

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 662.612.324

doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-36-45

Валидация методов расчета горения водорода в сверхзвуковом потоке модельного воздуха по экспериментальным данным Бича — Эванса — Шекснайдера*

Н.В. Кукшинов^{1,2}, С.Н. Батура², М.С. Французов^{1,2}¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана² ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Validation of Methods for Calculating Hydrogen Combustion in a Supersonic Model Air Flow Using the Experimental Data of Beach — Evans — Schexnayder

N.V. Kukshinov^{1,2}, S.N. Batura², M.S. Frantsuzov^{1,2}¹ Bauman Moscow State Technical University² Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM

Рассмотрены вопросы численного моделирования горения водородно-воздушной смеси в сверхзвуковом потоке. Моделирование основано на решении полной системы уравнений Навье — Стокса с замыканием при помощи модели турбулентности и детальной химической кинетики. Исследовано смешение и горение водородно-воздушной топливной смеси в экспериментальной постановке Бича — Эванса — Шекснайдера. Качественно и количественно исследовано влияние различных кинетических механизмов, моделей турбулентности, моделей ТСИ и граничных условий на характер получаемого решения. Определены относительные погрешности расчета массовых концентраций воды для контрольных сечений. Показаны границы применения методов. Сделаны выводы о влиянии механизмов турбулентного перемешивания и химической кинетики на горение водорода.

Ключевые слова: горение водорода, химическая кинетика, турбулентный поток, модели турбулентности, численное моделирование, сверхзвуковой поток

This paper deals with numerical simulation of combustion of a hydrogen-air mixture in a supersonic flow. The simulation is based on solving the complete system of Navier-Stokes equations with closure using the turbulence model and detailed chemical kinetics. The mixing and combustion of a hydrogen-air fuel mixture is considered in the experimental formulation of Beach-Evans-Schexnayder. The effect of various kinetic mechanisms, turbulence models, TCI models, and boundary conditions on the solution is studied qualitatively and

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №18-31-00254.

quantitatively. The relative errors of mass concentration of water for control sections are determined, and the methods' boundaries are shown. Conclusions are drawn on the influence of turbulent mixing mechanisms and chemical kinetics on the combustion of hydrogen.

Keywords: hydrogen combustion, chemical kinetics, turbulent flow, turbulence models, numerical simulation, supersonic flow

На сегодняшний день в мире наблюдается повышенный интерес к разработке высокоскоростного прямоточного двигателя на водородном топливе, рассматриваемого как часть комбинированной силовой установки гиперзвуковых гражданских самолетов и первых ступеней космических систем для вывода полезной нагрузки на орбиту. Такие двигатели разрабатывают в рамках международных (HEXAFLY-INT, NIKARI, SKYLON [1, 2]) и китайских проектов, включающих в себя фундаментальные исследования рабочего процесса в камере сгорания.

Разработчики высокоскоростных камер сгорания на водородном топливе уделяют большое внимание повышению эффективности организации смешения топливно-воздушной смеси. В случае высокоскоростных течений потока, когда время пребывания топливно-воздушной смеси в проточном тракте мало, эффективность горения определяется не только качеством смешения компонентов, но и химической кинетикой.

Для основанного на решении полной системы уравнений Навье — Стокса математического моделирования процессов смешения и горения водородно-воздушной смеси при высокоскоростном течении ее компонентов применяют разные расчетные схемы, модели турбулентности и механизмы химической кинетики, которые могут приводить к существенно различающимся результатам.

Модель взаимодействия турбулентности с горением (TCSI) является важной для моделирования высокоскоростных реагирующих потоков. В работе [3] показано существенное влияние используемых моделей TCSI на результаты расчетов, выполненных для известных экспериментальных конфигураций проточных трактов.

Таким образом, встает вопрос о границах применимости математических моделей для описания горения водорода в высокоскоростных потоках при различных скоростях течения и температурах, уровнях турбулентности и конфигурациях проточных трактов. Для ответа на этот вопрос результаты численного моделирования валидируют по данным тонких физических экспериментов.

Применительно к задаче горения водорода в высокоскоростном потоке окислительной среды накоплен достаточно большой объем экспериментальных данных. Так, в эксперименте Барроуса — Куркова [4] рассматривалось течение струи водорода в пристеночном слое спутного сверхзвукового потока воздуха в плоском расширяющемся канале.

Другим классическим примером считается эксперимент Андерсена [5], где инжекция водорода осуществлялась спутно и перпендикулярно сверхзвуковому потоку воздуха, течение которого происходило в расширяющемся тракте.

Среди испытаний, проводимых в более сложных геометрических конфигурациях (при наличии ниш, уступов, стабилизаторов пламени), следует отметить испытания по программе «Холод» [6, 7]. Из современных экспериментов можно выделить исследования по программе HyShot [8, 9], где изучалось влияние высоты прямоугольного канала на характеристики горения водорода при ударно-волновой структуре течения.

Цель работы — численное моделирование горения водородно-воздушной смеси при осесимметричном течении в проточном тракте эксперимента Бича — Эванса — Шекснайдера.

Постановка задачи. Схема эксперимента Бича — Эванса — Шекснайдера [10] приведена на рис. 1, где толщина стенки форсунки равна 0,0015 м, выходной диаметр сопла $D = 0,0653$ м, внешний диаметр форсунки $d_j = 0,009525$ м.

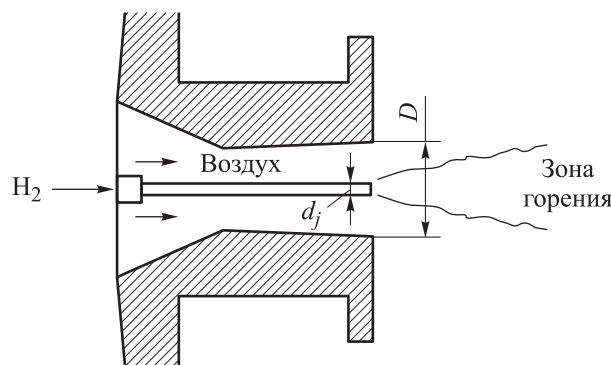


Рис. 1. Схема эксперимента Бича — Эванса — Шекснайдера

Таблица 1

**Параметры эксперимента
Бича — Эванса — Шекснайдера**

Параметр	Значение для компонентов смеси	
	водородной струи	свободного потока
Число Маха	2,0	1,9
Температура, К	251	1495
Скорость, м/с	2432	1510
Давление, МПа	0,1	0,1
Массовые концентрации химических веществ:		
H ₂	1	0
O ₂	0	0,241
N ₂	0	0,478
H ₂ O	0	0,281

Согласно рис. 1, водород H₂ подавался через форсунку круглого сечения со скоростью, соответствующей числу Маха M = 2, в спутный поток модельного воздуха из огневого подогревателя, разогнанный в сопле до M = 1,9. В процессе эксперимента выполнялись замеры давления, температуры, состава смеси в направлении, перпендикулярном оси симметрии, на различном расстоянии от места подачи водорода [10].

Параметры водородной струи на срезе форсунки и свободного потока на срезе сопла приведены в табл. 1. Особенностью эксперимента является его осесимметричная конфигурация,

что позволяет проводить численное моделирование в двумерной постановке и значительно сократить время расчета.

В качестве параметра для валидации выбрана массовая концентрация воды, замеры которой в эксперименте выполнялись в четырех сечениях с относительными продольными координатами от среза сопла $x/d_j = 8,26; 15,6; 21,7; 27,9$.

При численном моделировании использовались различные модели турбулентности (Секундова [11], Ментера [12] и γ -Re Θ [13]), механизмы химической кинетики (Димитрова [14], Хэнсона — Хонга [15], Старика [16]), модели взаимодействия турбулентности с горением (laminar finite rate, eddy-dissipation concept, flamelet).

Также вследствие отсутствия данных об уровне турбулентности потока на входе варьировался параметр относительной турбулентной вязкости (отношение турбулентной μ_t вязкости к молекулярной μ). Численное моделирование выполнялось на двумерной блочно-структурированной сетке с общим числом ячеек 40000.

Результаты моделирования. На первом этапе исследования проведена серия расчетов в квазистационарном приближении для описания химической кинетики с использованием кинетической схемы [16]. Распределение массовой концентрации воды m_{H_2O} в поперечном сечении с относительной продольной координатой

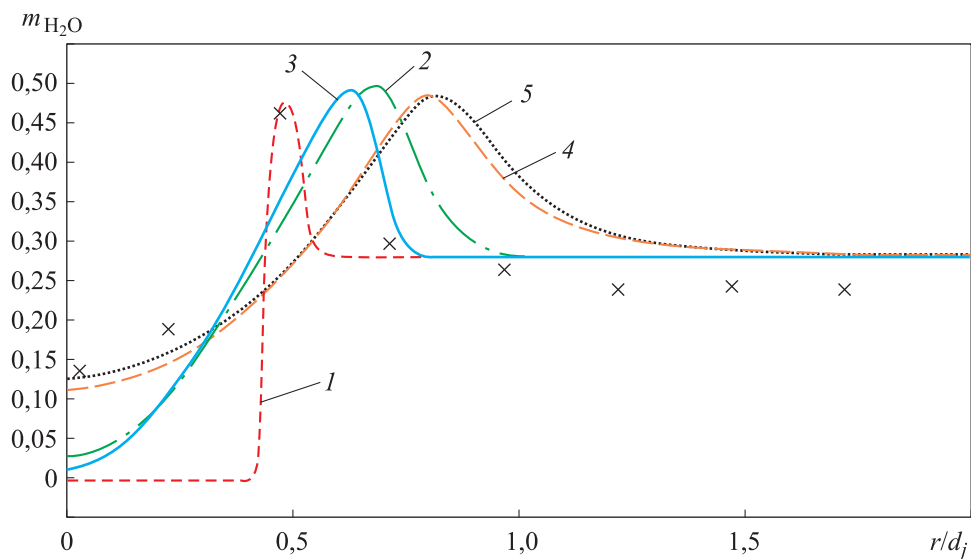


Рис. 2. Распределение массовой концентрации воды m_{H_2O} в поперечном сечении с относительной продольной координатой $x/d_j = 8,26$:

1 — ламинарный режим течения потока; 2 — модель Секундова, $\mu_t/\mu = 100$; 3 — модель Ментера, $\mu_t/\mu = 100$; 4 — модель Ментера, $\mu_t/\mu = 1000$; 5 — модель Секундова, $\mu_t/\mu = 1000$; X — экспериментальные данные

$x/d_j = 8,26$ для режима ламинарного течения потока, а также для моделей турбулентности Секундова и Ментера при различных значениях относительной турбулентной вязкости на входе в расчетную область ($\mu_t/\mu = 100$ и 1000) показано на рис. 2. Здесь $r/d_j = 0$ соответствует оси симметрии, где r — расстояние от оси до пробы газа. Модель взаимодействия в представленной серии расчетов — laminar finite rate.

Анализ результатов, приведенных на рис. 2, позволяет сделать следующие выводы. При расчете ламинарного режима течения потока точно предсказаны положение и значение максимума массовой концентрации воды в слое смешения, который значительно тоньше, чем в эксперименте. Отсюда следует, что в эксперименте режим течения потока турбулентный.

Два первых датчика от оси симметрии регистрируют наличие относительно больших массовых концентраций воды, что свидетельствует о достаточно высоком уровне турбулентного перемешивания струи водорода со спутным потоком окислительной среды. При увеличении относительной турбулентной вязкости от $\mu_t/\mu = 100$ до $\mu_t/\mu = 1000$ повышается турбулентный массообмен в приосной области, вследствие чего по двум первым датчикам наблюдается лучшее совпадение.

Однако рост турбулентной вязкости также приводит к увеличению ширины зоны перемешивания и смещению максимума концентраций дальше от оси симметрии. Распределения массовой концентрации воды ниже по потоку имеют схожее расхождение с экспериментом.

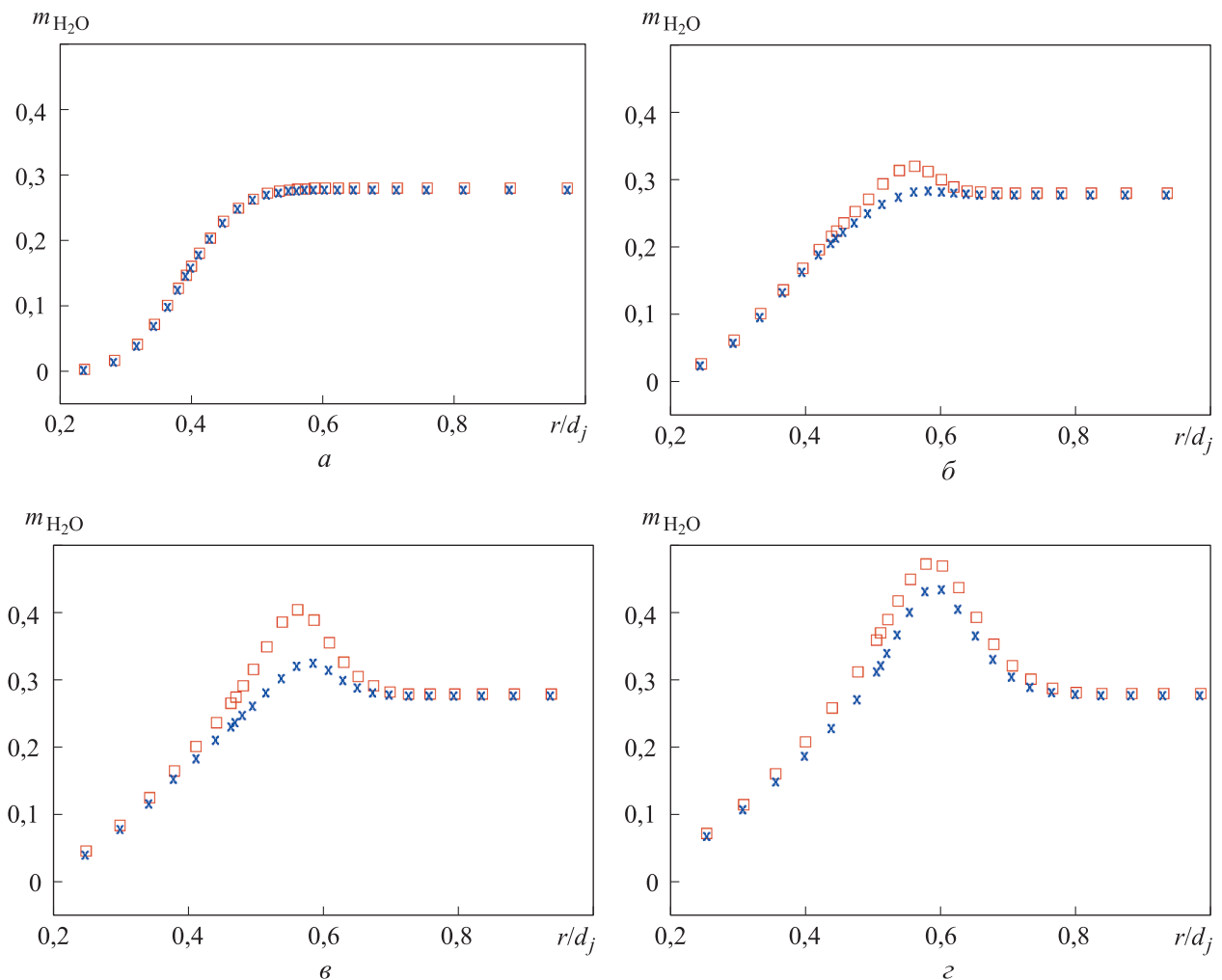


Рис. 3. Распределения массовой концентрации воды m_{H_2O} в поперечном сечении с различными относительными продольными координатами при использовании механизмов Димитрова (□) и Старика (×):

a — $x/d_j = 1,15$; б — $x/d_j = 2,41$; в — $x/d_j = 3,04$; г — $x/d_j = 4,09$

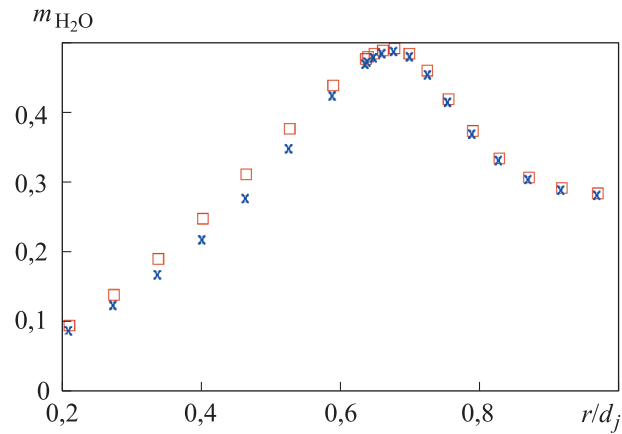


Рис. 4. Распределение массовой концентрации воды $m_{\text{H}_2\text{O}}$ в поперечном сечении с относительной продольной координатой $x/d_j = 7,35$ при использовании механизмов Димитрова (□) и Старика (×)

Исходя из этих результатов, можно сделать следующие заключения:

- модель взаимодействия laminar finite rate хорошо предсказывает концентрацию продуктов сгорания, но при этом некорректно определяются толщина и положение слоя смешения;

- начальный уровень турбулентности оказывает существенное влияние на решение;
- модели турбулентности Секундова и Менгера обеспечивают близкие результаты при задании одинаковой турбулентной вязкости на входе в расчетную область.

На втором этапе исследования проведена оценка влияния механизмов химической кинетики на результаты расчета. Сравнение полученных данных в контрольных поперечных сечениях показало незначительные различия для механизмов Димитрова, Старика и Хэнсона — Хонга. Причина заключается в том, что воспламенение в условиях такого эксперимента происходит до первого контрольного сечения.

Проследим эволюцию слоя смешения вниз по потоку на примере механизмов Димитрова и Старика. На рис. 3 приведены распределения массовой концентрации воды в поперечном сечении с относительными продольными координатами $x/d_j = 1,15; 2,41; 3,04; 4,09$.

В сечении с относительной продольной координатой $x/d_j = 1,15$ образовался слой смешения

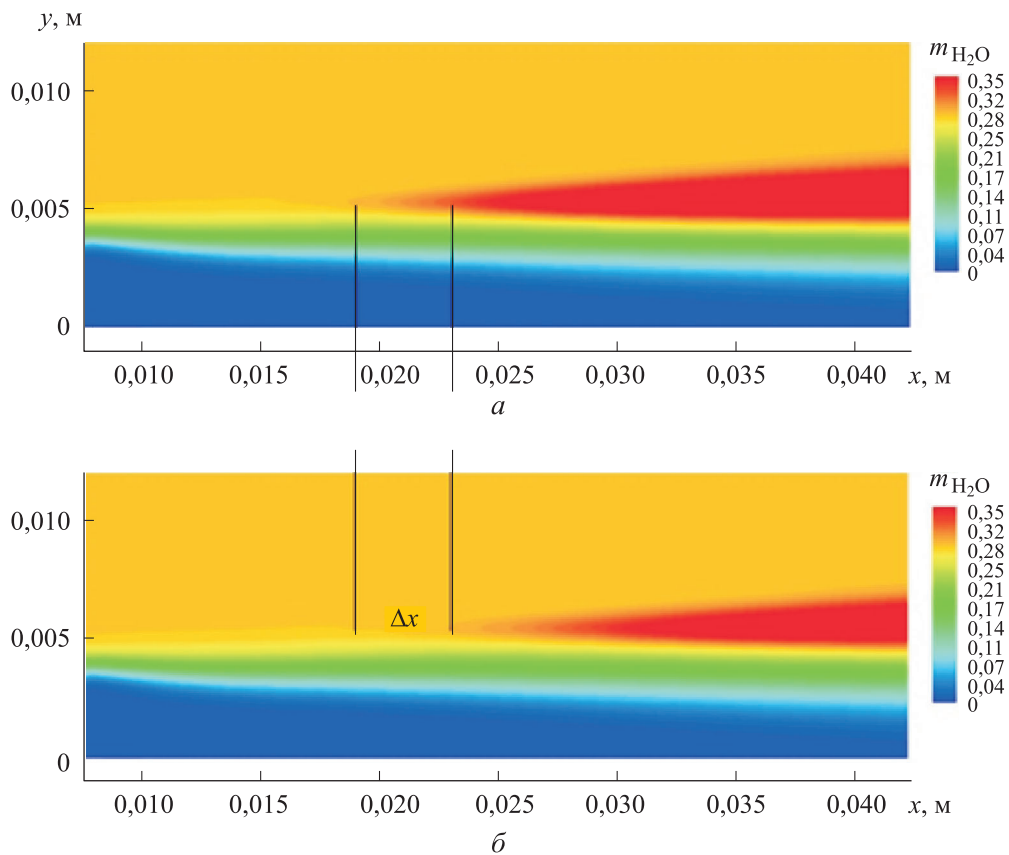


Рис. 5. Поля массовой концентрации воды $m_{\text{H}_2\text{O}}$ в контрольной области при использовании механизмов Димитрова (а) и Старика (б)

ния струи водорода и спутного модельного воздуха, но воспламенения не происходит.

В сечении с относительной продольной координатой $x/d_j = 2,41$ наблюдается различие результатов, вызванное неодинаковыми задержками воспламенения в механизмах Димитрова и Старика: у первого массовая концентрация воды увеличивается, у второго воспламенения не происходит.

В сечении с относительной продольной координатой $x/d_j = 3,04$ при расчете с механизмом Димитрова массовая концентрация воды в максимуме достигает $m_{H_2O} = 0,4$, а при моделировании с механизмом Старика происходит только воспламенение.

В сечении с относительной продольной координатой $x/d_j = 4,09$ у обоих механизмов наблюдается развитие фронта пламени, при этом у механизма Димитрова массовая концентрация воды больше.

На рис. 4 показано распределение массовой концентрации воды в сечении с координатой $x/d_j = 7,35$, где максимум m_{H_2O} достигает предельного значения и механизмы Димитрова и Старика обеспечивают практически одинаковые результаты. Такая же картина наблюдается в контрольных сечениях, находящихся ниже по потоку.

На рис. 5 приведены поля массовой концентрации воды в контрольной области при расчете с механизмами Димитрова и Старика. При сопоставлении расчетных геометрий отчетливо видно различие в длине задержки воспламенения. Для рассматриваемого случая оно составило $\Delta x = 4$ мм или в относительных координатах $\Delta x/d_j = 0,42$.

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод, что в данной задаче основную роль играет турбулентный перенос импульса. Все используемые механизмы химической ки-

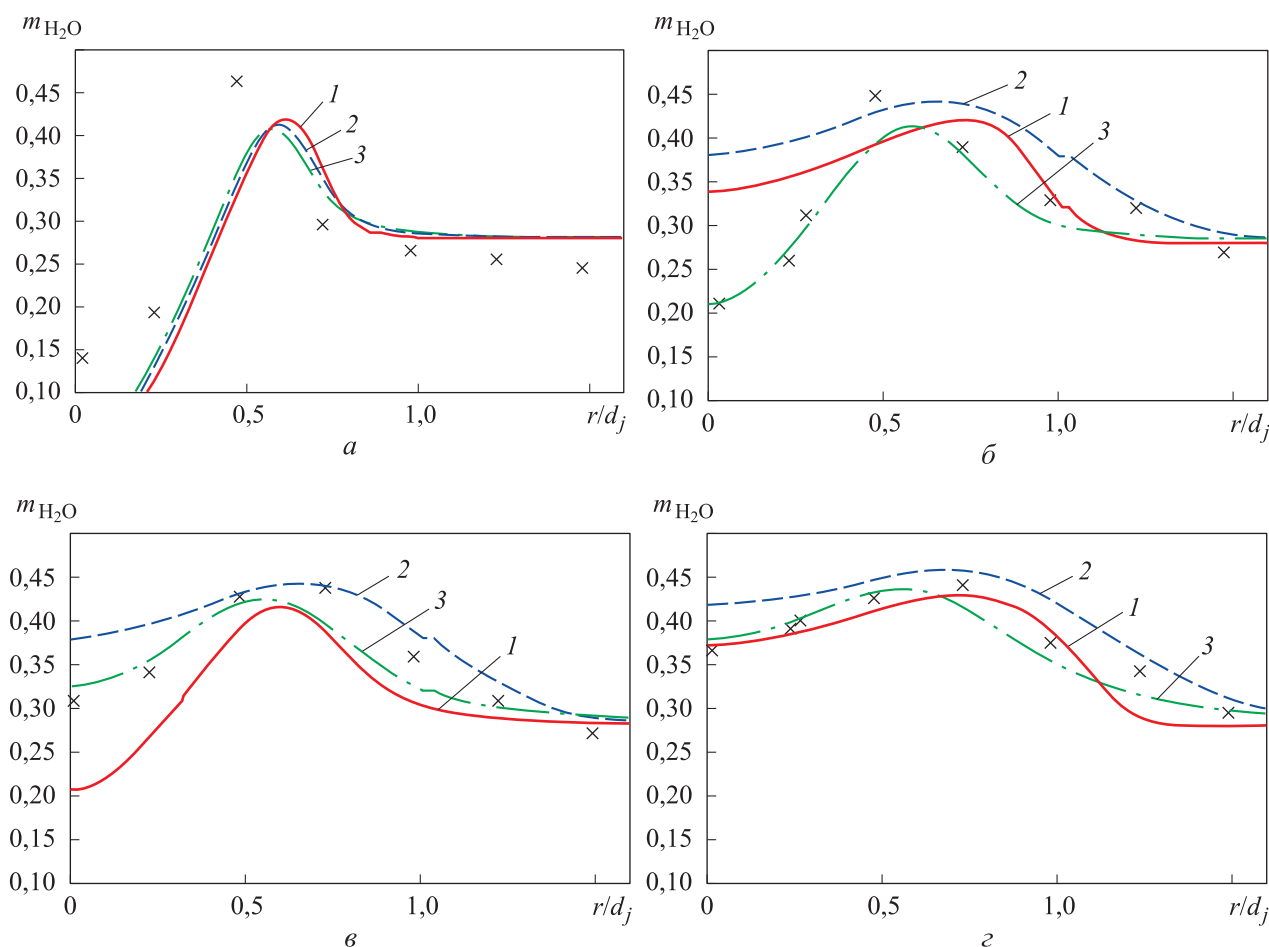


Рис. 6. Экспериментальные (точки) и расчетные (кривые) распределения массовой концентрации воды в контрольных сечениях при относительной турбулентной вязкости $\mu_t/\mu = 100$ (1), 1000 (2), 10000 (3) и различных относительных продольных координатах:

$a - x/d_j = 8,26$; $б - x/d_j = 15,50$; $в - x/d_j = 21,70$; $г - x/d_j = 27,90$

Таблица 2

Значения относительных погрешностей в контрольных сечениях с различными относительными продольными координатами при $\mu_t/\mu = 10000$

x/d_j	r/d_j	ε	ε_{cp}	x/d_j	r/d_j	ε	ε_{cp}
8,26	0,025	0,646	0,259	21,70	0,235	0,024	0,059
	0,225	0,349			0,485	0,040	
	0,475	0,233			0,735	0,065	
	0,725	0,109			0,985	0,065	
	0,975	0,081			1,230	0,025	
	1,225	0,101			1,490	0,067	
	1,475	0,140			1,735	0,069	
	1,725	0,152			–	–	
15,50	0,230	0,028	0,070	27,90	0,233	0,011	0,054
	0,480	0,137			0,483	0,008	
	0,730	0,003			0,733	0,054	
	0,980	0,066			0,983	0,046	
	1,230	0,096			1,233	0,074	
	1,480	0,043			1,483	0,011	
	1,730	0,049			1,733	0,117	

нетики в контрольных сечениях дали одинаковый результат. При этом развитие фронта пламени вдоль оси симметрии демонстрирует различие результатов для механизмов Димитрова и Старика, а именно неодинаковую длину задержки воспламенения.

Таким образом, можно заключить, что для параметров эксперимента выбор механизма химической кинетики является несущественным. При этом нельзя использовать данные эксперимента Бича — Эванса — Шекснайдера для валидации механизмов химической кинетики в части предсказания задержки воспламенения.

На третьем этапе исследования проведена серия расчетов с моделью взаимодействия flamelet. Подробное описание применяемых в этой модели математических подходов приведено во многих работах, в частности в [17]. В модели зону реакции рассматривают как набор ламинарных элементарных факелов (флеймлетов) в турбулентном потоке. Основное предположение заключается в том, что химические реакции локализованы в области стехиометрического соотношения компонентов. Подход позволяет разделить расчеты химических превращений и турбулентного течения.

Распределения массовой концентрации воды в контрольных сечениях, полученные путем расчета с использованием модели взаимодей-

ствия flamelet, химической кинетики Хэнсона — Хонга и модели турбулентности γ -Re Θ , при различных значениях относительной турбулентной вязкости ($\mu_t/\mu = 100; 1000; 10\ 000$) приведены на рис. 6. Там же для сравнения показаны результаты эксперимента.

Данная постановка обеспечила наилучшее совпадение расчетных и экспериментальных данных. В отличие от квазиламинарного подхода модель flamelet удовлетворительно описывает положение максимума массовой концентрации воды во всех контрольных сечениях. Как и в предыдущих расчетах, необходимо отметить существенное влияние граничной турбулентной вязкости на получаемые результаты.

Значения относительных погрешностей ε (взятых по отношению к экспериментальным значениям) и средних относительных погрешностей ε_{cp} в контрольных сечениях при относительной турбулентной вязкости $\mu_t/\mu = 10\ 000$ приведены в табл. 2.

Из табл. 2 следует, что в среднем по контрольному сечению результаты численного моделирования отличаются от экспериментальных данных на 5...8%. В первом контрольном сечении средняя погрешность составляет 25,9%, что можно объяснить его близостью к срезу форсунки. Это свидетельствует о неразвитой зоне горения, на которую оказывают сильное влияние условия на входе.

Выводы

1. Выполнено численное моделирование горения водорода в спутном сверхзвуковом потоке модельного воздуха в постановке эксперимента Бича — Эванса — Шекснайдера с варьированием моделей турбулентности, механизмов химической кинетики, моделей взаимодействия турбулентности с горением и турбулентной вязкости на входе.

2. Анализ полученных данных выявил следующее:

- при скоростях водородной струи и спутного потока модельного воздуха, соответствующих числу Маха $M \sim 2$, определяющим является механизм турбулентного перемешивания; разные механизмы химической кинетики обеспечивают различные задержки воспламенения, но в контрольных сечениях дают одинаковый результат;

- уровень турбулентности на срезе сопла — важный фактор, существенно влияющий на результат, что приводит к необходимости пара-

метрического задания турбулентной вязкости на входе в расчетную область;

• наилучшее качественное и количественное совпадение расчетных и экспериментальных данных достигнуто при использовании модели

взаимодействия flamelet с химической кинетикой Хэнсона — Хонга и моделью турбулентности γ -Re Θ ; в развитой зоне горения для контрольных сечений средняя относительная погрешность составила 5...8 %.

Литература

- [1] Steelant J., Marini M., Pezella G., Reimann B., Chernyshev S.L., Gubanov A.A., Talyzin V.A., Voevodenko N.V., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., Neely A.J., Kenell C., Verstraete D., Buttsworth D. Numerical and Experimental Research on Aerodynamics of High-Speed Passenger Vehicle within the HEXAFly-INT Project. *Proceedings of 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 25–30 September 2016, Daejeon Convention Center (DCC) Daejeon, South Korea, 2016, code 126186.
- [2] Mehta U., Aftosmis M., Bowles J., Pandya S. Skylon airframe aerodynamics and SABRE plumes. *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 6–9 July 2015, Glasgow, United Kingdom, 2015, code 124139.
- [3] Ширяева А.А. Применение модели реактора частичного перемешивания для учета взаимодействия турбулентности и горения на основе уравнений Рейнольдса. *Ученые записки ЦАГИ*, 2018, № 8, с. 27–39.
- [4] Burrows M.C., Kurkov A.P. An Analytical and Experimental Study of Supersonic Combustion of Hydrogen in Vitiated Air Stream. *AIAA Journal*, 1973, vol. 11, no. 9, pp. 1217–1218, doi: 10.2514/3.50564
- [5] Anderson G.Y., Gooderum P.B. *Exploratory tests of two strut fuel injectors for supersonic combustion*. Technical Report. NASA TN D-7581, 1974. 49 p.
- [6] Roudakov A.S., Semenov V.L., Hicks J.W. *Recent Flight Test Results of the Joint CIAM-NASA Mach 6.5 Scramjet Flight Program*. Technical Report. NASA TP-1998-206548, 1998, 15 p.
- [7] Voland R.T., Auslender A.H., Smart M.K., Roudakov A.S., Semenov V.L., Kopchenov V. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test. *9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 1999, 9 p.
- [8] Odam J., Paull A. Comparison of experimental thrust measurements with theoretical values for a scramjet engine. *12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2003, Norfolk, VA, United States, 15–19 December 2003, code 102998.
- [9] Xing F., Cai J., Huang Y., Yao Y. Numerical Analysis of HyShot Scramjet Model with Different Throat Heights. *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, 2017, 12 p.
- [10] Evans J.S., Schexnayder C.J., Beach H.L. Application of Two — Dimensional Parabolic. *Computer Program to Prediction of Turbulent Reacting Flows*. NASA TP-1169, 1978.
- [11] Гуляев А.Н., Козлов В.Е., Секундов А.Н. К созданию универсальной однопараметрической модели для турбулентной вязкости. *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*, 1993, № 4, с. 69–81.
- [12] Menter F.R. Zonal two equation k - ω turbulence models for aerodynamic flows. *AIAA Paper*, 1993, no. 93-2906, 21 p., doi: 10.2514/6.1993-2906
- [13] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *AIAA Journal*, 2009, vol. 47, no. 12, pp. 2894–2900, doi: 10.2514/1.42362
- [14] Dimitrow V.I. The maximum kinetic mechanism and rate constants in the H₂-O₂ System. *Reaction Kinetics and Catalysis Letters*, 1977, vol. 7, no. 1, pp. 81–86, doi: 10.1007/BF02068557
- [15] Hong Z., Davidson D.F., Hanson R.K. An improved H₂/O₂ mechanism based on recent shock tube/laser absorption measurements. *Combustion and Flame*, 2011, vol. 158, pp. 633–644, doi: 10.1016/j.combustflame.2010.10.002

- [16] Bezgin L.V., Kopchenov V.I., Sharipov A.S., Titova N.S., Starik A.M. Evaluation of Prediction Ability of Detailed Reaction Mechanisms in the Combustion Performance in Hydrogen/Air Supersonic Flows. *Combustion Science and Technology*, 2013, vol. 185, iss. 1, pp. 62–94, doi: 10.1080/00102202.2012.709562
- [17] Sabelnikov V., Deshaies B., Figueira L.F., Silva D.A. Revisited flame let model for non-premixed combustion in supersonic turbulent flows. *Combustion and flame*, 1998, vol. 114, pp. 577–584, doi: 10.1016/S0010-2180(97)00296-4

References

- [1] Steelant J., Marini M., Pezella G., Reimann B., Chernyshev S.L., Gubanov A.A., Talyzin V.A., Voevodenko N.V., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., Neely A.J., Kenell C., Verstraete D., Buttsworth D. Numerical and Experimental Research on Aerodynamics of High-Speed Passenger Vehicle within the HEXAFly-INT Project. *Proceedings of 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 25–30 September 2016, Daejeon Convention Center (DCC)Daejeon, South Korea, 2016, code 126186.
- [2] Mehta U., Aftosmis M., Bowles J., Pandya S. Skylon airframe aerodynamics and SABRE plumes. *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 6–9 July 2015, Glasgow, United Kingdom, 2015, code 124139.
- [3] Shirayayeva A.A. Application of a Partially Stirred Reactor Model for Taking into Account the Turbulence/Combustion Interaction on the Basis of Reynolds Equations. *TsAGI Science Journal*, 2018, no. 8, pp. 27–39 (in Russ.).
- [4] Burrows M.C., Kurkov A.P. An Analytical and Experimental Study of Supersonic Combustion of Hydrogen in Vitiated Air Stream. *AIAA Journal*, 1973, vol. 11, no. 9, pp. 1217–1218, doi: 10.2514/3.50564
- [5] Anderson G.Y., Gooderum P.B. *Exploratory tests of two strut fuel injectors for supersonic combustion*. Technical Report. NASA TN D-7581, 1974. 49 p.
- [6] Roudakov A.S., Semenov V.L., Hicks J.W. *Recent Flight Test Results of the Joint CIAM-NASA Mach 6.5 Scramjet Flight Program*. Technical Report. NASA TP-1998-206548, 1998, 15 p.
- [7] Voland R.T., Auslender A.H., Smart M.K., Roudakov A.S., Semenov V.L., Kopchenov V. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test. *9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 1999, 9 p.
- [8] Odam J., Paull A. Comparison of experimental thrust measurements with theoretical values for a scramjet engine. *12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2003, Norfolk, VA, United States, 15–19 December 2003, code 102998.
- [9] Xing F., Cai J., Huang Y., Yao Y. Numerical Analysis of HyShot Scramjet Model with Different Throat Heights. *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, 2017, 12 p.
- [10] Evans J.S., Schexnayder C.J., Beach H.L. Application of Two — Dimensional Parabolic. *Computer Program to Prediction of Turbulent Reacting Flows*. NASA TP-1169, 1978.
- [11] Gulyaev A.N., Kozlov V.E., Sekundov A.N. A universal one-equation model for turbulent viscosity. *Fluid Dynamics*, 1993, vol. 28, iss. 4, pp. 485–494.
- [12] Menter F.R. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows. *AIAA Paper*, 1993, no. 93-2906, 21 p, doi: 10.2514/6.1993-2906
- [13] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *AIAA Journal*, 2009, vol. 47, № 12, pp. 2894–2900, doi: 10.2514/1.42362
- [14] Dimitrow V.I. The maximum kinetic mechanism and rate constants in the H_2-O_2 System. *Reaction Kinetics and Catalysis Letters*, 1977, vol. 7, no. 1, pp 81–86, doi: 10.1007/BF02068557
- [15] Hong Z., Davidson D.F., Hanson R.K. An improved H_2/O_2 mechanism based on recent shock tube/laser absorption measurements. *Combustion and Flame*, 2011, vol. 158, pp. 633–644, doi: 10.1016/j.combustflame.2010.10.002

- [16] Bezgin L.V., Kopchenov V.I., Sharipov A.S., Titova N.S., Starik A.M. Evaluation of Prediction Ability of Detailed Reaction Mechanisms in the Combustion Performance in Hydrogen/Air Supersonic Flows. *Combustion Science and Technology*, 2013, vol. 185, iss. 1, pp. 62–94, doi: 10.1080/00102202.2012.709562
- [17] Sabelnikov V., Deshaies B., Figueira L.F., Silva D.A. Revisited flame let model for non-premixed combustion in supersonic turbulent flows. *Combustion and flame*, 1998, vol. 114, pp. 577–584, doi: 10.1016/S0010-2180(97)00296-4

Статья поступила в редакцию 26.03.2019

Информация об авторах

КУКШИНОВ Николай Владимирович — кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; доцент кафедры «Теплофизика». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: nvkukshinov@ciam.ru).

БАТУРА Станислав Николаевич — младший научный сотрудник. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: snbatura@ciam.ru).

ФРАНЦУЗОВ Максим Сергеевич — младший научный сотрудник отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; ассистент кафедры «Теплофизика». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: mfrancuzov@yandex.ru).

Information about the authors

KUKSHINOV Nikolai Vladimirovich — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher, Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM; Associate Professor, Department of Thermophysics. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: nvkukshinov@ciam.ru).

BATURA Stanislav Nikolaevich — Junior Researcher. Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: snbatura@ciam.ru).

FRANTSUZOV Maksim Sergeevich — Junior Researcher, Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM; Assistant Lecturer, Department of Thermophysics. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: mfrancuzov@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Кукшинов Н.В., Батура С.Н., Французов М.С. Валидация методов расчета горения водорода в сверхзвуковом потоке модельного воздуха по экспериментальным данным Бича — Эванса — Шекснайдера. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 11, с. 36–45, doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-36-45

Please cite this article in English as:

Kukshinov N.V., Batura S.N., Frantsuzov M.S. Validation of Methods for Calculating Hydrogen Combustion in a Supersonic Model Air Flow Using the Experimental Data of Beach — Evans — Schexnayder. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 11, pp. 36–45, doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-36-45