

результаты фрактодиагностики (диагностики разрушения) конических зубчатых колёс 1) центрального привода авиадвигателя и 2) редуктора вертолёта.

Установлено, что обрыв фрагментов ЗК центрального привода авиадвигателя произошел вследствие развития усталостных трещин при интенсивных резонансных колебаниях колёс по форме с тремя узловыми диаметрами. Причиной, снизившей сопротивление усталости ЗК, явилась низкая поверхностная твёрдость межзубцовых впадин. На основании этих результатов разработаны мероприятия по уменьшению уровня резонансных вибронпряжений в ЗК (спроектировано, изготовлено и испытано демпфирующее устройство) и обеспечению необходимой поверхностной твёрдости межзубцовых впадин (в конструкторскую документацию включен контроль микро-твёрдости в межзубцовых впадинах по

установленному в процессе исследований критерию).

На основе микрофрактографической реконструкции кинетики разрушения зуба ЗК редуктора вертолёта установлено, что причиной разрушения явилась усталостная трещина, которая зародилась на рабочей поверхности зуба от абразивных царапин. Как показали данные микрорентгено-спектрального анализа, царапины образовались вследствие попадания между зубьями твёрдых инородных частиц (корунда и кварца).

Результаты работы свидетельствуют об эффективности комплексного междисциплинарного подхода к фрактодиагностике зубчатых колёс, позволяющего определять причины разрушения и растрескивания и разрабатывать мероприятия по их устранению.

УДК 621.454.2

## **МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ ЗАЖИГАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ГАЗООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ КИСЛОРОД И ВОДОРОД**

©2016 В.М. Зубанов, Д.В. Степанов, Л.С. Шаблий

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

### **TRANSIENT IGNITION PROCESSES SIMULATION OF THE ROCKET ENGINE OPERATING ON GASEOUS HYDROGEN AND OXYGEN**

Zubanov V.M., Stepanov D.V., Shabliy L.S. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

*Has been described method to simulate the transient ignition processes in the rocket engine operating on gaseous hydrogen and oxygen. Have been considered features of the method and its relevance to tasks with transient ignition simulation. Has been given the description of used software tools. Has been described the chemical reaction system. Has been given the way of estimating the chemical reaction system from the physical process point of view.*

Процесс горения в камере любого ракетного двигателя (РД) является предметом пристального внимания исследователей-ракетчиков, поскольку он во многом определяет основные рабочие параметры двигателя. Расчётное предсказание характера и параметров процесса горения в камере РД позволяет выявить возможные ошибки проектирования ещё до воплощения изделия в металле, а также найти пути улучшения существующих двигателей с гораздо меньшими, по сравнению с экспериментальным изучением, затратами.

Процесс горения в химическом РД

принято рассматривать как совокупность 4-5 этапов [1]. В зависимости от вида топлива (однокомпонентное, двухкомпонентное, газобразное, жидкое, твёрдое) процессу непосредственно горения нередко предшествуют процессы распыла, газификации, смесеобразования. Данные внутрикамерные процессы сильно зависят от типа топлива и конструкции двигателя (например, полное или частичное испарение компонентов в газогенераторе). В открытой литературе существует некоторое количество специализированных методик расчёта этих процессов [2 - 5], а рассматривать универсальную

методику не имеет практического смысла. Что же касается процесса горения в газовой фазе, то он имеет место в камере всех без исключения химических РД, поэтому универсальная методика расчёта данного процесса является актуальной. Однако методика расчёта внутрикамерного горения, ранее разработанная авторами [1, 6], позволяла моделировать только процесс установившегося горения, без учёта нестационарных явлений. Однако, в работе любых РД (особенно малоразмерных) нестационарные процессы имеют большое значение: большинство аварий двигателей происходит в момент запуска [7], а малоразмерные двигатели обычно работают в импульсном режиме, когда в течение всего времени работы двигателя параметры в камере являются неустановившимися.

В данной работе представлена попытка создания методики моделирования нестационарных процессов горения, включая зажигания. В качестве объекта исследования был взят ракетный двигатель малой тяги на газообразных компонентах топлива: кислород и водород.

Методика нестационарного расчёта процесса зажигания создавалась на базе вышеупомянутой методики расчёта процесса горения в РД в ANSYS CFX [1]. Далее для удобства будут приведены только отличия новой методики. В основном они касаются постановки моделирования в CFX-Pre, в то время как процедуры создания геометрических, сеточных моделей, а также анализа результатов изменяются незначительно.

Нестационарный процесс в CFX-Pre задаётся выбором типа анализа (*Analysis Type*) *Transient* вместо *Steady State* [8]. При этом необходимо задать время моделирования нестационарного процесса, начальное время и шаг по времени.

Выбирать шаг по времени для установившегося процесса течения следует, исходя из скорости движения потока по элементам сетки. Желательно, чтобы за временной шаг поток, двигаясь со своей средней скоростью «перемещался» на расстояние, меньшее или равное расстоянию между соседними ячейками (при близких размерах ячеек оно равно размеру самих ячеек). Этот момент также важно учитывать при сеткогенерации: сетка должна иметь плавное изменение размеров ячеек (его отражает параметр *Expansion Ratio*), причём с учётом не только

кривизны геометрии каналов, но и скорости движения потока в них.

При моделировании нестационарных процессов, как и в случае со стационарными, формально можно использовать как брутто-формулу процесса горения, так и систему химических реакций. Однако, поскольку процесс инициации горения происходит во многом за счёт нестабильных быстроразлагающихся компонентов, предпочтительным является всё же использование подробной системы реакций. В рассматриваемом случае была выбрана система реакций «кислород-водород», состоящая из 26 уравнений, описывающих прямые и обратные взаимодействия девяти компонентов ( $H$ ,  $H_2$ ,  $O$ ,  $O_2$ ,  $O_3$ ,  $HO_2$ ,  $OH$ ,  $H_2O_2$ ,  $H_2O$ ) с учётом их взаимного каталитического воздействия [9]. Свойства всех компонентов, кроме озона ( $O_3$ ) были взяты из библиотеки «*Gas Phase Combustion*» ANSYS CFX, в которой теплоёмкость, энтальпия и энтропия образования газов задана в зависимости от температуры в виде NASA-полиномов. Свойства озона были взяты из открытой онлайн базы данных веществ Национального института стандартов и технологии (США) [10], в которой они приводятся в виде коэффициентов уравнения состояния Шомейта (*Shomate equation*). Для загрузки в ANSYS CFX было выполнено преобразование в NASA-формат.

Процесс инициации зажигания может быть смоделирован путём задания подвода энергии или прямого задания высокой температуры в точке (*Source Point*), в выделенной зоне (*Subdomain*) или на поверхности (*Wall*) в области свечи зажигания. На первом этапе можно рассматривать процесс зажигания без моделирования переменных граничных условий, на основе поля параметров, полученного путём расчёта установившегося течения смешивающихся невоспламеняющихся по времени параметров зажигания (энергии или температуры) требуется создать соответствующие CEL-выражения.

Хранение результатов моделирования нестационарных процессов обычно требует значительный объём жёсткого диска, поскольку по умолчанию на каждом шаге по времени сохраняются параметры потока для всей расчётной зоны. Для уменьшения объёма расчётных данных можно выбрать для сохранения только нужные поля в *Output*

*Control* на вкладке *Trn Results* (рис. 1), и сохранять результаты не на каждом шаге, а через заданный интервал.

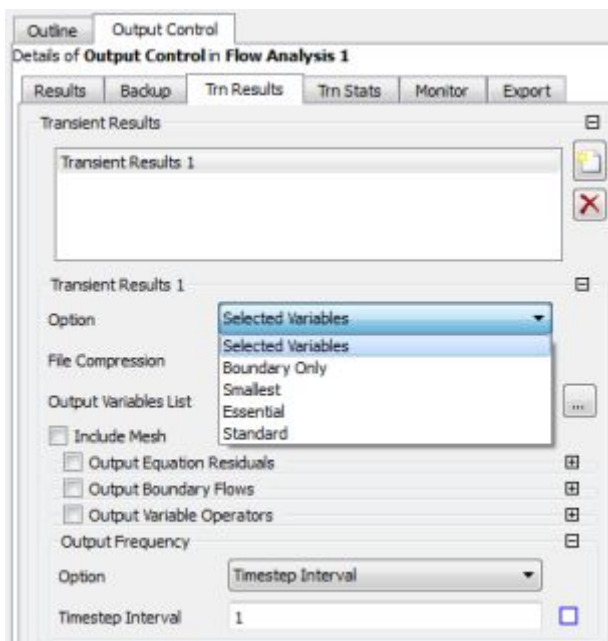


Рис. 1. Выбор полей параметров для сохранения

Анализ результатов осуществляется, как и в случае стационарного расчёта в CFD-Post, но распределение параметров нужно смотреть по шагам расчёта с помощью инструмента *Timestep Selector*. Например, в случае неправильно настроенного механизма реакций горения происходит затухание пламени, что можно увидеть при сравнении распределения температур в продольном сечении, взятых для двух моментов времени (рис. 2).

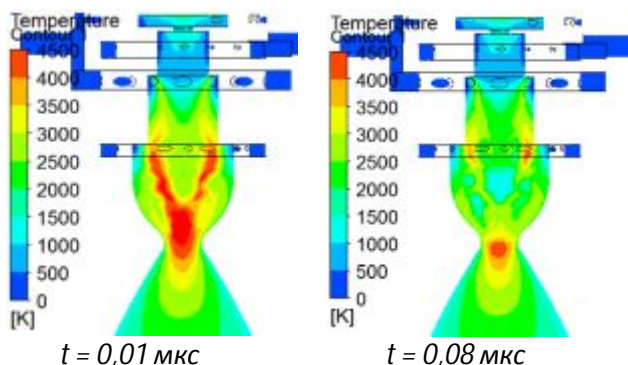


Рис. 2. Распределение статической температуры вдоль камеры РДМТ для двух моментов времени

Таким образом, авторами предложен набор инструментов и последовательность их применения, представляющая собой методику, с помощью которой можно проводить моделирование нестационарных

процессов горения (в том числе зажигания) в камере РД.

#### Библиографический список

1. 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: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2016. 140 с.

2. Первышин А.Н., Буланова Е.А. Ракетные двигатели малой тяги [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / Минобрнауки России, Самар. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

3. Егорычев В.С. Расчёт и проектирование смесеобразования в жидкостном ракетном двигателе: учеб. пособие. – Самара, Изд-во СГАУ, 2011. 100с.

4. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. [и др.] Основы теории и расчёт жидкостных ракетных двигателей: Учеб. для авиац. спец. вузов: В 2 кн. / Под ред. В.М. Кудрявцева. 4-е изд., перераб. и доп. - М.: Высш. шк., 1993.

5. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учеб. для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. / Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.

6. Vasily Zubanov, Vitaliy Egorychev, Leonid Shabliy. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling, Procedia Engineering, PROENG17206, Volume 104, 2015. P. 29–35.

7. Иванов В.К., Кашкаров А.М., Романенко Е.Н., Толстикова Л.А., 2006, “Турбонасосные агрегаты ЖРД НПО Энергомаш”, Конверсия в машиностроении, Т. 1. С. 15-21.

8. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011, ANSYS Inc.

9. Gerasimov G.Ya., Shatalov O.P. Kinetic mechanism of combustion of hydrogen-oxygen mixtures, Journal of Engineering Physics and Thermophysics, Vol. 86, No. 5, September, 2013.

10. NIST Chemistry WebBook <http://webbook.nist.gov/chemistry/> National Institute of Standards and Technology.