

ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ CFD-МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ

В.М. Зубанов¹, В.С. Егорычев², Л.С. Шаблий³

Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет), Самара, Россия

[1waskes91@gmail.com](mailto:waskes91@gmail.com), [2tdla@ssau.ru](mailto:tdla@ssau.ru), [3afroaero@hotmail.ru](mailto:afroaero@hotmail.ru)

В связи с постоянным ужесточением международных требований по космической экологии и безопасности ракетной техники актуально создание ракетных двигателей, работающих на экологически чистых топливах, например, кислороде и водороде.

Создание ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) для системы ориентации и обеспечения запуска (СООЗ) космического аппарата (КА), как правило, сопряжено с большим объёмом доводочных испытаний. Применение на этапе проектирования современных средств газодинамического моделирования (Computational Fluid Dynamic, CFD-моделирование) процессов, протекающих в двигателе, позволяет сократить объём доводочных испытаний.

В данной работе описаны работы по проектированию ракетного двигателя (РД) тягой 25 Н для СООЗ КА взамен прототипа, имеющего дефект прогара камеры, который не удалось устранить в ходе доводки. Новый вариант двигателя проектировался с давлением в камере, уменьшенным относительно прототипа, что по мнению экспертов должно было обеспечить отсутствие проблемы прогара. Однако для полного исключения этой возможности были проведены дополнительные исследования причин прогара средствами CFD-моделирования газодинамических рабочих процессов камеры.

На первом этапе в программе ANSYS CFX было выполнено CFD-моделирование процессов течения компонентов топлива в смесительной головке РДМТ, их смешения, горения и сверхзвукового истечения через камеру.

CFD-моделирование ракетного двигателя малой тяги проводилось в программе ANSYS CFX. В качестве исходных данных для проведения моделирования были заданы:

- кинетика протекания химических реакций в виде набора реакций горения, состоящего из 24 реакций [1, 2, 3] с соответствующими коэффициентами скорости [4, 5];
- параметры химических соединений и элементов, составляющих промежуточные результаты элементарных реакций в механизме горения кислород-водород: Н, Н₂, О, О₂, ОН, Н₂О, НО₂, Н₂О₂ были взяты из библиотеки ANSYS CFX.

Геометрическая модель внутреннего тракта двигателя строилась в программе SolidWorks. Далее, в ANSYS Meshing была построена полноокружная сеточная модель из 6 млн. гексагональных ячеек, дополнительно измельченных в области критического сечения и форсунок, с качеством сетки (*Element Quality*) не менее 0,34 и скошенностью (*Skewness*) менее 0,69, что удовлетворяет требованиям большинства CFD-решателей [6].

В качестве граничных условий были взяты параметры из эксперимента, выявляющего дефект прогара камеры прототипа.

Моделирование проводилось в стационарной постановке с использованием модели турбулентности $k-\omega$ [7]. Стенки камеры двигателя моделировались не реагирующими и адиабатными. Выбрана диффузионная модель горения Eddy Dissipation Model (EDM), лимитированная скоростью смешения компонентов топлива по сравнению со скоростями химических реакций. Зажигание имитировалось высокой температурой стенки в форкамере (3000 К).

Сходимость полученного решения оценивалась по невязкам системы уравнений, которые должны быть минимальны, и интегральным параметрам ракетного двигателя, которые должны быть постоянны для полностью сошедшейся задачи, а именно:

- массовый расход (рис. 1);
- удельный импульс в пустоте и осевая скорость на выходе из сопла;
- средняя температура в критическом сечении;
- тяга двигателя в пустоте.

Адекватность CFD-модели также проверялась по массовой доле основного продукта реакции. Полученная массовая доля водяного пара в критическом сечении отличается от идеальной менее чем на 0,9%, а на срезе сопла – менее чем на 0,3%.

Сравнение результатов составленной CFD-модели ракетного двигателя с экспериментальными данными показало, что полученный удельный импульс в пустоте соответствует идеальному с точностью 1,5%. Такая относительно высокая погрешность по всей видимости связана с большой неравномерностью продуктов сгорания в камере, которая не учитывалась при оценке идеального импульса при проектировании. Эта же неравномерность явилась основной причиной прогара в экспериментальном двигателе. На рис. 2 можно увидеть зону повышенной температуры стенки камеры сгорания в CFD-модели, форма, размеры и положение которой соответствуют месту прогара у экспериментальных образцов.

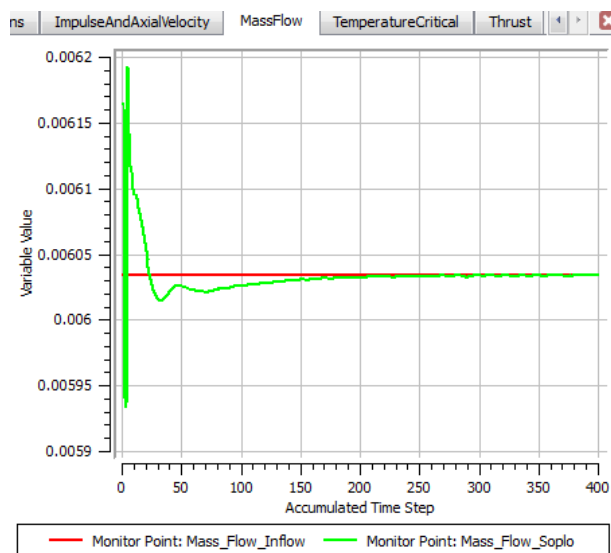


Рисунок 1 – Сходимость задачи по массовому расходу

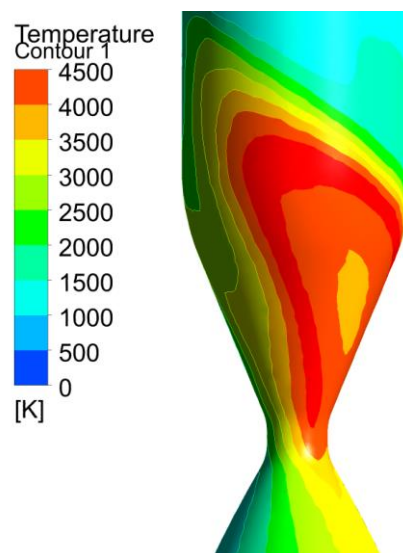


Рисунок 2 – Распределение эпюры статической температуры на внутренней поверхности камеры двигателя

Таким образом, созданная CFD-модель адекватно отражает процессы, происходящие в газодинамическом тракте ракетного двигателя. При этом в данной модели не учитываются потери на неполноту сгорания топлива, что завышает значение температуры продуктов сгорания по сравнению с экспериментом. Но при оценке работоспособности исследуемой камеры это идёт в запас теплостойкости. Данная CFD-модель в дальнейшем была использована для исследований различных вариантов геометрии проектируемого двигателя.

Поскольку эксперимент, а затем и CFD-расчёт показал прогар камеры прототипа, по общепринятым методикам [8, 9, 10, 11, 12] был спроектирован новый двигатель с пониженным давлением в камере в соответствии с техническим заданием (табл. 1). Чтобы в дальнейшем при испытаниях избежать возможных проблем с прогаром камеры вследствие неравномерности течения, на этапе проектирования было проведено CFD-исследование данного двигателя с использованием описанной выше адекватной модели.

Таблица 1 – Основные исходные данные для проектного расчёта

Компоненты топлива	Газообразные кислород и водород
Тяга двигателя в пустоте, P_{II}	25 Н ± 0,7 Н
Удельный импульс тяги в пустоте, $I_{у.п.}$	4470 м/с ± 20 м/с
Давление в камере сгорания, p_K	0,5 МПа
Массовое соотношение компонентов, K_m	4,9
Интенсивность турбулентности топлива на входе в смесительную головку	10%
Давление на срезе сопла, p_a	283 Па

Как видно из рис. 3, компоненты топлива полностью прореагировали уже после 1/3 длины цилиндрической части камеры сгорания, и далее температура стенок выше 3500 К, что несомненно также приведет к прогару. Для создания работоспособного варианта геометрии двигателя было проведено CFD-моделирование более 50 вариантов камеры с различными мероприятиями по устранению высокой температуры вблизи стенок, среди которых можно выделить следующие:

1. Изменение осевой длины цилиндрической части камеры двигателя и формы докритической части сопла.
2. Защита пристеночного слоя горючего от преждевременного размытия.
3. Уменьшение неравномерности потока в камере.
4. Изменение схемы смесеобразования.

В ходе численного эксперимента было установлено, что сокращение осевой длины камеры не исключает высокие температуры докритической части сопла. Изменение же угла захода в критику с 60° до 90° уменьшает температуру на стенках докритической части сопла на 200 К.

С целью защиты пристеночного слоя коаксиально закрученных струй водорода от преждевременного размытия был применён экран (рис. 4, поз. 1), который справился со своей задачей, но только для камеры с длинной цилиндрической частью. При нормальной длине камеры наблюдалась большая неравномерность, являющаяся продолжением после форкамеры зажигания.

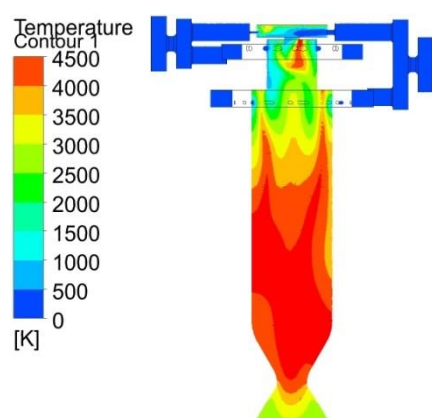


Рисунок 3 – Распределение эпюры статической температуры в продольном сечении базового варианта проектируемого двигателя.

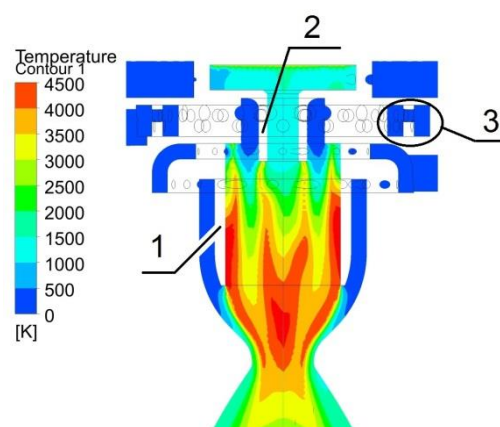


Рисунок 4 – Распределение эпюры статической температуры в продольном сечении проектируемого двигателя с дополнительным поясом горючего с центробежными форсунками: 1 – экран, 2 – носик, 3 – перераспределяющая решетка

Для снижения неравномерности после форкамеры зажигания был добавлен цилиндрический носик (рис. 4, поз. 2), а струйные радиальные форсунки зажигания заменены на центробежные. Диаметр форсунок окислителя увеличен и создана перераспределяющая решетка [13] в коллекторе окислителя (рис. 4, поз. 3). Также предпринимались попытки сделать перераспределяющий коллектор в виде улитки завихрителя, но ввиду технологической сложности изготовления эти предложения не получили развития.

Для стабилизации процесса горения вдали от стенок цилиндрической части камеры была предпринята попытка добавить дополнительный пояс горючего в следующих вариантах:

3) между основными поясами топлива со струйными или центробежными форсунками (рис. 4);

4) над основными поясами топлива с центробежными форсунками (рис. 5).

CFD-моделирование этих схем смесеобразования показало, что стабилизация горения наблюдается во всех трех вариантах, но в первой схеме смешения наблюдалась высокая температура экрана, что могло приводить к его прогару. А по второй схеме достигается стабилизация горения при наименьшей теплонапряженности внутренних стенок камеры двигателя. Эта схема была принята для проработки конструкции двигателя.

В ходе проработки конструкции исследовались вопросы компоновки подводов горючего и окислителя. CFD-моделирование показало, что на характеристики двигателя в стационарном режиме положение подводов не влияет. С учётом компоновки подводы были размещены под углом 45° друг к другу.

Таким образом, была определена наилучшая форма газодинамического тракта двигателя: схема смесеобразования с дополнительным поясом горючего над основными, центробежные форсунки во всех поясах, использование экрана, носика и перераспределяющей решетки, камера с углом захода в критику 90° . Это позволило получить приемлемую структуру потока (рис. 6) с максимальной температурой газов на внутренней поверхности камеры в критическом сечении составила 2100 К, что с высокой вероятностью обеспечит работоспособность двигателя с камерой из ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием с температурой плавления 2760 К. Удельный импульс тяги в пустоте составил $I_{уд.} = 4489$ м/с, что соответствует техническому заданию (табл. 1).

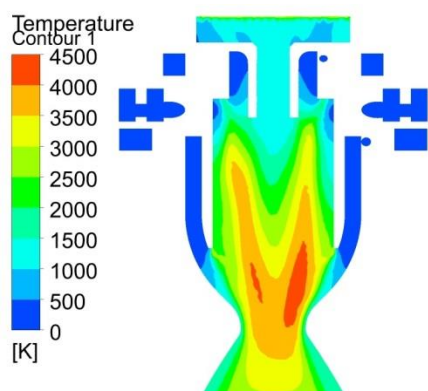


Рисунок 5 – Распределение эпюры статической температуры в продольном сечении проектируемого двигателя с дополнительным поясом горючего над основными

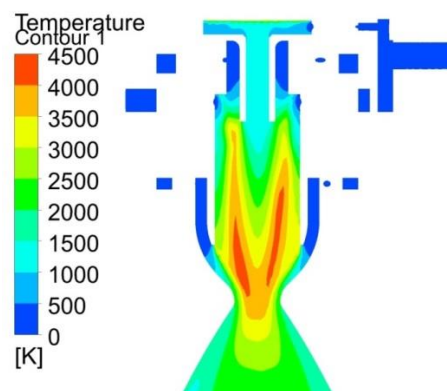


Рисунок 6 - Распределение эпюры статической температуры в продольном сечении окончательного варианта проектируемого двигателя

Заключение

Спроектирован ракетный двигатель тягой 25 Н. Путём численного моделирования доказана его работоспособность и соответствие параметров техническому заданию с использованием CFD-модели, адекватность которой была подтверждена сравнением с экспериментальными данными. Созданная адекватная CFD-модель может быть использована для даль-

Секция 5. Проектирование и конструирование малых космических аппаратов и их систем

нейших исследований ракетных двигателей на газообразных кислороде и водороде с целью сокращения объёма доводочных испытаний.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ.

Список литературы

1. Baulch, D.L. *Evaluated Kinetic Data for High Temperature Reactions [Text]*/ D.L. Baulch, D.D. Drysdale, D.G. Horne. - London. Butterworths, 1972. Vol. 2. - 433 p.
2. Baulch, D.L. *Evaluated Kinetic Data for High Temperature Reactions [Text]*/ D.L. Baulch., D.D. Drysdale, J. Duxbury, S.J. Grant. - London. Butterworths. 1976. Vol. 3 - 595 p.
3. Shatalov, O. *Analysis of the kinetic data described oxygen-hydrogen mixtures combustion [Text]* / O. Shatalov, L. Ibraguimova, V. Pavlov et al. // CD Proceedings of 4th European Combustion Meeting. — Publ. № 811376. — University of Technology Vienna, 2009. — P. 1–6.
4. Гардинер, У. *Химия горения [Text]*/ под ред. У.Гардинера. - М.: Мир, 1988. – 351 с.
5. Кондратьев В.Н. *Химические процессы в газах [Текст]*/ В.Н. Кондратьев, Е.Е. Никитин. – М.: Наука, 1981. – 264 с.
6. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11 [Text] / Canons-burg: ANSYS, Inc., 2006 – 566 p.
7. Wilcox, D.C. *Turbulence Modelling for CFD [Text]: 2nd edition* / D.C. Wilcox. - DCW Industries, Inc. 1998. – 451 p.
8. Егорычев, В.С. *Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД [Текст]: учебное пособие* / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев. – Самара: Изд-во СГАУ, 2009. – 108 с.
9. Егорычев, В.С. *Расчёт и проектирование смесеобразования в камере ЖРД [Текст]: учебное пособие* / В.С. Егорычев. – Самара: Изд-во СГАУ, 2011.–100 с.
10. Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели: Основы проектирования [Текст]: учебник для вузов* / М.В. Добровольский. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.
11. Трусов Б.Г. *Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. – Алматы: Казак университеті, 2005. – С. 52 – 57.*
12. ГОСТ 21980-76. *Форсунки центробежные газовые с тангенциальным входом. Номенклатура основных параметров и методы расчета [Текст] – Введ. 1977-01-07. – М.: Издательство стандартов, 1976. – 22 с.*
13. Зубанов, В.М. *Влияние геометрии поводящих каналов на неравномерность подачи газообразных компонентов в ракетном двигателе малой тяги [Текст]*/ В.М. Зубанов// *Московская молодёжная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике – 2014». Сборник тезисов докладов. Москва, 22 – 24 апреля 2014 г. - М.: ООО «Принт – салон», 2014. – с. 109-110.*