

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В СВЕРХЗВУКОВОМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ С ДОПУЩЕНИЕМ ОБ ОДНОСТАДИЙНОСТИ ХИМИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ

С.А. Мирошнеченко

slispeed\_97@mail.ru  
SPIN-код: 6368-8146

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Статья посвящена математическому моделированию рабочего процесса в сверхзвуковой прямооточной камере сгорания с использованием газообразного водорода в качестве горючего. При проведении расчета принято допущение об одностадийности химической реакции между кислородом и водородом. Полученное распределение давления вдоль стенки исследуемой сверхзвуковой камеры сгорания сопоставлено с экспериментальными данными. Проанализировано влияние тепловыделения на картину течения. Результаты исследования указывают на возможность использования одностадийной модели химической реакции между кислородом и водородом при проведении предварительных расчетов рабочего процесса в сверхзвуковой камере сгорания.

### Ключевые слова

Математическая модель, горение, водород, сверхзвуковая камера сгорания, летательный аппарат, допущение, одностадийная химическая реакция, распределение

Поступила в редакцию 06.12.2021

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021

---

**Введение.** Обеспечение длительного внутриатмосферного полета летательного аппарата (ЛА) с высокими сверхзвуковыми скоростями имеет высокий практический интерес [1]. Наилучшими тягово-экономическими характеристиками в качестве двигателя такого ЛА обладает прямооточный воздушно-реактивный двигатель со сверхзвуковой камерой сгорания (КС) [2]. В настоящее время ряд проблем, связанных с организацией рабочего процесса в сверхзвуковом воздушном потоке, удастся решить с применением математического моделирования [3–5]. При этом необходимо подтверждение точности математического описания исследуемого процесса, которое проводится на основании сопоставления результатов численных расчетов с экспериментальными данными.

В качестве объекта исследования в работе рассмотрена сверхзвуковая КС прямоугольного сечения с внезапным расширением и подачей горючего перпендикулярно набегающему воздушному потоку (рис. 1).

Цель исследования — проанализировать корректность описания процесса горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке с использованием одностадийной химической реакции.



Рис. 1. Геометрия исследуемого тракта [6]

Задача работы — получить распределение давления по верхней стенке сверхзвуковой КС в режимах без подачи горючего и с учетом реакции между компонентами топлива и сравнение распределения, полученного расчетным путем, с полученным экспериментально [6].

**Обзор моделируемого эксперимента.** В эксперименте CARDC [6] рассмотрено горение водорода в сверхзвуковом воздушном потоке.

Экспериментальная сверхзвуковая КС (далее — тракт) является каналом прямоугольного сечения с внезапным расширением. Тракт включает в себя изолятор и КС (см. рис. 1).

Подача горючего осуществляется через семь форсунок (отверстия диаметром 1,2 мм), расположенных на нижней стенке КС на расстоянии 95 мм от уступа. Непосредственно перед сечением подачи горючего канал начинает расширяться под углом  $3^\circ$ . Для однозначной трактовки результатов введена система координат (см. рис. 1).

Параметры и состав воздушного потока на входе задавались следующими: число Маха  $M = 2,05$ , статическое давление  $p = 0,341$  МПа, статическая температура  $T = 1172$  К, скорость  $W = 1417$  м/с, концентрация паров воды  $C_{H_2O} = 0,258$ , концентрация кислорода  $C_{O_2} = 0,21$  и концентрация азота  $C_{N_2} = 0,532$ .

Параметры водорода на входе задавались следующими: число Маха  $M = 1$ , статическое давление  $p = 2,3$  МПа, статическая температура  $T = 300$  К, коэффициент избытка горючего  $\beta = 0,35$  м/с.

В качестве результатов эксперимента на рис. 2 приведены распределения статического давления по длине тракта (измерения осуществлялись вдоль нижней стенки) для двух вариантов проведения эксперимента: 1) без подачи горючего; 2) с подачей горючего (горение).

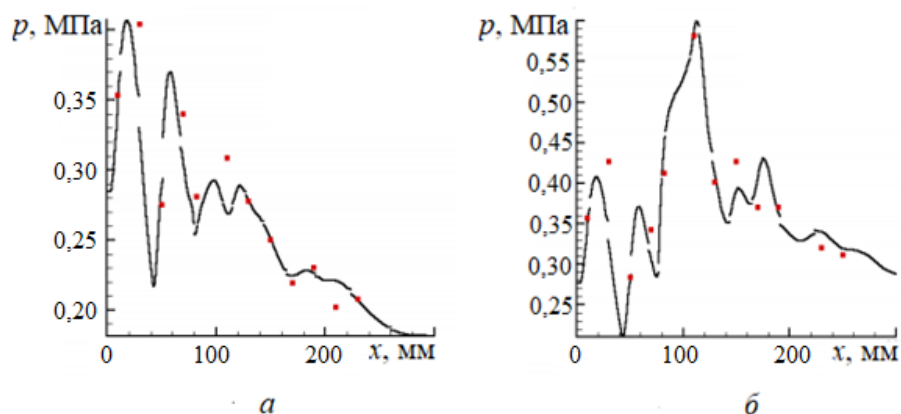
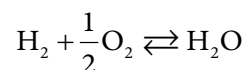


Рис. 2. Распределение статического давления вдоль нижней стенки КС в плоскости симметрии [6]:

*a* — без подачи горючего; *б* — с подачей;  
 — результаты моделирования; ■ — данные, полученные в эксперименте

**Математическая модель.** Моделирование течения в тракте выполняли на основе решения полной системы дискретизированных уравнений Навье — Стокса в двумерной постановке с использованием программного комплекса ANSYS Fluent [7]. Систему замыкали с помощью полуэмпирической RANS-модели турбулентности  $k-\omega$  [8], которая дает возможность минимизировать погрешность при расчете пристеночного течения. Полагали, что газовый поток состоял из смеси водорода, кислорода, азота и водяного пара. Смесь считали идеальным газом, а параметры смеси определяли по закону смешения. Зависимости теплоемкостей отдельных газов от температуры описывали кусочно-полиномиальными функциями, а температурные зависимости теплопроводности и вязкости идеального газа определяли по кинетической теории [9]. Влияние турбулентности на процесс горения учитывали с помощью модели Eddy Dissipation Model Concept [10], что необходимо, поскольку при горении в сверхзвуковом воздушном потоке за обратным уступом турбулентность вносит значительный вклад в смешение компонентов.

Горение водорода в воздухе описывается одностадийной химической реакцией. Брутто-формула данной реакции имеет вид



Ввиду двумерной постановки задачи для построения расчетной области необходимо привести площадь семи форсунок к эквивалентной щели, тогда толщина щели будет определяться формулой

$$\delta = \frac{n\pi d^2}{4l} = \frac{7\pi \cdot 1,2^2}{4 \cdot 40} = 0,2 \text{ мм},$$

где  $n = 7$  — количество инжекторов;  $d$  — диаметр инжекторов;  $l$  — ширина канала.

На схематичном изображении расчетной области (рис. 3) приведены обозначения ее границ. Параметры воздушного потока на входе (граница 1) соответствовали приведенным выше, а параметры водорода на входе (граница 2) соответствовали приведенным выше. В выходном сечении (граница 3) задавалось условие безградиентного течения газа. На стенках (границы 4, 5 и 6) реализуется течение с прилипанием, температура стенок задана равной  $T_{ст} = 300$  К. Стенка была разделена на три части: стенка изолятора (до уступа) (граница 4), верхняя стенка КС (граница 5) и нижняя стенка КС (граница 6). Разделение стенки введено для сравнения результатов расчета с экспериментальными данными, содержащими распределения статического давления вдоль нижней стенки тракта.

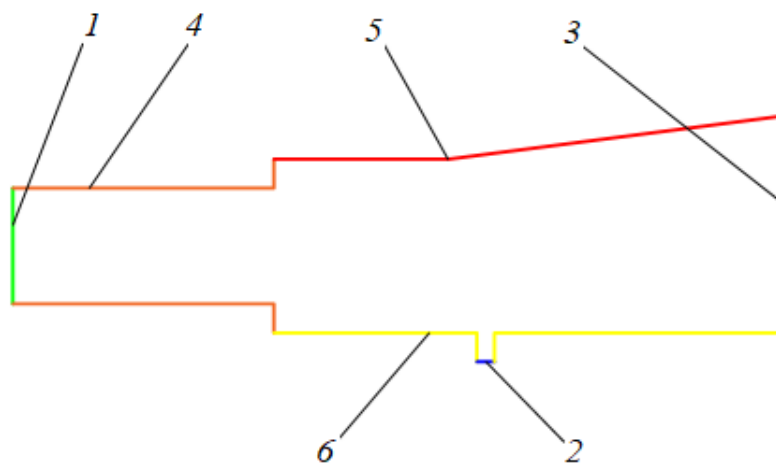


Рис. 3. Схема расчетной области:

1 — вход воздушного потока; 2 — вход водорода; 3 — выходное сечение;  
4 — стенка изолятора; 5 — верхняя стенка КС; 6 — нижняя стенка КС

Проведен стационарный расчет без подачи горючего, при этом на входе водорода (границе 2) задавались граничные условия стенки, аналогичные границам 4–6. Реакции между компонентами в данном расчете отсутствовали, поэтому состав воздушного потока на входе сохранялся и в остальной части рабочей области.

Затем выполнен нестационарный расчет с подачей горючего и учетом реакции между компонентами. В начальный момент времени течение в тракте соответствовало условиям установившегося воздушного потока без подачи горючего.

**Результаты моделирования без подачи горючего.** Рассмотрим картину течения в исследуемом тракте без подачи водорода (рис. 4). Анализ поля распределения числа Маха позволяет выделить главную особенность течения: проходя через сечение обратных уступов, поток претерпевает резкое расширение, что выражается в появлении X-образных скачков уплотнения. При постоянной высоте тракта картина скачков уплотнения не изменяется, однако их интенсивность уменьшается вниз по течению. В расширяющейся части тракта поток начинает ускоряться, значение числа Маха при этом увеличивается. Также при

прохождении потока через сечение внезапного расширения появляются зоны его отсоединения, в которых скорость течения дозвуковая.

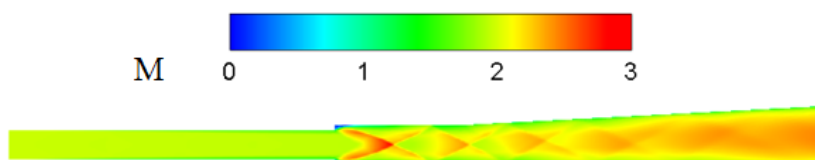


Рис. 4. Поле распределения числа Маха

Наличие X-образных скачков уплотнения обуславливает существование пиков и минимумов статического давления на нижней стенке КС (рис. 5). Уменьшение значения пиков давления обусловлено снижением интенсивности скачков уплотнения. Сравнение расчетных и экспериментальных данных демонстрирует их удовлетворительное согласование. Качественно распределения давления достаточно близки, при этом количественно экспериментальные значения превосходят результаты численного моделирования на 5...10 %.

Подобное рассогласование можно объяснить переходом к двумерной постановке решения задачи.

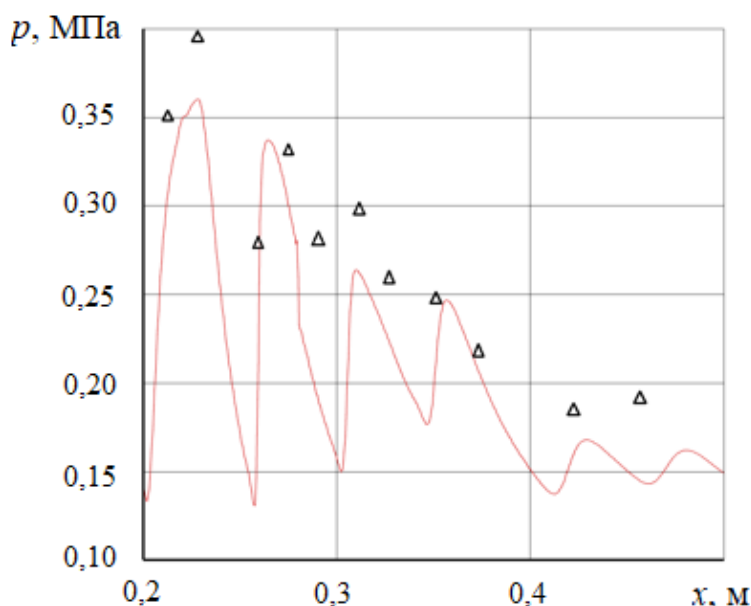


Рис. 5. Распределение статического давления вдоль нижней стенки КС:

— результаты моделирования;  $\Delta$  — данные, полученные в эксперименте [6]

**Результаты моделирования с подачей горючего.** В качестве результатов приведены поля распределения статического давления, числа Маха, массовой доли водорода, кислорода и паров воды по продольному сечению тракта (рис. 6–10). Картина течения до сечения подачи водорода не отличается от реализующейся

в тракте без подачи горючего. Ниже по течению давление за скачками уплотнения увеличивается. Это связано с тепловыделением в процессе реакции между кислородом и водородом.

По полю распределения числа Маха видно, что в зоне тепловыделения за скачками уплотнения скорость течения снижается до дозвуковой. Именно в зонах дозвукового течения происходит наиболее интенсивная реакция между компонентами. Однако по полям распределения массовой доли компонентов, участвующих в химической реакции (см. рис. 8, 9), видно, что реакция осуществляется также в зонах сверхзвукового течения.

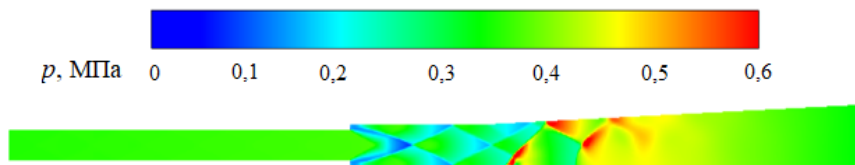


Рис. 6. Поле распределения статического давления

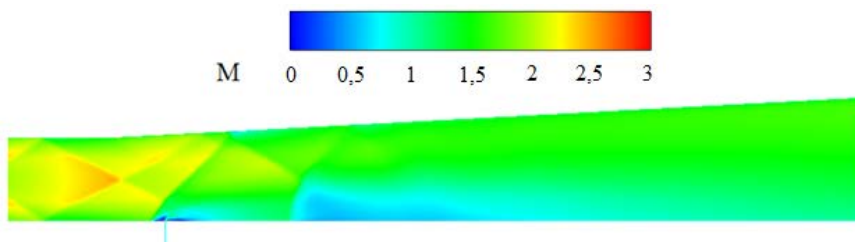


Рис. 7. Поле распределения чисел Маха

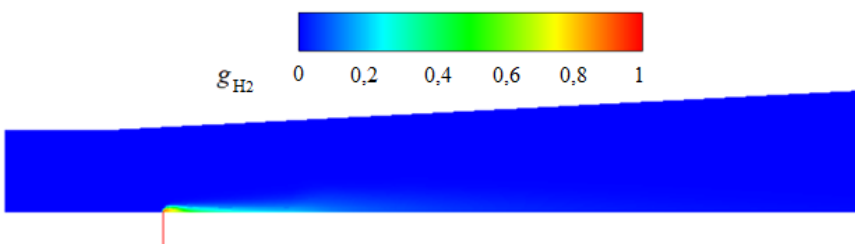


Рис. 8. Поле распределения массовой доли водорода

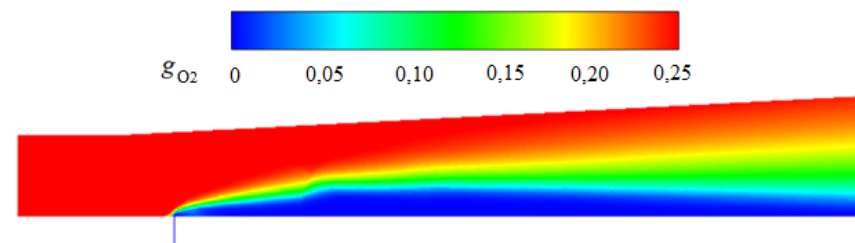


Рис. 9. Поле распределения массовой доли кислорода

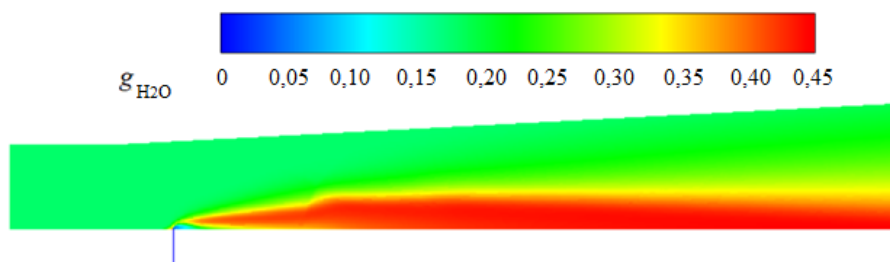


Рис. 10. Поле распределения массовой доли паров воды

Резкое увеличение давления вдоль нижней стенки КС после сечения подачи соответствует зоне разрежения за струей водорода, которая является плохообтекаемой для набегающего воздушного потока. Данную особенность течения можно наблюдать на поле распределения числа Маха. Также заметна и следующая за ней вниз по течению волна, обуславливающая второй пик давления. Далее в расширяющейся части тракта течение устанавливается и давление снижается благодаря расширению тракта.

Сравнение полученных при моделировании результатов с экспериментальными данными показывает удовлетворительное их согласование (рис. 11). Качественно распределения сходятся, при этом количественно экспериментальные значения превосходят результаты численного моделирования на 5...10 %. Подобное рассогласование можно объяснить, как и при моделировании без горения, переходом к двумерной постановке решения задачи.

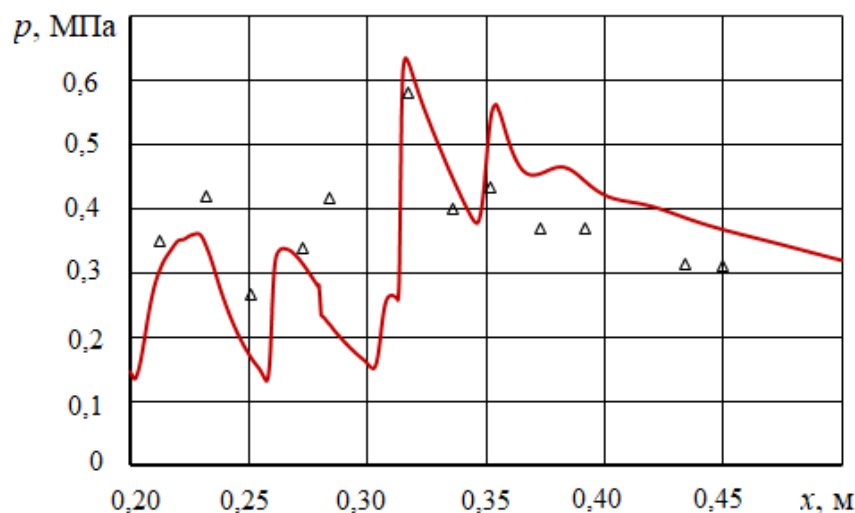


Рис. 11. Распределение статического давления вдоль нижней стенки КС:

— результаты моделирования;  $\Delta$  — данные, полученные в эксперименте [6]

Таким образом, совпадение характера изменения давления по длине нижней стенки КС, а также численное рассогласование в пределах 5...10 % говорит о применимости одностадийной модели химической реакции между кислородом и во-

дородом в задачах горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке. Применение одностадийной модели реакции существенно снижает время вычисления по сравнению со временем вычисления для других существующих кинетических механизмов, описывающих горение водорода в воздушном потоке, и позволяет проводить предварительные расчеты рабочего процесса без использования суперкомпьютеров, требующих значительных материальных вложений.

**Выводы.** 1. Проведено математическое моделирование рабочего процесса в сверхзвуковой камере сгорания в двумерной постановке: 1) без подачи водорода; 2) с подачей газообразного водорода и учетом реакции между компонентами. При моделировании горения принято допущение об одностадийности химической реакции между водородом и кислородом. 2. Результаты моделирования газодинамического течения в сверхзвуковой камере сгорания без подачи горючего показали удовлетворительное согласование с экспериментальными данными. Проанализирована картина течения. 3. Сравнение результатов моделирования рабочего процесса в сверхзвуковой камере сгорания с подачей и горением газообразного водорода в воздушном потоке продемонстрировало удовлетворительное согласование с экспериментальными данными. Количественное рассогласование не превышает 10 %. 4. Полученные данные свидетельствуют о возможности использования модели одностадийной химической реакции между кислородом и водородом при предварительных расчетах рабочего процесса в сверхзвуковой КС произвольной геометрии на водородном горючем.

## Литература

- [1] Обносов Б.В., Сорокин В.А., ред. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.
- [2] Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. Т. 1. М., Машиностроение, 1989.
- [3] Ванькова О.С., Гольдфельд М.А., Федорова Н.Н. Управление процессами воспламенения и стабилизации горения в сверхзвуковой камере сгорания. *Вестник Новосибирского государственного университета. Серия: Физика*, 2016, т. 11, № 2, 46–55 с.
- [4] Ванькова О.С., Федорова Н.Н. Математическое моделирование воспламенения водородо-воздушной смеси в каналах при сверхзвуковых скоростях потока. *Динамика многофазных сред. Тр. XIV Всерос. семинара*. Новосибирск, ИТПМ, 2015, с. 139.
- [5] Карасев В.Н., Левин В.М. Моделирование тяговых характеристик прямоточного воздушно-реактивного двигателя для больших сверхзвуковых скоростей полета. Труды МАИ, 2013, № 64. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=36551>
- [6] Zheng Z., Le J. Parallel modeling of three-dimensional scramjet combustor and comparisons with experiment's results. *Int. Conf. Methods of Aerophysical Research*, 2002, p. 8.
- [7] Программные продукты ANSYS. *cadfem-cis.ru: веб-сайт*. URL: <https://www.cadfem-cis.ru/products/ansys/> (дата обращения: 04.10.2021).
- [8] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes. *AIAA J.*, 2009, vol. 47, no. 12, pp. 2894–2906. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.42362>



- [9] Френкель Я.И. Кинетическая теория жидкостей. Л., Наука, 1975.
- [10] Ertesvåg I.S., Magnussen B.F. The eddy dissipation turbulence energy cascade model. *Combust. Sci. Technol.*, 2000, vol. 159, no. 1, pp. 213–235. DOI: <https://doi.org/10.1080/00102200008935784>

**Мирошниченко Сергей Александрович** — аспирант кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Воронецкий Андрей Владимирович, доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:**

Мирошниченко С.А. Моделирование горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке с допущением об одностадийности химической реакции. *Политехнический молодежный журнал*, 2022, № 01(66). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-01-762>

---

**SIMULATION OF HYDROGEN COMBUSTION IN A SUPERSONIC AIR FLOW WITH THE ASSUMPTION OF A SINGLE-STAGE CHEMICAL REACTION**

S.A. Miroshnichenko

slispeed\_97@mail.ru

SPIN-code: 6368-8146

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

**Abstract**

The article is devoted to mathematical modeling of the working process in a supersonic direct-flow combustion chamber using hydrogen gas as a fuel. When carrying out the calculation, an assumption was made about the single-stage chemical reaction between oxygen and hydrogen. The resulting pressure distribution along the wall of the supersonic combustion chamber under study is compared with experimental data. The effect of heat release on the flow pattern is analyzed. The results of the study indicate the possibility of using a one-stage model of the chemical reaction between oxygen and hydrogen in the preliminary calculations of the working process in a supersonic combustion chamber.

**Keywords**

Mathematical model, combustion, hydrogen, supersonic combustion chamber, aircraft, assumption, one-stage chemical reaction, distribution

Received 06.12.2021

© Bauman Moscow State Technical University, 2021

**References**

- [1] Obnosov B.V., Sorokin V.A., eds. Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive [Construction and design of combined rocket engines on solid fuel]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012 (in Russ.).
- [2] Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bol'shikh sverkhzvukovykh skorostey poleta. T. 1 [Jet engines for high hypersonic speed of flight. Vol. 1]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989 (in Russ.).
- [3] Van'kova O.S., Gol'dfel'd M.A., Fedorova N.N. Control of processes of ignition and combustion stabilization in the supersonic combustion chamber. *Vestnik Novosibirskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Fizika* [Vestnik NSU. Series: Physics], 2016, vol. 11, no. 2, 46–55 s (in Russ.).
- [4] Van'kova O.S., Fedorova N.N. [Mathematical modelling of hydrogen-air mixture combustion in channels at hypersonic flow speed]. *Dinamika mnogofaznykh sred. Tr. XIV Vseros. Seminara* [Multiphase medium dynamics. Proc. XIV Russ. Seminar]. Novosibirsk, ITPM Publ., 2015, pp. 139 (in Russ.).
- [5] Karasev V.N., Levin V.M. Simulation of thrust performances ramjet engine for high supersonic velocities of flight. *Trudy MAI*, 2013, no. 64. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=36551> (in Russ.).
- [6] Zheng Z., Le J. Parallel modeling of three-dimensional scramjet combustor and comparisons with experiment's results. *Int. Conf. Methods of Aerophysical Research*, 2002, p. 8.
- [7] Programmnye produkty ANSYS [ANSYS software]. *cadfem-cis.ru: website* (in Russ.). URL: <https://www.cadfem-cis.ru/products/ansys/> (accessed: 04.10.2021).
- [8] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes. *AIAA J.*, 2009, vol. 47, no. 12, pp. 2894–2906. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.42362>

- [9] Frenkel' Ya.I. Kineticheskaya teoriya zhidkostey [Kinetic theory of liquids]. Leningrad, Nauka Publ., 1975 (in Russ.).
- [10] Ertesvåg I.S., Magnussen B.F. The eddy dissipation turbulence energy cascade model. *Combust. Sci. Technol.*, 2000, vol. 159, no. 1, pp. 213–235. DOI: <https://doi.org/10.1080/00102200008935784>

**Miroshnichenko S.A.** — PhD Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — Voronetsky A.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Please cite this article in English as:**

Miroshnichenko S.A. Simulation of hydrogen combustion in a supersonic air flow with the assumption of a single-stage chemical reaction. *Politekhnicheskiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2022, no. 01(66). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-01-762.html> (in Russ.).