

# About stabilization of hydrogen detonative combustion in a convergent-divergent nozzle

M.A. Zubin, Yu.V. Tunik

*Institute of mechanics Lomonosov Moscow State University,  
Moscow, 119192, Russian Federation*

zubin@imec.msu.ru

tunik@imec.msu.ru

## Abstract

It is considered detonative combustion of hydrogen-air mixtures coming in axisymmetric convergent-divergent nozzle at Mach number  $M_0 \geq 7$ . The reality of initiation and stabilization of hydrogen detonative combustion is numerically shown at incoming flow Mach number  $M_0$  less than 9 for altitudes up to 16 km (fig. 1). Mixture leaning promotes the stabilization if incoming flow Mach number is decreased. Heat release effectivity increases together with the altitude. The central body “cylinder-conic” is the effective tool of hydrogen detonative combustion control (fig. 2).

Keywords: convergent-divergent nozzle, supersonic flow, Mach disk, hydrogen-air mixture, detonation initiation, detonative combustion, stagnation temperature, thrust.

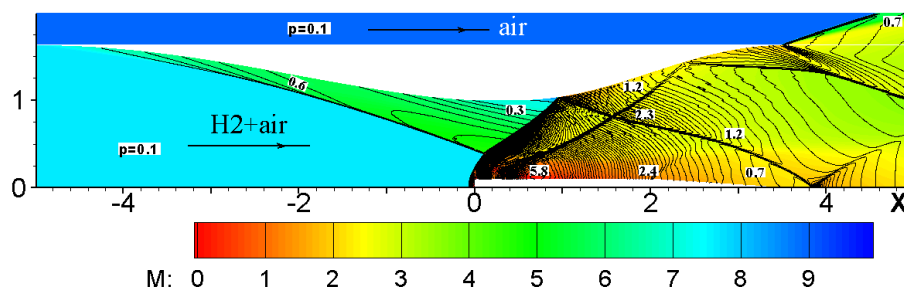


Fig. 1. Steady detonative combustion of stoichiometric hydrogen-air mixture in the axisymmetric nozzle with the coaxial central body “cylinder-conic” at  $M_0 = 9$  under conditions of the altitude  $H = 16$  km: isobars against the Mach number background

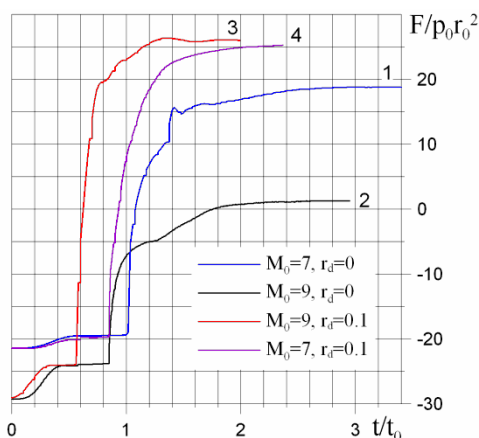


Рис. 2 Thrust during the process of a steady flow formation: curves 1 and 2 are obtained in the nozzle without a central body at  $M_0 = 7$  and 9, correspondingly, curve 3 is obtained in the nozzle with the central body “cylinder-conic” at  $M_0 = 9$  and 7

УДК 533.6.011.5

# О стабилизации детонационного горения водорода в сопле Лавалья

М.А. Зубин, Ю.В. Туник

НИИ механики МГУ, Россия, Москва, 119192, Мичуринский проспект д.1

zubin@imec.msu.ru

tunik@imec.msu.ru

## Аннотация

Рассматривается детонационное горение водородовоздушной смеси, поступающей в осесимметричное конвергентно-дивергентное сопло в потоке с числом Маха  $M_0 \geq 7$ . Численно показана возможность инициирования и стабилизации детонационного горения на высотах до 16 км при числе Маха набегающего потока  $M_0$  не превышающем 9. При уменьшении  $M_0$  стабилизации способствует обеднение смеси. С высотой растет эффективность тепловыделения. Центральное тело «цилиндр-конус» является эффективным инструментом управления детонационным горением водорода в сопле Лавалья.

Ключевые слова: сопло Лавалья, сверхзвуковой поток, диск Маха, водородовоздушная смесь, инициирование детонации, детонационное горение, температура торможения, тяга.

## 1. Введение

В настоящее время рассматриваются различные схемы детонационного горения в прямоточных авиационных двигателях [1–6]. В [7] показана возможность стационарного детонационного горения водородовоздушной смеси в сопле Лавалья при числе Маха набегающего потока  $M_0 \leq 7$ . В рамках одномерной теории нетрудно установить верхний предел значений  $M_0$ , при которых детонационное сжигание топливно-воздушной смеси в стационарном режиме может обеспечивать тягу. Максимум роста температуры торможения можно ожидать в стехиометрической смеси. Если сверхзвуковой поток этой смеси поступает в сопло Лавалья, то в конвергентной части он адиабатически тормозится до скорости детонации Чепмена–Жуге. Повышение температуры снижает тепловой эффект горения смеси в детонационной волне: с ростом числа Маха набегающего потока падает прирост температуры торможения, который определяет уровень тяги, генерируемой при детонационном сжигании топлива. В случае стехиометрической смеси результаты такого оценочного расчета представлены в таблицах 1 и 2. Здесь  $T_0$  и  $T_1$  – температура набегающего и адиабатически заторможенного потока;  $T_J$  – температура продуктов детонационного горения;  $T^*$  и  $T_J^*$  – температуры торможения в набегающем потоке и в продуктах детонационного горения;  $p_0, p_1, p_J, p^*$  и  $p_J^*$  – соответствующие величины давления;  $\Delta T = T_J^* - T^*$ . Расчеты выполнены с использованием программы Gaseq, которая имеется в интернете в свободном доступе. В одномерном приближении тяга  $F = G(u_2 - u_1)$ ,  $u_i = \left\{ 2C_p T_i^* \left[ 1 - (p_0/p_i^*)^{\gamma/(\gamma-1)} \right] \right\}^{1/2}$ , где  $G$  – расход газа [8]. Потери полного давления слабо влияют на величину тяги, поскольку при высокой сверхзвуковой скорости набегающего потока отношение атмосферного давления  $p_0$  к полному  $p_i^*$  много меньше единицы (см. таблицы). Практически равными оказываются коэффициенты теплоемкости  $C_p$  воспламеняющейся смеси и продуктов горения. Таким

образом, прирост температуры торможения  $\Delta T = T_j^* - T^*$  является главным параметром, определяющим величину генерируемой тяги. Судя по этой величине максимальное число Маха  $M_0$  в условиях приземной атмосферы чуть больше 7, а на высоте  $H = 16$  км – немного меньше 9.

Таблица 1

H=0 км: $T_0=300$ К, $p_0=1.0$ атм									
$M_0$	$T_1/T_0$	$p_1/p_0$	$T_j$ К	$p_j$	$T_j^*$ К	$T^*$ К	$\Delta T/T^*$	$p_j^*$	$p^*$
5	1.0	1.0	2956	15	3325	1800	0.847	26.5	529
7	11/6	8.3	3168	71.7	3500	3300	0.06	126	4414.4
9	17/6	38.3	3385	222	3720	5100	-0.27	390	20256.8

Таблица 2

H=16 км: $T_0=216.7$ К, $p_0=0.1$ атм									
$M_0$	$T_1$ К	$p_1$ атм	$T_j$ К	$p_j$	$T_j^*$ К	$T^*$ К	$\Delta T/T^*$	$p_j^*$	$p^*$
5	216.7	0.1	2775,4	2.0	3122.3	1300	1.4	3.6	52.9
7	397.3	0.83	2953,3	9.4	3322.4	2383.7	0.39	16.9	441.44
9	614	3.83	3120,6	29.0	3510.7	3684	-0.047	52.2	2025.68

В данной работе расчеты детонационного горения водородовоздушных смесей проводятся при числе Маха  $M_0$  равном 7 и 9 в сопле Лаваля заданной геометрии. Интерес представляет достижимая величина силы тяги и эффективность сжигания водорода в атмосферном воздухе на разных высотах. Тяга рассчитывается как интеграл сил давления на внутреннюю поверхность сопла, спроектированных на направление поступающего потока [3].

## 2. Постановка задачи

Постановка задачи и форма сопла (рис. 1) аналогичны тем, что описаны в [9]. Считается, что сопло встроено во внешнее цилиндрическое тело, которое не имеет аэродинамического сопротивления. В общем случае в полости сопла может быть размещено центральное коаксиальное тело «цилиндр-конус». Водородовоздушная смесь поступает в сопло после его запуска в сверхзвуковом воздушном потоке с числом Маха  $M_0$ .

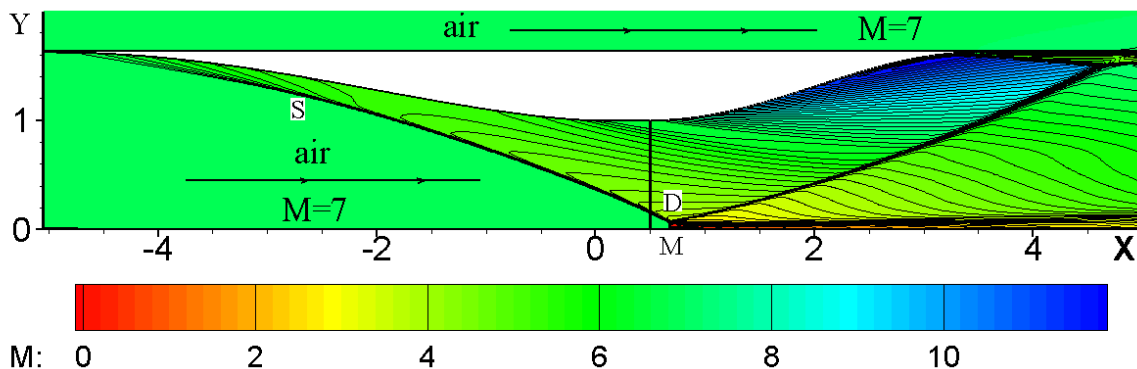


Рис. 1. Распределение числа Маха в установившемся потоке воздуха при  $M_0 = 7$

Смесь имеет ту же скорость, давление  $p_0$  и температуру  $T_0$ , что и набегающий воздушный поток, который сохраняется вне цилиндрическое тело до взаимодействия с продук-

тами горения. Давление  $p_0$  и температуру  $T_0$  считают равными параметрам атмосферного воздуха и зависят от высоты  $H$ . Ниже все расстояния и длины отнесены к радиусу минимального сечения сопла  $r_0 = 10$  см.

Численное моделирование базируется на уравнениях Эйлера для осесимметричного течения многокомпонентной газовой смеси и модифицированной конечно-разностной схеме С.К. Годунова, обеспечивающей второй порядок аппроксимации по пространственным переменным [10–11]. Используется фиксированная расчетная сетка, которая получена разбиением расчетной области вертикальными прямыми и ломаными линиями в продольном направлении. Расчетная область разбита на две части: внутреннюю, представляющую собой полость сопла, и внешнюю, т.е. над внешним цилиндрическим телом (см. рис. 1). В общем случае полость сопла разделяется вертикальной прямой, продолжающей торцевую стенку центрального тела. В нижней части расчетной области отрезки вертикальных прямых разбиты на  $N$  равных отрезков ( $N \geq 120$ ). В верхней части все ячейки по вертикали имеют размер  $\Delta Y = R_1/N$ , где  $R_1$  – радиус сечения на входе и выходе из сопла:  $R_1 \approx 1.63$ . Расстояние  $\Delta X$  между вертикальными прямыми, образующими расчетную сетку, увеличивается от минимального сечения пропорционально радиусу соплового канала. В минимальном сечении  $\Delta X = 1/N$ . В установившемся потоке относительная погрешность расчетов по полной энтальпии имеет порядок одного процента, а по расходу газа не превышает 0.4 %.

Для описания химических процессов используются детальные кинетические модели [12–14]. Теплоемкость, энтальпия и энтропия смеси рассчитываются по приведенной энергии Гиббса газовых компонент [15].

### 3. Иницирование и стабилизация детонационного горения

#### 3.1. Детонационное горение в условиях приземной атмосферы

Рисунок 1 дает представление о структуре течения в сопле после запуска в сверхзвуковом воздушном потоке. Особенностью формирующегося потока является возникновение наклонной ударной волны SD в сужающейся части сопла и диска Маха DM в результате взаимодействия волны SD с осью симметрии. Диск Маха облегчает воспламенение и иницирование детонации. Но при  $M_0 = 7$  продолжающееся за ним поджатие потока приводит к формированию пересжатой детонации, которая в случае стехиометрической смеси распространяется вверх по потоку и выходит в конвективную часть сопла (рис. 2), что не позволяет рассчитывать на получение тяги. Стабильное детонационное горение обеспечивается обедненной смесью с коэффициентом избытка топлива  $\varphi = 0.5$  (рис. 3). Тяга в процессе формирования стационарного течения поднимается почти до 1.8 т. (рис. 4, кривая 1), в то время как по оценочным расчетам в одномерном приближении генерируемая тяга даже в случае стехиометрической смеси должна быть близка к нулю.

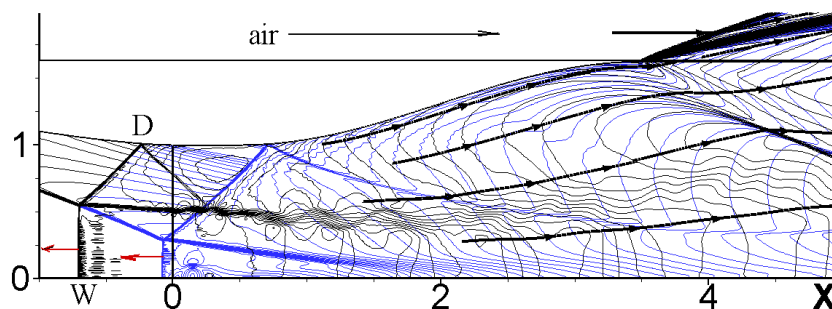


Рис. 2. Положение ударного фронта волны детонационного горения DW и линии постоянного числа Маха в потоке стехиометрической смеси при  $M_0 = 7$  в различные моменты времени (см. Приложение к статье на сайте журнала)

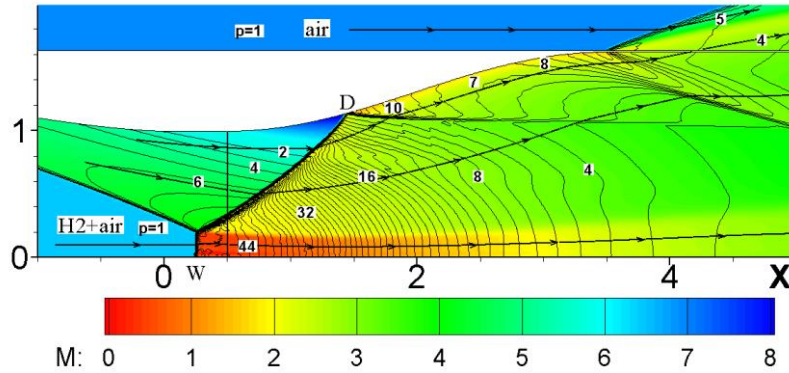


Рис. 3. Линии тока и изобары на фоне распределения числа Маха в установившемся потоке обедненной водородовоздушной смеси ( $\varphi = 0.5$ ) с ударным фронтом детонационного горения DW при  $M_0 = 7$

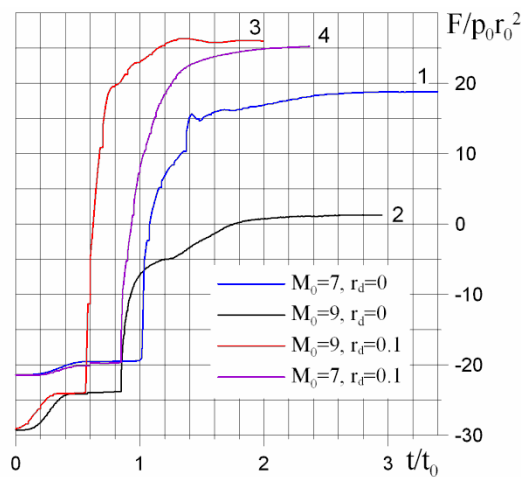


Рис. 4. Тяга в процессе формирования стационарного течения: кривые 1 и 2 в сопле без центрального тела при  $M_0 = 7$  и  $9$ , соответственно, кривая 3 – в сопле с центральным телом при  $M_0 = 9$  и  $7$

При  $M_0 = 9$  спонтанное воспламенение стехиометрической смеси приводит к формированию в сопле стационарного детонационного горения (рис. 5).

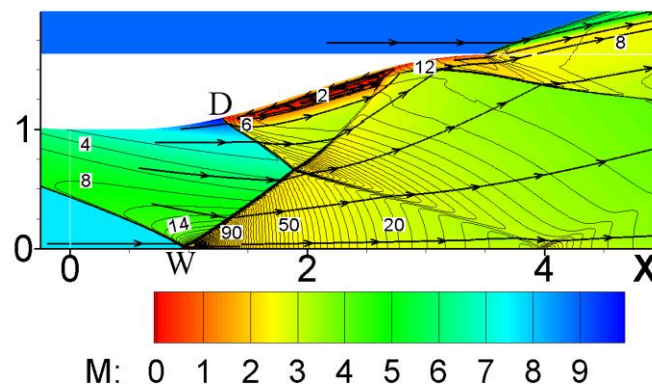


Рис. 5. Линии тока и изобары на фоне распределения числа Маха в установившемся потоке стехиометрической смеси с ударным фронтом детонационного горения DW при  $M_0 = 9$

У стенки сопла за инициирующим ударным фронтом DW формируется область возвратного дозвукового течения с давлением порядка 2 атм в окрестности точки перегиба контура. Тяга едва превосходит нулевое значение (рис. 4, кривая 2).

В сопле с центральным телом «цилиндр-конус» воспламенение газа происходит за отошедшей ударной волной перед торцевой стенкой, если она расположена выше по потоку, чем диск Маха. Возможность такого инициирования экспериментально продемонстрирована в [16]. Наличие центрального тела меняет структуру потока в расширяющейся части сопла (рис. 6), в частности, повышается давление у стенки в окрестности точки перегиба контура. Тяга возрастает до 2.6 т (рис. 4, кривые 2 и 3).

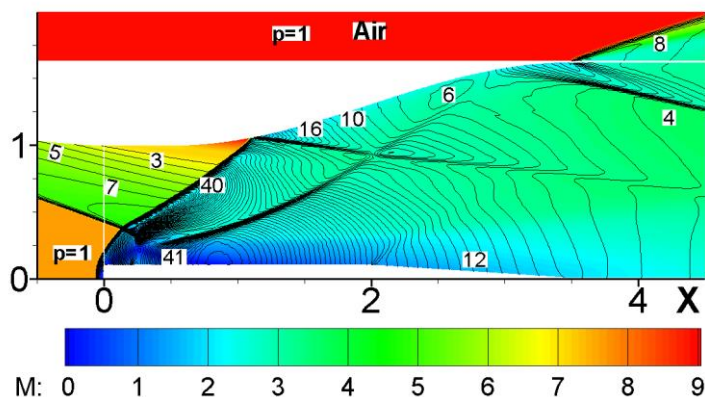


Рис. 6. Изобары на фоне числа Маха в установившемся потоке стехиометрической смеси в сопле с центральным телом «цилиндр-конус» при  $M_0=9$ . Радиус центрального тела  $r_b=0.1$

При  $M_0=7$  стационарный режим детонационного горения формируется в обедненной смеси, как и в сопле без центрального тела. Центральное тело позволяет увеличить площадь взаимодействия продуктов горения со стенкой, что приводит к увеличению тяги (рис.4, кривая 4). Аэродинамическое сопротивление центрального тела с радиусом  $r_b=0.1$  составляет 4.5 и 6 %, соответственно, при  $M_0=7$  и 9.

### 3.2. Детонационное горения в условиях высотной атмосферы

Центральное тело «цилиндр-конус» обеспечивает формирование детонационного горения и в условиях разреженной атмосферы на высотах до 16 км. При  $M_0=7$  для его стабилизации опять же приходится использовать обедненную смесь с коэффициентом избытка водорода  $\varphi < 0.6$ . В противном случае детонация выходит в сужающуюся часть сопла. При  $M_0=9$  для формирования стационарного детонационного горения, как и в условиях приземной атмосферы, может использоваться стехиометрическая смесь (рис. 7).

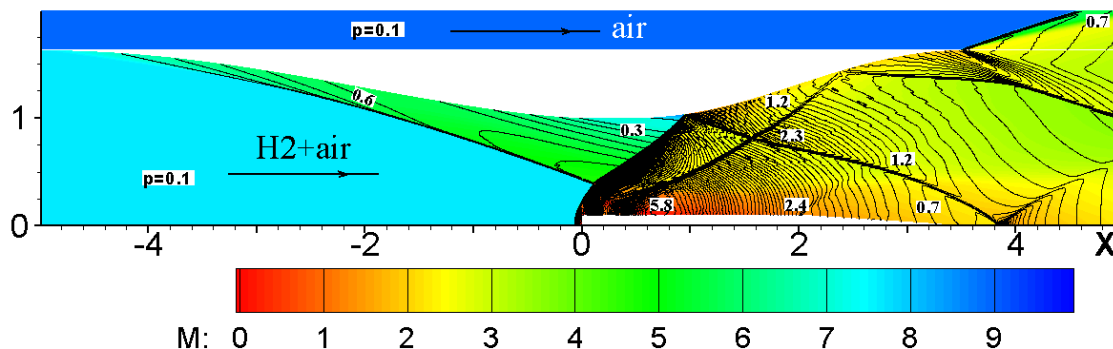


Рис. 7. Изобары на фоне числа Маха в установившемся потоке стехиометрической смеси в сопле с центральным телом «цилиндр-конус» при  $M_0=9$ ,  $r_b=0.1$ ,  $H=16$  км

Если в условиях приземной атмосферы давление у стенки в окрестности точки перегиба контура превосходит давление в набегающем потоке в 10 раз (см. рис. 6), то на высоте 16 км это отношение равно 12 (см. рис. 7). При этом величина  $F/p_0 r_0^2$ , определяющая соотношение тяги и аэродинамического сопротивления полезной нагрузки, увеличивается с 2.6 до 4.8, а аэродинамическое сопротивление центрального тела составляет уже не 6, а 3.6 %, от тяги. При  $M_0=7$  доля аэродинамического сопротивления центрального тела уменьшается с 4.5 до 3 %, а величина  $F/p_0 r_0^2$  увеличивается с 2.5 до 3.6. Таким образом, эффективность тепловыделения при стационарном детонационном горении растет с высотой. Но уже на высоте 24 км воспламенение не приводит к детонационному горению смеси (рис. 8).

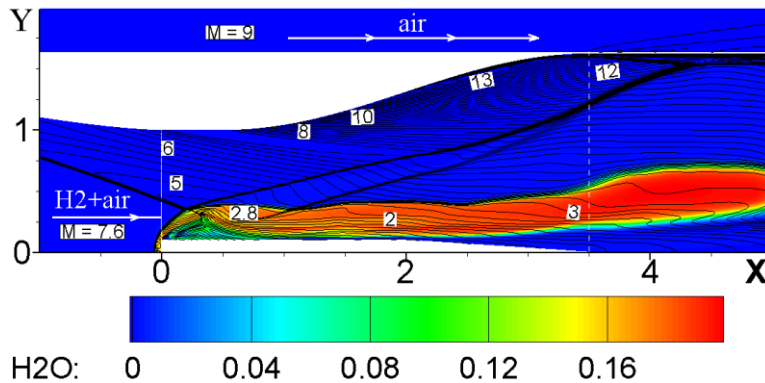


Рис. 8. Линии постоянного числа Маха на фоне массовой доли  $H_2O$  в потоке стехиометрической смеси при  $M_0=9$ ,  $r_b=0.1$ ,  $H=24$  км

Следует отметить, что детонационное горение водородовоздушных смесей происходит при температурах выше 1000 К. В этих условиях кинетические модели горения водородовоздушных смесей [12–14] дают практически идентичные результаты (рис. 9), поскольку их различие, например, по времени задержки воспламенения проявляется, в основном, при температурах ниже 1000 К.

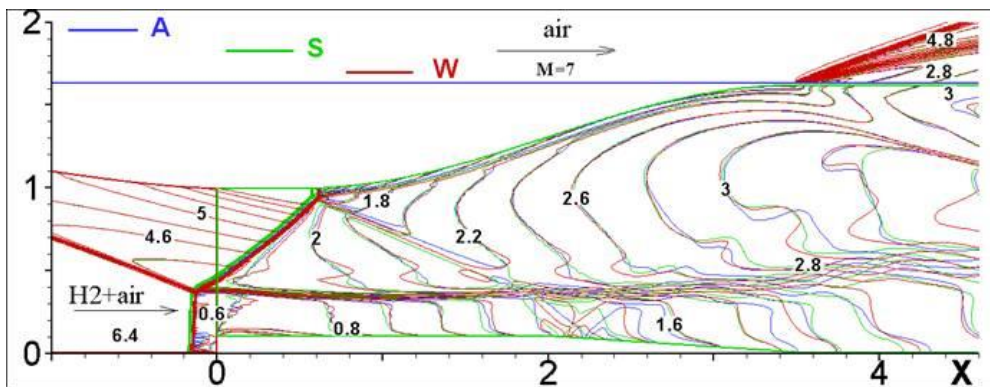


Рис. 9. Линии постоянного числа Маха в установившемся потоке обедненной водородовоздушной смеси ( $\varphi=0.45$ ) при  $M_0=7$  и  $H=14$  км: расчет с использованием трех моделей химической кинетики: А – [12], W – [13], S – [14]

#### 4. Заключение

Численно показана возможность инициирования и стабилизации детонационного горения водородовоздушных смесей в осесимметричном сопле Лавалья с центральным телом на высотах до 16 км при числе Маха набегающего потока  $M_0$  не превышающем 9. При уменьшении числа Маха стабилизации способствует обеднение смеси. С высотой эффективность тепловыделения растет.

Центральное тело «цилиндр-конус» является эффективным инструментом управления детонационным горением водорода в сопле Лавалья.

## Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 13-08-00440) и с использованием суперкомпьютера МГУ «Ломоносов».

## Литература

1. Trotsyuk A.V., Kudryavtsev A.N., Ivanov M.S. Numerical investigations of detonation waves in supersonic steady flows // Pulse and Continuous Detonation Propulsion / Eds. G. Roy et al. M.: TORUS PRESS, 2006. Pp. 125–138.
2. Крайко А.Н. «Теоретическое и экспериментальное обоснование концепции...» //Импульсные детонационные двигатели. Под ред. С.М. Фролова. М.: Торус Пресс, 2006. С. 569–590
3. Туник Ю.В. Стабилизация детонационного горения в высокоскоростном потоке водород-кислородной смеси// МЖГ, Изв. РАН. 2008, № 6, С. 130–135.
4. Ждан С.А. Математическое моделирование непрерывной спиновой детонации в кольцевой камере сгорания при сверхзвуковой скорости потока//ФГВ. 2008. Т. 44. № 6. С. 83–91.
5. Fan H.Y., Lu F.K. Numerical modelling of oblique shock and detonation wave induced in a wedged channel // Proc. Inst. Mech. Engineers. Part G: J. Aerospace Engineering 2008. V. 222.5. Pp. 687–703.
6. Журавская Т.А., Левин В.А. Исследование некоторых способов стабилизации детонационной волны в сверхзвуковом потоке//МЖГ. Изв. РАН. 2012. № 6. С. 126–136.
7. Туник Ю.В. Численное моделирование детонационного горения водородовоздушных смесей в сопле Лавалья//МЖГ, Изв. РАН 2010. № 2. С. 107–114.
8. Седов Л.И. Механика сплошной среды. Т.2. Издательство «Наука», главная редакция физико-математической литературы. Москва, 1970. 568 с.
9. Туник Ю.В. Детонационное горение водорода в сопле Лавалья с центральным коаксиальным цилиндром//Изв. РАН. МЖГ. 2014. № 5. С. 142–148.
10. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. - М.: Наука, 1976. - 400 с.
11. Тилляева Н.И. Обобщение модифицированной схемы С.К. Годунова на произвольные нерегулярные сетки//Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т.ХVII. № 2. С. 18–26.
12. Азатян В.В., Андрианова З.С., Иванова А.Н. Моделирование ингибирования распространения пламени в водородовоздушной среде//Кинетика и катализ. 2010. Т. 51. № 4. С. 483–491.
13. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ/ Пер. с англ. Г.Л. Агафонова. Под ред. П.А. Власова. — М.: Физматлит, 2003. - 352 с.
14. Starik A.M., Titova N.S., Sharipov A.S. Kinetic mechanism of H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> ignition promoted by singlet oxygen O<sub>2</sub>(a<sup>1</sup>Δg)//Deflagrative and detonative combustion / Ed. by G.D. Roy, S.M. Frolov. — Torus Press. Moscow, 2010. Pp. 12–19.
15. Гурвич Л.В., Вейц И.В., Медведев В.А. и др. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочник. Т.1. Кн.2. М.: Наука, 1978. 327 с.
16. Черный Г.Г., Чернявский С.Ю., Баулин Н.Н. Движение с большой скоростью тел в смеси водорода с воздухом//ДАН СССР. 1986. Т. 290. №1. С. 44–47.

Статья поступила в редакцию 23 ноября 2015 г.