

К.В. ТЮЛЬКОВ,
Е.А. СТРОКАЧ,
канд. техн. наук,
И.Н. БОРОВИК,
канд. техн. наук,
С.С. БЛЯХАРСКИЙ
(МАИ, Москва),
А. СТЕРНИН
(Мюнхенский техн. ун-т,
Мюнхен, Германия)
 borovikin@mai.ru

Исследования влияния турбулентных чисел Шмидта на численное моделирование рабочих процессов в камерах сгорания тепловых двигателей

Проведено исследование влияния коэффициента диффузии в уравнении переноса массовых долей компонентов смеси. Применено решение осредненных по Фавру уравнений течения химически реагирующей смеси компонентов топлива и продуктов сгорания. Приведены результаты моделирования, согласующиеся с экспериментом.

Камера сгорания, турбулентное горение, кислород, метан, турбулентное число Шмидта, численное моделирование, пристеночная функция

В настоящее время проведено много исследований численного моделирования процессов горения и теплообмена в камерах сгорания тепловых двигателей. Рассматриваются различные варианты настроек моделей, описывающих горение в турбулентном потоке с целью получить универсальный метод для различных камер сгорания тепловых двигателей. Разработанные в настоящее время методы численного моделирования позволяют прогнозировать устойчивость горения, тепловое состояние узлов и отдельных деталей и, соответственно, обеспечить прочность и долговечность конструкции. Основой моделирования рабочего процесса в тепловых двигателях является способность описывать физические процессы турбулентного течения, смешения, теплообмена, в том числе теплообмена излучением, химического превращения реагирующих компонентов и продуктов сгорания.

Требования к инструменту моделирования – установление возможных характеристик течения и полей распределения физических величин с достаточной точностью, без значительных вычислительных затрат. Следовательно, математическая модель должна удовлетворять этим требованиям, и должны быть выбраны наиболее подходящие методики для моделирования физических явлений [1–5]. В камере сгорания теплового двигателя процесс горения топлива зависит от качества смешения его компонентов, в связи с чем изучаются константы уравнений моделей турбулентности, энергии и теплообмена [4, 6]. В Мюнхенском техническом университете (Германия) проведено много экспериментальных исследований процессов в камерах сгорания тепловых двигателей [7–11].

В данной статье численно исследуется влияние величины турбулентной диффузии на результаты моделирования рабочего процесса в камере сгорания теплового двигателя. В качестве тестовой задачи был выбран один из экспериментов [9–11].

Главной особенностью камеры сгорания экспериментальной установки Мюнхенского технического университета (Германия) являются четыре охлаждаемых водой сегмента на цилиндрической части и один на сопле, позволяющих определять тепловой поток, направленный в стенку. Общая длина камеры сгорания составляет 381 мм, что обеспечивает практически полное сгорание топлива.

Экспериментальная камера сгорания показана на рис. 1.

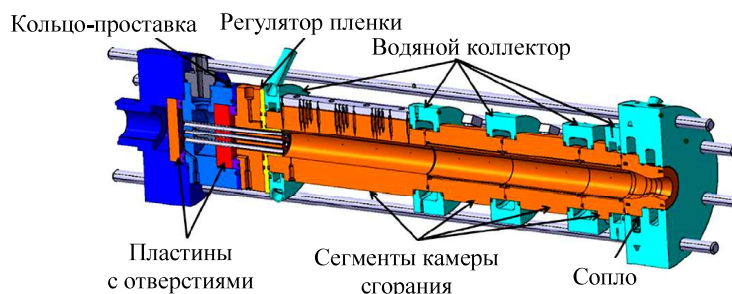


Рис. 1

Среднее давление в камере сгорания во время проведения эксперимента составляло 1,83 МПа. Коэффициент соотношения компонентов топлива – 2,65; массовый расход газообразного метана – 0,08 кг/с; массовый расход газообразного кислорода – 0,211 кг/с. В процессе смешения компонентов используется семь коаксиальных форсунок, в которые по внешнему контуру подается метан, а по

внутреннему – кислород [10, 11]. Вращения газа внутри форсунок не происходит, а длина форсунок позволяет сделать равномерным профиль скорости внутри форсунок. Экспериментальные данные включают тепловой поток для каждого сегмента, среднее давление в камере, распределение давления по длине камеры, температуру стенки и расходы газообразных метана и кислорода. Данный эксперимент широко используется при работе над совершенствованием численного моделирования внутри-камерных процессов [12, 13].

В процессе исследования использовался подход решения трехмерных дифференциальных уравнений течения Навье – Стокса в стационарной постановке с осреднением по Фавру. Расчеты проведены на сопряженном решателе с алгебраическим многосеточным ускорителем в программном комплексе ANSYS CFX.

В качестве расчетной области выбран сектор из одной шестой части камеры сгорания, который включает одну (из шести) периферийную и одну шестую часть центральной форсунки. Трубка форсунки включена в расчетную область для правильного учета профиля скорости на входе. Использованы симметричные граничные условия по 30° в окружном направлении в каждую сторону от радиального направления к центру периферийной форсунки (рис. 2). Такой симметричный подход широко используется в исследованиях камер сгорания тепловых двигателей в других работах [12, 13].

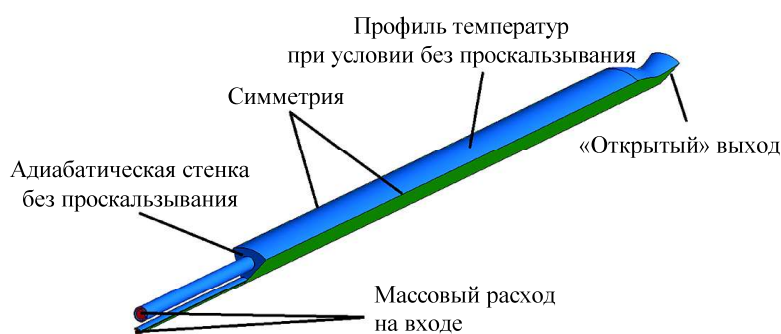


Рис. 2

В качестве входных граничных условий для окислителя, горючего и выходного, неотражающего граничного условия «открытая граница» были заданы измеренные в эксперименте массовый расход и давление. На стенке камеры сгорания был установлен профиль температур из эксперимента (рис. 3) и граничное условие нулевой скорости. Остальные стенки моделировались как адиабатические с условием нулевой скорости на поверхности. Температура сопловой части была назначена, как в крайней точке профиля температур цилиндрической части.

В качестве сеточной модели была выбрана гексагональная сетка размером 1,9 млн ячеек. Размер был выбран после исследования независимости результатов моделирования от количества ячеек в сетке на основе критериев среднего давления и суммарного теплового потока, направленного в стенку.

В большинстве исследований теплового потока, направленного в стенку, с помощью численного моделирования рабочих процессов в камере сгорания применяют разрешение сетки со значением y^+ в ближайшей ячейке у стенки, равным единице [12–16]. В некоторые исследования используются специальные пристеночные функции, но это в основном сопряжено с моделированием турбулентности LES-моделью [15–23]. В данном исследовании дополнительно исследовался вопрос применимости подхода пристеночных функций при моделировании течения осредненными по Фавру уравнениями Навье – Стокса для оценки распределения давления по длине камеры и теплового потока, направленного в стенку. С учетом этого было выбрано значение y^+ больше единицы для ближайшей ячейки у стенки.

На рис. 4 показаны некоторые детали сеточного разбиения.

Как уже отмечалось, в данном исследовании применяется подход решения системы уравнений Навье – Стокса, осредненных по Фавру с учетом химических превращений, происходящих при горении метана в кислороде. Одним из уравнений в системе является уравнение сохранения массовой доли, при решении которого вычисляется локальная массовая доля каждого компонента решением уравнения конвекции – диффузии для каждого i -го компонента. В общем виде данное уравнение имеет следующий вид:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla(\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \vec{J}_i + R_i + S_i, \quad (1)$$

где Y_i – массовая доля компонента i ; \bar{J}_i – диффузионный поток компонента i (по тепловому градиенту и градиенту концентрации i); R_i – результирующая скорость производства компонента i в химической реакции; S_i – скорость образования компонента i добавлением из дисперсной фазы и из других источников.

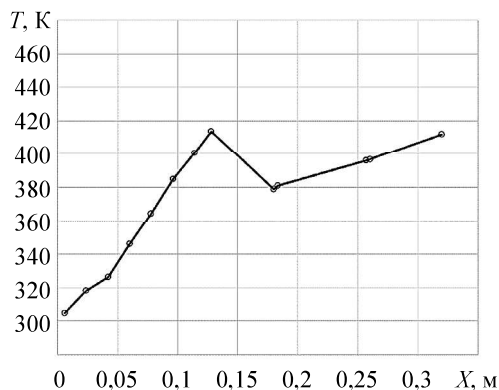


Рис. 3

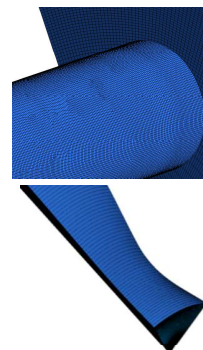


Рис. 4

В турбулентном течении диффузионный поток \bar{J}_i вычисляется следующим образом:

$$\bar{J}_i = -\left(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}\right) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T}, \quad (2)$$

где Sc_t – турбулентное число Шмидта; μ_t – турбулентная вязкость; $D_{i,m}$ – коэффициент массовой диффузии для компонента i ; $D_{T,i}$ – коэффициент тепловой диффузии. Турбулентная диффузия значительно превосходит ламинарную диффузию, и детальное определение ламинарной диффузии в турбулентном течении обычно не нужно.

Эффективное число Шмидта для турбулентного течения (3):

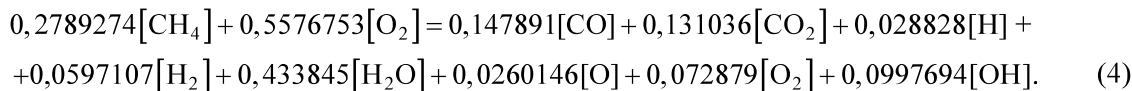
$$Sc_t = \frac{\mu_t}{\rho D_t}, \quad (3)$$

где D_t – коэффициент эффективной массовой диффузии вследствие влияния турбулентности. По умолчанию $Sc_t = 0,9$ ввиду допущения о равенстве турбулентного числа Льюиса единице. Оценка влияния турбулентного числа Шмидта на результаты численного моделирования процессов в камере сгорания была произведена для значений 0,3; 0,6; 0,9.

Модель горения, использованная в данном численном исследовании, – это усовершенствованный диссипативно-вихревой подход (EDM), который применяется в расчетах рабочего процесса в камере сгорания ракетных двигателей [24–26]. Горение происходит по глобальной реакции метана и кислорода, которая включает продукты сгорания CO_2 , H_2O , OH , CO , H , H_2 , O .

Процедура получения уравнения глобальной реакции выглядит следующим образом. На первом этапе проводится термодинамический расчет равновесного состава продуктов сгорания метана в кислороде при стехиометрическом соотношении компонентов топлива [26]. На втором этапе берутся химические компоненты с наибольшей мольной долей, и мольные доли используются в качестве исходных стехиометрических коэффициентов для глобальной реакции. На третьем этапе левые коэффициенты (при метане и кислороде) рассчитываются в соответствии с законом сохранения количества вещества. Благодаря только одной глобальной реакции расчет проводится быстро и относительно устойчиво, но при этом все еще учитывается высокотемпературная диссоциация и образование большинства участвующих химических реагентов. Применение данного подхода обеспечивает автоматическое ограничение максимальной температуры пламени термодинамической температурой равновесного состава продуктов сго-

рания метана и кислорода при стехиометрическом соотношении компонентов топлива. Окончательная глобальная реакция представлена в следующем виде:



В представленной работе для описания влияния турбулентного вихреобразования на структуру потока на малых и крупных пространственных масштабах была применена модель переноса сдвиговых напряжений Ментера (SST-модель) во всей расчетной области исследуемой камеры сгорания. SST-модель турбулентности позволяет корректно учитывать явления турбулентного переноса даже на очень малых масштабах, например в пристеночной области при достаточно высоких числах Рейнольдса (порядка 10^5 и более).

Приведем результаты численного исследования внутрикамерных процессов при разных турбулентных числах Шмидта с моделью горения EDM и моделью турбулентности SST. Модель теплообмена излучением не использовалась.

Поля температур при $Sc_t = 0,3$ приведены на рис. 5, а, при $Sc_t = 0,6$ – на рис. 5, б, при $Sc_t = 0,9$ – на рис. 5, в.

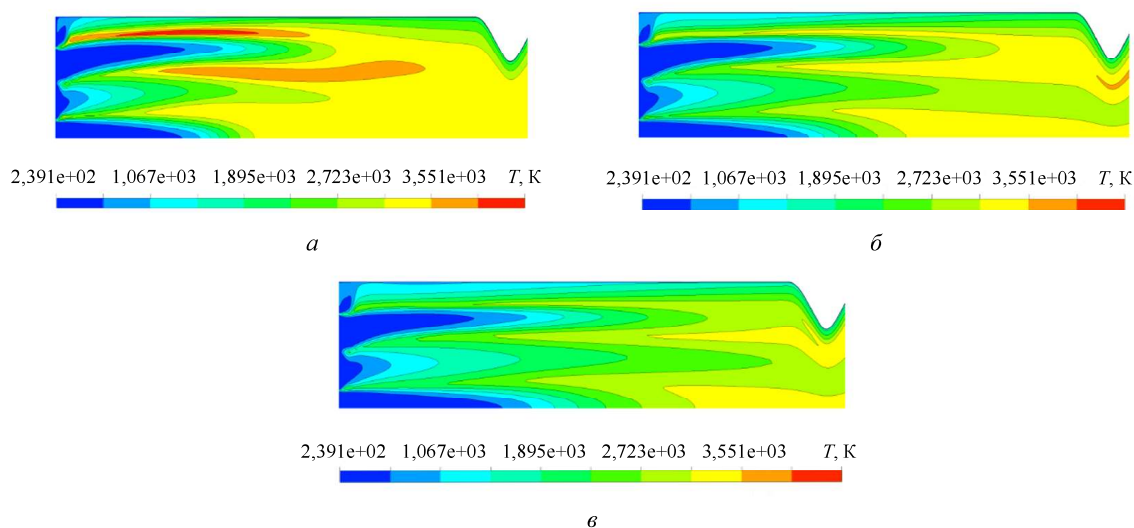


Рис. 5

Приведем поля массовых концентраций воды при $Sc_t = 0,3$ (рис. 6, а), $Sc_t = 0,6$ (рис. 6, б) и $Sc_t = 0,9$ (рис. 6, в).

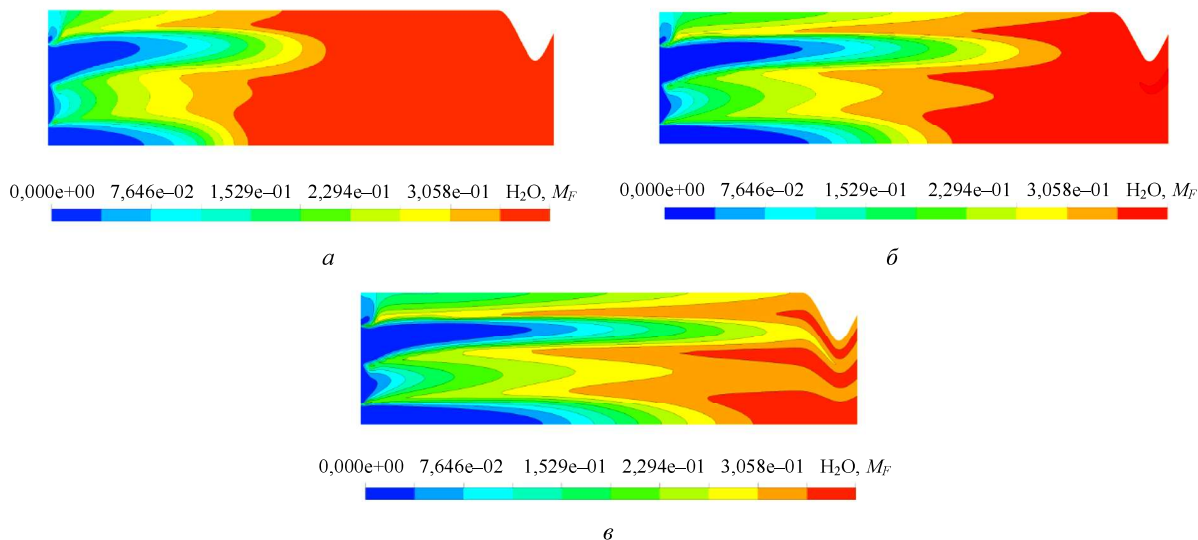


Рис. 6

Распределение водяного пара от форсунок к соплу изменяется в процессе увеличения турбулентного числа Шмидта. Заметно существенное отличие полей воды в области перехода цилиндрической части горелочного устройства в сопло для $Sc_t = 0,3$ и $Sc_t = 0,9$. Температурные поля также существенно отличаются в средней и сопловой части, что выражается в уменьшении максимальной температуры на 500 и 800 К для $Sc_t = 0,6$ и $Sc_t = 0,9$.

Рис. 7, а иллюстрирует нормализованное распределение давления вдоль оси, рис. 7, б – распределение абсолютного давления.

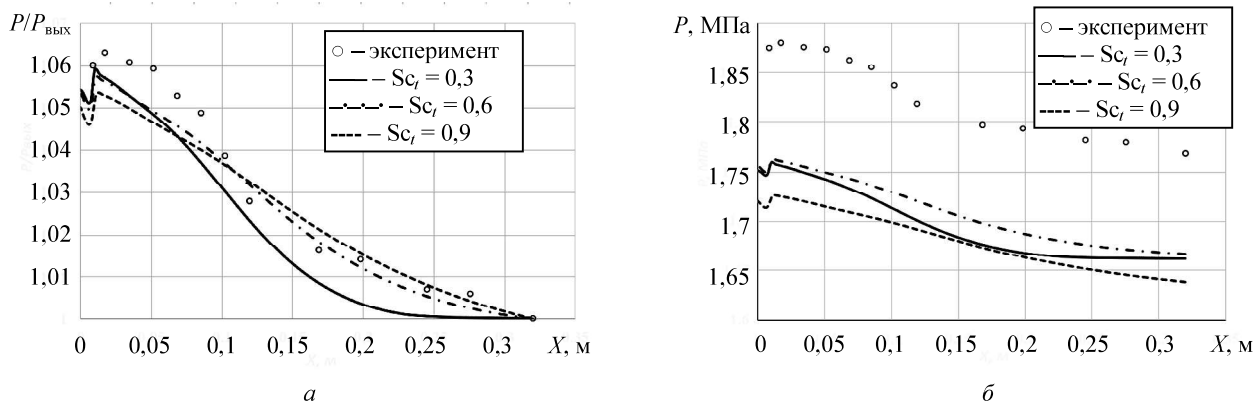


Рис. 7

Экспериментальное распределение нормализованного значения давления при согласовании с расчетом при $Sc_t = 0,6$ на первых 100 мм показывает самые высокие значения, но все-таки их занижает. На остальной части камеры это значение турбулентного числа Шмидта также дает хорошую сходимость с данными эксперимента. Величины абсолютного давления при значениях турбулентных чисел $Sc_t = 0,9$ и $Sc_t = 0,6$ не сильно отличаются, а при турбулентном числе Шмидта 0,3 наблюдается значительная вогнутость кривой распределения с потерей монотонности, как и в случае нормализованного значения давления.

Профили теплового потока (рис. 8) указывают на то, что при $Sc_t = 0,6$ возникает более реалистичное распределение в сравнении с $Sc_t = 0,3$, и профиль при $Sc_t = 0,6$ лучше согласуется с экспериментом в сравнении с $Sc_t = 0,9$. Несмотря на то что $Sc_t = 0,3$ лучше согласуется со среднеинтегральным экспериментальным значением теплового потока и дает более близкие значения для профиля теплового потока на основании сравнения и профилей давления, и теплового потока, турбулентное число Шмидта около 0,6 можно признать наиболее предпочтительным для данных условий работы. Подходы с переменным числом Шмидта позволяют использовать результаты моделирования в других условиях функционирования [23].

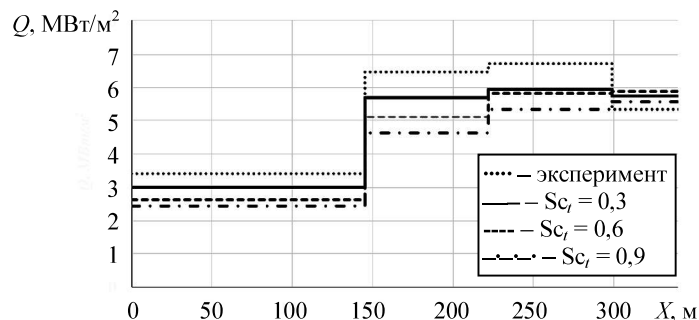


Рис. 8

Таким образом, варьирование турбулентных чисел Шмидта показало значительное влияние на характеристики распределения как полей давлений вдоль оси камеры сгорания, так и тепловых потоков на стенке камеры. В работе рассматривалось дискретное изменение чисел Шмидта без использования модели с непрерывным законом изменения этого параметра, причем $Sc_t = 0,3$ в результате дало значительное отличие от двух других значений как в величинах давлений, так и в величинах теплового потока у стенки.

По результатам рекомендуется принять $Sc_t = 0,6$ как дающее наиболее адекватную картину течения и хорошо согласующееся с экспериментом.

Следующим этапом исследования будет разработка алгебраической модели величины турбулентного числа Шмидта, учитывающей теплотфизические свойства компонентов топлива, продуктов их сгорания, локальных характеристик турбулентного течения и режимных параметров рабочего процесса в камере сгорания. Уточненное значение величины Sc_t , полученное в данном исследовании, позволит увеличить точность прогнозирования характеристик внутрикамерных процессов в тепловых двигателях.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSFF-2020-0014).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Zhukov V.P. Computational Fluid Dynamics Simulations of a GO_2/GH_2 Single Element Combustor // Journal of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31. Iss. 6. P. 1707–1714.
2. Zhukov V.P., Suslov D.I. Measurements and Modeling of Wall Heat Fluxes in Rocket Combustion Chamber with Porous Injector Head // Aerospace Science and Technology. 2016. Vol. 48. P. 67–74.
3. Молчанов А.М., Мякочин А.С. Расчет течения в камере сгорания гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя с учетом неравновесных химических реакций // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 4. С. 112–119.
4. Kraev V., Myakochin A. The Unsteady Turbulent Flow Structure Study Present Status // INCAS Bulletin. 2019. Vol. 11. Iss. 2. P. 111–124.
5. Молчанов А.М., Быков Л.В., Яньшев Д.С. Расчет теплового излучения колебательно-неравновесного потока газа методом k -распределения // Теплофизика и аэромеханика. 2017. № 3. С. 411–432.
6. Molchanov A.M., Yanyshchev D.S., Bykov L.V. Influence of Turbulent Fluctuations on Non-Equilibrium Chemical Reactions in the Flow // Journal of Physics: Conference Series [Electronical Resource]. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/891/1/012106/pdf> (дата обращения: 20.01.2021).
7. Sternin A. et al. CFD-Analysis of the Effect of a Cooling Film on Flow and Heat Transfer Characteristics in a GCH_4/GO_x Rocket Combustion Chamber // Proc. of the Space Propulsion Conference, May, 2018, Sevilla, Spain. 13 p.
8. Hong Y. et al. Development and Validation of a Reduced Chemical Kinetic Mechanism for CFD Simulation of Combustion in a GCH_4/GO_2 Combustor // Proc. of the Joint Propulsion Conference, July 9–11, 2018, Cincinnati, USA. AIAA Paper № 2018-4766.
9. Perakis N. et al. Qualitative and Quantitative Comparison of RANS Simulation Results for a 7 Element GO_x/GCH_4 Rocket Combustor // Proc. of the Joint Propulsion Conference, July 9–11, 2018, Cincinnati, USA. AIAA Paper № 2018-4556.
10. Silvestri S. et al. Characterization of a Multi-Injector GO_x-GCH_4 Combustion Chamber // Proc. of the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 25–27, 2016, Salt Lake City, USA. AIAA Paper № 2016-4992.
11. Silvestri S. et al. Experimental and Numerical Investigation of a Multi-Injector GO_x-GCH_4 Combustion Chamber // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. 2018. Vol. 16. № 5. P. 374–381.
12. Perakis N. et al. Heat Transfer and Combustion Simulation of Seven-Element O_2/CH_4 Rocket Combustor // Journal of Propulsion and Power. 2019. Vol. 35. Iss. 6. P. 1080–1097.
13. Perakis N., Strauß J., Haidn O.J. Heat Flux Evaluation in a Multi-Element CH_4/O_2 Rocket Combustor Using an Inverse Heat Transfer Method // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 142. Article № 118425.
14. Roth C.M. et al. Numerical Investigation of Flow and Combustion in a Single Element GCH_4/GO_x Rocket Combustor // Proc. of the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 25–27, 2016, Salt Lake City, USA. AIAA Paper № 2016-4995.
15. Daimon Y. et al. Conjugated Combustion and Heat Transfer Simulation for a 7 Element GO_x/GCH_4 Rocket Combustor // Proc. of the 54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 9–11, 2018, Cincinnati, USA. AIAA Paper № 2018-4553.
16. Chemnitz A. et al. Numerical Investigation of Reacting Flow in a Methane Rocket Combustor: Turbulence Modeling // Journal of Propulsion and Power. 2018. Vol. 34. Iss. 4. P. 864–877.
17. Muto D. et al. Wall Modeling of Reacting Turbulent Flow and Heat Transfer in Liquid Rocket Engines // Proc. of the Joint Propulsion Conference, July 9–11, 2018, Cincinnati, USA. AIAA Paper № 2018-4870.
18. Balaras E., Benocci C., Piomelli U. Two-Layer Approximate Boundary Conditions for Large-Eddy Simulations // AIAA Journal. 1996. Vol. 34. Iss. 6. P. 1111–1119.

19. Rani S.L., Smith C.E., Nix A.C. Boundary-Layer Equation-Based Wall Model for Large-Eddy Simulation of Turbulent Flows with Wall Heat Transfer // Numerical Heat Transfer, Part B Fundamentals. 2009. Vol. 55. Iss. 2. P. 91–115.
20. Kawai S., Larsson J. Wall-Modeling in Large Eddy Simulation: Length Scales, Grid Resolution, and Accuracy // Physics of Fluids. 2012. Vol. 24. Iss. 1. Article № 015105.
21. Piomelli U. Wall-Layer Models for Large-Eddy Simulations // Progress in Aerospace Sciences. 2008. Vol. 44. Iss. 6. P. 437–446.
22. Larsson J. et al. Large Eddy Simulation with Modeled Wall-Stress: Recent Progress and Future Directions // Mechanical Engineering Reviews. 2016. Vol. 3. Iss. 1. 23 p.
23. Maheu N. et al. Large-Eddy Simulations of Flow and Heat Transfer around a Low-Mach Number Turbine Blade [Electronical Resource]. URL: <https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.386.5223&rep=rep1&type=pdf> (дата обращения: 20.01.2021).
24. Strokach E.A. et al. Numerical Study of Operational Processes in a GO_x-Kerosene Rocket Engine with Liquid Film Cooling // Propulsion and Power Research. 2020. Vol. 9. Iss. 2. P. 132–141.
25. Chudina Y.S. et al. Numerical Study of the Injection Parameters Impact on the Efficiency of a Liquid Rocket Engine // Advances in Theory and Practice of Computational Mechanics. Smart Innovation, Systems and Technologies / Eds. L. Jain, M. Favorskaya, I. Nikitin, D. Reviznikov. Singapore: Springer, 2020. Vol. 173. P. 153–167.
26. Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion // Symposium (International) on Combustion. 1977. Vol. 16. Iss. 1. P. 719–729.

Поступила в редакцию 20.02.21

После доработки 4.04.21

Принята к публикации 15.04.21

Numerical Study of the Effect of Turbulent Schmidt Number on the Numerical Simulation of Processes in the Multi-Element GCH₄-GO₂ Combustor

K.V. TYUL'KOV¹, E.A. STROKACH¹, I.N. BOROVIK¹,
S.S. BLYAKHARSKII¹, AND A. STERNIN²

¹ Moscow Aviation Institute, Moscow

² Technical University of Munich, Munich, Germany

In this paper, the influence of the diffusion coefficient in the transport equation of the mass fractions is studied. The solution of the Favre-averaged equations of a chemically reacting mixture of fuel components and combustion products is applied. The simulation results show good agreement with the experiment.

Combustion chamber, turbulent combustion, oxygen, methane, turbulent Schmidt number, numerical simulation, wall function