегрирования по конечным площадям. При этом принимаются предположения о соотношениях между узловыми значениями основных зависимых переменных и скоростями возникновения и диссипации этих величин в ячейках расчетной сетки, а также их переносом через границы ячеек конвекцией и диффузией.

Расчетные исследования распределения параметров по объему КС, ее тепловому состоянию, величине $\varphi_{\text{в}}$ проводились при следующих условиях:

– диапазон изменения коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,4 \dots 1,1$;

– максимально допустимая температура стенки камеры ~ 1800 К;

– теплоотвод от стенки отсутствует.

Расчеты показывают, что одним из определяющих факторов, оказывающих влияние на величину $\varphi_{\text{к}}$, является скорость подачи окислителя в КС. Влияние скорости подачи горючего менее существенно, поскольку величина коэффициента турбулентного перемешивания зависит не только от плотности смеси и геометрических размеров КС, но и от суммарной кинетической энергии подачи компонентов топлива. Для данных компонентов топлива расход окислителя превышает расход горючего, поэтому вклад кинетической энергии его подачи является преобладающим.



Рис. 3. Блок-схема расчета рабочего процесса в камере сгорания

Расчетные зависимости $\varphi_{\beta} = f(\alpha)$, $T_{\text{ст.нач.КС}} = T_{\text{ст.нач.КС}}(\alpha)$ и $T_{\text{ст.кр}} = T_{\text{ст.кр}}(\alpha)$ (рис. 4) получены для исследуемой схемы камеры (см. рис. 2) при давлении в ней $p_k = 0,5$ МПа. Здесь $T_{\text{ст.нач.КС}}$ — температура стенки в начале цилиндрической части КС, $T_{\text{ст.кр}}$ — температура стенки в критическом сечении КС. Распределение функции тока для исследуемой схемы камеры представлено на рис. 5.

Из графиков, приведенных на рис. 4, следует, что в диапазоне изменения α от 0,4 до 1,1 происходит изменение φ_{β} от 0,96 до 0,99, сопровождающееся ростом температуры в критическом сечении от 1800 до 3100 К. Видно, что предельно допустимое значение температуры $T_{\text{ст.кр}} = 1800$ К соответствует значению $\alpha = 0,4$.

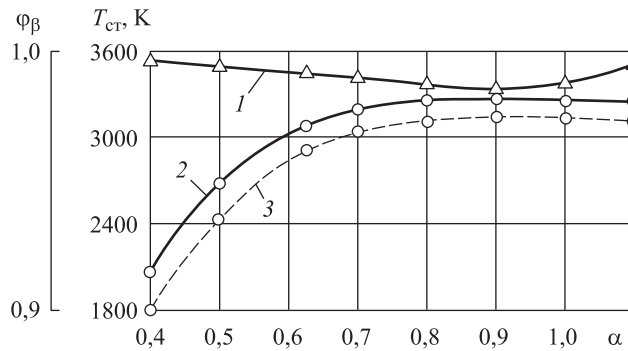


Рис. 4. Зависимости φ_β (1), $T_{ст.кр}$ (2), $T_{ст.нач. КС}$ (3) от α для базового варианта исследуемой камеры РДМТ

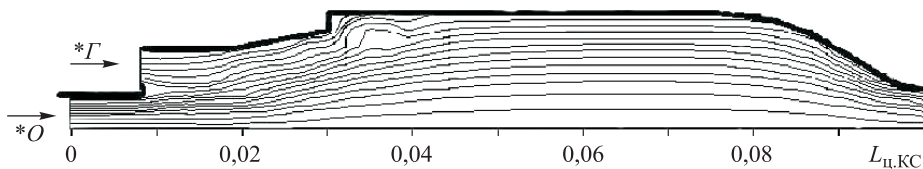


Рис. 5. Распределение функции тока для базового варианта исследуемой камеры РДМТ, $\alpha = 0,625$

Таким образом, при номинальном соотношении компонентов $K_T = 2,5$ ($K_{T0} = 4$, $\alpha = 0,625$) температура в критическом сечении превышает допустимую, а значит, исследуемая конструкция камеры РДМТ по результатам проведенных расчетов не может эксплуатироваться в стационарном режиме без опасности разрушения ее критического сечения.

В соответствии с вышеизложенным была проведена серия расчетов для укороченной камеры сгорания по варианту с зонной подачей компонентов. Расчеты проводились для камеры с $L_{ц.КС} = 0,5 D_K$. На рис. 6 приведены расчетные зависимости $\varphi_\beta = f(\alpha)$ и $T_{ст.кр} = T_{ст.кр}(\alpha)$, полученные для укороченной камеры по схеме, представленной на рис. 2, при давлении в КС $p_K = 0,5$ МПа.

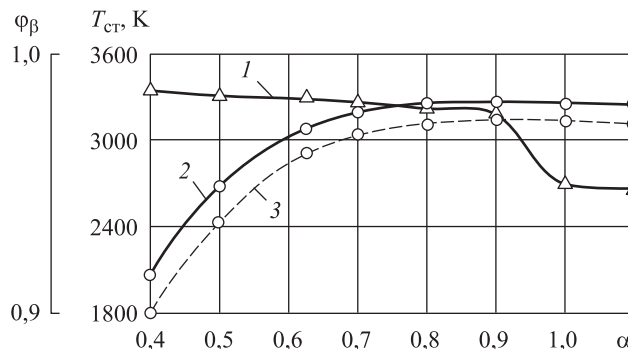


Рис. 6. Зависимости φ_β (1), $T_{ст.кр}$ (2), $T_{ст.нач. КС}$ (3) от α для укороченного варианта исследуемой камеры РДМТ

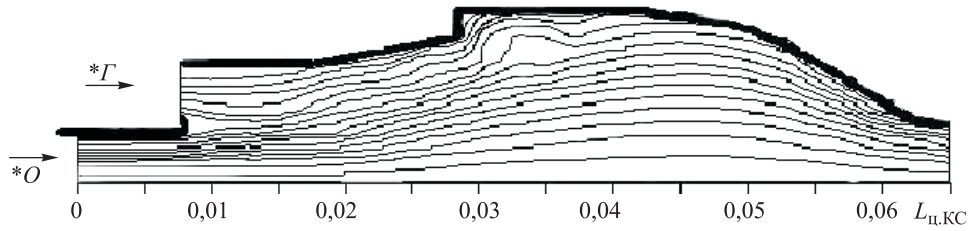


Рис. 7. Распределение функции тока для укороченного варианта исследуемой камеры РДМТ при $\alpha = 0,625$

Согласно графикам на рис. 6, уменьшение длины камеры не приводит к снижению температуры в критическом сечении. Следует отметить, что при сокращении длины исследуемой КС сохраняется большое значение ϕ_{β} при расчетном α , что свидетельствует о высокой эффективности смесеобразования в исследуемой схеме КС. Распределение функции тока для укороченного варианта исследуемой камеры РДМТ представлено на рис. 7.

Геометрия базовой камеры РДМТ и расчетные распределения температуры стенки по длине этой камеры для различных значений α представлены на рис. 8 [6]. Можно сделать вывод, что скачкообразное возрастание температуры стенки камеры сгорания (см. рис. 8) происходит за уступом, соединяющим ее цилиндрическую часть с участком подвода горючего.

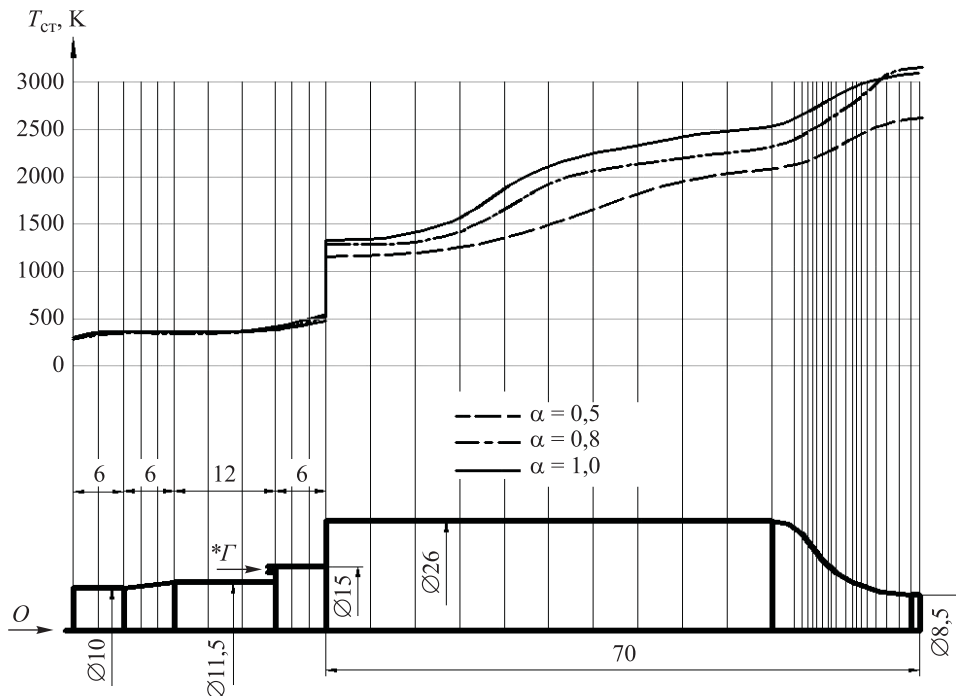


Рис. 8. Распределение $T_{ст} = f(\alpha)$ для базового варианта

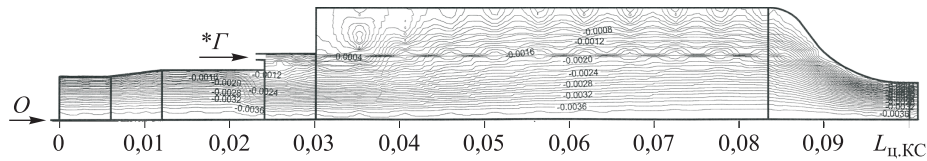


Рис. 9. Распределение функции тока для базового варианта РДМТ при $\alpha = 0,8$

На начальном участке цилиндрической части камеры сгорания, где $L_{ц.КС} < 0,5 D_k$ для всех значений α , наблюдается пологое распределение температуры стенки $T_{ст} < 1500$ К. Только после этого участка происходит на участке $L_{ц.КС} = 0,8 \dots 1,8 D_k$ повышение температуры стенки до значения $T_{ст} > 1800$ К.

Причину такого изменения $T_{ст}$ можно выяснить, проведя анализ распределения функции тока, представленной на рис. 9 [6]. На рис. 9 видно, что за прямоугольным уступом, соединяющим цилиндрическую часть КС с участком подвода горючего, образуется присоединенный вихрь. Этот вихрь является преимущественно замкнутой областью течения с избыточным содержанием горючего, со слабым тепло- и массообменом с остальным объемом камеры сгорания.

Физически такое явление означает, что этот низкотемпературный газовый вихрь оттесняет от стенки поток высокотемпературных продуктов сгорания, обеспечивая тем самым удовлетворительное тепловое состояние стенки КС на начальном участке ее цилиндрической части. Температура стенки в критическом сечении для базового варианта КС при этом превышает допустимое значение. Однако уменьшение длины цилиндрической части КС до $L_{ц.КС} \approx 0,5 D_k$ позволяет обеспечить снижение температуры стенки в критическом сечении до допустимых пределов при сохранении большой полноты сгорания. Анализ полученных данных приводит к выводу, что при $L_{ц.КС} \approx 0,5 D_k$ размер цилиндрической части КС становится соизмеримым с размером низкотемпературного вихря, присоединенного к прямоугольному уступу. Благодаря этому происходит оттеснение потока высокотемпературных продуктов сгорания не только от цилиндрической части КС, но и от сужающейся части соплового аппарата, включая область критического сечения.

При сравнении графиков, представленных на рис. 5 и 9, видно, что картина течения в цилиндрической части КС в исследуемой конструкции претерпела существенные изменения. В результате замены прямоугольного уступа коническим диффузорным участком низкотемпературный присоединенный вихрь вырождается, в связи с чем контакт потока высокотемпературных продуктов сгорания со стенкой КС имеет место уже на начальном участке цилиндрической части КС.

Анализ результатов исследования, приведенных на рис. 7, показывает, что для укороченного варианта рассматриваемой КС также не происходит оттеснения потока от сужающейся части соплового аппарата и области критического сечения. Поэтому сокращение длины КС не позволяет снизить температуру стенки КС до допустимых пределов при сохранении высокой полноты сгорания. Таким образом, результаты проведенных расчетов приводят к тому, что не имеет смысла реализовывать схему, изображенную на рис. 1. В дальнейшем, вероятно, стоит рекомендовать провести исследование с целью оптимизации схемы КС, приведенной на рис. 1, но с заменой конического переходного участка между зоной подачи горючего и цилиндрической частью КС прямоугольным уступом. Такая возможность подтверждается результатами расчета камеры (см. рис. 1) с прямоугольным уступом между зоной подачи горючего и цилиндрической частью КС. Результаты этих расчетов (распределение функции тока) представлены на рис. 10.

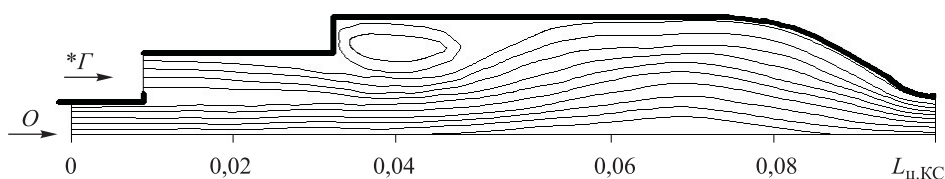


Рис. 10. Распределение функции тока для варианта исследуемой камеры РДМТ с заменой диффузорного участка на прямоугольный уступ

Проанализировав изображение на рис. 10, можно прийти к заключению, что в представленной на этом рисунке схеме происходит образование присоединенного вихря за прямоугольным уступом. Причем размер этого вихря соизмерим с радиусом камеры, следовательно, замена диффузорного участка прямоугольным уступом не влияет на величину коэффициента φ_{β} , возрастающего от 0,95 до 0,99.

В результате проведенных расчетов определена высокая эффективность рабочего процесса в КС исходной конфигурации ($\varphi_{\beta} \approx 0,99$), однако температурное состояние стенки камеры таково, что эта КС не пригодна для эксплуатации.

Заключение. Выполнены расчеты характеристик течения в камере сгорания РДМТ с укороченной цилиндрической частью. Показано, что для исследуемой геометрии КС сокращение длины цилиндрической части не позволяет обеспечить удовлетворительное тепловое состояние стенки КС при заданном соотношении компонентов топлива. Кроме того, сокращение длины КС приводит к снижению значения коэффициента расходного комплекса до $\varphi_{\beta} \approx 0,98$.

Результаты анализа также показали, что конический диффузорный участок перед цилиндрической частью КС оказывает негативное влияние на ее работу, в связи с чем температура огневой стенки превышает допустимый уровень, потому что исключены условия образования разделительного вихря за уступом, свойственного течению с внезапным расширением. Следовательно, для оптимизации геометрии КС рекомендуется заменить конический диффузорный участок на входе в цилиндрическую часть КС прямоугольным уступом.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ягодников Д.А., Чертков К.О., Антонов Ю.В., Новиков А.В. Численное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе кислород-метанового ЖРД разгонного блока. *Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электронный журнал*, 2015, № 05, с. 12–25.
- [2] Ягодников Д.А., Антонов Ю.В., Стриженко П.П., Быков Н.И., Новиков А.В. Исследование процесса течения кислорода в рубашке охлаждения камеры ЖРД. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2014, № 6, с. 3–19.
- [3] Андреев Е.А., Новиков А.В., Шацкий О.Е. Расчетное и экспериментальное исследование надежности запуска и выхода на режим ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород+метан с электроискровым зажиганием. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4 (64). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1606
- [4] Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию ракетного двигателя малой тяги на топливе «газообразный кислород+керосин». *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, т. 17, № 4, с. 129–140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140
- [5] Салич В.Л. Разработка генератора активного газа газожеторной установки высотного огневого стенда. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2019, т. 18, № 1, с. 118–127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127
- [6] Ягодников Д.А., Новиков А.В., Антонов Ю.В. Расчетные исследования по оптимизации схемы и параметров подачи компонентов топлива в камеру сгорания РДМТ на топливе газообразный кислород-керосин. *Наука и образование*, 2011, № 12, 13 с. URL: <http://www.technomag.edu.ru/doc/270659.html>
- [7] Ачеркан Н.С., ред. *Справочник машиностроителя*. Москва, Машгиз, 1960, 740 с.
- [8] Госмен А.Д., Пан В.М., Ранчел А.К., Сполдинг Д.Б., Вольфштейн М. *Численные методы исследования течений вязкой жидкости*. Москва, Мир, 1972, 327 с.
- [9] Трусов Б.Г. *Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. «Астра-4»*. Версия 1.06, январь 1991. Описание. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1992.
- [10] Госмен А.Д., Халил Е.Е., Уайтлоу Дж. Расчет двумерных турбулентных рециркуляционных течений. В кн.: *Турбулентные сдвиговые течения*. Гиневский А.С., ред. Москва, Машиностроение, 1982, т. 1, с. 247–268.
- [11] Дымов В.С. *Язык программирования Фортран*. Москва, Майор, 2003, 192 с.

Статья поступила в редакцию 13.10.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетные исследования по оптимизации геометрии камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-11-2129>

Новиков Артур Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 20 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований течения жидкости и газа в сложных структурных средах. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Андреев Евгений Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 30 научных работ в области двухфазных течений в газовом тракте ракетных двигателей и методологии диагностики рабочих процессов в ракетных и реактивных двигателях. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Бардакова Елена Ивановна — инженер НИИ ЭМ и кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: экспериментально-теоретические исследования течения жидкости и газа в ЖРД. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Computational studies to optimize the geometry of the low-thrust rocket combustion chamber using gaseous propellants

© A.V. Novikov, E.A. Andreev, E.I. Bardakova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Due to the tough requirements for the environmental safety of the space objects operation, the use of methane-based fuel together with oxygen is a promising direction in developing a new generation of rocket and space technology, including low-thrust rocket engines. When developing low-thrust rocket engines running on oxygen-methane fuel, a mathematical experiment helps to identify the determining factors that affect the quality of the working process in the combustion chamber and to make a calculated optimization of the parameters for supplying fuel components to the combustion chamber. This contributes to a better understanding of the physics of the ongoing processes and leads to recommendations for the design of individual components of the combustion chamber. The numerical simulation enables us to optimize the geometry of the combustion chamber in order to obtain the maximum value of the chamber coefficient φ_{ch} , which for an isobaric combustion chamber can be equal to the coefficient of the flow complex φ_{β} . This approach can significantly reduce the number of expensive bench tests. The paper introduces a physical and mathematical model of the workflow in the combustion chamber of a low-thrust rocket engine and gives a comparative analysis of the calculation results for various modifications of the original geometry of the low thrust rocket chamber. Recommendations are given for changing the initial geometry of the combustion chamber in order to increase φ_{β} while maintaining a satisfactory thermal state of this chamber.

Keywords: combustion chamber, chamber coefficient, mathematical model

REFERENCES

- [1] Yagodnikov D.A., Chertkov K.O., Antonov Yu.V., Novikov A.V. *Aerokosmichesky nauchny zhurnal. MGTU im. N.E. Baumana (Aerospace Science Journal)*, 2015, no. 5, pp. 12–25.
- [2] Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Strizhenko P.P, Bykov N.I., Novikov A.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2014, no. 6, pp. 3–19.
- [3] Andreev E.A., Novikov A.V., Shatskiy O.E. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 4 (64). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1606
- [4] Salich V.L. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 129–140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140
- [5] Salich V.L. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2019, vol. 18, no. 1, pp. 118–127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127
- [6] Yagodnikov D.A., Novikov A.V., Antonov Yu.V. *Nauka i obrazovanie — Science and Education*, 2011, no. 12, p. 13. Available at: <http://www.technomag.edu.ru/doc/270659.html>

- [7] Acherkan N.S., ed. *Spravochnik mashinostroitelya* [A guidebook for the mechanical engineer]. Moscow, Mashgiz Publ., 1960, 740 p.
- [8] Gosman A.D., Pan V.M., Ranchel A.K., Spalding D.B., Wolfstein M. *Chislennyye metody issledovaniya techeniy vyazkoy zhidkosti* [Numerical Methods of Analyzing the Flow of Viscous Fluid]. Moscow, Mir Publ., 1972, 327 p. (In Russ.).
- [9] Trusov B.G. *Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh. "Astra-4"* [Simulation of chemical and phase equilibria at high temperatures. "Astra-4"]. Moscow, BMSTU Publ., 1992.
- [10] Gosman A.D., Khalil E.E., Whitelaw J.H. The Calculation of Two-Dimensional Turbulent Recirculating Flows. In: Durst F., Launder B.E., Schmidt F.W., Whitelaw J.H., eds. *Turbulent Shear Flows I*. Springer, Berlin, Heidelberg, 1979. [In Russ.: Gosman A.D., Khalil E.E., Whitelaw J.H. Raschet dvumernykh turbulentnykh retsirkulyatsionnykh techeniy. V kn.: Turbulentnye sdvigovyye techeniya. Ginevskiy A.S., ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982, vol. 1, pp. 247–268.]
- [11] Dymov V.S. *Yazyk programmirovaniya Fortran* [Fortran programming language]. Moscow, Mayor Publ., 2003, 192 p.

Novikov A.B., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of over 20 research papers in the field of experimental and theoretical studies of fluid flow in complex structural media.
e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Andreev E.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of over 30 research papers in the field of two-phase flows in the gas path of rocket engines and methodology for diagnosing working processes in rocket and jet engines. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Bardakova E.I., engineer, Research Institute of Electromechanics and Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: experimental and theoretical studies of fluid flow in liquid-propellant rocket engines.
e-mail: kafedra-e1@yandex.ru