

The Study of the Flow Structure in the Scramjet Inlet-Isolator with Throttle

R.K. Seleznev^{1,2,3}

¹ Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119526, Russia

² Dukhov Research Institute of Automatics,
Moscow, 127055, Russia

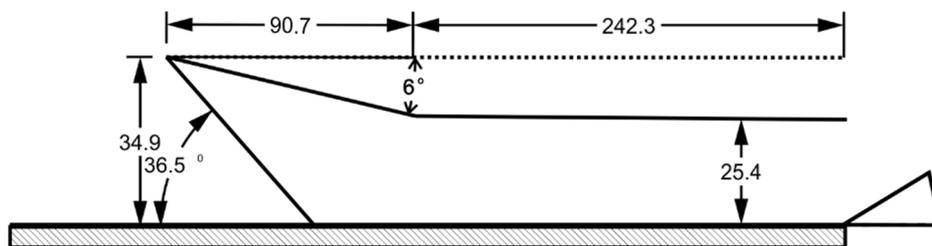
³ Moscow Institute for Physics and Technology,
Dolgoprudny, 141700, Russia

rkseleznev@gmail.com

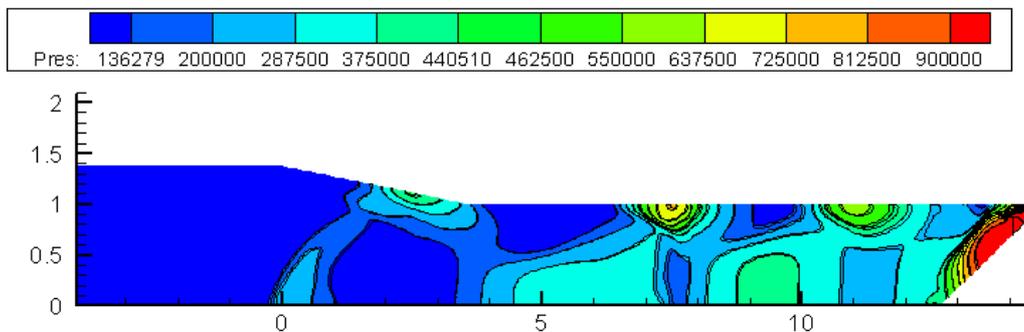
Abstract

Non-stationary process in a scramjet inlet-isolator with the mechanical throttle is modeled. Fields of velocity, pressure, and temperature are calculated by Three -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. Method of the numerical simulation and details of the problem under consideration are presented in [1–6].

Keywords: throttle, scramjet, inlet, isolator.



Schematic of the model of the inlet/isolator model mounted on the wind tunnel floor



Pressure distribution within the experimental setup $t = 20$ ms

УДК 533.697

Исследование структуры течения в воздухозаборнике ГПВРД с поднятой дроссельной заслонкой

Р.К. Селезнев^{1,2,3}

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

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

³*Московский физико-технический институт,
Россия, Долгопрудный, 141700, Институтский пер., 9*

rkseleznev@gmail.com

Аннотация

В работе представлена визуализация результатов моделирования нестационарного процесса в воздухозаборнике ГПВРД при поднятии механической дроссельной заслонки. Поля скоростей, давления и температуры рассчитываются с помощью трехмерной вычислительной модели, основанной на нестационарных уравнениях Навье–Стокса, сохранения энергии, уравнений диффузии и системы уравнений химической кинетики. Представлена двумерная визуализация трехмерных расчетов полей температуры, числа Маха и давления. Метод численного интегрирования подробно описан в [1–6].

Ключевые слова: дроссель, ГПВРД, воздухозаборник.

1. Введение

Структура течения в воздухозаборнике сильно влияет на работу гиперзвукового двигателя. Воздухозаборные устройства очень чувствительны к газодинамическим неустойчивостям набегающего потока. Набегающий поток воздуха, прежде чем попасть в камеру сгорания проходит через серию скачков уплотнения в воздухозаборнике, тем самым нагреваясь и замедляясь. Для того чтобы уменьшить влияние условий полета на поступающий в камеру сгорания поток воздуха, используют изолятор. В изоляторе создается нестационарная ударно-волновая структура, которая, тем не менее, обеспечивает стабильный поток на входе в камеру сгорания. Когда противодавление, создаваемое процессом горения, превышает определенное значение, происходит распространение возмущения (области повышенного давления) вверх по потоку, что может привести к запиранью воздухозаборника [7].

В эксперименте данный процесс может имитироваться поднятием металлической дроссельной заслонки, расположенной на выходе из экспериментальной установки. В данной работе представлены результаты визуализации численного моделирования одного из таких экспериментов, который был проеден в университете Техаса [8]. Схема эксперимента представлена на рис. 1.

2. Описание видео

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

Постановка задачи следующая: слева в воздухозаборник (рис. 1) поступает поток воздуха с температурой $T = 57.4$ К (такая низкая температура объясняется тем, что в эксперименте набегающий поток воздуха поступает из газовых баллонов), давлением $p = 0.0538$ атм и скоростью $M = 4.9$. Следует отметить, что в эксперименте толщина пограничного слоя на входе в камеру сгорания составляла $\delta = 19.3$ мм, что было учтено при задании граничных условий набегающего потока [10]. Более подробно постановка задачи и граничные условия описаны в [3, 11].

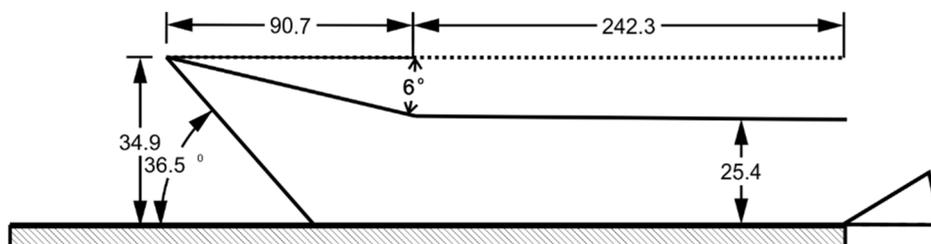


Рис. 1. Схема экспериментальной установки воздухозаборника с механическим дросселем [8]. Рисунок взят из работы [9]

При взаимодействии сверхзвукового потока с механическим дросселем, который поднимается мгновенно и остается неподвижным до конца расчета, возникает возмущение, которое начинает распространяться вверх по потоку. В момент времени 18 мс картина течения стабилизируется, и не меняется в дальнейшем. Происходит запираение воздухозаборника. Это можно наблюдать, например, по распределению давления внутри камеры (рис. 2). Похожий процесс наблюдается в эксперименте и расчетах других авторов [12–14].

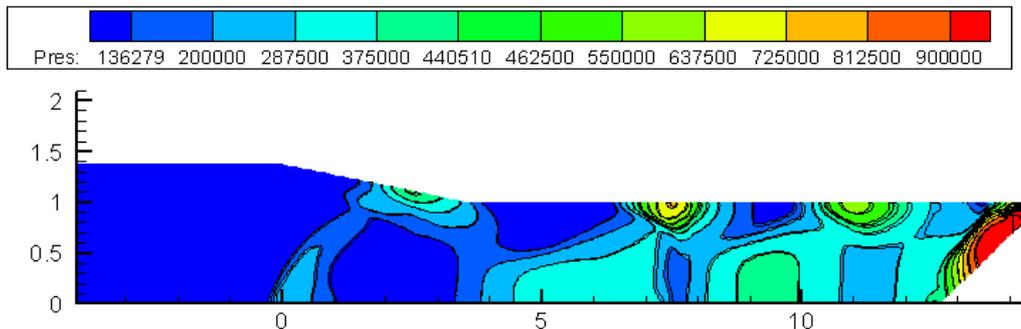


Рис. 2. Распределение давления внутри экспериментальной установки $t = 20$ мс

Детали численной методики изложены в [2, 4, 6].

Следующие анимационные файлы показывают результаты численного моделирования термогазодинамических процессов в камере сгорания с поднятой дроссельной заслонкой:

1. T – имя анимационного файла для температуры (в К);
2. M – имя анимационного файла для числа Маха;
3. Pres – имя анимационного файла для давления.

3. Заключение

Представлена визуализация процесса запираения воздухозаборника вследствие мгновенного поднятия механической дроссельной заслонки. Определено, что начиная с момента времени 18 мс, картина течения стабилизируется. Полученная картина течения соответствует результатам, наблюдаемым в эксперименте и другими авторами.

Литература

1. Kotov D.V., Surzhikov S.T. Computation of hypersonic flow and radiation of viscous chemically reacting gas in a channel modeling a section of a scramjet // High Temp. 2012. Vol. 50, № 1. Pp. 120–130.
2. 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. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/230/>
3. Seleznev R.K. Validation of two-dimensional model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012030.
4. Seleznev R.K. Validation of 3D model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012031.
5. Котов Д.В., Суржиков С.Т. Расчет гиперзвукового течения и излучения вязкого химически реагирующего газа в канале, моделирующем участок ГПВРД//Теплофизика высоких температур. 2012. Т.50. Т1. С. 126–136.
6. Surzhikov S. et al. Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014. P. 25.
7. Звегинцев В.И. Газодинамические проблемы при работе сверхзвуковых воздухозаборников в нерасчетных условиях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Vol. 6. Pp. 829–858.
8. Wagner J.L. Experimental Studies of Unstart Dynamics in Inlet / Isolator Configurations in a Mach 5 Flow // Assembly. 2009.
9. Seleznev R.K., Surzhikov S.T., Shang J.S. A review of the scramjet experimental data base // Prog. Aerosp. Sci. Elsevier Ltd, 2019. Vol. 106, № February. Pp. 43–70.
10. Borisov V.E., Kudryashov I.Y., Lutsky A.E. Numerical simulation of the pseudo-shock region formation in the channel // Keldysh Institute Preprints. 2016. № 2. Pp. 1–24.
11. Seleznev R.K. Numerical study of the flow structure in the supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012034.
12. Jang I., Pečnik R., Moin D.P. A numerical study of the unstart event in an inlet/isolator model // Cent. Turbul. Res. Annu. Res. Briefs. 2010. № 2009. Pp. 93–103.
13. Koo H. Large-Eddy Simulations of Scramjet Engines // Dr. Diss. 2010.
14. Boles J. et al. Simulations of High-Speed Internal Flows Using LES/RANS Models // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. № January. Pp. 1–22.

References

1. Kotov D.V., Surzhikov S.T. Computation of hypersonic flow and radiation of viscous chemically reacting gas in a channel modeling a section of a scramjet // High Temp. 2012. Vol. 50, № 1. Pp. 120–130.
2. Surzhikov S.T. Modelirovanie radiacionno-konvektivnogo nagreva model'nyh kamer PVRD na vodorodnom i uglevodorodnom toplive//Fiziko-himicheskaja kinetika v gazovoj dinamike. 2014. T.15, vyp. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/230/>.
3. Seleznev R.K. Validation of two-dimensional model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012030.
4. Seleznev R.K. Validation of 3D model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012031.
5. Kotov D.V., Surzhikov S.T. Raschet giperzvukovogo techenija i izluchenija vjazkogo himicheskogo reagirujushhego gaza v kanale, modelirujushhem uchastok GPVRD// Теплофизика высоких температур. 2012. Т.50. Т1. Pp. 126–136.

6. Surzhikov S. et al. Unsteady Thermo-Gasdynamics Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014. P. 25.
7. Zvegincev V.I. Gazodinamicheskie problemy pri rabote sverhzvukovyh vozduhozabornikov v neraschetnyh usloviyah (obzor) // Teplofizika i aeromehanika. 2017. Vol. 6. P. 829–858.
8. Wagner J.L. Experimental Studies of Unstart Dynamics in Inlet / Isolator Configurations in a Mach 5 Flow // Assembly. 2009.
9. Seleznev R.K., Surzhikov S.T., Shang J.S. A review of the scramjet experimental data base // Prog. Aerosp. Sci. Elsevier Ltd, 2019. Vol. 106, № February. Pp. 43–70.
10. Borisov V.E., Kudryashov I.Y., Lutsky A.E. Numerical simulation of the pseudo-shock region formation in the channel // Keldysh Institute Preprints. 2016. № 2. Pp. 1–24.
11. Seleznev R.K. Numerical study of the flow structure in the supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012034.
12. Jang I., Pečnik R., Moin D.P. A numerical study of the unstart event in an inlet/isolator model // Cent. Turbul. Res. Annu. Res. Briefs. 2010. № 2009. Pp. 93–103.
13. Koo H. Large-Eddy Simulations of Scramjet Engines // Dr. Diss. 2010.
14. Boles J. et al. Simulations of High-Speed Internal Flows Using LES/RANS Models // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. № January. Pp. 1–22.

Статья поступила в редакцию 23 мая 2019 г.