

УДК 536.46

КВАЗИОДНОМЕРНОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОДОРОДО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В КАНАЛЕ ГПВРД

Селезнев Р.К.^{1,2,3}, Жорник К.А.⁴

¹ Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики имени Н. Л. Духова»,

Москва, 127055, Суцневская ул., д.22

² Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,

Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1

³ Московский физико-технический институт (государственный университет)

⁴ Министерство обороны Российской Федерации

rkseleznev@gmail.com

Аннотация

Реализована квазиодномерная модель гиперзвукового прямого воздушного двигателя (ГПВРД), которая позволяет получать распределения газодинамических параметров вдоль тракта двигателя и проводить анализ конструкции двигателя. Произведена верификация полученных газодинамических распределений на группе известных экспериментальных и расчетных данных.

QUASI ONE-DIMENSIONAL NUMERICAL SIMULATION OF SCRAMJET HYDROGEN-FUELED COMBUSTORS

Seleznev R.K.^{1,2,3}, Zhornik K.A.⁴

¹ All-Russian Scientific Research Institute of Automatics

Russia, Moscow, 127055

² Ishlinskyi Institute for problem in mechanics RAS, Russia, Moscow, 119526

³ Moscow Institute for Physics and Technology (MIPT), Russian Federation

⁴ Ministry of Defense of the Russian Federation

Implemented quasi one-dimensional model of Scramjet, which allows to obtain the distribution of gasdynamic parameters along the path of the engine. This model has been produced for use in hypersonic system design studies. This model is compared to experimental results for hydrogen-fueled scramjet engines to demonstrate the ability to predict wall pressure profile.

1. Введение

В последнее время наблюдается повышенный интерес к ГПВРД [1]. Это связано в первую очередь с успешными летными экспериментами [1–3], показавшими жизнеспособность данного типа двигателя. На первом этапе проектирования транспортного средства очень важно провести точный прогноз эффективности двигателя и других интегральных характеристик летательного аппарата (ЛА). Существуют двумерные [4] и трехмерные [5] модели позволяющие описывать структуру течений в камере ГПВРД. Однако, подобные модели требуют большого количества вычислительных затрат. Поэтому разрабатываются [6, 7] квазиодномерные модели ГПВРД. В этих моделях для расчета полей концентраций химических веществ, давления и температуры решается система обыкновенных дифференциальных уравнений [8].

Целью данной работы является исследование квазиодномерной модели а так же анализ полученных результатов.

2. Математическая модель

При математическом квазиодномерном описании камеры сгорания используются предположения, что газ идеальный, а поток установившийся. Система обыкновенных дифференциальных уравнений, моделирующая движение газа в канале ГПВРД приведена ниже.

$$\frac{dU}{dx} = \frac{1}{\alpha} \left\{ -\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + \frac{1 + \gamma M^2 (1 - \varepsilon) - (h_0/\hat{h})}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} + \frac{1}{\hat{h}} \left[-\sum_i h_i \frac{dY_i}{dx} + \frac{1}{\dot{m}} \sum_i \left(h_i \frac{d\dot{m}_i}{dx} \right)_{added} \right] - \frac{1}{MW} \frac{dMW}{dx} + \left[\gamma M^2 - \frac{c_p (T_{aw} - T_w)}{\hat{h} \cdot \text{Pr}^{\frac{3}{2}} A} \right] \frac{2C_f}{D} \right\}, \quad (1)$$

$$\frac{dT}{dx} = \frac{1}{\hat{c}_p} \left[-\sum_i h_i \frac{dY_i}{dx} + \frac{1}{\dot{m}} \sum_i \left(h_i \frac{d\dot{m}_i}{dx} \right)_{added} - \frac{2C_f c_p (T_{AW} - T_w)}{\text{Pr}^{\frac{2}{3}} D \cdot A} - \frac{h_0}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} - U \frac{dU}{dx} \right], \quad (2)$$

$$\frac{d\rho}{dx} = \rho \left[\frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} - \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} - \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \right], \quad (3)$$

$$\frac{dp}{dx} = -\gamma p M^2 \left[\frac{1}{U} \frac{dU}{dx} + \frac{1}{2} \left(\frac{4C_f}{D} \right) + \frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} \right], \quad (4)$$

$$\frac{dMW}{dx} = -MW^2 \left(\sum_i \frac{1}{MW_i} \frac{dY_i}{dx} \right), \quad (5)$$

$$\frac{dY_i}{dx} = \frac{\dot{\omega}_i MW_i}{\rho U} + \frac{1}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}_{i,added}}{dx} - \frac{Y_i}{\dot{m}} \frac{d\dot{m}}{dx} \quad (6)$$

Где

$$\alpha = 1/U (1 - \gamma M^2 + U^2/\hat{h}); \quad \hat{h} = \hat{c}_p T; \quad \hat{c}_p = \tilde{c}_p - \frac{1}{\dot{m}} \left\{ \sum_i \dot{m}_i (c_{pi} + \tilde{c}_{pi} T)_{added} \right\}; \quad \tilde{c}_p = c_p + \sum_i T \tilde{c}_{pi} Y_i;$$

$$T_{aw} = T [1 + \text{Pr}^{1/3} [(\gamma - 1)/2] M^2]; \quad C_f = \frac{0.664 \sqrt{C^*}}{\sqrt{\text{Re}}}; \quad C^* = \left(\frac{T^*}{T} \right)^{1/2} \left(\frac{1 + R/T}{T^*/T + R/T} \right); \quad R = 111 \text{ K};$$

$$T^* = 0.5 T_w + 0.28 T + 0.22 T_{AW}; \quad D = \frac{4A}{P_w}; \quad MW = \frac{1}{\sum_i Y_i / MW_i}; \quad h_0 = h + \frac{U^2}{2};$$

$\varepsilon = U_i / U_\infty$ – отношение скорости вдува в направлении потока к скорости потока (при перпендикулярном вдуве $\varepsilon = 0$); A – площадь сечения и является функцией от координаты x .

3. Модели смешения

В данной работе рассматривается две модели смешения. В первой модели считается, что вдув топлива происходит в реальном месте вдува, а окончательное смешение происхо-

дит на некотором расстоянии L_{mix} . Считается так же, что химические превращения начинают происходить только на расстоянии L_{mix} от места вдува.

Вторая модель смешения называется сверхзвуковой моделью смешения. Суть ее заключается в следующем. Хотя вдув топлива и происходит в точке реального вдува, топливо доступное для реакций поступает в систему на всей длине смешения L_{mix} . Подробно о модели сверхзвукового смешения можно узнать в [6].

4. Результаты

В данном разделе произведена верификация выполненных численных расчетов, которые выполнены на основе двух выше описанных моделей смешения.

Первая экспериментальная установка, исследуемая в данной работе, была создана Billig и Grenleski [9]. Схема экспериментальной установки представлена на рис. 1.

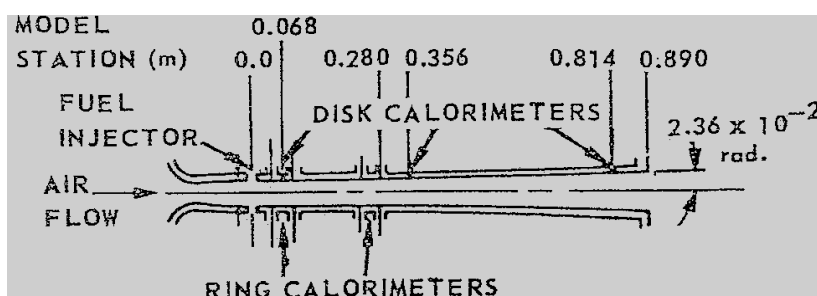


Рис.1. Геометрия экспериментальной установки Billig и Grenleski [9]

В таблице 1 представлены параметры этого эксперимента.

Таблица 1

Параметры экспериментальной установки Billig и Grenleski [9]

Температура	Давление	Скорость потока	γ	Температура стенки	ϕ
872 К	52000 Н/м ²	1849 м/с, 3.19 М	1.346	500 К	0.5

Для расчетов этой экспериментальной установки мы будем использовать первую модель смешения и полагать что $L_{mix} = 28$ см. Профиль давления внутри камеры горения представлен на рис. 2.

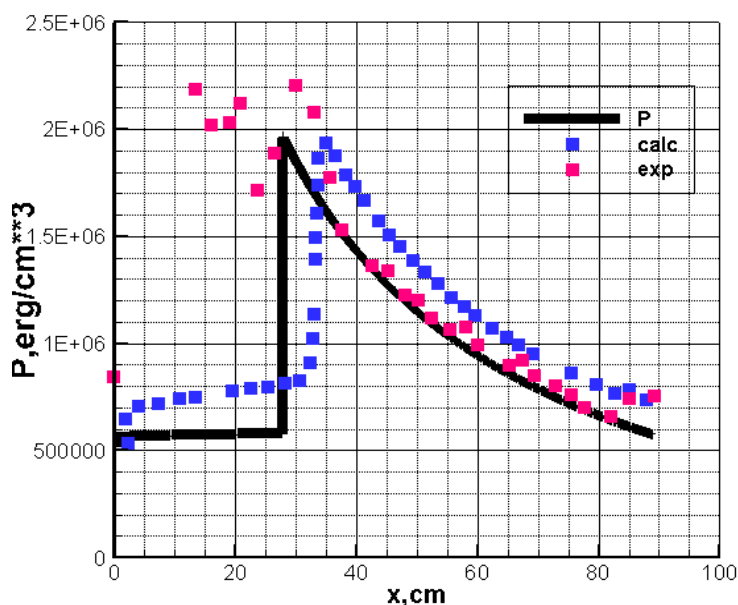


Рис. 2. Профили давления внутри камеры экспериментальной установки Billig и Grenleski [9]

Черной линией показано рассчитанное в данной работе давление. Синими точками показано давление, рассчитанное в работе [7]. Красными точками показаны значения полученные в эксперименте [9]. Видно хорошее согласие полученных результатов с экспериментальными значениями. Расхождение с расчетными данными других авторов можно объяснить различным выбором длины смешения. Следует отметить, что давление вначале увеличивается незначительно за счет трения в канале. После начала горения при $L = 28$ см, давление растет скачкообразно, из-за того, что канал является расширяющимся, а поток сверхзвуковым давление снижается.

На рис. 3 и рис. 4 приведены рассчитанные величины числа Маха и температуры, соответственно, внутри камеры сгорания [9].

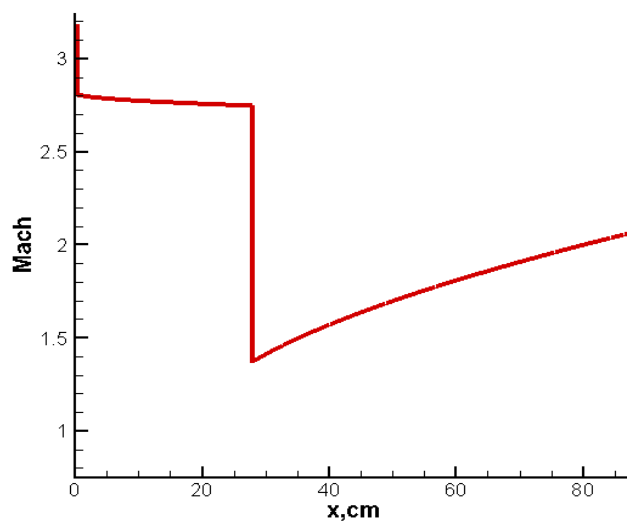


Рис.3. Профиль числа Маха внутри камеры экспериментальной установки Billig и Grenleski [9]

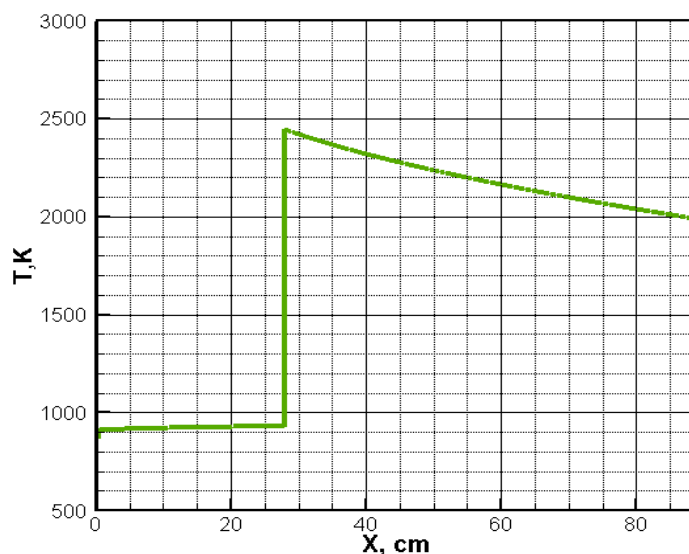


Рис.4. Профиль температуры внутри камеры экспериментальной установки Billig и Grenleski [9]

Второй эксперимент, исследуемый в этой работе – HyShot-2 [3]. Для расчетов этой экспериментальной установки мы будем использовать вторую модель смешения и полагать,

что $L_{\text{mix}} = 90$ см. На рис. 5 приведено сравнение расчетных давлений внутри камеры ГПВРД эксперимента HyShot-2 без горения, полученных в данной работе (черная линия), с результатами расчетов других авторов [6] (зеленые точки). На рис. 6 приведены аналогичные результаты для случая с горением внутри камеры ГПВРД. Можно заметить, что давление вначале растет за счет горения, а в дальнейшем происходит спад давления за счет расширения камеры сгорания.

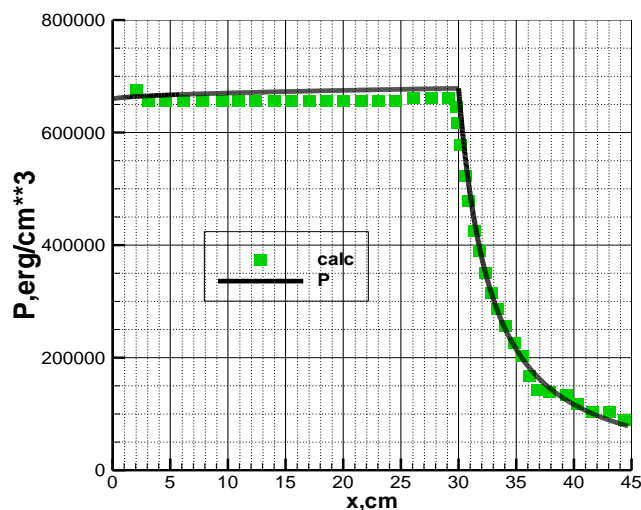


Рис. 5. Профили давления внутри камеры экспериментальной установки HyShot-2 [3] (без горения)

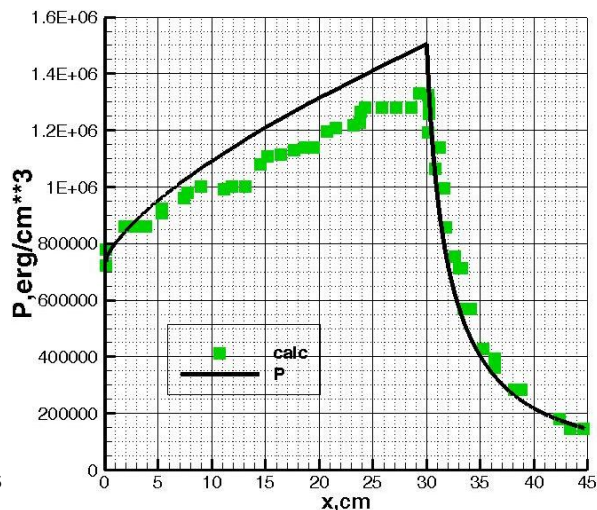


Рис. 6. Профили давления внутри камеры экспериментальной установки HyShot-2 [3] (с горением)

Заключение

Реализована квазиодномерная модель горения. На группе экспериментальных и расчетных данных проведена верификация исследуемой модели с использованием двух различных моделей смешения. Полученные результаты находятся в хорошем соответствии с результатами других авторов и данными экспериментов.

Разработан вычислительный код, позволяющий производить оценочные газодинамические параметры внутри камеры ГПВРД.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки России, в рамках программы фундаментальных исследований Президиума РАН.

Данная работа отвечает направлению численного моделирования газодинамических энергетических установок, развиваемому в рамках научной программы лаборатории радиационной газовой динамики ИПМЭХ РАН по созданию компьютерных (цифровых) моделей ГЛА [10–25].

Литература

1. Балмина Р.В. et al. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения // Обзорно-аналитический журнал «Техническая информация». 2012. Vol. 1–2. Pp. 1–76.
2. L. Moses P. et al. NASA hypersonic flight demonstrators — overview, status, and future plans // Acta Astronaut. 2004. Vol. 55, № 3–9. Pp. 619–630.
3. Hass N., Smart M., Paull A. Flight Data Analysis of the HYSHOT 2 // AIAA/CIRA 13th Int. Sp. Planes Hypersonics Syst. Technol. Conf. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005. Pp. 1–17.
4. Surzhikov S. et al. Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014. Pp. 1–25.

5. Engblom W., Frate F., Nelson C. Progress in validation of WIND-US for ramjet/scramjet combustion. 2005. № January. Pp. 1–18.
6. Birzer C., Doolan C. Quasi-one-dimensional model of hydrogen-fueled scramjet combustors // J. Propuls. power. 2009. Vol. 25, № 6. Pp. 1220–1225.
7. Brien T.F.O., Starkey R.P., Lewis M.J. Quasi-One-Dimensional High-Speed Engine Model with Finite-Rate Chemistry // AIAA J. 2001. Vol. 17, № 6.
8. Surzhikov S., Seleznev R. A Generalized Newton Method for Differential Equation of Chemical Kinetics // arc.aiaa.org. 2013. Pp. 1–17.
9. Billig F.S., Grenleski S.E. Heat Transfer in Supersonic Combustion // Process. Heat Transf. Amsterdam: Elsevier, 1970. Pp. 1–11.
10. Сторожев Д. А. “Численное моделирование кинетики ионизации и диссоциации водорода в плазме разряда Пеннинга в приближении ЛТР” // физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2014, Том 15, Вып. 3, <http://chemphys.edu.ru/pdf/2014-10-02-008.pdf>
11. Сторожев Д. А. «Кинетические процессы в плазме тлеющего разряда» // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т.16. Вып.1. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-10-12-007.pdf>
12. Dmitry Storozhev; Sergey Surzhikov “ Numerical Simulation of Two-Dimensional Structure of Glow Discharge in view of vibrational kinetics” , AIAA paper, Plasma Discharge Modeling, January 16, 2014, 10.2514/6.2014-1193
13. Кузенов В.В., Котов М.А. Анализ газодинамических процессов и разработка модели течений в ударной гиперзвуковой аэродинамической трубе // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. 2014. № 1. С. 3-25.
14. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Experimental Investigation Of An Aerodynamic Flow Of Geometrical Models In Hypersonic Aerodynamic Shock Tube // Proceedings of 31th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 24 - 27 June 2013, San Diego, California, AIAA 2013-2931.
15. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Multiple Flow Regimes in a Single Hypersonic Shock Tube Experiment // Proceedings of 30th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 16 - 20 June 2014, Atlanta, Georgia, AIAA 2014-2657.
16. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржииков С.Т. Проведение экспериментов по обтеканию моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 16. Вып.2.
17. Seleznev R.K. and Surzhikov S.T. A Generalized Newton Method for Differential Equation of Chemical Kinetics// AIAA 2013-3009. 44th AIAA Thermophysics Conference, June 24-27, 2013, San Diego, CA. 17 p.
18. Горбунов А.А., Селезнев Р.К. Моделирование горения водорода в канале модельного ГПВРД. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013, Том14, Вып.4.
19. Селезнев Р.К. Исследование обобщенного метода Ньютона для решения системы дифференциальных уравнений химической кинетики на примере горения углеводорода в кислороде//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013, Том14, Вып.4. 2014 год
20. Полежаев Ю.В., Селезнев Р.К. Численное исследование процессов возникновения резонанса в экспериментальной установке импульсно-детонационного двигателя// ТВТ// 2014, Том 52, Выпуск. 2, с. 226–230.
21. Жорник К.А., Селезнев Р.К. Расчет интегральных характеристик силовых установок ПВРД.//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014, Том15, Вып.2.
22. Селезнев Р.К. На пути к гиперзвуку. Краткий исторический обзор. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014, Том15, Вып.3.
23. Ермишкин М.В. Трехмерное численное моделирование разлёта остатков сверхновой звезды // Физико-Химическая кинетика в газовой динамике. 2013, Том 14, Вып. 2. http://chemphys.edu.ru/media/files/03_Ermishkin_aphm2012.pdf
24. Ermishkin M.V., Surzhikov S.T. A Three-Dimensional Numerical Study of MHD interaction between Supernova Remnants and Interstellar Wind. AIAA paper 2014-0829. 2014. 15 p.
25. Ermishkin M.V., Surzhikov S.T. Three - Dimensional Numerical Study of Supernova Remnant Type-Ia Evolution in an Inhomogeneous Interstellar Medium. AIAA paper 2014-2238. 45th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference. 2014. 19p.

Статья поступила в редакцию 19 ноября 2014 г.