

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ФАКТОРОВ НА ПАРАМЕТРЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

© 2019

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

И. И. Морозов младший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Представлены результаты расчёта термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания газообразного кислородно-водородного топлива по идеальной модели жидкостного ракетного двигателя с учётом фазового состояния компонентов, а также параметров двигателя малой тяги по модели вычислительной газовой динамики в обеспечение выбора режимных и конструктивных факторов, формирующих проектный облик ракетного двигателя малой тяги для перспективных объектов ракетно-космической техники. Показано, что для выбора части параметров, таких как коэффициент избытка окислителя, давление в камере сгорания, геометрическая степень расширения сопла, можно использовать идеальные модели. Для выбора части параметров создаваемого двигателя, таких как конструктивные параметры схемы смесеобразования, приведённая длина камеры сгорания и некоторые другие, необходимо применять модели вычислительной газовой динамики высокого уровня. В качестве критерия выбора использовался удельный импульс тяги. Получены расчётные данные, позволяющие выбрать основные параметры создаваемого двигателя с учётом реальных процессов в камере сгорания и сопле двигателя.

Ракетные двигатели малой тяги; газообразное кислородно-водородное топливо; модели рабочего процесса (термодинамическая и вычислительной газовой динамики); режимные и конструктивные факторы; удельный импульс тяги двигателя.

Цитирование: Рыжков В.В., Морозов И.И. Расчётное исследование влияния режимных и конструктивных факторов на параметры ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-131-142

Важнейшей составной частью космических аппаратов (КА) различного целевого назначения, разгонных блоков (РБ) и других объектов ракетно-космической техники (РКТ) является система управления, включающая двигательные установки с жидкостными ракетными двигателями малой тяги (ЖРДМТ) в качестве исполнительных органов.

В настоящее время системы управления КА и РБ комплектуются ЖРДМТ на следующих компонентах топлива: азотном тетраоксиде и несимметричном диметилгидразине или гидразине. Применение их в новых разработках будет сдерживаться сравнительно невысокими энергетическими параметрами, проблемами экологического характера, необходимостью модернизации экспериментальной базы.

Создание эффективных и надёжных ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) для объектов РКТ нового поколения, в частности на газообразных $H_{2T} + O_{2T}$, работающих в непрерывных и импульсных режимах с высокими динамическими и энергетическими параметрами, представляет собой перспективную техническую задачу.

Формирование научно-технического задела для разработки ракетных двигателей малой тяги на кислородно-водородном топливе существенно ускорит их отработку и применение в перспективных объектах РКТ.

В настоящее время проблемами, затрудняющими развитие ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе, являются:

– отсутствие апробированных методов (моделей), позволяющих получать расчётную информацию о параметрах рабочего тела в РДМТ с учётом реальных процессов в ракетном двигателе, что не позволяет принимать технические решения, существенным образом влияющие на проектный облик двигателей;

– ограниченная практика компьютерного проектирования ракетных двигателей малой тяги и создания электронных моделей РДМТ, позволяющая, в том числе, получать конструкторскую документацию в автоматизированном режиме, встраивать модели в разработки более высокого уровня, а также использовать их при производстве элементов двигателей;

– отсутствие соответствующих по параметрам и габаритам систем воспламенения, электропневмоклапанов, конструкционных материалов, обеспечивающих работу РДМТ в непрерывных и импульсных режимах;

– отсутствие современной стендовой базы для испытаний ракетных двигателей малой тяги на компонентах топлива: газообразный водород и кислород, позволяющей определять весь комплекс параметров, необходимых при создании РДМТ;

– отсутствие собственно экспериментальных образцов РДМТ, параметры которых соответствуют современным требованиям к ракетным двигателям малой тяги.

Анализ потенциальных возможностей топливных композиций проводится, как правило, на основе расчётных термодинамических параметров с учётом фазового состояния компонентов топлива. Результаты расчёта по топливу $H_2 + O_2$ в жидком исходном состоянии представлены в справочнике [1]. Если один или оба компонента топлива находятся в газовой фазе, то необходимо получать новые данные с использованием программы расчёта термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания ракетных топлив. Для этого в настоящее время удобно использовать данные справочника [2] или специализированный программный комплекс «Тегга – моделирование фазовых и химических равновесий» [3] и уже на этой базе проводить выбор основных параметров ракетных двигателей.

Краткая характеристика модели расчёта термодинамических свойств и процессов заключается в следующем.

Продукты сгорания современных ракетных топлив представляют собой высокотемпературные многокомпонентные химически реагирующие смеси. Определение состава и свойств таких смесей, а также параметров процессов со сложным рабочим телом базируется на данных о термических константах и термодинамических свойствах индивидуальных веществ, входящих в состав топлива и продуктов сгорания. Для формирования исходных данных используются фундаментальные справочные издания [4;5].

Свойства идеальных систем продуктов сгорания подчиняются уравнению состояния идеального газа, они находятся в химическом и фазовом равновесии.

Продукты сгорания в камере рассматриваются как равновесная смесь, являющаяся результатом процесса горения, который проведён полностью, адиабатно и изобарно. За процессом горения следует процесс расширения продуктов сгорания, для которого конечные параметры горения являются исходными. Давление торможения на входе в сопло есть давление, при котором осуществляется идеальный процесс горения. Процесс расширения продуктов сгорания рассматривается как непрерывная последовательность

равновесных состояний рабочего тела от конечного сечения камеры сгорания до выходного сечения сопла Лавала.

Условия идеального расширения заключаются в изоэнтропности, однородности состава и параметров по поперечному сечению газодинамического тракта, одномерности потока.

Исходными данными для расчётного определения термодинамических, теплофизических свойств и характеристик процессов являются: химический состав и энтальпия компонентов топлива, термодинамические свойства индивидуальных веществ в требуемом диапазоне температур, интервал изменения определяющих величин, шаг (равномерный или неравномерный) изменения того или иного параметра в выбранном диапазоне, точность, сходимость в итерационном расчётном процессе, форма представления данных.

Отличия реальных свойств и процессов от идеальных носят характер малых отклонений, определяемых особенностями конкретных объектов, например, их геометрией, способом организации процессов и т. п.

Наиболее обоснованным и рациональным методом получения результатов о термодинамических и теплофизических свойствах и параметрах для выбранных топливных пар представляется определение идеальных свойств и параметров продуктов сгорания с последующей коррекцией идеальных величин с помощью коэффициентов, учитывающих реальные особенности той или иной системы или процессов.

Такая коррекция, а в некоторых случаях и величины поправочных коэффициентов могут быть расчётными или полученными в результате сравнения идеальных и экспериментальных параметров.

Некоторые результаты расчёта термодинамических параметров топлива $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ и формирование предложений по выбору основных параметров ракетных двигателей представлены на рис. 1. Показаны зависимости расходного комплекса (*a*), температуры продуктов сгорания в камере сгорания (*b*) и удельного импульса тяги (*в*) от коэффициента избытка окислителя. По этим зависимостям можно выделить два коэффициента избытка окислителя: $\alpha_{OK} = 0,35$ и $\alpha_{OK} = 0,60$, соответствующие максимальным значениям энергетических параметров топлива β и I_y (рис. 1, *a*, *в*). Третье значение $\alpha_{OK} = 1,0$ соответствует максимальному значению температуры продуктов сгорания (рис. 1, *b*) и, что более важно, генератор водорода и кислорода (электролизёр высокого давления) обеспечивает выход продуктов электролиза воды при стехиометрическом массовом соотношении компонентов $K_m \sim 8,0$ ($\alpha_{OK} = 1,0$).

Следует учесть ещё одно обстоятельство, важное при выборе оптимального соотношения компонентов топлива на входе в двигатель, которое заключается в том, что при обеспечении работоспособности конструкции РДМТ необходимо создавать тепловую защиту стенок камеры двигателя. Если для этих целей использовать газообразный кислород (при $\alpha_{OK} = 1,0$ на входе в двигатель), то ядро потока продуктов сгорания будет формироваться при соотношении компонентов топлива, близкого к оптимальному по удельному импульсу тяги, и двигатель будет обладать максимальными энергетическими параметрами.

Таким образом, при создании технических устройств технологического назначения (эксплуатируемого в наземных условиях) следует считать оптимальным $\alpha_{OK} = 0,35$; при создании ракетных двигателей малой тяги для эксплуатации в условиях космического пространства при использовании высокотемпературных конструкционных материалов оптимальным будет $\alpha_{OK} = 0,6$; а при необходимости использования газовых за-

вес как способа обеспечения теплового состояния конструкции с температурой стенки $\sim T_{cm}^{don}$, оптимальным α_{OK} принимаем $\alpha_{OK}^{opt} = 1,0$.

При выборе давления в камере сгорания РДМТ рассмотрим результаты термодинамического расчёта топлива $H_{2Г} + O_{2Г}$, представленные на рис. 2. Показаны зависимости расходного комплекса (а), температуры продуктов сгорания (б) и производной расходного комплекса по p_k (в) при коэффициенте избытка окислителя $\alpha_{OK} = 0,60$. Видно, что с увеличением давления в камере сгорания значения перечисленных функций растут, кроме $d\beta/dp_k$, которая уменьшается.

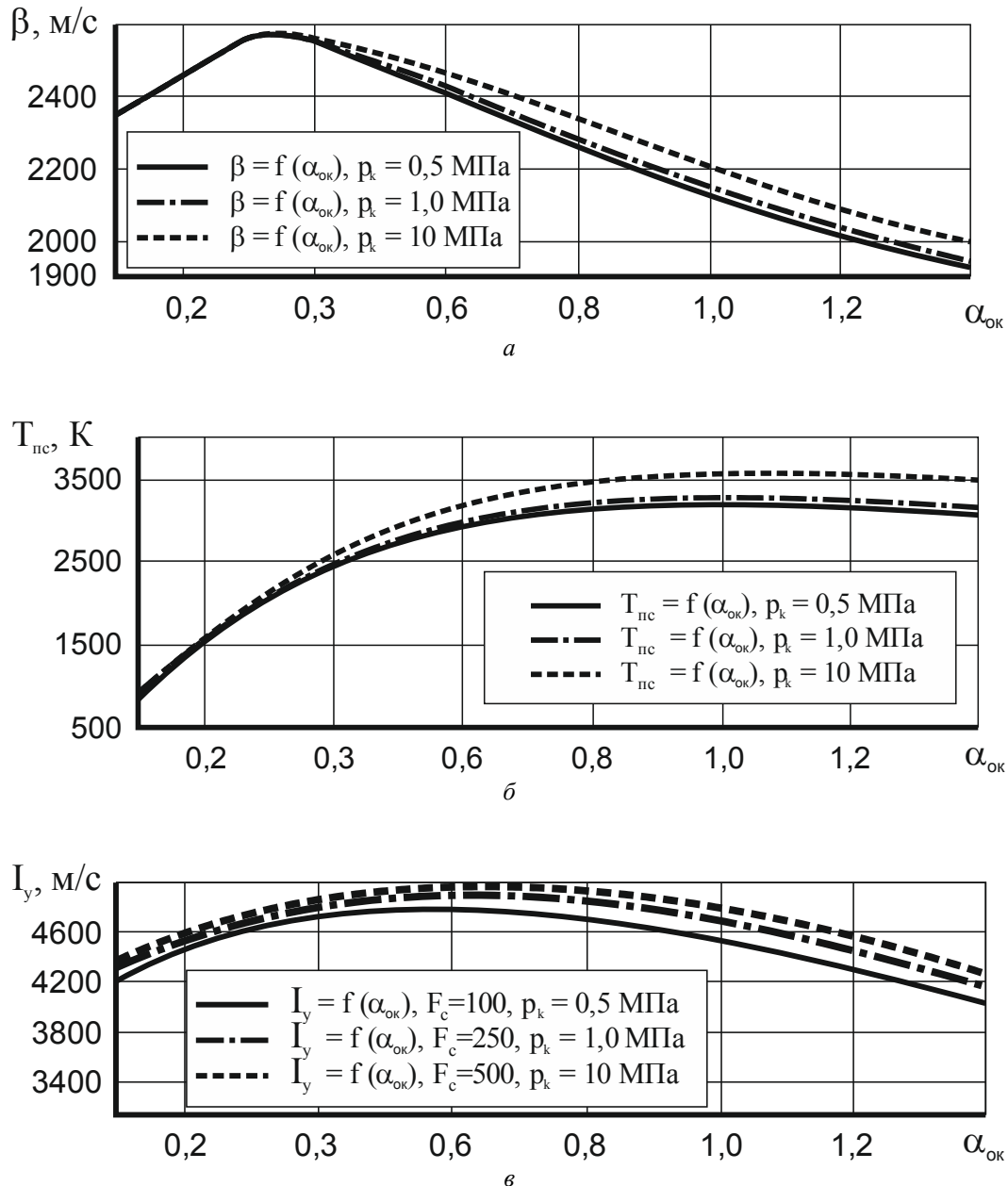


Рис. 1. Зависимости расходного комплекса (а), температуры продуктов сгорания (б) удельного импульса тяги (в) от коэффициента избытка окислителя

В поле физических параметров $\beta = f(p_k)$ и $T_{пс} = f(p_k)$ существенный рост функций происходит в следующем диапазоне изменения p_k : 0,1...1,0 МПа. В этом диапазоне резко снижается и производная $d\beta/dp_k$, которая характеризует темп изменения энергетических параметров ракетного двигателя. Эта картина характерна при всех коэффициентах избытка окислителя, выбранных для анализа: $\alpha_{OK} = 0,35$; $\alpha_{OK} = 0,60$; $\alpha_{OK} = 1,0$.

Перед окончательным выбором давления в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги отметим ещё одно обстоятельство, прямым образом влияющее на значение p_k , которое заключается в следующем. Чем выше выбранное давление в камере и, следовательно, давление подачи компонентов в двигатель, тем более существенна масса невыработанных остатков компонентов в топливных баках двигательной установки и ниже её коэффициент массового совершенства.

В связи с этим, опираясь на результаты термодинамического расчёта топлива $H_{2Г} + O_{2Г}$, принимаем величину давления p_k продуктов сгорания в камере ракетного двигателя малой тяги на этих компонентах $\sim 1,0$ МПа.

Заметим, что полученный результат не применим для других топливных композиций, поскольку для большинства из них зависимость энергетических параметров (β) от p_k имеет значительно большие изменения параметров в рассмотренном диапазоне давления в камере. В этом случае в качестве основного критерия оптимизации следует принимать массу двигательной установки.

Ещё одним фактором, влияющим на облик и параметры ракетного двигателя малой тяги, является геометрическая степень расширения сопла Лавалья.

Результаты термодинамического расчёта для топлива $H_{2Г} + O_{2Г}$ в виде зависимостей удельного импульса тяги от геометрической степени расширения сопла представлены на рис. 3 для значения коэффициента избытка окислителя $\alpha_{OK} = 0,60$.

Вид этих зависимостей (кривая с насыщением) показывает, что до $\bar{F}_c = 500$ удельный импульс тяги растёт, однако темп роста существенно различен по диапазонам геометрической степени расширения. Оказывает на него влияние и коэффициент избытка окислителя.

Если не учитывать ограничения по весу и геометрическим размерам ракетного двигателя малой тяги, которые могут накладываться на разработку, а руководствоваться значениями приращения удельного импульса тяги, то близким к оптимальному значению следует считать $\bar{F}_c \sim 250$.

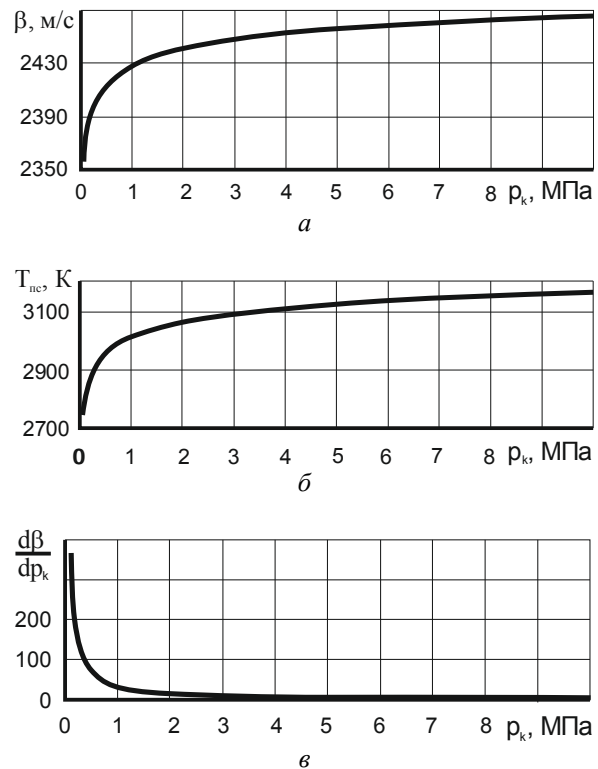


Рис. 2. Зависимости расходного комплекса (а); температуры продуктов сгорания (б) и производной расходного комплекса по p_k (в)

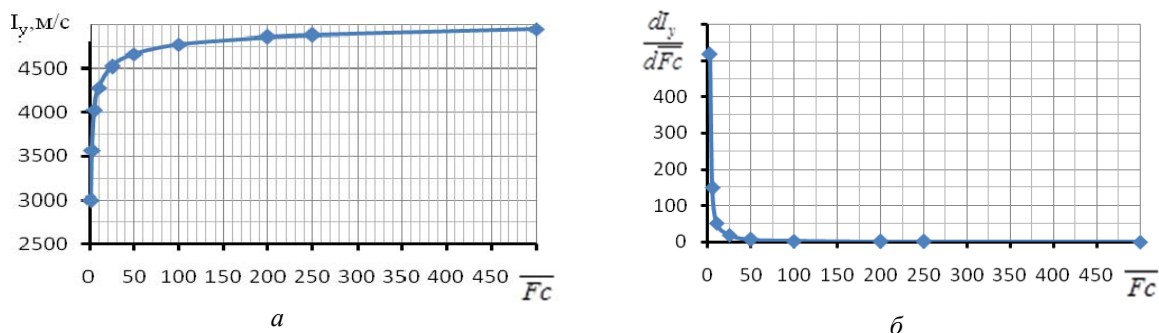


Рис. 3. Зависимость удельного импульса тяги (а) и его производной (б) от геометрической степени расширения сопла

Таким образом, на основе результатов термодинамического расчёта топлива $\text{H}_{2\text{T}} + \text{O}_{2\text{T}}$ для ракетного двигателя малой тяги могут быть рекомендованы следующие основные параметры, определяющие проектный облик двигателя:

- коэффициент избытка окислителя $\alpha_{\text{OK}} = 0,60 (1,0)$;
- давление в камере сгорания $p_k \sim 1,0$ МПа;
- геометрическая степень расширения сопла $\bar{F}_c \geq 250$.

Очевидно, реальные процессы в двигателях, такие как смесеобразование, формирование сложных эпюр распределения компонентов топлива для целей тепловой защиты конструкции от высокотемпературных продуктов сгорания, геометрические параметры камеры и другие оказывают существенное влияние на энергетические характеристики и надёжность РДМТ.

Разработка жидкостных ракетных двигателей малой тяги нового поколения различного целевого назначения, реализующих перспективные схемы смесеобразования, жаропрочные конструкционные материалы и современные технологии производства, расширяет границы тех ограничений по конструктивным и режимным параметрам, которые использовались ранее и служили причинами снижения энергетических и динамических характеристик и надёжности двигателей.

Применение в ракетных двигателях малой тяги высокоэффективных экологически чистых компонентов топлива различного агрегатного состояния, по которым отсутствует опыт создания таких двигателей, также требует новых априорных знаний о влиянии массового соотношения компонентов топлива, приведённой длины камеры сгорания, допустимой температуры стенки камеры, величины давления в камере сгорания, геометрической степени расширения сопла и других на этапе выбора и предпроектной проработки создаваемых конструкций.

Важны и методы, с помощью которых могут быть получены перечисленные данные, степень их достоверности, оценка погрешности величин, способы получаемых закономерностей, возможность экстраполяции (интерполяции) результатов.

Очевидно, что наиболее достоверные данные о влиянии определяющих факторов устанавливаются в ходе экспериментальных исследований ЖРДМТ (РДМТ) в эксплуатационных условиях.

Однако в настоящее время в связи с развитием методов и программного обеспечения вычислительной газовой динамики представляется возможность решения аналогичных задач и получения нужных результатов без использования экспериментов. Для этих целей в данной работе используется компьютерная среда ANSYS CFD [6].

Область её применения – исследование стационарных (нестационарных) пространственных турбулентных многокомпонентных химически реагирующих потоков рабочего тела в до-, транс- и сверхзвуковых областях. В ходе исследования определяется полный комплекс распределения газодинамических параметров в тракте РДМТ. Отображение расчётной информации производится в виде продольных и поперечных картин распределения параметров, графического распределения параметров, распределения параметров на границе расчётной области и в других формах.

Используются базовые уравнения сохранения массы, импульса, энергии, концентрации. Моделирование турбулентности – модель напряжений Рейнольдса (RSM). Моделирование горения – диффузионная модель горения (EDM) с характерными химическими реакциями. Начальные условия – параметры распределены равномерно по поперечному сечению камеры. Граничные условия – геометрическая трёхмерная модель объекта исследования, на входе $V = \text{const}$, на выходе $p_n = \text{const}$. Теплообмен на стенке камеры двигателя соответствует условиям непроницаемости, стенки не реагирующие и адиабатные.

В ходе численного эксперимента в препроцессоре CFD формируется геометрическая модель объекта исследования, расчётная сетка, граничные условия подвода компонентов и истечения продуктов сгорания, тип течения (стационарный, нестационарный), начальные условия, число и свойства взаимодействующих веществ и др. В решателе подготовленная модель проходит процесс нивелирования невязок, собственно решение задачи, получение результатов. В постпроцессоре производится приведение результатов к требуемому виду; построение картин течения, графиков и т.д.; получение интегральных параметров и др. Завершающей частью решения задачи является отображение расчётной информации в требуемом виде. Результаты численного исследования представляются в виде результатов расчёта вариантов на основе выбранной схемы двигателя, где переменным является изучаемый параметр.

Перебор вариантов в интересующем диапазоне изменения параметра позволяет получить закономерность влияния определяющих факторов (режимных и конструктивных) с учётом протекания реальных процессов в камере сгорания и сопле РДМТ.

Для целей работы использована схема ракетного двигателя малой тяги $P \sim 25 \text{ Н}$ на компонентах топлива $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ (рис. 4).

Камера сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ состоит из четырёх ступеней. Каждая две ступени формируют каскад, а каналы подачи газообразного топлива выполнены тангенциально к образующим каждой ступени камеры с возможностью обеспечения чередования подачи водорода и кислорода.

Камера сгорания образована двумя каскадами. Первый каскад формирует центральную область распределения компонентов с соотношением, обеспечивающим максимальное значение удельного импульса тяги. Второй каскад образует периферийную и

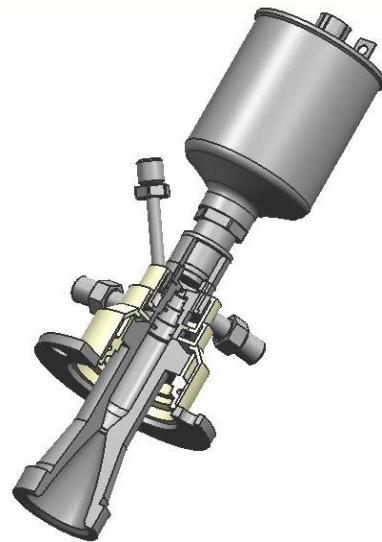


Рис. 4. Общий вид РДМТ $P \sim 25 \text{ Н}$ на топливе $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$

пристенную области распределения соотношения компонентов топлива и обеспечивает тепловое состояние конструкции.

В дополнение проектного облика двигатель содержит свечу зажигания поверхностного разряда; разрядную полость свечи зажигания; диафрагму, соединяющую последнюю и камеру сгорания; быстродействующие электропневмоклапаны подачи «Г» и «О».

Представляет интерес оценка влияния коэффициента избытка окислителя (массового соотношения компонентов топлива) на входе в двигатель на удельный импульс тяги РДМТ выбранной конструктивной схемы.

Результаты расчёта представлены на рис. 5. Зависимость $I_y = f(\alpha_{OK})$ получена при следующих параметрах двигателя: тяга $P \sim 25$ Н; давление в камере сгорания $p_k \sim 1,0$ МПа; приведённая длина камеры сгорания $L_* \sim 0,45$ м; геометрическая степень расширения сопла $\bar{F}_c \sim 250$; допустимая температура стенки камеры двигателя $T_{cm}^{don} \sim 2000$ К; пристенная газовая завеса от головки изделия $\dot{m}_z \sim 20\%$ (\dot{m}_z).

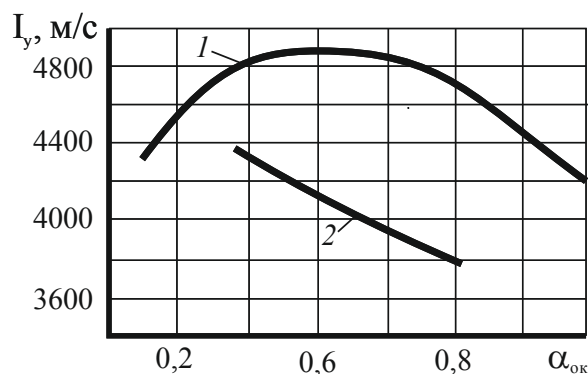


Рис. 5. Зависимость удельного импульса тяги от коэффициента избытка окислителя:
1 – по идеальной модели; 2 – по модели с учётом реальных процессов

Результаты численного эксперимента показывают, что с учётом реальных процессов в ракетном двигателе малой тяги выбранной конструктивной схемы форма зависимости удельного импульса тяги от коэффициента избытка окислителя отличается от формы зависимости $I_y = f(\alpha_{OK})$, полученной для идеального двигателя в расчётном диапазоне изменения α_{OK} . Значения удельного импульса тяги существенно ниже идеальных, полученных по модели термодинамического расчёта топливной композиции $H_{2Г} + O_{2Г}$.

Полнота удельного импульса тяги φ_y изменяется от $\varphi_y = 0,88$ при $\alpha_{OK} \sim 0,37$ ($k_m \sim 3,0$) до $\varphi_y = 0,81$ при $\alpha_{OK} \sim 1,0$ ($k_m \sim 8,0$).

Очевидно, что кроме несовершенства организации (неравномерная подача компонентов в камеру сгорания) и неполного протекания процессов смешения и горения в ограниченном объёме, существенное влияние на эпюру распределения топлива в поперечном сечении оказывает и необходимость перераспределения компонентов для обеспечения теплового состояния конструкции в виде пристенной газовой завесы горючего. При этом центральная область потока будет работать при высоких k_m , имеющих меньшие значения удельного импульса тяги, что приводит к снижению удельного импульса тяги двигателя.

Расчётный анализ влияния приведённой длины камеры сгорания представлен на рис. 6, 7. Показано увеличение температуры поверхности камеры двигателя при росте длины цилиндрического участка камеры сгорания (даже при использовании завесы на входе в сопло) (рис. 6) и прирост удельного импульса тяги от приведённой длины (рис. 7).

Расчёты показывают, что увеличение приведённой длины от $L_* \sim 0,32$ м до $L_* \sim 0,62$ м обеспечивает рост удельного импульса тяги РДМТ от $I_y = 4055$ м/с до $I_y = 4248$ м/с (рис. 7). При этом температура стенки камеры сгорания в конце её цилиндрического участка возрастает до $T_{ст} \sim 2700$ К, что существенно превышает допустимое значение температуры стенки ($T_{ст}^{доп} \sim 2000$ К) (рис. 6).

Следует обратить внимание на то, что значение удельного импульса тяги при приведённой длине $L_* = 0,45$ м практически находится на том же уровне, что и при $L_* = 0,62$ м, но температура стенки менее $T_{ст}^{доп}$. По этому основанию можно эту величину L_* принять в качестве оптимальной по крайней мере для конструкционных материалов РДМТ, характеризующихся $T_{ст}^{доп} \leq 2000$ К.

Таким образом, правильно выбирая приведённую длину камеры сгорания РДМТ, можно реализовать потенциальные возможности материалов, из которых изготовлена конструкция двигателя, и при этом получить максимальные энергетические параметры РДМТ.

Переход на другие значения $T_{ст}^{доп}$ позволит расширить установленный предел и по приведённой длине камеры.

Как следует из результатов термодинамического расчёта, существенным фактором, влияющим на энергетические параметры ракетного двигателя, является геометрическая степень расширения сопла.

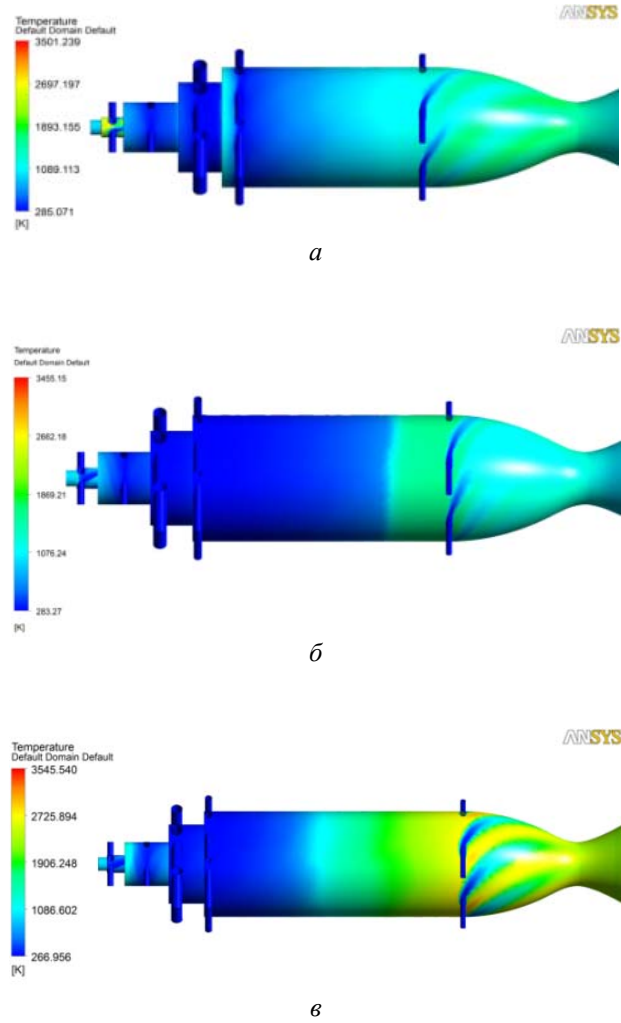


Рис. 6. Влияние приведённой длины камеры сгорания на тепловое состояние двигателя:
а – $L_* \sim 0,32$ м; б – $L_* \sim 0,45$ м; в – $L_* \sim 0,62$ м

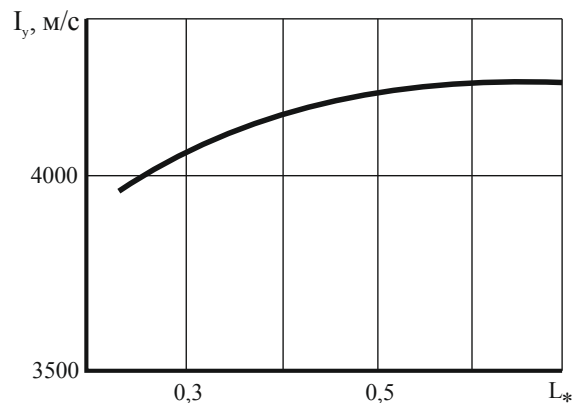


Рис. 7. Влияние приведённой длины камеры сгорания на удельный импульс тяги двигателя

С учётом реальных процессов в РДМТ это влияние проявляется и на другом уровне параметров двигателя, что показано на рис. 8, 9. В большинстве отечественных ЖРДМТ применены сопла с геометрической степенью расширения $\bar{F}_c \sim 50$, поэтому именно это значение \bar{F}_c будет отправной точкой для оценки влияния этого фактора в РДМТ.

Для перспективных ЖРДМТ (РДМТ), в которых будут использованы в качестве конструкционных материалов керамики, углеродсодержащие композиции, такие сдерживающие факторы как рост весовых и габаритных характеристик изделий будут влиять в меньшей степени, чем в настоящее время.

Механизм влияния геометрии сопла на удельный импульс тяги двигателя очевиден: чем больше \bar{F}_c , тем большие значения интегрально принимает скорость продуктов сгорания на срезе сопла, что приводит к увеличению тяги и удельного импульса тяги. Количественно это показано на рис. 8, где приведены эпюры составляющих скорости (радиальной, окружной и осевой) на срезе сопла с $\bar{F}_c = 50$ (а) и $\bar{F}_c = 250$ (б). Прирост скорости в рассмотренных вариантах составляет величину порядка $\Delta V \sim 400$ м/с. Это обеспечивает рост удельного импульса тяги РДМТ $\Delta I_y \sim 200$ м/с или $\Delta I_y \sim 5\%$ (рис. 9).

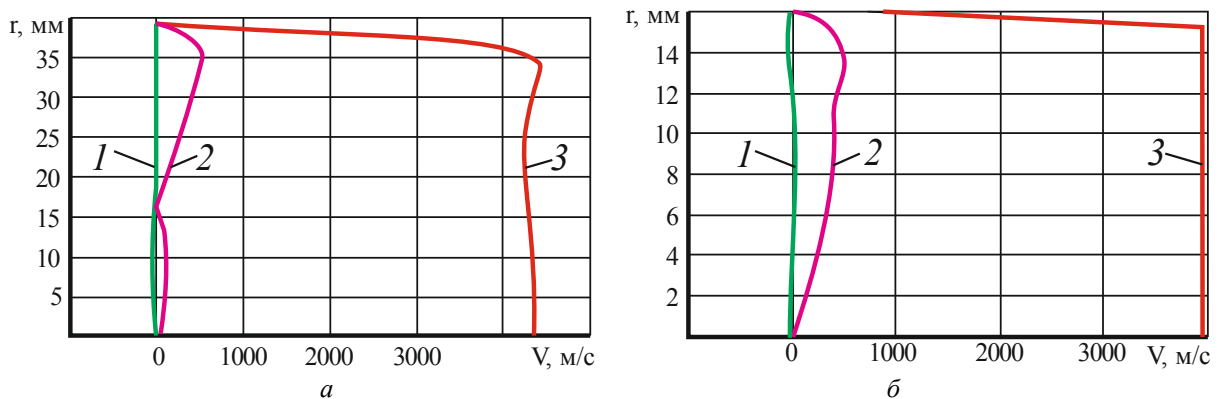


Рис. 8. Влияние геометрической степени расширения сопла на параметры скорости: радиальной (1), окружной (2), осевой (3); степень расширения продуктов сгорания $\bar{F}_c = 50$ (а); $\bar{F}_c = 250$ (б)

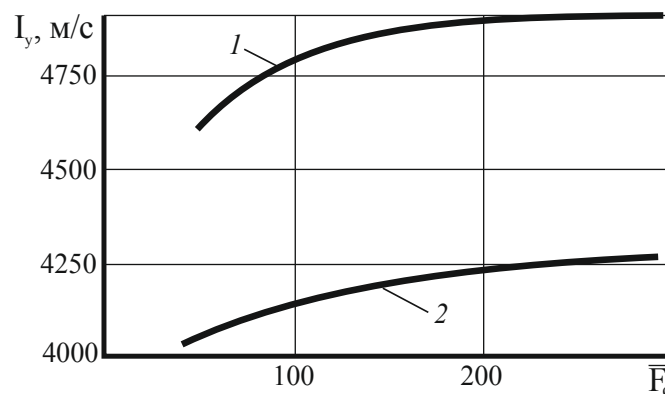


Рис. 9. Влияние геометрической степени расширения сопла на удельный импульс тяги РДМТ: 1 – идеальная модель; 2 – модель с учётом реальных процессов

Последняя величина при прочих равных условиях достаточно весома. Но более успешно этим приёмом можно пользоваться при отработке двигателей (доведение параметров до требований технического задания в ограниченные сроки).

Таким образом, проведён анализ влияния определяющих режимных и конструктивных факторов при формировании проектного облика ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе и определении его основных параметров на ранних стадиях создания.

Показано, что можно использовать идеальные модели термогазодинамического расчёта топлива с учётом фазового состояния компонентов для выбора коэффициента избытка окислителя, давления в камере сгорания, геометрической степени расширения сопла. Необходимо применять модели вычислительной газовой динамики высокого уровня для оценки, с учётом реальности процессов в двигателе, эффективности схемы смесеобразования, влияния приведённой длины камеры сгорания, корректировки выбора коэффициента избытка окислителя и его распределения, а также степени расширения сопла.

Библиографический список

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А., Костин В.Н., Глушко В.П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник. Т. 2. Топлива на основе кислорода. М.: ВИНТИ, 1972. 490 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А., Глушко В.П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник. Т. 1. Методы расчёта. М.: ВИНТИ, 1971. 266 с.
3. Белов Г.В., Трусов Б.Г. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем: уч. пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. 96 с.
4. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочник в 2 т. Т. 2. Таблицы термодинамических свойств / под ред. В.П. Глушко. М.: АН СССР, 1962. 916 с.
5. Термические константы веществ. Справочник. Вып. 4, ч. 2 / под ред. В.П. Глушко. М.: ВИНТИ, 1971. 430 с.
6. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2006. 298 p.

CALCULATED ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF OPERATION AND DESIGN FACTORS ON THE PARAMETERS OF OXYGEN-HYDROGEN LOW-THRUST ROCKET ENGINES

© 2019

V. V. Ryzhkov Candidate of Science (Engineering), Head of the Research and Education Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

I. I. Morozov Junior Researcher of the Research and Education Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

The paper presents the results of calculating thermodynamic and thermophysical properties of the combustion products of gaseous oxygen-hydrogen fuel according to the ideal LRE model taking into account the phase state of the components, as well as the parameters of a low-thrust engine according

to the model of computational gas dynamics to ensure the selection of operation and design factors that define the design of a thruster for advanced aerospace objects. It is shown that ideal models can be used for the selection of some parameters, such as: the excess oxidant ratio, the pressure in the combustion chamber, the geometric degree of area expansion ratio. High-level computational gas dynamics models need to be used for the selection of some of the parameters of the engine to be designed, such as: design parameters of the propellant injection pattern, reduced length of the combustion chamber and some others. Air specific impulse was used as the selection criterion. The obtained calculation data allow one to choose the main parameters of the engine being designed with account for real processes in the combustion chamber and the nozzle of the engine.

Low-thrust rocket engine; gaseous oxygen-hydrogen fuel; models of the working process (thermodynamic and computational gas dynamics); operation and design factors; engine specific impulse.

Citation: Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Calculated analysis of the influence of operation and design factors on the parameters of oxygen-hydrogen low-thrust rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-131-142

References

1. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P., Khudyakov V.A., Kostin V.N., Glushko V.P. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. Spravochnik. T. 2. Topliva na osnove kisloroda* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products / Handbook. V. 2. Oxygen fuels]. Moscow: VINITI Publ., 1972. 490 p.
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P., Khudyakov V.A., Glushko V.P. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. Spravochnik. T. 1. Metody rascheta* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products / Handbook. V. 1. Methods of calculation]. Moscow: VINITI Publ., 1971. 266 p.
3. Belov G.V., Trusov B.G. *Termodinamicheskoe modelirovanie khimicheskii reagiruyushchikh sistem: uch. posobie* [Thermodynamic modeling of chemically reacting systems]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2013. 96 p.
4. *Termodinamicheskie svoystva individual'nykh veshchestv. Spravochnik v 2 t. T. 2. Tablitsy termodinamicheskikh svoystv / pod red. V.P. Glushko* [Thermodynamic properties of individual substances / Handbook in 2 volumes, V. 2. Tables of thermodynamic properties / Ed. by V.P. Glushko]. Moscow: AN SSSR Publ., 1962. 916 p.
5. *Termicheskie konstanty veshchestv. Spravochnik. Vyp. 4, ch. 2 / pod red. V.P. Glushko* [Thermal constants of substances. Handbook. Issue IV, part 2 / Ed. by V.P. Glushko]. Moscow: VINITI Publ., 1971. 430 p.
6. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2006. 298 p.