

УДК 533.6.011

Численное моделирование воспламенения горючего в камере сгорания ГПВРД

А.М. Молчанов, Д.В. Грибиненко, Д.С. Янышев

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, 125993, Россия
e-mail: dgribinenko@gmail.com*

DOI: 10.34759/tpt-2021-13-4-148-154

Поступила в редакцию 16.04.2021

После доработки 20.04.2021

Принята к публикации 25.04.2021

Исследована адекватность различных математических моделей химической кинетики при моделировании воспламенения горючего в камере сгорания ГПВРД. Показано, что результаты, полученные с помощью использования упрощенной модели химической кинетики, существенно отличаются от результатов, полученных с помощью использования полной модели. Исследовано влияние изменения угла сверхзвукового диффузора на воспламенение горючего в камере сгорания ГПВРД. Показано, что даже небольшое изменение угла входного устройства существенно влияет на момент воспламенения и интенсивность горения топлива. Проведено сравнение различных механизмов химической кинетики горения водорода. Показано, что при использовании упрощенного механизма воспламенение горючего происходит выше по потоку и горение является более интенсивным по сравнению с использованием полного механизма.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, горение, воспламенение, химическая кинетика.

Введение

Создание надежных и устойчивых образцов гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) является одним из ключевых направлений, которые необходимо развивать в современном двигателестроении.

На сегодняшний день численное моделирование наряду с натурным экспериментом является важным инструментом при проектировании любых технически сложных изделий. При этом в части математического моделирования ГПВРД имеется ряд существенных особенностей. В частности, требуется применение специальных математических моделей для того, чтобы в полной мере отразить всю полноту сложных физико-химических процессов, происходящих в тракте двигателя.

Течение газа в ГПВРД имеет сложную волновую структуру с существенными перепадами газодинамических параметров (давления, температуры и др.). Важнейшую роль играют процессы турбулентного смешения и неравновесной химической кинетики в процессе горения топлива. Одной из основных особенностей протекания горения в ГПВРД является то, что оно протекает при сверхзвуковых скоростях. Для поддержания рабочего процесса в камере сгорания требуется организовать устойчивое воспламенение горючего вследствие его смешения с воздухом, нагретым и сжатым во входном устройстве.

Во многих работах, посвященных расчету сверхзвукового горения, используются упрощенные схемы химической кинетики, такие как

метод «ламинарных элементов пламени» [1], модель диссипации вихря [2], метод глобальной конечной реакции [3, 4], а также иные модели с сокращенным набором химических реакций [3]. Две первые из этих моделей справедливы только для очень больших чисел Дамкёлера (Da). Реальные же значения числа Da в ГПВРД могут находиться на уровне порядка единицы. Сокращенные модели не учитывают все возможные цепочки элементарных реакций, приводящих к воспламенению горючего.

При этом следует подчеркнуть, что воспламенение не является автомодельным процессом. В связи с этим существенно снижается роль модельных экспериментальных исследований, и основным инструментом проектирования становится математическое моделирование, а экспериментальные исследования служат в основном для проверки адекватности математических моделей [5].

Целью данной работы является определение влияния геометрических параметров входного устройства и тестирование различных моделей химической кинетики при моделировании воспламенения горючего в камере сгорания ГПВРД. Расчеты проводились с помощью равновесной модели турбулентного горения, так называемой «модели диссипации вихрей» (eddy dissipation model, далее – модель EDM) [2], и с помощью математической модели химически неравновесных турбулентных потоков, так называемой «концепции диссипации вихрей» (eddy dissipation concept, далее – модель EDC) [6] в тракте ГПВРД. В качестве механизмов горения водорода использовались: механизм горения водорода Коннера и др. [7], состоящий из 19 реакций и упрощенная система из 7 реакций [8].

1. Математическая модель

1.1. Основные уравнения

В качестве основных уравнений использовались уравнения Навье–Стокса, которые включают в себя следующие уравнения.

Уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0,$$

где ρ – плотность газовой смеси, $\text{кг}/\text{м}^3$; u_j – компонента скорости в j -ом направлении, $\text{м}/\text{с}$.

Уравнение количества движения:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i + \delta_{ji} p - \tau_{ij}) = 0, \quad i = 1, 2, 3,$$

где p – давление, Па; τ_{ij} – тензор вязких напряжений, Па.

Уравнение сохранения массы химического компонента s :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho C_s) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j C_s + J_{s,j}) = \dot{w}_s,$$

$$s = 1, 2, \dots, N_c - 1,$$

где C_s – массовая доля компонента s ; ρ_s – плотность компонента s ; \dot{w}_s – скорость образования компонента s в результате химических реакций; N_c – количество компонентов газовой смеси; $J_{s,j}$ – диффузионная скорость.

Уравнение полной энергии:

$$\frac{\partial}{\partial t} (E_t) + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_j (E_t + p) + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0,$$

где E_t – полная энергия на единицу объема, Па; q_j – плотность теплового потока, обусловленного теплопроводностью и диффузией, в j -ом направлении, $\text{Вт}/\text{м}^2$.

Для замыкания системы используется уравнение состояния:

$$p = \rho \frac{R_U}{M_\Sigma} T,$$

где T – единая поступательно-вращательная температура; M_Σ – кажущаяся молекулярная масса газовой смеси; R_U – универсальная газовая постоянная.

Скорость образования компонента в результате химических реакций \dot{w}_s складывается из скоростей всех реакций, в которых он участвует:

$$\dot{w}_s = M_s \sum_{k=1}^K (v''_{k,s} - v'_{k,s}) R_k,$$

где K – число реакций, которые протекают в химически реагирующей системе; $v'_{k,s}$ – стехиометрический коэффициент компонента s в k -ой прямой реакции (слева направо); $v''_{k,s}$ – стехиометрический коэффициент компонента s в k -ой обратной реакции (справа налево); R_k – скорость k -ой химической реакции.

Скорость химической реакции определяется на основе закона действующих масс:

$$R_k = \left(F_k \prod_{s=1}^{N_C} [I_s]^{v'_{k,s}} - B_k \prod_{s=1}^{N_C} [I_s]^{v''_{k,s}} \right),$$

где F_k и B_k – коэффициенты скоростей прямой и обратной k -ой реакции соответственно; n_k – порядок реакции; $[I_s]$ – мольная концентрация компонента s .

Коэффициенты скоростей реакций рассчитываются по формулам:

$$F_k = A_k T^{\beta_k} \exp\left(-\frac{T_k}{T}\right) = A_k T^{\beta_k} \exp\left(-\frac{E_k}{R_U T}\right),$$

$$B_k = A_k T^{\beta_k} \exp\left(-\frac{T_k}{T}\right) = A_k T^{\beta_k} \exp\left(-\frac{E_k}{R_U T}\right),$$

где A_k – предэкспоненциальный множитель; β_k – безразмерный температурный показатель степени; T_k – температура активации; T – температура; E_k – энергия активации.

Значения констант A_k , β_k , T_k для прямой и обратной реакции различны.

Для учета турбулентности после осреднения уравнений Навье–Стокса по Рейнольдсу, для получения замкнутой системы использовалась двухпараметрическая модель турбулентности SST (Shear Stress Transport) [9].

1.2. Модель EDM

Модель EDM представляет собой упрощенную модель химической кинетики, которая основана на предположении о том, что скорость протекания химической реакции намного выше скорости процессов смешения реагентов в потоке [2]. Согласно ей, горючее и окислитель переносятся в потоке отдельными вихрями, при смешивании которых на молекулярном уровне мгновенно образуются продукты реакции. Из этого следует, что скорость реакции напрямую зависит от времени, которое необходимо для смешивания реагентов на молекулярном уровне, которое для турбулентного потока определяется через турбулентную кинетическую энергию k и диссипацию ε .

Для получения скорости реакции уравнение Аррениуса не используется, а выбирается минимальное значение из следующих двух формул:

$$R_k = A \frac{\varepsilon}{k} \min\left(\frac{[I_s]}{v'_{k,s}}\right),$$

$$R_k = AB \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\sum_P [I_s] M_s}{\sum_P v''_{k,s} M_s} \right).$$

Константы модели равны: $A = 4$, $B = 0.5$.

1.3. Модель EDC

Модель EDC является дальнейшим развитием модели EDM [6]. Она позволяет использовать детальный механизм реакций при расчете турбулентного течения.

Модель предполагает, что реакции происходят в мельчайших турбулентных структурах. Размеры этих структур определяются соотношением

$$\xi^* = C_\xi \left(\frac{\nu \varepsilon}{k^2} \right)^{1/4},$$

где $C_\xi = 2.1377$.

Предполагается, что реагенты реагируют в структурах в течение времени

$$\tau^* = C_\tau \left(\frac{\nu}{\varepsilon} \right)^{1/2},$$

где $C_\tau = 0.4082$.

Скорость образования компонента моделируется как:

$$\dot{w}_s = \frac{\rho(\xi^*)^2}{\tau^* [1 - (\xi^*)^3]} (C_s^* - C_s),$$

где C_s^* – массовая доля компонента в структуре после протекания реакции в течение времени τ^* .

2. Численная схема

Для численного решения основных газодинамических уравнений использовался численный метод расчета сверхзвуковых турбулентных течений, описанный и верифицированный в работах [10, 11].

Данный метод был дополнен уравнениями моделей EDM и EDC, которые использовались для вычисления источников химических компонентов в явном виде.

3. Численное исследование модельного ГПВРД

3.1. Модельный ГПВРД

Модельный ГПВРД представляет собой плоский канал (рис. 1). Он состоит из сверхзвукового

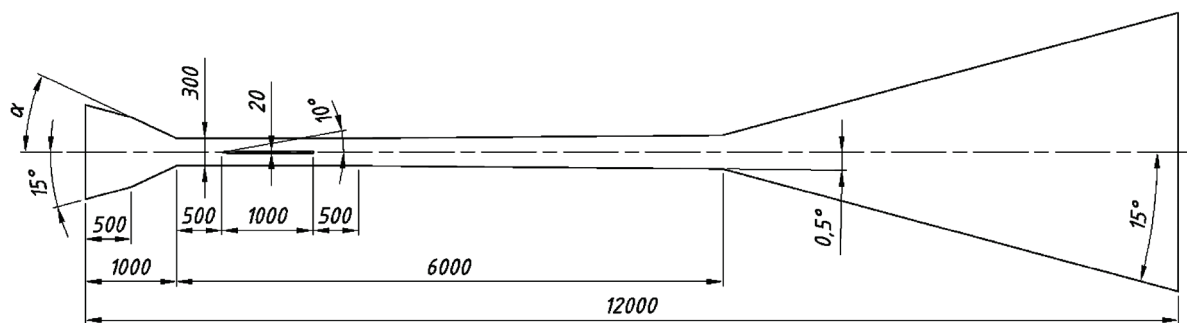


Рис. 1. Схема модельного ГПВРД

диффузора длиной 1 м, в котором происходит торможение воздуха. Диффузор в свою очередь состоит из двух участков: первого – с углом наклона к оси 15° , второго – с углом наклона к оси α (в ходе данного исследования проводились расчеты при разных значениях данного угла). За сверхзвуковым диффузором расположена камера сгорания, высота которой равна 0,3 м и длина – 6 м.

На расстоянии 0,5 м от начала камеры по центру расположен пилон, имеющий высоту 0,02 м и длину 1 м. Головная часть пилон имеет форму клина с полууглом 10° . Правый плоский торец пилон служит для подачи горючего. Через 0,5 м после пилон камера сгорания наклонена к оси под углом $0,5^\circ$.

После камеры сгорания расположено сверхзвуковое сопло, полуугол раскрытия которого равен 15° . Общая длина канала – 12 м.

3.2. Исходные данные

При численном моделировании модельного ГПВРД использовались следующие исходные данные:

- высота полета $H = 30$ км;
- давление на высоте $P_\infty = 1197$ Па;
- температура на высоте $T_\infty = 226,5$ К;
- скорость набегающего потока $V_\infty = 2000$ м/с;
- горючее – газообразный водород;
- давление водорода $P_{H_2} = 54900$ Па;
- температура водорода $T_{H_2} = 151,5$ К;
- коэффициент избытка окислителя – 1;
- модель турбулентности – SST;
- стенки канала адиабатные.

Расчеты проводились с разными моделями и механизмами химической кинетики:

- модель EDM, (EDM);
- модель EDC, 7 реакций, (EDC-7);
- модель EDC, 19 реакций, (EDC-19).

Значения угла наклона стенки сверхзвукового диффузора к оси α варьировались в пределах от 21° до 27° .

3.3. Результаты численного моделирования

Модель EDM ожидаемо показала мгновенное воспламенение горючего после смешения его с воздухом. При угле $\alpha = 27^\circ$ произошло термическое запырирование канала.

При использовании модели EDC с использованием упрощенного механизма горения водорода (7 реакций) воспламенение горючего произошло только при угле $\alpha = 24^\circ$, при угле $\alpha = 28^\circ$ произошло термическое запырирование канала.

В случае с использованием модели EDC с полным механизмом горения водорода (19 реакций) воспламенение горючего произошло только при угле $\alpha = 25^\circ$, а запырирование канала также, как и при использовании упрощенного механизма, при угле $\alpha = 28^\circ$.

Результаты расчетов сведены в таблицу, где используются следующие обозначения: х – отсутствие воспламенения топлива; о – воспламенение топлива; * – термическое запырирование канала.

Результаты численного моделирования

Угол α	EDM	EDC-7	EDC-19
21°	о	х	х
22°	о	х	х
23°	о	х	х
24°	о	о	х
25°	о	о	о
26°	о	о	о
27°	*	о	о
28°	–	*	*

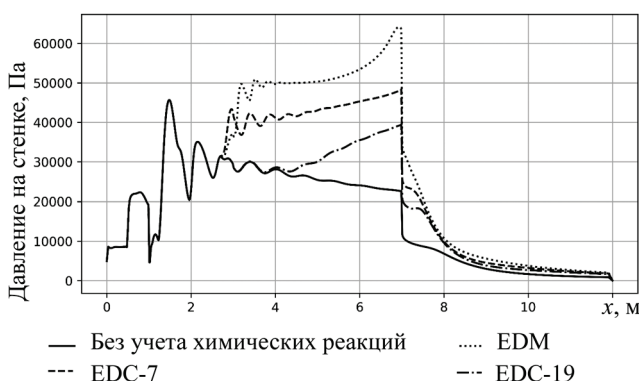


Рис. 2. Распределение давления на стенке канала, $\alpha = 25^\circ$



Рис. 3. Распределение массовой доли H_2O , $\alpha = 25^\circ$



Рис. 4. Распределение температуры, $\alpha = 25^\circ$



Рис. 5. Распределение массовой доли H_2O при различных углах α , EDC-19



Рис. 6. Распределение температуры при различных углах α , EDC-19

На рис. 2 показан график распределения давления на стенке канала для расчетов с разными моделями химической кинетики при угле $\alpha = 25^\circ$. Для наглядности приведено распределение давления на стенке канала без учета химических реакций. Отчетливо видно резкое повышение давления в месте впрыска топлива –

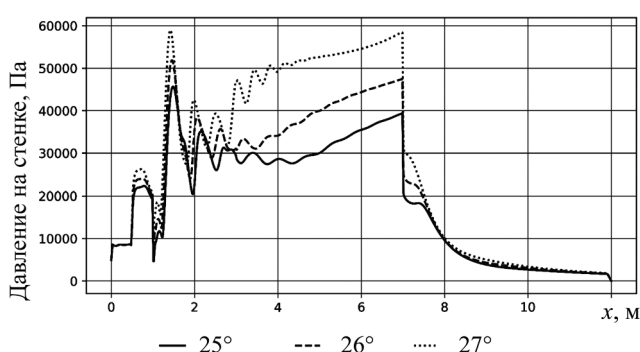


Рис. 7. Распределение давления на стенке канала при различных углах α , EDC-19

для случаев использования модели EDM и модели EDC, использующих упрощенный механизм горения водорода.

Распределение массовой доли H_2O , как главного индикатора присутствия горения водорода, показано на рис. 3. Распределение температуры показано на рис. 4. Из рисунков видно, что упрощенные модели показывают практически мгновенное воспламенение горючего. В полной модели, воспламенение происходит ближе к середине камеры сгорания.

При использовании модели EDC с полным механизмом горения водорода хорошо заметно, как при увеличении угла α и, соответственно, степени сжатия воздуха, область, в которой происходит воспламенение горючего сдвигается вверх по потоку, а при угле $\alpha = 27^\circ$ – находится в непосредственной близости от места впрыска (рис. 5, 6).

При угле $\alpha = 27^\circ$ можно отчетливо наблюдать резкое повышение давления в камере сгорания (рис. 7), что свидетельствует о том, что при дальнейшем увеличении угла возможно возникновение заклинивания потока, что и происходит при угле $\alpha = 28^\circ$.

Заключение

Представлено сравнение результатов расчета, получаемых с использованием различных моделей химической кинетики в задаче численного моделирования воспламенения горючего в камере сгорания ГПВРД.

Результаты численного исследования модельного ГПВРД позволяют сделать следующие выводы:

- изменение углов наклона стенок входного устройства к оси существенно влияет на момент воспламенения горючего и характер горения;

- при использовании сокращенного механизма горения водорода воспламенение происходит выше по потоку и более интенсивно по сравнению с полным механизмом;
- использование модели EDM ожидаемо показывает мгновенное воспламенение топлива после его смешения с воздухом;
- использование модели EDC, позволяет определить момент воспламенения топлива. Воспламенение происходит только при достижении потоком необходимых термодинамических характеристик, данные характеристики определяются используемым механизмом горения топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Oevermann M.** Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling // *Aerospace Science and Technology*. 2000. V. 4. N 7. P. 463–480.
2. **Magnussen B.F., Hjertager B.H.** On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion // *Symposium (international) on Combustion*. Elsevier. 1977. V. 16. P. 719–729.
3. **Hyslop P.** CFD modelling of supersonic combustion in a scramjet engine // *Final Report*. 1998. P. 1–59.
4. **Khan A.A., Venkat Iyengar S.** Numerical simulation of supersonic combustion of hydrogen in a vitiated air stream // *11th AeSI Annual CFD Symposium*. Indian Institute of Science. Bangalore. India. 2009. 7 p.
5. **Звегинцев В.И.** Газодинамические установки кратковременного действия. В 2-х ч. Ч. 1. Установки для научных исследований // Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
6. **Magnussen B.F.** The eddy dissipation concept: A bridge between science and technology // *Norwegian University of Science and Technology Trondheim*. 2005. 25 p.
7. **Connaire M.O., Curran H.J., Simmie J.M., Pitz W.J., Westbrook C.K.** A comprehensive modeling study of hydrogen oxidation // *International Journal of Chemical Kinetics*. 2004. V. 36. P. 603–622.
8. **Molchanov A.M.** Numerical simulation of supersonic chemically reacting turbulent jets // *AIAA Paper 2011-3211*. 2011.
9. **Menter F.R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA Journal*. 1994. N 32 (8). P. 1598–1605.
10. **Быков Л.В., Молчанов А.М., Янышев Д.С.** Численный метод расчета сверхзвуковых турбулентных течений с химическими реакциями // *Вестник МАИ*. 2010. Т. 17. № 3. С. 108–119.
11. **Bykov L.V., Molchanov A.M., Platonov I.M., Yanyshv D.S.** Influence of geometric parameters and chemical kinetics model on combustion in supersonic flow // *Int. Journal of Fluid Mechanics Research*. 2017. N 44 (6). P. 553–563.

Numerical simulation of fuel ignition the scramjet engine combustion chamber

A.M. Molchanov, D.V. Gribinenko, D.S. Yanyshv

*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russia
e-mail: dgribinenko@gmail.com*

The article tackles the problem of fuel ignition in the supersonic flow in the scramjet combustion chamber. The model engine represents a flat channel, consisting of the supersonic diffuser combustion chamber and supersonic nozzle. A pylon, from which right flat end the gaseous hydrogen is being fed, is situated in the combustion chamber. Two different 2D simulation models are being employed. Both models are built based on Reynolds (Favre) averaged Navier-Stokes equations with SST turbulence model as a flux closure. The main difference between these models consists in implementing various chemical kinetics models. To account for chemical reactions, the first model is being supplemented by the EDM chemical kinetics model equations, while the second one is being supplemented by the EDC chemical kinetics model equations. The adequacy of these mathematical models of chemical kinetics in case of fuel ignition was studied. The article demonstrates that the results obtained by the simplified model of the chemical kinetics (EDM) differ greatly from the results obtained with the full model (EDC). The supersonic diffuser angle variation impact on the fuel ignition in the scramjet engine combustion chamber was studied. The article shows that even the slight changing in the inlet unit angle affects significantly the instant of ignition and fuel combustion intensity. Comparison of various mechanisms of hydrogen combustion chemical kinetics was performed. The article shows that fuel ignition occurs higher upstream, and burning is more intensive while the simplified mechanism application compared to the full mechanism employing.

Keywords: supersonic flow, combustion, ignition, chemical kinetics.

REFERENCES

1. **Oevermann M.** Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling. *Aerospace Science and Technology*, 2000, vol. 4, no. 7, pp. 463–480.
2. **Magnussen B.F., Hjertager B.H.** On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion. *Symposium (international) on Combustion. Elsevier*, 1977, vol. 16, pp. 719–729.
3. **Hyslop P.** CFD modelling of supersonic combustion in a scramjet engine. *Final Report*, 1998, pp. 1–59.
4. **Khan A.A., Venkat Iyengar S.** Numerical simulation of supersonic combustion of hydrogen in a vitiated air stream. *11th AeSI Annual CFD Symposium. Indian Institute of Science*, Bangalore, India, 2009. 7 p.
5. **Zvegintsev V.I.** Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo dejstviya. V dvux chastyax. Chast' 1. Ustanovki dlya nauchny'x issledovanij. Novosibirsk. Parallel'. 2014. 551 p. In Russ.
6. **Magnussen B.F.** The eddy dissipation concept: A bridge between science and technology. *Norwegian University of Science and Technology Trondheim*, 2005. 25 p.
7. **Connaire M.O., Curran H.J., Simmie J.M., Pitz W.J., Westbrook C.K.** A comprehensive modeling study of hydrogen oxidation. *International Journal of Chemical Kinetics*, 2004, vol. 36, pp. 603–622.
8. **Molchanov A.M.** Numerical simulation of supersonic chemically reacting turbulent jets. *AIAA Paper 2011-3211*, 2011.
9. **Menter F.R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, no. 32 (8), pp. 1598–1605.
10. **Bykov L.V., Molchanov A.M., Yanyshv D.S.** Chislenny'j metod rascheta sverxzvukovy'x turbulentny'x techenij s ximicheskimi reakcijami. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 3, pp. 108–119. In Russ.
11. **Bykov L.V., Molchanov A.M., Platonov I.M., Yanyshv D.S.** Influence of geometric parameters and chemical kinetics model on combustion in supersonic flow. *Int. Journal of Fluid Mechanics Research*, 2017, no. 44 (6), pp. 553–563.