

## МЕТОДИКА НЕСТАЦИОНАРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ КИСЛОРОД И ВОДОРОД

© 2016

- В. М. Зубанов** ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, [waskes91@gmail.com](mailto:waskes91@gmail.com)
- Л. С. Шаблий** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, [mlbp@yandex.ru](mailto:mlbp@yandex.ru)
- Д. В. Степанов** студент, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, [crey93@rambler.ru](mailto:crey93@rambler.ru)

Описана методика CFD-моделирования процессов горения в ракетном двигателе малой тяги, работающем на газообразных компонентах топлива: кислороде и водороде. Моделирование горения проводилось в нестационарной постановке с использованием программного обеспечения ANSYS CFX. Рассмотрены и описаны три известных механизма моделирования реакций горения кислорода и водорода. Отдельным результатом работы стал способ преобразования данных о свойствах газов, заданных через коэффициенты уравнения состояния Шомейта, в формат NASA-полиномов. Установлена возможность быстрого отыскания начального компонентного состава путём стационарного моделирования с использованием модели горения EDM. Описаны выявленные сложности применения модели горения FRC, связанные с большим разбросом исходных данных о скоростях химических реакций. Описан способ создания *Flamelet*-библиотеки встроенным в ANSYS CFX генератором CFX-RIF. Предложена методика моделирования нестационарных процессов горения в ракетном двигателе малой тяги на основе *Flamelet*-библиотеки. В ходе её апробации было выявлено циклическое движение поля температур в камере, напоминающее прецессию вихревого ядра потока. Предложенная методика может использоваться для изучения этого процесса и других нестационарных процессов в ракетных двигателях.

*CFD-моделирование; нестационарные процессы горения; ракетный двигатель малой тяги; прецессия вихревого ядра.*

---

**Цитирование:** Зубанов В.М., Шаблий Л.С., Степанов Д.В. Методика нестационарного моделирования процессов горения в ракетном двигателе малой тяги на газообразном топливе кислород и водород // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 64-74.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-64-74

Процесс горения в камере ракетного двигателя во многом определяет его рабочие параметры. Особый интерес для инженеров-исследователей ракетных двигателей представляет изучение нестационарных, в том числе быстропротекающих процессов горения, включая зажигание [1]. Например, большинство аварий двигателей происходит в момент запуска [2], а ракетные двигатели малой тяги (РДМТ) зачастую работают исключительно в импульсном режиме, когда параметры в камере являются неустановившимися в течение всего периода работы двигателя и способы исследования (как расчётные, так и экспериментальные) стационарных процессов оказываются неприменимы. Для исследования таких процессов может быть применён инструментарий CFD-моделирования, который, в общем случае, позволяет моделировать процессы горения в нестационарной постановке с формально любой степенью временной дискретизации [3; 4]. Целью данной работы является создание такого регламента использования CFD-инструментов, следуя которому инженер-исследователь сможет получать визуализацию нестационарного рабочего процесса любого ракетного двигателя, работающего на газообразных компонентах кислород и водород. Поскольку данная методика была раз-

работана на основе ранее опубликованной методики моделирования стационарного горения [5; 6], то далее при описании каждого из основных этапов построения CFD-модели будут указаны только её отличия от предыдущей.

**Задание основных параметров моделирования.** Процесс нестационарного моделирования в CFX-Pre задаётся выбором (в поле *Analysis Type*) типа анализа *Transient* (взамен *Steady State*). При этом необходимо задать шаг по времени (*TimeStep*) и общее время моделирования (*Total Time*).

Выбирать шаг по времени следует исходя из средней скорости движения потока по элементам сетки. С учётом высокой скорости течения в камере размер шага по времени обычно имеет порядок микросекунд. Например, при осевой скорости истечения потока из сопла  $V_z = 5 \cdot 10^3$  м/с, длине камеры  $L = 0,1$  м и при среднем числе ячеек по длине камеры  $N = 200$  актуальный порядок шага по времени  $\Delta t$  составит:

$$\Delta t = \frac{L / N}{V_z} = \frac{0,1 / 200}{5000} = 0,1 \text{ мкс} .$$

Следует отметить, что подобными расчётами может быть получен только ориентировочный порядок временного шага. Точное значение подбирается в ходе пробных расчётов путём оценки скорости развития нестационарных процессов в расчётной зоне при условии стабильности решения (более мелкие шаги по времени делают решение более стабильным).

Общее время моделирования выбирается таким образом, чтобы с небольшим запасом «охватить» время моделирования интересующего процесса. Обычно оно составляет 200...300 временных шагов.

**Создание сеточной модели** при расчёте нестационарных процессов принципиально не отличается от варианта стационарного моделирования [6], однако есть некоторые особенности. Например, если процесс зажигания моделируется заданием высокотемпературной границы на разрядной поверхности свечи, то эта граница должна быть представлена в сеточной модели (рис. 1).

Также желательно выбирать такой размер ячеек сетки, чтобы поток, двигаясь со своей скоростью, за один временной шаг  $\Delta t$  «перемещался» на расстояние, приблизительно равное расстоянию между соседними ячейками (при одинаковых размерах ячеек оно равно размеру самих ячеек). Таким образом, сетка должна иметь плавное изменение размеров ячеек (параметр *Expansion Ratio*, отражающий «скорость роста» ячеек, не должен превышать 10...50). Причём нужно соотносить скорость изменения размеров ячеек с изменением скорости потока в расчётной зоне.

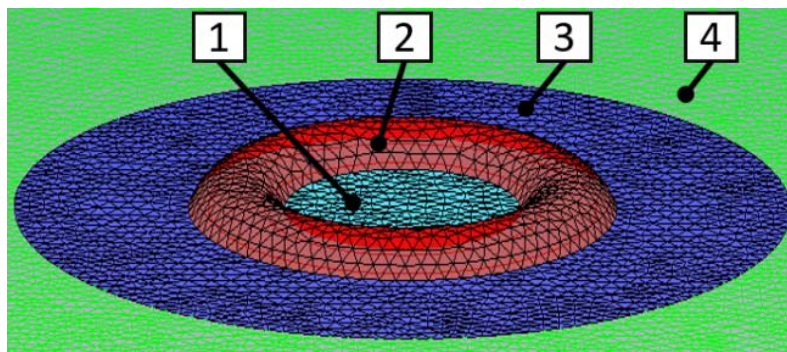


Рис. 1. Разрядная поверхность свечи поверхностного разряда в сеточной модели форкамеры:  
1 – центральный электрод; 2 – зона потока (*Subdomain*) в области появления искры;  
3 – боковой электрод; 4 – стенка форкамеры

**Граничные условия (ГУ)** в зависимости от условий моделируемого процесса могут задаваться постоянными (в этом случае их описание не отличается от [6]) или изменяющимися от времени по заданным зависимостям. Постоянные ГУ используются, например, при исследовании процесса воспламенения установившегося потока топлива. Однако реальный процесс зажигания многих РДМТ происходит при значительно изменяющихся по времени параметрах потока компонентов топлива, которые могут быть заданы в виде явных (*CEL*-выражения) или табличных (*User-Function*) зависимостей.

Инициация зажигания может быть смоделирована через задание подвода энергии (*Heat transfer*) или высокой температуры (*Temperature*) в зоне зажигания. Эта зона может быть условно смоделирована точкой (*Source Point*) или протяжённой областью расчётной зоны (*Subdomain*), имитирующей зону искрового разряда. Также условно может быть задан нагрев границы (*Wall*), являющейся поверхностью свечи зажигания.

**Задание свойств рабочего тела** производится, как и при расчёте стационарного горения, с помощью модели идеальной смеси переменного состава (*Ideal Variable Composition Mixture*) через свойства простых компонентов: исходных реагентов и продуктов реакции (как окончательных, так и промежуточных). Компонентный состав моделируемой смеси определяется конкретным набором учитываемых в расчёте реакций, который может включать несколько десятков. Самый полный набор реакций среди исследованных в данной работе включал 26 уравнений [7], описывающих прямые и обратные взаимодействия девяти компонентов: H, H<sub>2</sub>, O, O<sub>2</sub>, O<sub>3</sub>, NO<sub>2</sub>, OH, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O. Следует отметить, что из исходного набора компонентов [7] были исключены компоненты реакций с участием азота и аргона, поскольку они неактуальны для горения в чистом кислороде в РДМТ.

Параметры всех компонентов, кроме озона (O<sub>3</sub>), были взяты из библиотеки «*Gas Phase Combustion*» ANSYS CFX, в которой зависимости свойств газов от температуры уже представлены в необходимом виде – через коэффициенты  $a_1 \dots a_7$  NASA-полиномов [8]:

$$\frac{C_p}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4, \quad (1)$$

$$\frac{H}{R} = a_1 T + a_2 \frac{T^2}{2} + a_3 \frac{T^3}{3} + a_4 \frac{T^4}{4} + a_5 \frac{T^5}{5} + a_6, \quad (2)$$

$$\frac{S}{R} = a_1 \ln T + a_2 T + a_3 \frac{T^2}{2} + a_4 \frac{T^3}{3} + a_5 \frac{T^4}{4} + a_7, \quad (3)$$

где  $C_p$  – теплоёмкость [Дж/кг·К];  $H$  – энтальпия [Дж/кг],  $S$  – энтропия [Дж/кг·К];  $R$  – газовая постоянная компонента [Дж/кг·К];  $T$  – статическая температура [К];  $a_1 \dots a_7$  – коэффициенты полинома.

Свойства озона, отсутствующие в библиотеке ANSYS CFX, были взяты из открытой онлайн-базы данных веществ Национального института стандартов и технологии (США) [9; 10], где они были представлены коэффициентами  $A \dots G$  уравнения состояния Шомейта (*Shomate equation*):

$$C_p M = A + Bt + Ct^2 + Dt^3 + E/t^2, \quad (4)$$

$$\frac{H}{1000} M = At + B \frac{t^2}{2} + C \frac{t^3}{3} + D \frac{t^4}{4} - \frac{E}{t} + F, \quad (5)$$

$$S M = A \ln(t) + Bt + C \frac{t^2}{2} + D \frac{t^3}{3} - \frac{E}{2t^2} + G, \quad (6)$$

где  $M = 47,9982 \cdot 10^{-3}$  кг/моль – молярная масса озона;  $t = T / 1000$  – безразмерная температура в тысячах кельвинов.

Как видно из (1)...(6), преобразование коэффициентов уравнений Шомейта в NASA-формат с целью их последующего задания в ANSYS CFX невозможно выполнить в явном виде. Поэтому они были вычислены следующим способом: 5 коэффициентов NASA-полинома  $C_p$  ( $a_1...a_5$ ) были получены решением системы пяти уравнений, замкнутых на основании данных о параметрах озона, полученных по уравнениям Шомейта (табл. 1, 2). Коэффициенты  $a_6$  и  $a_7$  были получены решением (2) и (3) соответственно. Проведённая верификация показала, что полученные таким образом NASA-полиномы дают значения свойств озона, отличающиеся от исходных данных (уравнений Шомейта) не более, чем на 0,2% во всём диапазоне значений (рис. 2).

Таблица 1. Исходные коэффициенты уравнения Шомейта для свойств озона

Диапазон температур		A	B	C	D	E	F	G
$T_{min}, K$	$T_{max}, K$							
300	1200	21,66157	79,86001	-66,02603	19,58363	-0,079251	132,9407	243,6406
1200	6000	57,81409	0,730941	-0,039253	0,00261	-3,560367	115,7717	294,5607

Таблица 2. Вычисленные коэффициенты NASA-полиномов  $a_1...a_7$  для свойств озона

Диапазон температур		$a_1, -$	$a_2, K^{-1}$	$a_3, K^{-2}$	$a_4, K^{-3}$	$a_5, K^{-4}$	$a_6, K$	$a_7, -$
$T_{min}, K$	$T_{max}, K$							
300	1200	372,969	1,999565	$-1,949401 \cdot 10^{-3}$	$8,498051 \cdot 10^{-7}$	$-1,26766 \cdot 10^{-10}$	-167190,2	-2612,66
1200	6000	1021,46	0,186437	$-6,350789 \cdot 10^{-5}$	$1,025164 \cdot 10^{-8}$	$-6,11160 \cdot 10^{-13}$	-1305734	672041,1

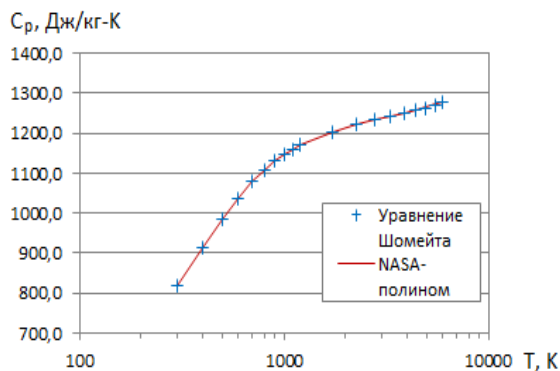


Рис. 2. Визуализация качества аппроксимации точек, заданных по уравнению Шомейта, вычисленными NASA-полиномами на примере удельной теплоёмкости

**Задание начальных условий** для нестационарного расчёта необходимо проводить более тщательно: в отличие от стационарного расчёта, где начальными условиями могут являться произвольные значения параметров в расчётной зоне, при нестационарном расчёте в качестве начальных условий задаются, как правило, результаты предварительного стационарного расчёта. При этом важно, чтобы набор компонентов реагирующей смеси предварительного стационарного расчёта соответствовал набору компонентов продолжающегося на основе его начальных условий нестационарного моделирования.

Для формирования начальных условий допустимо стационарное моделирование горения с использованием модели горения *Eddy Dissipation Model* (EDM), не учитывающей скорость химического превращения компонентов в явном виде [11]. Расчёты с этой моделью хорошо сходятся и дают приемлемую точность для задания начального поля распределения параметров. Тем не менее, модель EDM, как правило [6], завышает температуру потока (рис. 3).

Следует отметить, что вывод о хорошей сходимости модели EDM следует понимать только в сравнении с другими менее стабильными моделями, которые описаны ниже.

Так, например, полная модель EDM, учитывающая скорости реакций, вычисленных как по реагентам, так и по продуктам реакции (параметр  $B = 0,5$ , что является значением по умолчанию для ANSYS Fluent [13]), позволяет свести расчёт только при моделировании системы уравнений горения, состоящей не более чем из двух реакций. При большем количестве (в данном исследовании использовались системы, содержащие до 26 реакций) стабильного решения можно добиться, только отключив в модели EDM учёт скоростей, вычисленных по продуктам реакции (параметр  $B = -1$ , что является значением по умолчанию для ANSYS CFX [11]). Это, естественно, отрицательно сказывается на точности.

**Выбор модели горения и системы химических уравнений** является, как и в случае стационарного расчёта [6], довольно сложной задачей. Оценка применимости для моделирования нестационарных процессов в РДМТ разных моделей горения в сочетании с разными наборами реакций была основной задачей данного исследования. Для её решения были рассмотрены модель горения *Finite Rate Chemistry* (FRC) [11], которая отличается от модели EDM тем, что учитывает скорость протекания химических реакций, вычисленную по уравнению Аррениуса, и модель микроплазменного горения (модель горения во фронте пламени) *Flamelet* [11]. Модель горения EDM была сразу исключена из рассмотрения, поскольку её применение обосновано только для процессов горения, в которых скорость химических реакций сильно превалирует над скоростью их смешения (число Дамкёлера  $Da \gg 1$ ), чего нельзя гарантировать при горении в быстро движущемся потоке в камере РДМТ.

При моделировании нестационарных процессов, как и в случае стационарных процессов [6], горение может быть описано как одной брутто-реакцией, так и набором (системой) химических реакций разной степени подробности. Меньшее количество реакций позволяет получить более быстрое и стабильное решение ценой игнорирования промежуточных химических процессов; при этом обычно температура горения завышается, так как не учитываются потери от недожога промежуточных компонентов. Для моделирования переходных процессов горения, в том числе зажигания, необходимо рассматривать максимально разветвлённую схему реакций с наиболее подробным компонентным описанием, поскольку процесс воспламенения во многом определяется взаимодействием нестабильных быстроразлагающихся компонентов, присутствующих в реагирующей смеси в малых концентрациях. В работе были рассмотрены следующие сочетания «модель горения» – «набор реакций»:

- модель FRC с системой реакций [6], составленной из 24 уравнений, взятых из [12], с участием 8 компонентов;
- модель FRC с системой реакций [7], включающая 26 уравнений с участием 9 компонентов (с добавлением озона  $O_3$ );
- *Flamelet*-модель, использующая для описания схемы горения с участием 8 компонентов *Flamelet*-библиотеку.

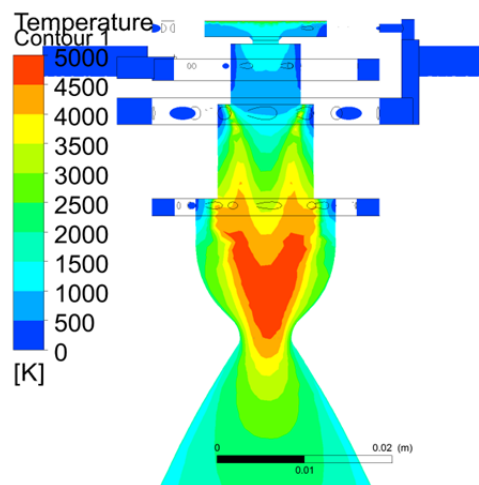


Рис. 3. Распределение статической температуры при использовании модели горения EDM с набором из 24 реакций [12]

Первые две системы представляют собой традиционное представление химических взаимодействий в виде химических уравнений, а третья представляет собой заданную в табличном виде информацию о концентрации продуктов сгорания при различных соотношениях топлива и окислителя во фронте пламени. *Flamelet*-библиотека формируется до начала расчёта с помощью генератора библиотек горения CFX-RIF [11] (рис. 4)

В данной работе был использован встроенный (*Built In*) алгоритм создания библиотеки на основе модели горения в воздухе водородного топлива (*Fuel Module – H2*) без учёта образования  $\text{NO}_x$  (*Kinetic Scheme – without NOx*). Замена воздуха на чистый кислород была выполнена изменением компонентного состава окислителя.

Попытки использования модели FRC не позволили получить решение ни с одной из исследуемых схем реакций. Расчёт с системой реакций [6] не удалось свести к сходимости, а расчёт с системой [7] сошелся, но моделируемое горение не было самоподдерживающимся: пламя быстро затухало в течение нескольких первых временных шагов (рис. 5).

Следует отметить, что, скорее всего, причиной были ошибки именно в схемах реакций, а не в самой модели горения FRC. Так, например, значения предэкспоненциальных множителей, главным образом определяющих скорости отдельных реакций, приведённые в справочнике [12] из разных источников, нередко отличались на несколько порядков. Скорее всего, использованные в расчёте осреднённые значения не позволили получить сбалансированную систему реакций. Что касается схемы реакций [7], то её параметры скоростей химических реакций были получены при горении синтез-газа в воздухе при невысоких давлениях и, возможно, не применимы при горении чистого водорода в чистом кислороде в условиях высоких давлений РДМТ. В рамках данного исследования не ставилась задача формирования пригодной для РДМТ схемы реакций и поэтому уточнения коэффициентов скоростей не проводилось. Таким образом, модель горения FRC, по-видимому, может быть применена в предлагаемой методике расчёта нестационарных процессов горения, но только в сочетании с уточнённой схемой горения.

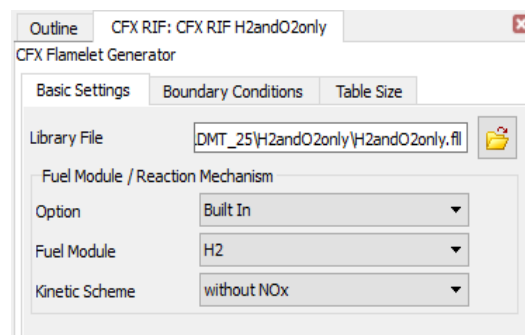


Рис. 4. Создание *Flamelet*-библиотеки с помощью инструмента CFX-RIF *Flamelet Generator*

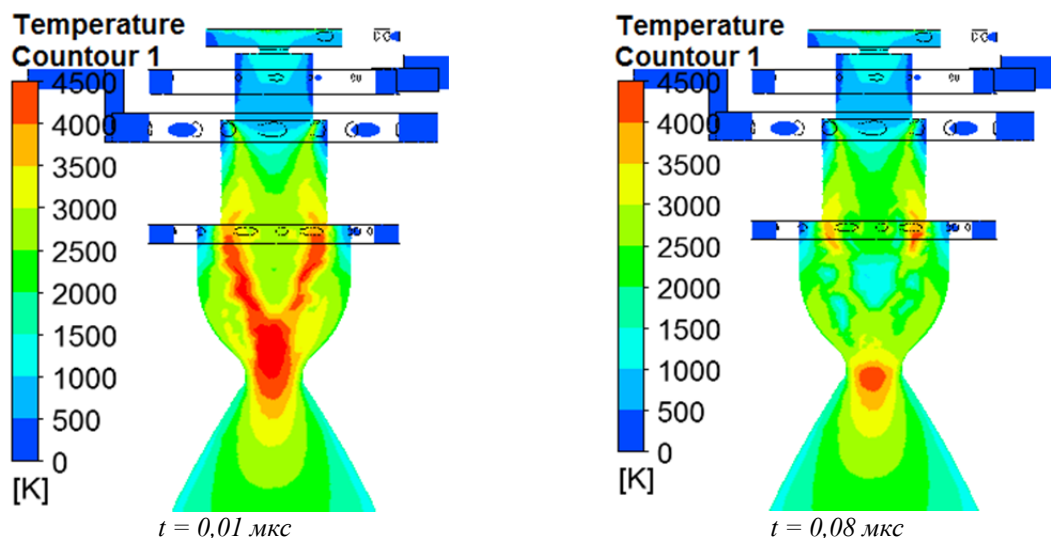


Рис. 5. Распределение статической температуры вдоль камеры РДМТ с использованием набора реакций для двух моментов времени: 0,01 и 0,08 мкс

Расчёт с использованием *Flamelet*-модели стабильно сходится и даёт адекватную картину (рис. 6): при нестационарном моделировании процесса установившегося горения фронт пламени немного колеблется относительно своего «среднего» положения, определённого при стационарном моделировании, а параметры потока (скорости, концентрации компонентов) практически не отличаются от значений, полученных при стационарном моделировании, за исключением серьёзного снижения температуры до значений, лишь немного превышающих максимальную температуру горения водорода в чистом кислороде (3100-3200 К).

Сравнение результатов стационарного (рис. 3) и нестационарного (рис. 6) моделирования показывает, что горение с *Flamelet*-моделью происходит на границах смешения горючего и окислителя не так быстро, что связано с конечной скоростью химических реакций, не учитываемой ранее в модели EDM.

Об этом свидетельствует и наличие некоторого количества непрореагировавших исходных компонентов топлива и промежуточных продуктов горения в критическом сечении.

Таким образом, *Flamelet*-модель горения, позволяющая получить стабильное и адекватное решение, может быть рекомендована для использования в качестве базовой модели при расчёте нестационарных процессов горения в РДМТ.

**Анализ результатов нестационарного моделирования** существенно отличается от стационарного в части хранения и визуализации множества картин моделируемого процесса. Поскольку по умолчанию на каждом шаге по времени сохраняются параметры потока для всей расчётной зоны, то для хранения результатов обычно требуется большой объём дискового пространства. Для его уменьшения можно настроить (на вкладке *Output Control* в блоке *Trn Results*) сохранение не всех, а только нужных для анализа параметров, а также сохранять их не на каждом временном шаге, а через заданный интервал (обычно 3...5 шагов). В остальном визуализация результатов нестационарных расчётов в CFD-Post осуществляется аналогично стационарному расчёту за исключением того, что все картины параметров оцениваются отдельно для каждого временного шага, выбираемого с помощью инструмента *Timestep Selector*. Также с помощью инструмента *Animations* путём ритмичного отображения картин для разных временных шагов может быть создана анимация изменения параметров (рис. 7).

На рис. 7 видно, что в поперечном сечении камеры, сделанном на сужающемся докритическом участке, существует периодически вращающаяся окружная неравномерность пламени, напоминающая прецессирующее вихревое ядро потока. Рис. 7 приведён как иллюстрация того, что использование нестационарного моделирования даёт гораздо больше возможностей для исследования внутрикамерных рабочих процессов. Например, на основании полученных результатов может быть вычислена частота и амплитуда прецессии вихря. Применение описанной методики должно сопровождаться её валидацией в условиях конкретного применения, как, например, в [14].

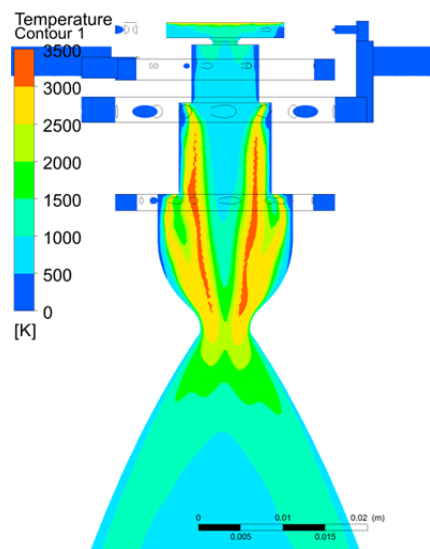


Рис. 6. Распределение статической температуры вдоль камеры РДМТ с использованием *Flamelet*-модели горения

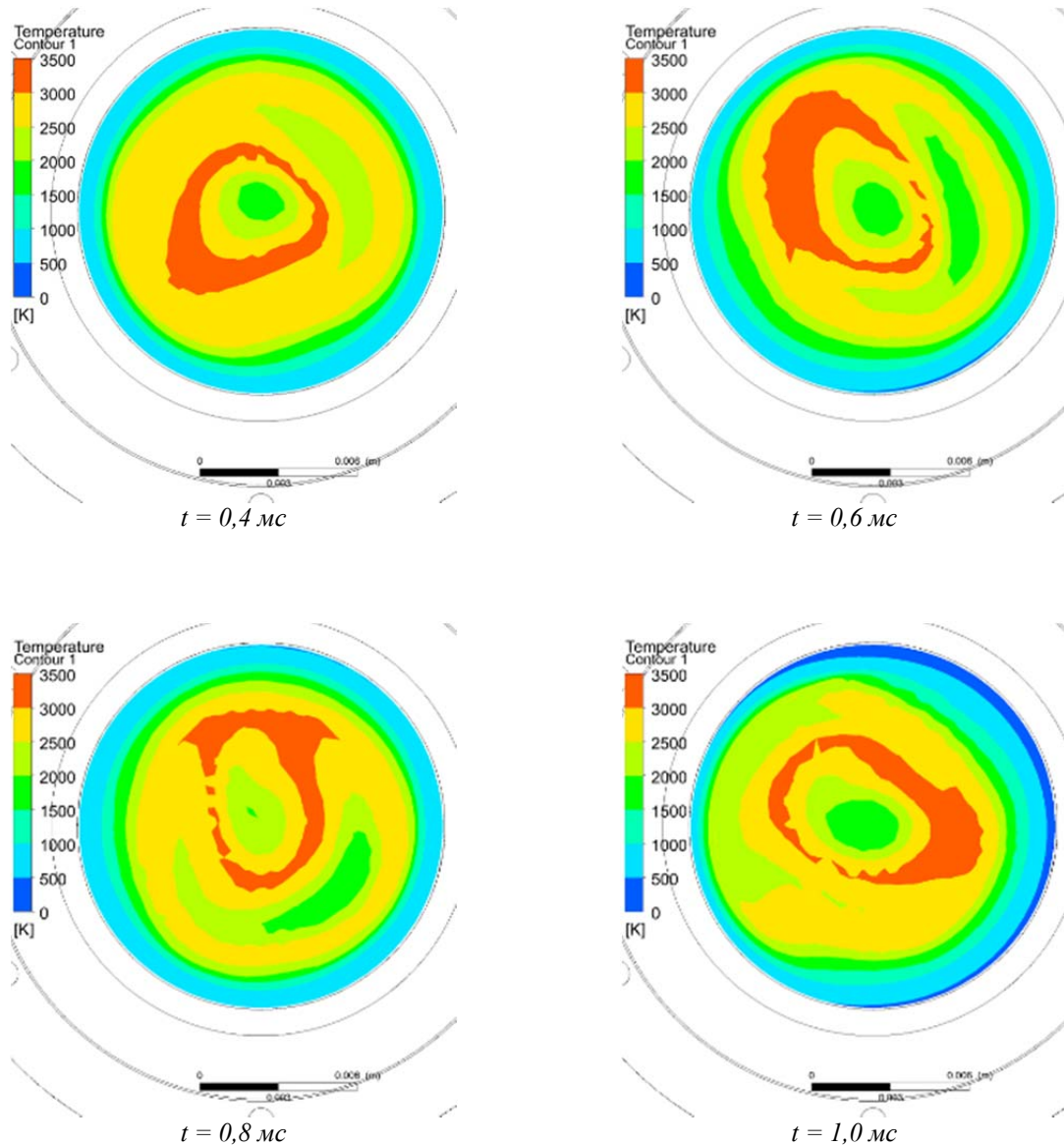


Рис. 7. Распределение статической температуры в цилиндрическом сечении РДМТ с шагом 0,2 мс

### Заключение

Создана методика нестационарного моделирования процессов горения в ракетном двигателе малой тяги на газообразном топливе кислород и водород. Исследованы несколько моделей горения и механизмов химической кинетики горения кислорода и водорода. Установлено, что из рассмотренных механизмов моделирования горения только *Flamelet*-модель позволяет стабильно получать адекватные результаты. Использование модели горения FRC затруднено большим разбросом исходных данных о константах скоростей известных наборов элементарных химических реакций. Модель горения EDM, несмотря на завышение температуры горения, может использоваться для получения начальных условий. Признанная качественно-адекватной модель горения на основе *Flamelet*-библиотек может быть использована в дальнейшем для исследования неустойчивостей процессов горения, а также переходных процессов, включая зажигание.



Отдельным результатом исследования является методика преобразования данных о свойствах газов из формы коэффициентов уравнения Шомейта в коэффициенты NASA-полиномов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках базовой части государственного задания и Совета по грантам Президента РФ в рамках стипендиального обеспечения СП-3790.2015.1.

### **Библиографический список**

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учеб. для вузов. М.: Московский государственный технический университет, 2005. 488 с.
2. Чванов В.К., Кашкаров А.М., Ромасенко Е.Н., Толстиков Л.А. Турбонасосные агрегаты ЖРД НПО «Энергомаш» // Конверсия в машиностроении. 2006. № 1. С. 15-21.
3. Kozlov V.E., Chechet I.V., Matveev S.G., Titova N.S., Starik A.M. Modeling study of combustion and pollutant formation in HCCI engine operating on hydrogen rich fuel blends // International Journal of Hydrogen Energy. 2015. V. 41, Iss. 5. P. 3689-3700. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2015.12.078
4. Biryuk V., Kayukov S., Zvyagintsev V., Lysenko U. Ways of speed increase for internal combustion engine fuel injectors // Research Journal of Applied Sciences. 2014. V. 9, Iss. 11. P. 721-724. DOI: 10.3923/rjasci.2014.721.724
5. Егорычев В.С., Шаблий Л.С., Зубанов В.М. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие. Самара: Самарский университет, 2016. 136 с.
6. Zubanov V., Egorychev V., Shabliy L. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling // Procedia Engineering. 2015. V. 104. P. 29-35. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.04.093
7. Gerasimov G.Ya., Shatalov O.P. Kinetic mechanism of combustion of hydrogen-oxygen mixtures // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2013. V. 86, Iss. 5. P. 987-995. DOI: 10.1007/s10891-013-0919-7
8. Matveev S.S., Zubrilin I.A., Orlov M.Y., Matveev S.G. Numerical investigation of the influence of flow parameters nonuniformity at the diffuser inlet on characteristics of the GTE annular combustion chamber // ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. 2015. V. 4A. DOI: 10.1115/gt2015-42676
9. NIST Chemistry WebBook. <http://webbook.nist.gov/chemistry/>
10. Chase M.W. NIST-JANAF Thermochemical Tables. New York: American Chemical Society and the American Institute of Physics for the National Institute of Standards and Technology, 1998. 1961 p.
11. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011.
12. Гардинер У. Химия горения. М.: Мир, 1988. 351 с.
13. ANSYS FLUENT User's Guide, 2011.
14. Zubanov V.M., Shabliy L.S., Krivcov A.V. Rational technique for multistage centrifugal pump CFD-modeling // ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. 2015. V. 2B. DOI: 10.1115/gt2015-42070

## METHOD OF TRANSIENT SIMULATION OF COMBUSTION PROCESSES IN A LOW-THRUST ROCKET ENGINE OPERATING ON GASEOUS HYDROGEN AND OXYGEN

© 2016

- V. M. Zubanov** Assistant Lecturer of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, [waskes91@gmail.com](mailto:waskes91@gmail.com)
- L. S. Shabliy** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, [mlbp@yandex.ru](mailto:mlbp@yandex.ru)
- D. V. Stepanov** undergraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, [crev93@rambler.ru](mailto:crev93@rambler.ru)

The article describes a method of simulating combustion processes in a low-thrust rocket engine. The engine operates on gaseous propellants: oxygen and hydrogen. Transient simulation was performed using ANSYS CFX software. Three well-known mechanisms of oxygen and hydrogen combustion reactions for the stationary mode are considered and described in detail. A method of converting data on gas properties specified by coefficients of state equations into the NASA format was developed as one of the results of research. It was found that the initial component composition can be obtained fast by stationary simulation using an EDM combustion model. The difficulties connected with the application of the FRC combustion model, associated with a large scatter of reference data are revealed and described. A way of generation of a Flamelet-library with an ANSYS CFX – integrated CFX-RIF generator is described. A method of simulation of transient combustion processes in a low-thrust rocket engine based on the Flamelet-library is proposed. Cyclical motion of the temperature field in the chamber resembling the precession of a vortex flow core was detected in the course of testing the method. The proposed method can be used to study this process and other transient processes in rocket engines.

*CFD-simulation; transient combustion processes; low-thrust rocket engine; vortex core precession.*

---

*Citation:* Zubanov V.M., Shabliy L.S., Stepanov D.V. Method of transient simulation of combustion processes in a low-thrust rocket engine operating on gaseous hydrogen and oxygen. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 64-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-64-74

---

### References

1. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya: ucheb. dlya vuzov* [Liquid-propellant rocket engines. Fundamentals of design]. Moscow: Moscow State Technical University Publ., 2005. 488 p.
2. Chvanov V.K., Kashkarov A.M., Romasenko E.N., Tolstikov L.A. Turbo-driven pump sets of liquid-propellant rocket engines at NPO «Energomash». *Conversion in Machine Building of Russia*. 2006. No. 1. P. 15-21. (In Russ.)
3. Kozlov V.E., Chechet I.V., Matveev S.G., Titova N.S., Starik A.M. Modeling study of combustion and pollutant formation in HCCI engine operating on hydrogen rich fuel blends. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2015. V. 41, Iss. 5. P. 3689-3700. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2015.12.078
4. Biryuk V., Kayukov S., Zvyagintsev V., Lysenko U. Ways of speed increase for internal combustion engine fuel injectors. *Research Journal of Applied Sciences*. 2014. V. 9, Iss. 11. P. 721-724. DOI: 10.3923/rjasci.2014.721.724
5. Egorychev V.S., Shabliy L.S., Zubanov V.M. *Modelirovanie vnutrikamernogo rabocheho processa RDMT na gazoobraznyh kislorode i vodorode v ANSYS CFX* [Modeling the intrachamber work process in a low-thrust rocket engine operating on gaseous oxygen and hydrogen in ANSYS CFX]. Samara: Samara National Research University Publ., 2016. 140 p.

6. Zubanov V., Egorychev V., Shabliy L. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling. *Procedia Engineering*. 2015. V. 104. P. 29-35.

DOI: 10.1016/j.proeng.2015.04.093

7. Gerasimov G.Ya., Shatalov O.P. Kinetic mechanism of combustion of hydrogen-oxygen mixtures. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2013. V. 86, Iss. 5. P. 987-995. DOI: 10.1007/s10891-013-0919-7

8. Matveev S.S., Zubrilin I.A., Orlov M.Y., Matveev S.G. Numerical investigation of the influence of flow parameters nonuniformity at the diffuser inlet on characteristics of the GTE annular combustion chamber. *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition*. 2015. V. 4A. P. 1-7. DOI: 10.1115/gt2015-42676

9. NIST Chemistry WebBook. Available at: <http://webbook.nist.gov/chemistry/>

10. Chase M.W. NIST-JANAF Thermochemical Tables. New York: American Chemical Society and the American Institute of Physics for the National Institute of Standards and Technology, 1998. 1961 p.

11. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011.

12. Gardiner W.C. Combustion Chemistry. Springer-Verlag New York, 1984. 351 p.

13. ANSYS FLUENT User's Guide, 2011.

14. Zubanov V.M., Shabliy L.S., Krivcov A.V. Rational technique for multistage centrifugal pump CFD-modeling. *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition*. 2015. V. 2B. DOI: 10.1115/gt2015-42070