

Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Axisymmetric Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air

R.K. Seleznev^{1,2,3}, S.T. Surzhikov^{1,2}

¹ Institute for problems in mechanics Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow, 119526

² Dukhov Research Institute of Automatics, 22, Sushchevskaya str., Moscow 127055, Russia

³ Moscow Institute for Physics and Technology, Russia, Dolgoprudny, 141700

rkseleznev@gmail.com, surg@ipmnet.ru

Abstract

Combustion of hydrogen-air mixture under a periodical perpendicular injection of cold air is modeled. Fields of chemical species concentrations, pressure, and temperature are calculated by two-dimensional computational model based on unsteady governing equations including Navier-Stokes equations, energy conservation and diffusion equations together with system of chemical kinetic equations. Two-dimensional temperature, pressure and velocity visualization are presented. The method of the numerical simulation and details of the problem are presented in [4, 5].

Keywords: combustion, hydrogen, scramjet, chemical kinetics.

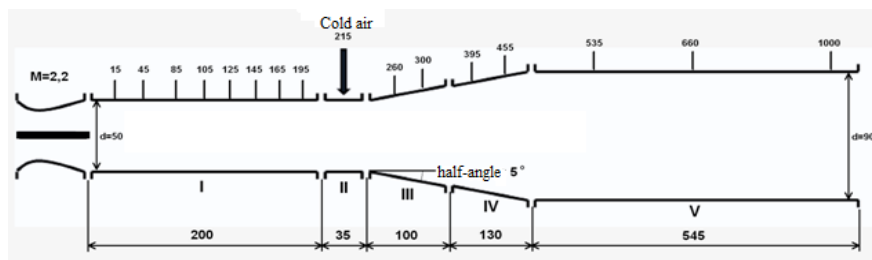


Fig. 1. Schematic of the physical experiment and geometry of the numerical simulation [1-3]

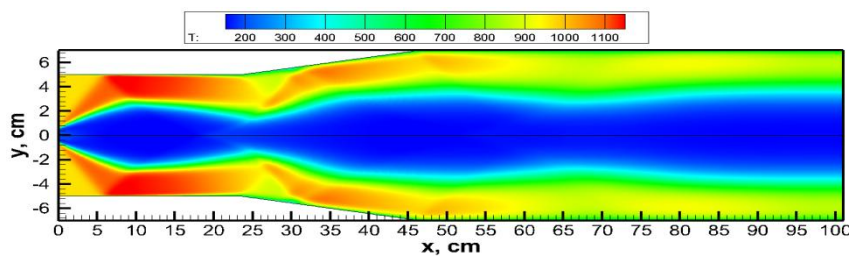


Fig. 2. Temperature in the combustion chamber without perpendicular air injection [4]

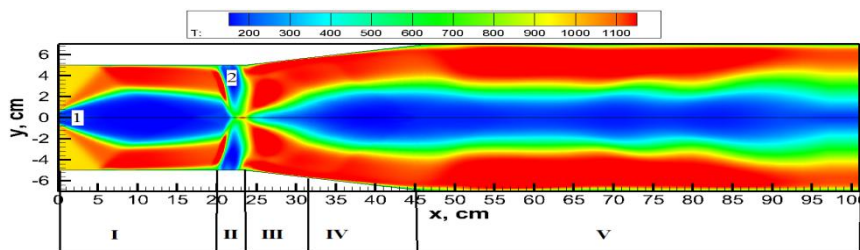


Fig. 3. Temperature in the combustion chamber at the beginning of air injection [4]

Video description

The results of previous studies [1–3] have shown the ability to control combustion modes in combustion chambers of hypersonic ramjet engines (scramjet) using periodical injection of air downstream from the area of the ignition of fuel components.

The presented videos are the results of a two-dimensional numerical simulation of thermogasdynamics processes in a axisymmetric channel scramjet experimental setup [3]. These videos illustrate flow regimes, observed in the experiments.

First phase of the calculation consists in determining the quasi-steady mode of burning in a stream of air with a temperature $T = 965$ K, a pressure $p = 0.65$ atm, at velocity $M = 2.2$. Molecular hydrogen supplied in the axial direction from the beginning of the chamber, with the following parameters: $M = 2.7$, $p = 0.237$ atm, $T = 193$ K. The hydrogen jet diameter is $d = 50$ mm. At this stage the diffusion combustion is realized (section I – V) at a relatively low-intensity heat release in the main section of the combustion chamber (section V).

When flap (see 2 in fig. 3), through which an air stream is injected with parameters $V_{in} = 31200$ cm/s, $p = 1$ atm, $T = 290$ K activates, the combustion considerably intensifies, as evidenced by the increase in temperature in the initial section of the channel (section I). Upon termination of the air valve combustion mode switches from intensive to low intensity diffusion. Periodic combustion process is realized in the combustion chamber. Time of injection in the calculations was 2 ms, and the time between the injections was 6 ms. Details of the numerical method are presented in [4,5].

The animation files give results of numerical simulation of thermo-gasdynamics processes in the combustion chamber with periodical cold air injection:

- 1) T – the name of animation file for temperature (in K);
- 2) OH – the name of animation file for mass fraction of OH;
- 3) H₂O – the name of animation file for mass fraction of H₂O;
- 4) M – the name of animation file for Mach numbers;
- 5) Pres – the name of animation file for pressure;
- 6) O – the name of animation file for mass fraction of O;
- 7) N₂ – the name of animation file for mass fraction of N₂;
- 8) H – the name of animation file for mass fraction of H;
- 9) V_x – the name of animation file for longitudinal velocity (V_x);
- 10) V_y – the name of animation file for velocity (V_y);
- 11) Ro – the name of animation file for pressure.

References

1. Zabaykin, V.A., “Quality of High-Enthalpy Flow upon Electric-Arc Heating of Air in a Facility for Investigation Supersonic Combustion,” *Combustion, Explosion & Shock Waves*. 2003. Vol. 39, No. 1, Pp. 23-30.
2. Zabaykin, V.A., Naumov, I.E., Tretyakov, P. K., “Change in the regimes of flow and combustion in a channel under external energy action,” *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2012. Vol.85. №6.
3. Tretyakov, P.K., “Organization of a pulsed mode of combustion in scramjets,” *Combustion, Explosion & Shock Waves*,” 2012. Vol. 48. Issue 6. p.677.
4. Surzhikov, S.T., Seleznev, R.K., Tretyakov, P.K., Zabaykin, V.A., “Unsteady Thermo-Gasdynamics Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air,” *AIAA 2014-3917*. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
5. Surzhikov, S.T., “Simulation of radiation-convective heating of model cameras of ramjets on hydrocarbon and hydrogen fuels”. *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*. 2014. V.15, issue 3. 35p. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/230/>

УДК 533.6.08

Нестационарные газодинамические процессы в осесимметричном канале ГПВРД с периодическим вдувом холодного воздуха

Р.К. Селезнев^{1,2,3}, С.Т. Суржиков^{1,2}

¹ *Институт проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН, Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1*

² *Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики имени Н. Л. Духова, Москва, 127055, Суцеская ул., д.22*

³ *Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный, 141700, Институтский пер., 9
rkseleznev@gmail.com, surg@ipmnet.ru*

Аннотация

В работе моделируется процесс горения водородо-воздушной смеси при периодическом вдуве холодного воздуха поперек основного сверхзвукового потока. Поля концентраций химических компонент, давления и температуры рассчитываются с помощью двумерной вычислительной модели, основанной на нестационарных уравнениях Навье-Стокса, сохранения энергии, уравнений диффузии и системы уравнений химической кинетики. Представлена визуализация двумерных расчетов полей температуры, скорости, давления и концентраций химических компонент. Метод численного интегрирования дан в [4, 5].

Ключевые слова: горение, водород, ГПВРД, химическая кинетика.

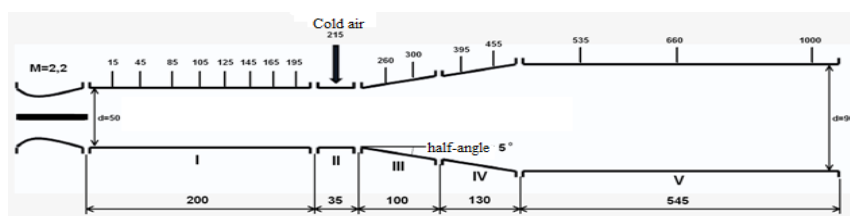


Рис. 1. Схема физического эксперимента и геометрия для численного моделирования [1-3]

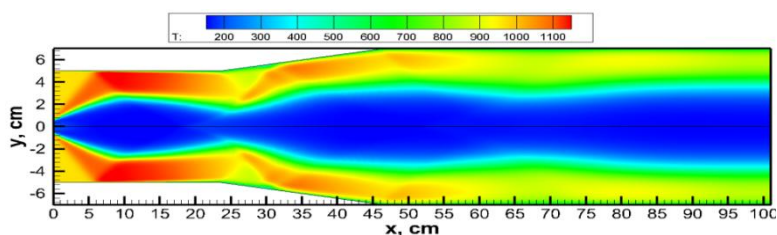


Рис. 2. Температура в камере сгорания без периодического вдува воздуха [4]

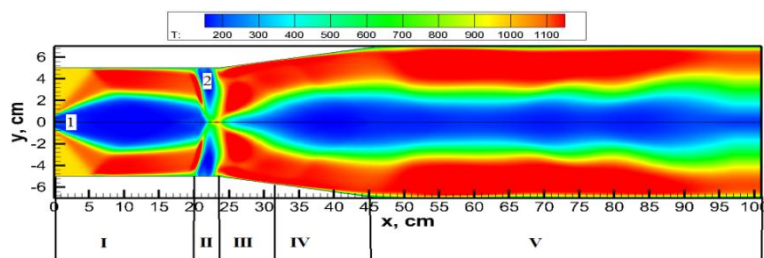


Рис. 3. Температура в камере сгорания в начале процесса периодического вдува воздуха [4]

Описание видео

Результаты ранее выполненных исследований [1–3] показали возможность управления режимом горения в канале модельной энергетической установки типа гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с использованием импульсно-периодического поперечного вдува воздуха ниже по течению от области воспламенения компонентов горючего.

Приведенные в данной работе видео являются результатом двумерного численного моделирования термогазодинамических процессов в осесимметричном канале ГПВРД экспериментальной установки [3] и иллюстрирует наблюдаемые в экспериментах режимы течения.

Первая фаза расчета состоит в определении квазистационарного режима горения в потоке воздуха с температурой $T = 965$ К, давлением $p = 0.65$ атм и скоростью $M = 2.2$, молекулярного водорода, подаваемого в аксиальном направлении в начале камеры, с параметрами $M = 2.7$, $p = 0.273$ атм, $T = 193$ К. Диаметр водородной струи равен $d = 50$ мм. На этом этапе реализуется диффузионный режим горения (секции I–V) с относительно малоинтенсивным тепловыделением на основном участке камеры сгорания (секция V).

При включении клапана (обозначение 2 на рис. 3), через который инжектируется воздушная струя с параметрами $V_{in} = 31200$ см/с, $p = 1$ атм, $T = 290$ К, горение заметно интенсифицируется, о чём свидетельствует повышение температуры на начальном участке канала (секции I) При прекращении подачи воздуха из клапана режим горения переходит от интенсивного к диффузионному малоинтенсивному. Таким образом, реализуется периодический процесс горения в осесимметричном канале. Время вдува в расчетах составляло 2 мс, а время между вдувами 6 мс.

Детали численной методики изложены в [4, 5].

Следующие анимационные файлы показывают результаты численного моделирования термогазодинамических процессов в камере сгорания с периодическим вдувом холодного воздуха:

- 1) T – имя анимационного файла для температуры (в К);
- 2) OH – имя анимационного файла для массовой доли OH;
- 3) H2O – имя анимационного файла для массовой доли H₂O;
- 4) M – имя анимационного файла для числа Маха;
- 5) Pres – имя анимационного файла для давления;
- 6) O – имя анимационного файла для массовой доли O;
- 7) N2 – имя анимационного файла для массовой доли N₂;
- 8) H – имя анимационного файла для массовой доли H;
- 9) Vx – имя анимационного файла для продольной скорости (V_x);
- 10) Vy – имя анимационного файла для поперечной скорости (V_y);
- 11) Ro – имя анимационного файла для плотности.

Литература

1. Zabaykin V.A. Quality of High-Enthalpy Flow upon Electric-Arc Heating of Air in a Facility for Investigation Supersonic Combustion // Combustion, Explosion, & Shock Waves. 2003. Vol.39, No. 1, Pp. 23–30
2. Zabaykin V.A., Naumov I.E., Tretyakov, P. K. Change in the regimes of flow and combustion in a channel under external energy action // Journal of Engineering Physics and Thermophysics; 2012, Vol.85, № 6.
3. Tretyakov P.K. Organization of a pulsed mode of combustion in scramjets // Combustion, Explosion, & Shock Waves. 2012. Vol. 48 Issue 6, p.677

4. Surzhikov, S.T., Seleznev, R.K., Tretjakov, P.K., Zabaykin, V.A. Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // AIAA 2014-3917, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
5. Суржиков С. Т. Моделирование радиационно-конвективного нагрева модельных камер ПВРД на водородном и углеводородном топливе//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып. 3. 35с. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/230/>

Сообщение поступило в редакцию 29 октября 2015 г.