

# Comparison of Ramjet and Scramjet Modes in the Combustion Chamber of the HIFiRE-2 experiment

R. K. Seleznev<sup>1,2,3</sup>

<sup>1</sup>Ishlinskyi Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS), Moscow, 119526, Russia

<sup>2</sup>Dukhov Research Institute of Automatics (VNIIA), Moscow, Russia

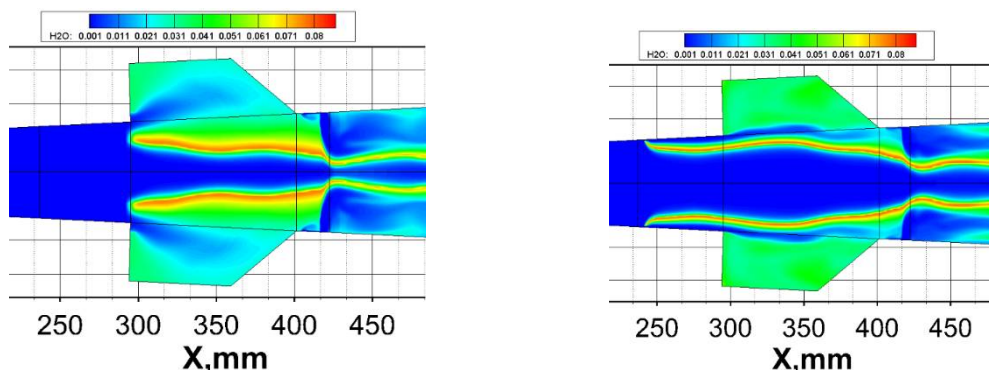
<sup>3</sup>Moscow Institute for Physics and Technology (MIPT), Moscow, 141701, Russia

roman.seleznev@phystech.edu

## Abstract

This paper describes a three-dimensional model for calculating a propulsion system running on hydrocarbon fuel. A global kinetic mechanism of the combustion of JP-7 aviation kerosene is presented. The study of the structure of the flow in the HIFiRE-2 engine was carried out, and the fields of concentrations and temperature were obtained. A qualitative comparison of the results obtained with the calculations of other authors has been carried out. The difference in the operating modes of the ramjet and scramjet is shown.

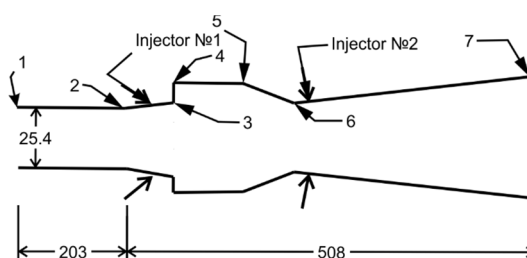
Keywords: ramjet engine, scramjet engine, numerical simulation, combustion, JP-7.



Distribution of the calculated water concentration in the section  $Z=9.11$  mm: scramjet mode (from the left); ramjet mode (from the right)

## The boundary conditions at the inlet of the combustion chamber HIFiRE-2 experiment

mode	Mach	$\rho_{\infty}$ , g/cm <sup>3</sup>	$p_{\infty}$ , erg/cm <sup>3</sup>	$V_{\infty}$ , m/s	$T_{\infty}$ , K
ramjet	2.59	$2.9 \times 10^{-4}$	$7.49 \times 10^5$	$1.56 \times 10^5$	894
scramjet	3.45	$1.89 \times 10^{-4}$	$4.03 \times 10^5$	$1.88 \times 10^5$	736



УДК 532.529

# Сравнение ПВРД и ГПВРД режимов в камере сгорания эксперимента HIFiRE-2

Р. К. Селезнев<sup>1,2,3</sup>

<sup>1</sup>*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук  
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д. 101-1*

<sup>2</sup>*Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н.Л. Духова*

<sup>3</sup>*Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Россия, Московская область, г. Долгопрудный, 141701, Институтский переулок, 9*

roman.seleznev@phystech.edu

## Аннотация

В работе изложена трехмерная методика расчета двигательной установки на углеводородном топливе. Представлена глобальная кинетическая схема горения авиационного керосина JP-7. Проведено исследование структуры течения в двигательной установке эксперимента HIFiRE-2 и получены поля концентраций и температуры. Проведено качественное сравнение полученных результатов с расчетами других авторов. Показано различие в режимах работы ПВРД и ГПВРД.

Ключевые слова: ПВРД, ГПВРД, численное моделирование, горение, JP-7.

## 1. Введение

Интенсивные работы по созданию ГПВРД ведутся уже более шести десятилетий [1, 2], но процесс проектирования и анализа с помощью методов численного моделирования все еще нуждается в совершенствовании. Несмотря на кажущуюся простоту конструкций процессы термогазодинамики и теплообмена в камерах сгорания ГПВРД чрезвычайно сложны в своей совокупности [3]. Поэтому неудивительно, что попытки экспериментального и расчетно-теоретического исследования этих процессов приводят к необходимости создания и детального изучения модельных камер сгорания, которые, тем не менее, отражают основные особенности процессов, протекающих в реальных энергетических установках. По этой причине совместными международными усилиями была запущена программа The Hypersonic International Flight Research Experimentation Program (HIFiRE).

Программа HIFiRE была направлена на изучение основных гиперзвуковых явлений и поведения ГЛА в летных условиях. Был проведен анализ хорошо известных различий между результатами летных и наземных испытаний, такими как наличие ударных волн от передней кромки воздухозаборника, существенно отличающаяся толщина пограничного слоя, температуры поверхности и состава исследуемого газа. Во время летного эксперимента были также исследованы эксплуатационные характеристики двигателя на углеводородном топливе и переход из режима ПВРД в режим ГПВРД. Полный список первичных и вторичных задач летного эксперимента представил Джексон с соавт. [4].

В рамках проекта HIFiRE-2 были проведены наземные испытания на стенде с дуговым нагревом в NASA Лэнгли (AHSTF) с условиями имитирующими энтальпии полета при числах Маха 5.84, 6.5, 7.5, и 8.0 [5]. Полученные экспериментальные данные наземных испытаний для HIFiRE-2 были проанализированы Кабел с соавт. [5] и Сторч с соавт. [6].

Эксперимент HIFiRE-2 исследовался во многих расчетно-теоретических работах. Трехмерное CFD моделирование было выполнено Сторч с соавт. [6] с помощью использования

компьютерных кодов VULCAN и CFD++. Компьютерный код VULCAN [7] использует структурированную, трехмерную, многоблочную сетку, решатель конечных объемов для реагирующих и не реагирующих потоков (энергетически совершенных или термически совершенных газов) в диапазоне от дозвуковых до гиперзвуковых скоростей. Стационарные решения были получены с использованием диагональной схемы приближенной факторизации (DAF). Компьютерный код имеет возможность использовать модели сжимаемости, анизотропии напряжений Рейнольдса, турбулентной диффузии, моделей химической кинетики и эффектов взаимодействия турбулентности и химических реакций. Моделирование турбулентности возможно с помощью нескольких моделей с одним и двумя уравнениями, а также моделированием больших вихрей (LES) и гибридными вариантами с осреднением по Рейнольдсу RANS/LES. Для описания экспериментальных данных HIFiRE-2 использовалась  $k-\omega$  модель 1988 года турбулентности Уилкокса и модели Ментера – Джоунса – Лаундера [8]. Невязкие потоки разрешались с использованием низкодиффузионной схемы расщепления Эдвардса [9]. Свойства TVD обеспечивались ограничителем потока Ван Лера. Коэффициент интерполяции MUSCL,  $\kappa$ , был выбран равным 1/3. Турбулентное число Прандтля, которое определяет турбулентный перенос энергии, было установлено равным 0.89 для всех случаев, тогда как турбулентное число Шмидта, которое определяет турбулентный перенос массы, и поправку на сжимаемость варьировали для калибровки модели для всех случаев. Концепция вихревой диссипации (EDC) Магнуссена и Хертагера [10] была использована в качестве модели взаимодействия турбулентности и химической кинетики.

Расчётный код CFD ++ был разработан Metacomp Technologies [11]. Он использует метод конечных объемов, с многомерными схемами TVD и решателями Римана для точного представления сверхзвуковых потоков. Многосеточная технология обеспечивала быстрое и точное решение как для стационарных, так и для нестационарных течений. Для расчетов были доступны различные модели турбулентности: RANS, LES и гибридные RANS/LES. Химически реагирующие потоки могут быть рассчитаны с помощью указанной пользователем моделью химической кинетики. Химические реакции моделировались с использованием кинетического механизма, созданного в Принстонском университете [12], содержащего 22 компоненты. Компьютерный код поддерживает как структурированные, так и неструктурированные сетки.

Результаты, полученные по обоим этим кодам, показали разумное согласие с экспериментальными данными. Но, в то же время, они предсказывают экспериментальные давления примерно на 30 % выше наблюдаемого в эксперименте. Эта проблема обсуждалась в [5], где предполагалось, что она, как полагают, частично обусловлена термическим неравновесием, которое не учитывается в описываемых газодинамических кодах, и частично обусловлена различием в критических сечениях моделируемого и реального сопел. Эффекты теплового неравновесия были исследованы с помощью кода LAURA [13, 14]. Авторы [5] установили, что, поскольку колебательная энергия была “заморожена” в критическом сечении сопла, результаты дали статическое давление на выходе из сопла, которое было примерно на 23 % ниже, чем результаты получаемые с помощью компьютерных кодов VULCAN (и CFD ++).

Экспериментальные данные лабораторных испытаний HIFiRE-2 были проанализированы в вычислительных исследованиях [15–19]. Офелен с соавт. [15] использовал в компьютерном коде VULCAN для двух режимов работы (ПВРД и ГПВРД) и моделью процесса горения керосина, состоящей из 22 компонент и 18 реакций, RANS подход для моделирования турбулентности.

Результаты компьютерного моделирования с использованием LES подхода к описанию турбулентности были представлены также Сагафьяном с соавт. [16]. Их результаты показали, что взаимодействие инжектируемой струи и пограничного слоя играет важную роль в поддержании смешения и горения вблизи инжектора.

LES моделирование было выполнено Иенчем и Гайтонде [17] для изучения перехода между ПВРД и ГПВРД режимами работы.

На неструктурированных сетках с 5.5 млн. ячеек реализована гибридная схема LES-RANS с использованием кода CFD++ Бермейо-Морено с соавт. [18]. Другое моделирование турбулентного потока в камере сгорания HIFiRE-2 было проведено Кроу с соавт. [19] с использованием k-ε RANS модели. В этом исследовании радиационный теплообмен исследовался в камере сгорания методом узкополосных дискретных ординат (DOM) со спектральным разрешением и методом трассировки лучей.

Можно сделать вывод, что данные наземных испытаний HIFiRE-2 и усилия по численному моделированию значительно обогатили наши представления о термогазодинамике двухрежимных ПВРД-ГПВРД двигателей. Поэтому данный эксперимент был выбран для продолжения систематической работы по верификации и валидации разрабатываемого авторского компьютерного кода. В данной работе представлены результаты трехмерного численного моделирования эксперимента HIFiRE-2. Представлено сравнение ПВРД и ГПВРД режимов работы. Расчеты проводились с помощью авторского компьютерного кода на структурированных многоблочных расчетных сетках.

При попытках использовать для описания данного эксперимента двумерную модель автор столкнулся с следующей проблемой. В двумерном моделировании приходится заменить вдув из отверстий вдувом из щели. В реальном эксперименте вдув топлива осуществляется через отверстия маленького диаметра под большим давлением. Высокое давление подачи топлива являлось критически важным фактором самовоспламенения топлива. При двумерном подходе возможно подобрать необходимую толщину щели, чтобы в камеру подавалось требуемое количество топлива. Однако, принципиально невозможно подобрать требуемое давление. Трехмерный код позволил справиться с этой проблемой.

## 2. Описание экспериментальной установки

Модель двигательной установки HIFiRE-2 состояла из прямоугольного изолятора длиной 203 мм и камеры сгорания с двумя кавернами, расположенными симметрично относительно плоскости симметрии. Схема модели HIFiRE-2 представлена на рис. 1. Ширина камеры сгорания составляла 10.16 мм и оставалась постоянной по всей длине. Двигатель работал в двухрежимном режиме, либо как ПВРД, либо как ГПВРД. Впрыск топлива производился выше и ниже по потоку от каверны, как показано на рис. 1, из четырех равноудаленных отверстий. В качестве топлива использовался авиационный керосин JP-7. Условия проведения эксперимента приведены в таблице 1.

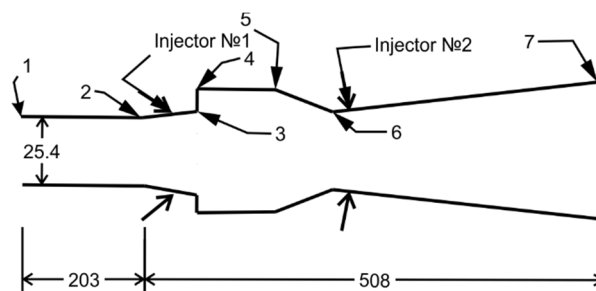


Рис. 1. Схема двигательной установки эксперимента HIFiRE-2 [4, 6]

Таблица 1

Граничные условия на входе в камеру сгорания эксперимента HIFiRE-2 [4,6]

Режим	Число Маха	$\rho_\infty, \text{g/cm}^3$	$p_\infty, \text{erg/cm}^3$	$V_\infty, \text{m/s}$	$T_\infty, \text{K}$
ПВРД	2.59	$2.9 \times 10^{-4}$	$7.49 \times 10^5$	$1.56 \times 10^5$	894
ГПВРД	3.45	$1.89 \times 10^{-4}$	$4.03 \times 10^5$	$1.88 \times 10^5$	736

Коэффициент избытка топлива для первого и второго ряда эжекторов равнялся  $\varphi_1 = 0.4$  и  $\varphi_2 = 0.6$ , соответственно. Коэффициент избытка топлива для первого и второго ряда эжекторов равнялся  $\varphi_1 = 0.4$  и  $\varphi_2 = 0.6$ , соответственно.

### 3. Математическая постановка задачи

Рассматривается трехмерная задача течения вязкого теплопроводного многокомпонентного химически реагирующего газа. На каждом временном шаге решается система уравнений неразрывности, Навье–Стокса, закона сохранения энергии и уравнение диффузии для каждой химической компоненты. Данная система уравнений может быть представлена в следующем векторном виде:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{V}) &= 0, \\ \frac{\partial \rho \mathbf{V}}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{V} \mathbf{V} + \hat{\mathbf{P}}) &= 0, \\ \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V} \operatorname{grad} T &= \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\operatorname{grad} Y_i \cdot \operatorname{grad} T) - \\ &\quad - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{w}_i + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \operatorname{grad} p + \Phi_\mu, \\ \frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \operatorname{div} \rho_i \mathbf{V} &= -\operatorname{div} \mathbf{J}_i + \dot{w}_i, \quad i = 1, 2, \dots, N_s, \\ \mathbf{J}_i &= -\rho D_i \operatorname{grad} Y_i, \quad \dot{w}_i = M_i W_i = \sum_{n=1}^{N_r} (b_{i,n} - a_{i,n})(S_{f,n} - S_{r,n}), \quad c_p = \sum_i^{N_s} Y_i c_{p,i}, \end{aligned}$$

где  $t$  – время;  $\mathbf{V} = iu + jv + kw$  – вектор скорости с проекциями на оси декартовой системы координат  $x, y, z$ ;  $p, \rho$  – давление и плотность;  $T$  – температура;  $\mu, \lambda$  – динамический коэффициент вязкости и коэффициент теплопроводности, соответственно;  $c_p$  – удельная теплоемкость смеси при постоянном давлении;  $N_s$  – число химических компонентов смеси газов;  $Y_i$  – массовая доля  $i$ -го компонента смеси;  $c_{p,i}, h_i$  – удельная теплоемкость при постоянном давлении и энтальпия  $i$ -го компонента смеси;  $\dot{w}_i$  – массовая скорость химических превращений для  $i$ -го компонента смеси;  $D_i$  – эффективный коэффициент диффузии  $i$ -го компонента смеси;  $\mathbf{J}_i$  – вектор плотности диффузионного потока  $i$ -го компонента;  $\dot{w}_i$  – массовая скорость химических превращений для  $i$ -го компонента смеси;  $a_{i,n}, b_{i,n}$  – стехиометрические коэффициенты  $n$ -й химической реакции, символьная запись которой имеет вид

$$\sum_{j=1}^{N_s} a_{j,n} [X_j] = \sum_{j=1}^{N_s} b_{j,n} [X_j], \quad n = 1, 2, \dots, N_r$$

Здесь  $[X_j]$  – химические символы реагентов и продуктов химических реакций;  $X_i$  – объемно-мольная концентрация  $i$ -й компоненты;  $N_r$  – число химических реакций;  $k_{f,n}, k_{r,n}$  – константы скоростей прямых и обратных реакций, задаваемые обобщенной аррениусовской зависимостью  $k_{f(r),n} = A_{f(r),n} T^{n_{f(r),n}} \exp(-E_{f(r),n}/kT)$ ;  $A_{f(r),n}, n_{f(r),n}, E_{f(r),n}$  – аппроксимирующие коэффициенты для констант скоростей прямой ( $f$ ) и обратной ( $r$ ) химических реакций;  $S_{f,n}, S_{r,n}$  – скорости прямой и обратной реакции.

Коэффициенты вязкости, теплопроводности и диффузии вычисляются с помощью соотношений, получаемых в первом приближении теории Чепмена–Энскога [20] и приближенных комбинаторных соотношений Манна и Брокау [20]

$$\mu = \left( \sum_{i=1}^{N_s} \frac{Y_i}{\mu_i} \right)^{-1}, \quad \lambda = \frac{1}{2} \left[ \sum_{i=1}^{N_s} x_i \lambda_i + \left( \sum_{i=1}^{N_s} \frac{x_i}{\lambda_i} \right)^{-1} \right], \quad D_i = (1 - x_i) \cdot \left( \sum_{j \neq i}^{N_s} \frac{x_j}{D_{ij}} \right)^{-1},$$

$$\mu_i = 2.67 \times 10^{-5} \frac{\sqrt{M_i T}}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}}, \quad \text{г/см} \cdot \text{с},$$

$$\lambda_i = 8330 \sqrt{\frac{T}{M_i}} \frac{1}{\sigma_i^2 \Omega_i^{(2,2)*}}, \quad \text{эрг/см} \cdot \text{К},$$

$$D_{i,j} = 1.858 \times 10^{-3} \sqrt{T^3 \frac{M_i + M_j}{M_i M_j}} \frac{1}{p \sigma_{i,j}^2 \Omega_{i,j}^{(1,1)*}},$$

где  $x_i$  – относительная мольная концентрация компонент;  $\sigma_i$  – эффективный диаметр столкновений, Å;  $\Omega_i^{(2,2)*} = f(T_i)$  – интеграл столкновений;  $T_i = kT/\varepsilon_i$ ;  $\varepsilon_i/k$  – параметр, характеризующий глубину потенциальной энергии взаимодействия частиц  $i$ -го типа.

Интегралы столкновений вычислялись по аппроксимациям [21]

$$\Omega_i^{(2,2)*} = 1.157 T_i^{-0.1472}, \quad \Omega_{i,j}^{(1,1)*} = 1.074 T_{i,j}^{-0.1604}$$

Функции, определяющие столкновения двух частиц, определялись по так называемым комбинаторным формулам

$$T_{i,j} = \frac{kT}{\varepsilon_{i,j}}, \quad \varepsilon_{i,j} = \sqrt{\varepsilon_i \varepsilon_j}, \quad \sigma_{i,j} = \frac{1}{2} (\sigma_i + \sigma_j)$$

Компоненты тензора напряжений и диссипативная функция рассчитывались по формулам

$$P_{i,j} = -p \delta_{i,j} + \mu \left[ \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{i,j} \cdot \text{div} \mathbf{V} \right], \quad i, j = 1, 2,$$

$$\Phi_\mu = \mu \left[ 2 \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right]$$

Замыкающие соотношения для решаемой системы уравнений включают в себя термическое уравнение состояния идеального газа

$$\frac{p}{\rho} = \frac{R_0}{M_\Sigma} T, \quad \frac{1}{M_\Sigma} = \sum_i^{N_s} \frac{Y_i}{M_i}$$

Первые два уравнения интегрировались явным конечно-разностным методом по схеме AUSM [22] с использованием квадратичной аппроксимации чисел Маха и давления для определения параметров течения при приближенном решении задачи о распаде разрыва. Уравнения диффузии и сохранения энергии решались с использованием неявной конечно-разностной схемы 2-го порядка аппроксимации Кранка – Николсона.

Из-за симметрии камеры сгорания расчеты проводились только в одной из четвертей. При задании граничных условий на верхней и дальней стенке задавались условия прилипания. На нижней и ближайшей стенке задавались условия симметрии. На левой границе значения набегающего потока (три компоненты скорости, плотность и температура). На правой границе граничные условия не задавались так как поток был сверхзвуковой. В качестве начальных данных во всей расчетной области задавались условия набегающего потока. Численное решение конечно-разностных уравнений проводилось с использованием многоблоч-

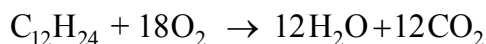
ной технологии. Количество используемых блоков в данной технологии определяется сложностью геометрии расчетной области. В данном случае была использована восьмиблочная структурированная расчетная сетка размерностью 512 000 элементов. Сгущение сетки производилось к стенке и местам сопряжения блоков (чтобы уменьшить разницу в размерах ячеек граничащих блоков).

Изложенная методика показала высокую эффективность при решении задач высокоскоростного обтекания спускаемых летательных аппаратов в трехмерной постановке [23] и исследовании течения внутри камер сгорания ГПВРД в двумерной [25, 26] и трехмерной [26] постановках. Данная методика также использовалась для моделирования двухрежимного ГПВРД [27].

#### 4. Выбор кинетической схемы

Существует несколько подходов к выбору кинетической схемы горения авиационного керосина. Можно использовать детальный кинетический механизм, состоящий из тысяч реакций, в котором авиационный керосин представляется смесью десятка углеводородов. Такой подход сильно увеличивает время расчетов. Поэтому часто для практических целей используются упрощенные модели [28]. Во многих работах [16, 26–28] рассматривают JP-7 как смесь 36 % метана и 64 % этилена. Для каждого из компонент топлива используют свою кинетическую схему различной степени подробности. Еще одним подходом является использование глобальных кинетических механизмов и приближительной структурной формулы углеводорода ( $C_{12}H_{24}$ ). Интегральное тепловыделение в таком подходе моделируется довольно точно. Проблемой является то, что константы скоростей реакции для такого глобального механизма корректно описывают протекание реакций в узком диапазоне давлений и температур. Поэтому особенно важно, чтобы используемая глобальная кинетическая схема была разработана и валидирована при условиях решаемой задачи.

В данной работе в качестве модели горения авиационного керосина JP-7 использовалась одна глобальная химическая реакция



Структурная формула и энтальпия образования JP-7, были взяты из работы [32]. При этом скорость химической реакции

$$k_f = 3.79 \times 10^{11} \exp\left(-\frac{15090}{T}\right) [C_{10}H_{22}]^{0.25} [O_2]^{1.5}$$

была взята из работы Вестбрука [33]. Следует отметить, что кинетические константы в оригинальной работе Вестбрука приведены в системе СИ. Представленная выше скорость химической реакции пересчитана в систему СГС. Данная кинетическая схема хорошо зарекомендовала себя при описании горения в ГПВРД [34].

#### 5. Результаты численного моделирования

На рис. 2 и рис. 3 (рис. 3 является увеличенной областью рис. 2) представлена рассчитанная концентрация воды в сечении оХУ ( $Z=9.11$  мм). Топливо начинает перемешиваться с воздухом сразу после подачи из первых инжекторов. Однако, температуры потока недостаточно для самовоспламенения топливоздушной смеси. Подача топлива из вторых инжекторов осуществляется под бóльшим давлением и нормально к потоку. Поэтому перед местом второго вдува топлива происходит существенное торможение потока, что приводит к локальному увеличению температуры. Это позволяет осуществить самовоспламенение топливоздушной смеси внутри камеры сгорания с последующим повышением температуры за счет горения, как показано на рис. 4. Максимальные значения температуры около 2800 К, определенные экспериментально согласуются со значениями, полученными в результате моделирования в этой работе.

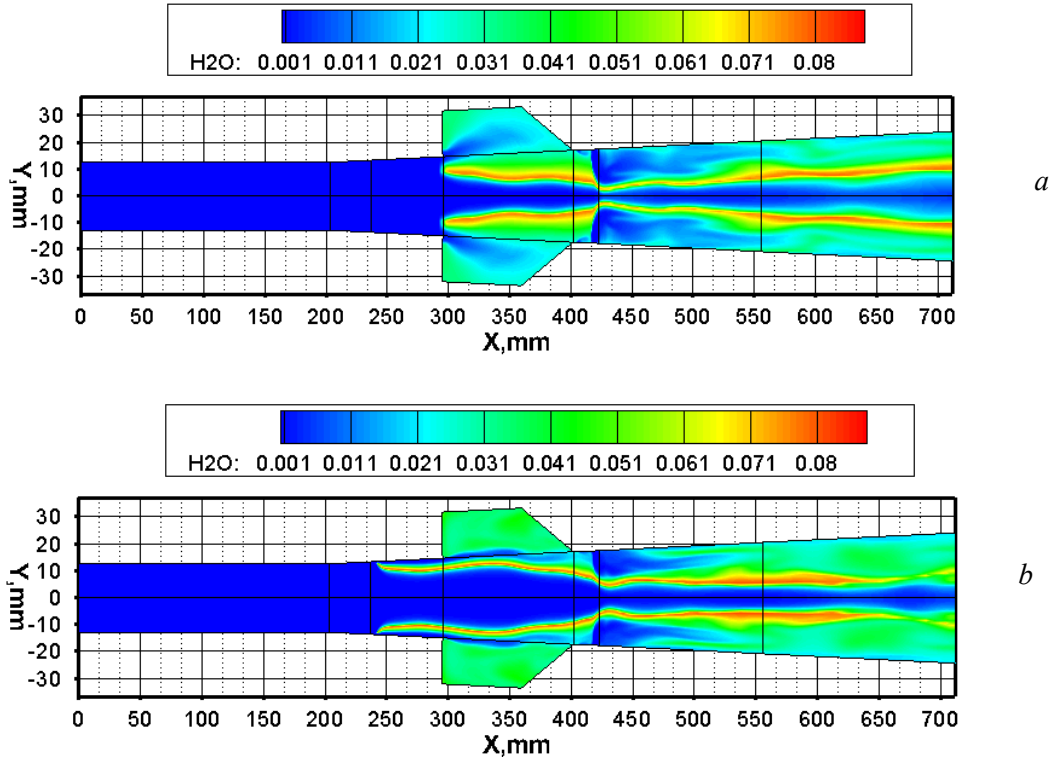


Рис. 2. Распределение рассчитанной концентрации воды в сечении  $Z=9.11$  мм:  
 а) ГПВРД ( $M_\infty = 3.45$ ); б) ПВРД ( $M_\infty = 2.59$ )

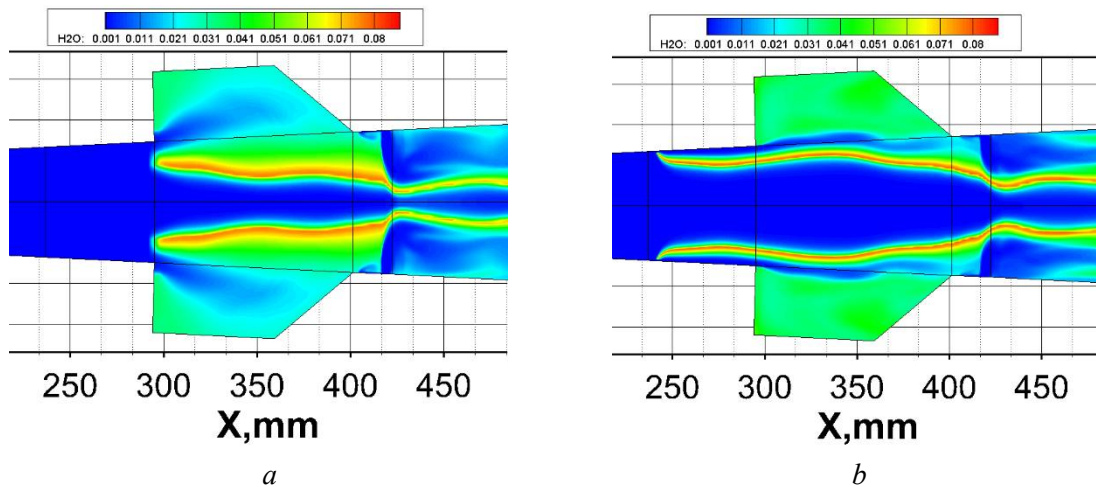


Рис. 3. Распределение рассчитанной концентрации воды в сечении  $Z=9.11$  мм:  
 а) ГПВРД ( $M_\infty = 3.45$ ); б) ПВРД ( $M_\infty = 2.59$ )

Подобная схема организации горения является эффективной за счет того, что не требуется использовать свечи зажигания (хотя они и должны быть установлены для большей надежности). После самовоспламенения в области второго инжектора горение распространяется вверх по потоку. В случае ГПВРД только до места начала каверны ( $X=295$  мм). В случае ПВРД горение распространяется выше потока в изолятор. Распространение происходит в дозвуковых областях преимущественно возле стенки. Качественно похожие результаты получались в расчетах других авторов [16, 17, 27, 32]. Этот эффект можно объяснить тем, что высокая скорость в изоляторе ( $M=3.5$ ) не позволяет возмущению активно распространяться вверх по потоку.



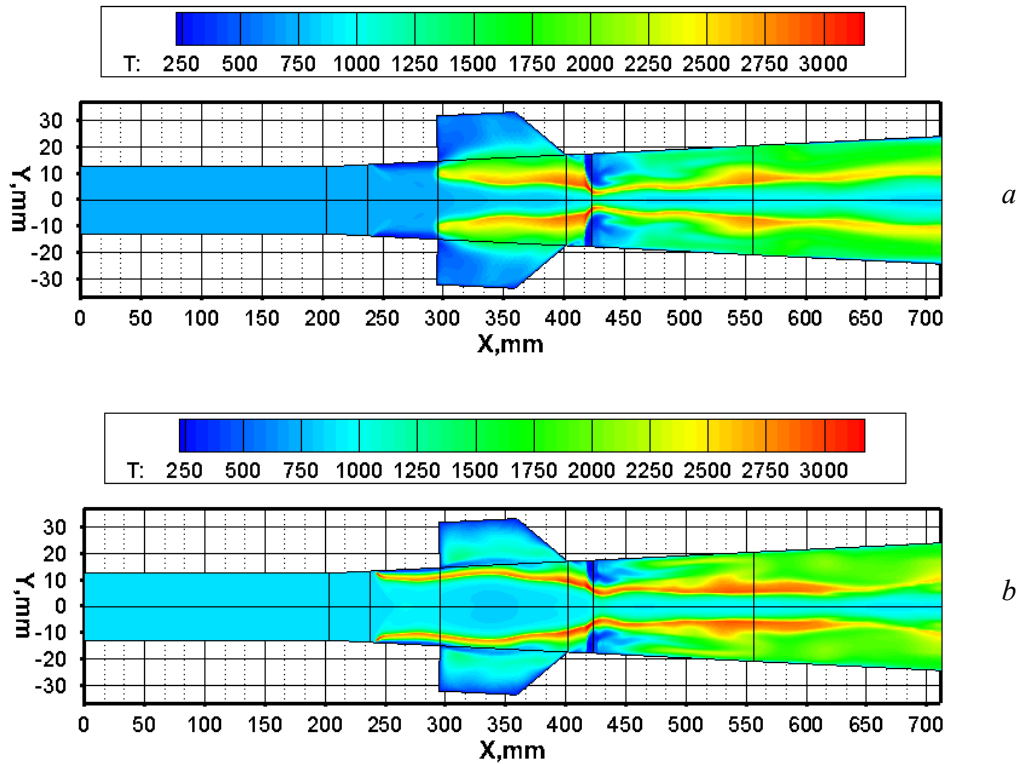


Рис. 4. Распределение рассчитанной температуры в сечении  $Z=9.11$  мм: а) ГПВРД ( $M_\infty = 3.45$ ); б) ПВРД ( $M_\infty = 2.59$ )

На рис. 5 показано, что кислород в ПВРД-режиме частично химически реагирует уже в изоляторе, и поэтому в области каверны горение происходит менее интенсивно, чем в ГПВРД-режиме.

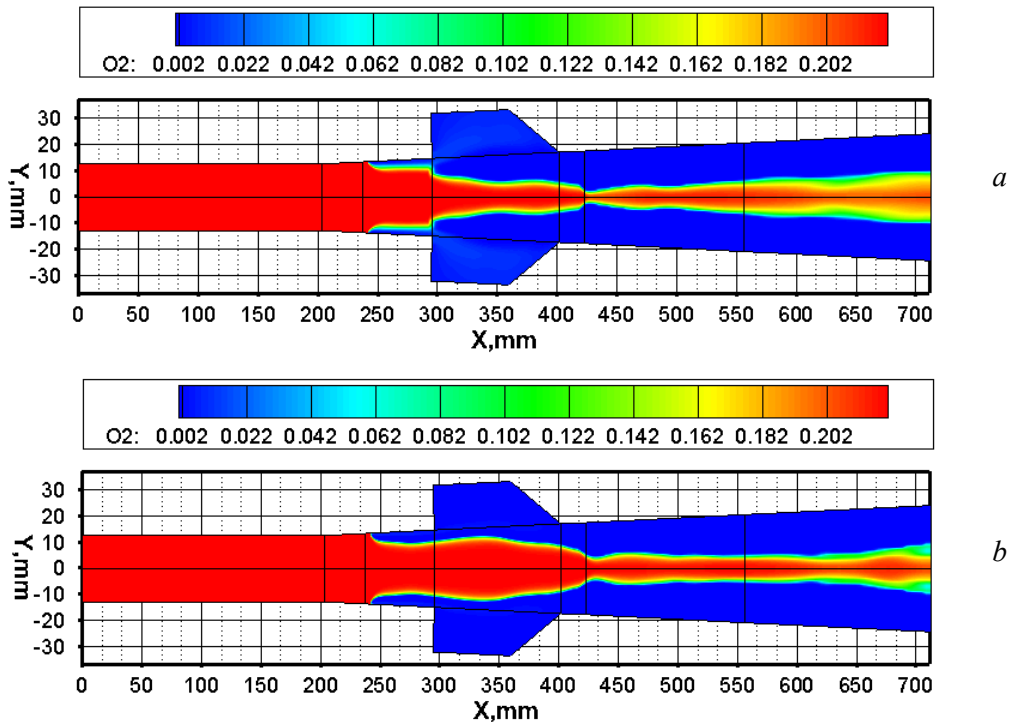


Рис. 5. Распределение рассчитанной концентрации  $O_2$  в сечении  $Z=9.11$  мм: а) ГПВРД ( $M_\infty = 3.45$ ); б) ПВРД ( $M_\infty = 2.59$ )

На этом рисунке можно заметить и то, что остался непрореагировавший кислород в области симметрии. Это является одним из недостатков такой схемы расположения инжекторов. Для более эффективной организации горения требуется использовать пилоны и распорки.

Можно заметить, что вода начинает образовываться в ПВРД-режиме перед местом первого вдува топлива. Перед вдуваемыми струями топлива должны образовываться вихри, что приводит к локальному возникновению дозвуковых зон и более интенсивному смешению топлива и окислителя. На рис. 6 показано различие в определяемых числах Маха для режимов ПВРД и ГПВРД. На этом рисунке заметно возникновение дозвуковых зон в ПВРД режиме в изоляторе (синие области).

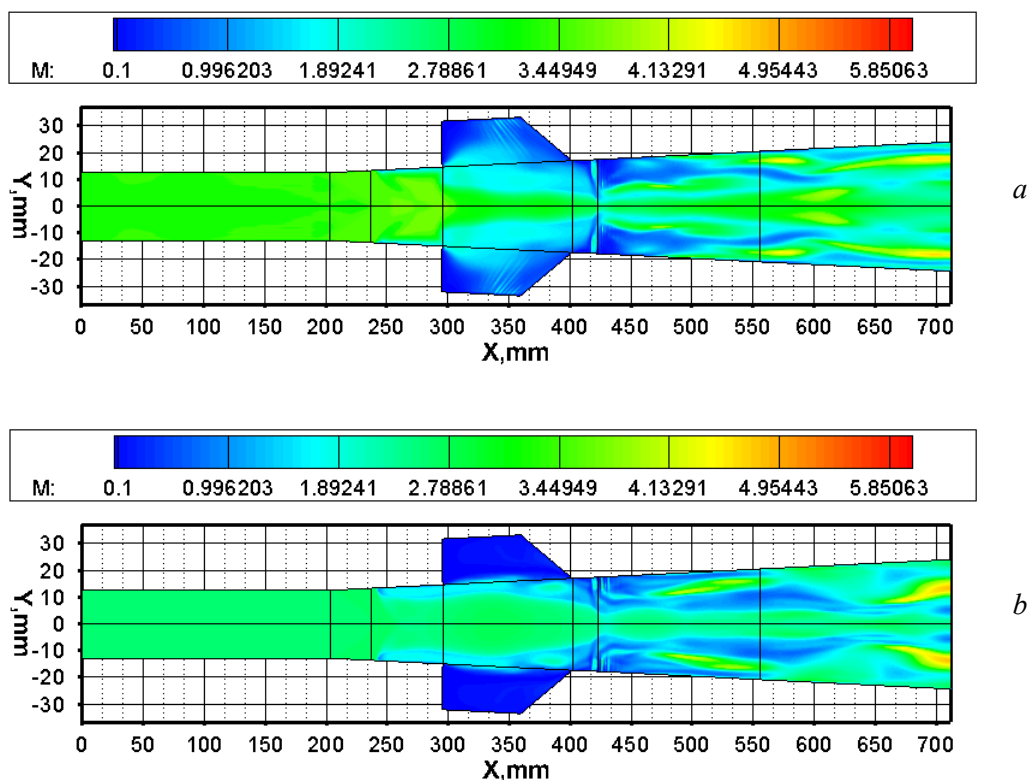


Рис. 6. Распределение рассчитанного числа Маха в сечении  $Z=9.11$  мм: а) ГПВРД ( $M_\infty = 3.45$ ); б) ПВРД ( $M_\infty = 2.59$ )

Иная картина течения наблюдается для ГПВРД-режима. В случае ГПВРД-режима образование воды происходит значительно ниже по потоку в области каверны. В этом случае на выходе из изолятора концентрация керосина остается такой же, как и в месте его подачи, поэтому активное горение (более интенсивное чем в ПВРД-режиме) происходит в области каверны. Это активное горение приводит к расширению дозвуковой области каверны в основной поток. Следует также отметить, что различия в горении ПВРД и ГПВРД режимах существенны только в области между первым и вторым рядом инжекторов. Ниже по потоку от вторых инжекторов картины течения становятся похожими.

На рис. 7 показано распределение рассчитанной концентрации воды в сечении  $oXZ$  при  $Y=10.42$  мм. Снова следует отметить различие в режимах течения ПВРД и ГПВРД. Активное горение в режиме ПВРД происходит в месте первого вдува топлива, в отличие от режима ГПВРД, где горение происходит в районе каверны. Помимо этого, следует отметить отличие структуры пламени горение в центральных струях от горения в струях, расположенных возле стенки.

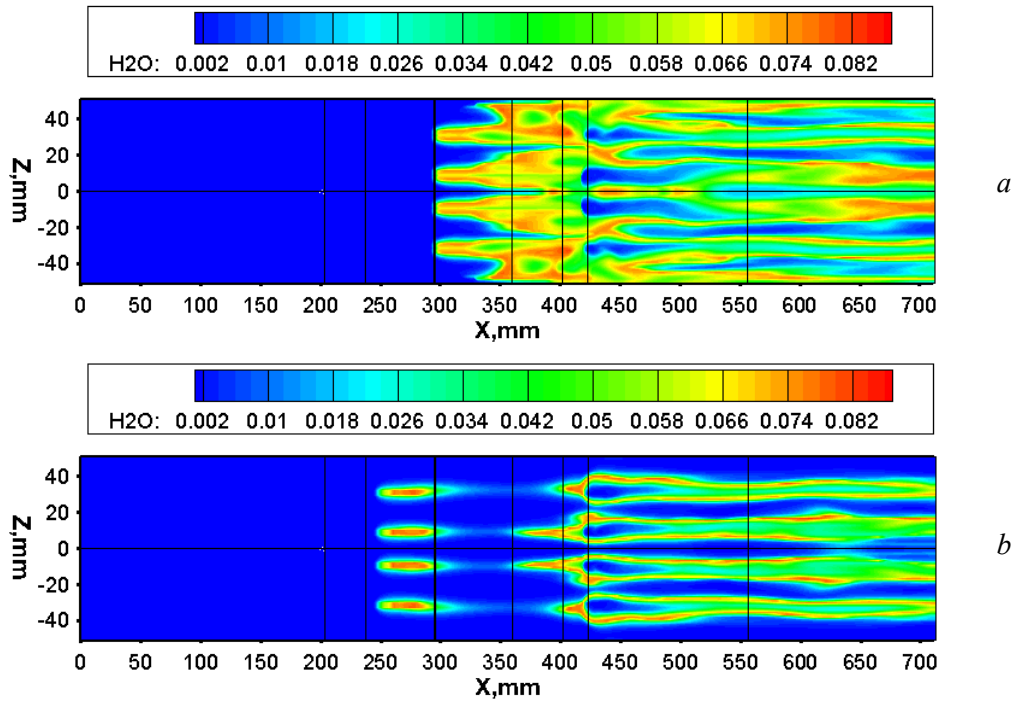


Рис. 7. Распределение рассчитанной концентрации воды в сечении  $oXZ$  при  $Y=10.42$  мм: а) ГПВРД ( $M_\infty=3.45$ ); б) ПВРД ( $M_\infty=2.59$ )

На рис. 8–12 представлены распределения рассчитанной температуры в сечении  $oYZ$  при различных значениях продольной координаты  $X$ . Можно заметить (рис. 8), что сразу после вдува топлива при  $X=261.947$  мм струи не взаимодействуют.

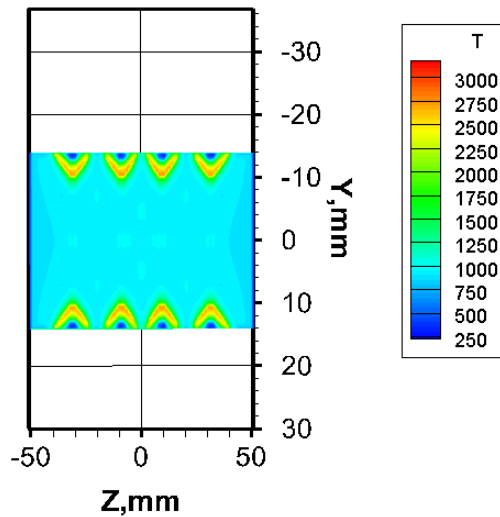


Рис. 8. Распределение рассчитанной температуры в сечении  $oYZ$  при  $X=261.947$  мм (ПВРД ( $M_\infty=2.59$ ))

При  $X=299.368$  мм (рис. 9) взаимодействие струй между собой также незначительное. В этом сечении можно заметить более существенное повышение температуры в камере в ПВРД-режиме. В сечении  $X=411.632$  мм (рис. 10) взаимодействия струй по оси  $Z$  начинает существенно изменять картину течения. Отдельно стоит отметить взаимодействие центральных струй между собой и взаимодействие боковых струй со стенками камеры. При этом верхние и нижние струи практически не взаимодействуют друг с другом. На структуре пламени при  $X=523.985$  мм (рис. 11) начинает сказываться взаимодействие струй, вдуваемых с верхней и нижней стенок.

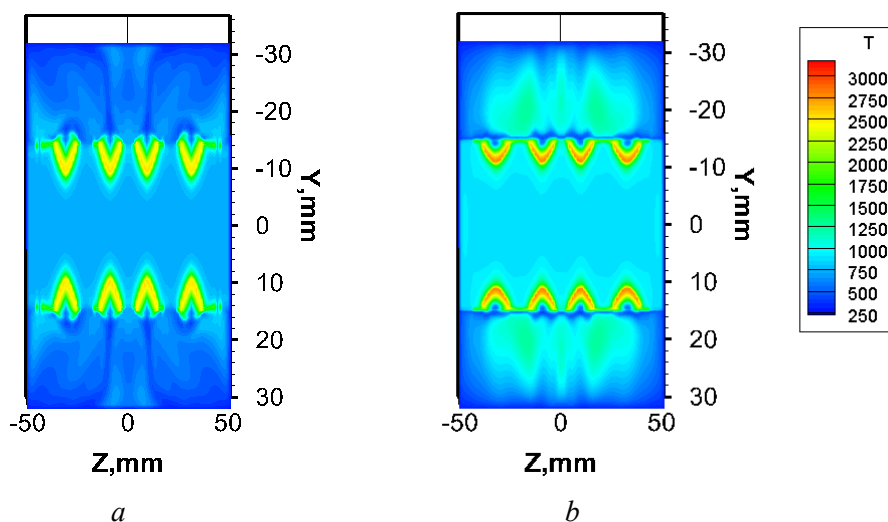


Рис. 9. Распределение рассчитанной температуры в сечении  $OYZ$  при  $X=299.368$  мм: *a*) ГПВРД ( $M_\infty=3.45$ ); *b*) ПВРД ( $M_\infty=2.59$ )

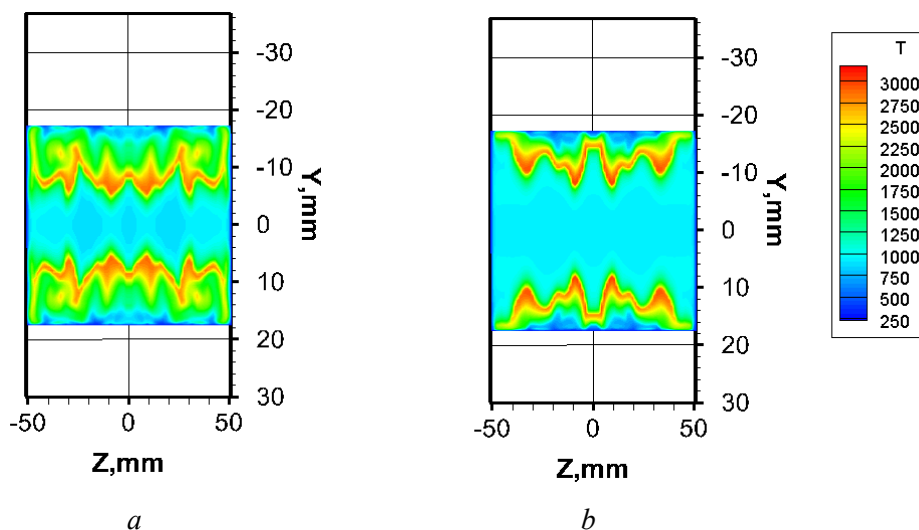


Рис. 10. Распределение рассчитанной температуры в сечении  $OYZ$  при  $X=411.632$  мм: *a*) ГПВРД ( $M_\infty=3.45$ ); *b*) ПВРД ( $M_\infty=2.59$ )

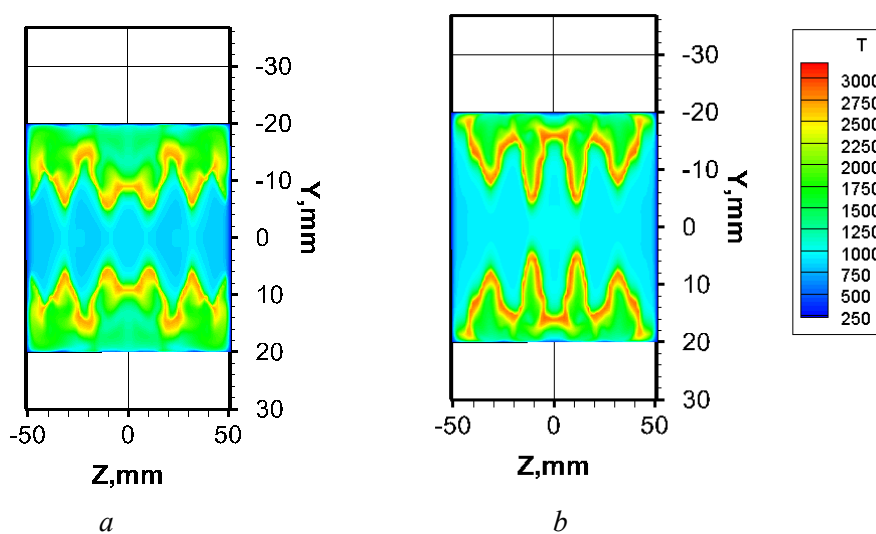


Рис. 11. Распределение рассчитанной температуры в сечении  $OYZ$  при  $X=523.985$  мм: *a*) ГПВРД ( $M_\infty=3.45$ ); *b*) ПВРД ( $M_\infty=2.59$ )

На выходе из камеры сгорания (рис. 12) структура течения становится достаточно сложной. Площадь соприкосновения фронта горения (красные области высокой температуры) с основным потоком увеличивается с продольной координатой. Это приводит к более эффективному смешению и горению.

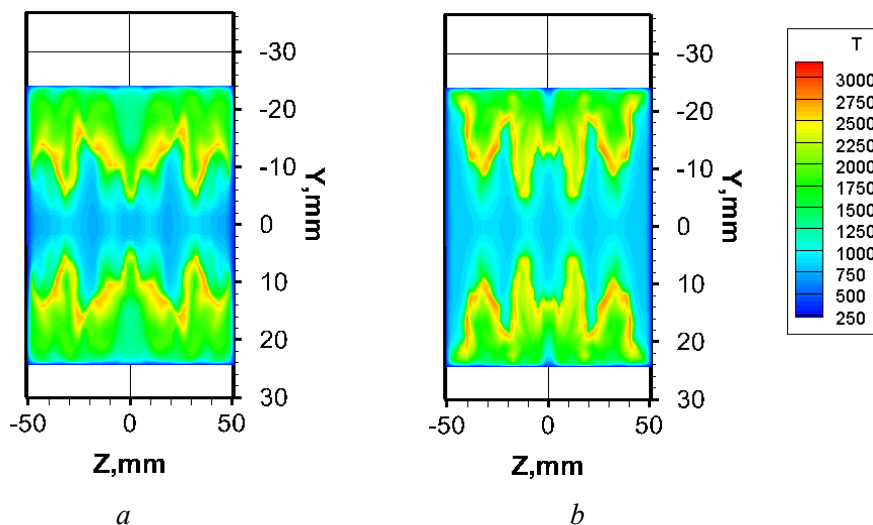


Рис. 12. Распределение рассчитанной температуры в сечении  $oYZ$  при  $X=711$  мм на выходе из камеры сгорания: *a*) ГПВРД ( $M_\infty=3.45$ ); *b*) ПВРД ( $M_\infty=2.59$ )

## 6. Заключение

Изложена трехмерная модель расчета двигательной установки на углеводородном топливе. Представлена упрощенная кинетическая схема горения авиационного керосина JP-7. Исследована структура течения в двигательной установке эксперимента HIFiRE-2. Полученные поля концентраций и температуры качественно повторяют экспериментально наблюдаемую структуру течения, а также согласуются с расчетами других авторов. Показано различие в режимах работы ПВРД и ГПВРД. Было обнаружено, что подобная схема организация работы двигательной установки может приводить к самовоспламенению топливовоздушной смеси без использования дополнительных актуаторов.

## Литература

1. Seleznev R. K., Surzhikov S. T., Shang J. S. A review of the scramjet experimental data base // Prog. Aerosp. Sci. Elsevier Ltd, Vol. 106, Febr. 2019. Pp. 43–70.
2. Seleznev R. K. History of scramjet propulsion development // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009, № 1. P. 012028.
3. Селезнев Р. К. На пути к гиперзвуку. Краткий исторический обзор // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/228/>
4. Jackson K., Gruber M., Barhorst T. The HIFiRE Flight 2 Experiment: An Overview and Status Update // 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA Paper 2009-5029, 2009. P. 19.
5. Hass N. et al. HIFiRE Direct-Connect Rig (HDCR) Phase I Scramjet Test Results from the NASA Langley Arc-Heated Scramjet Test Facility // 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA Paper 2011-2248, 2011. P. 18.
6. Storch A. et al. Combustor Operability and Performance Verification for HIFiRE Flight 2 // 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA Paper 2011-2249, 2011. P. 13.
7. VULCAN. <http://vulcan-cfd.larc.nasa.gov>. NASA Langley Research Center, Hampton, VA [Electronic resource].

8. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA J.* 1994. Vol. 32, № 8. Pp. 1598–1605.
9. Edwards J. R. A low-diffusion flux-splitting scheme for Navier-Stokes calculations // *Comput. Fluids.* 1997. Vol. 26, № 6. Pp. 635–659.
10. Magnussen B. F., Hjertager B. H. On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion // *Symp. Combust.* 1977. Vol. 16, № 1. Pp. 719–729.
11. Metacomp, <http://www.metacomptech.com/index.html>, 2005. [Electronic resource].
12. Liu J. et al. Simulations of Cavity-stabilized Flames in Supersonic Flows Using Reduced Chemical Kinetic Mechanisms // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA Paper 2006-4862, 2006. Pp. 2006–4862.
13. Gnoffo P. A., Gupta R. N., Shinn J. L. Conservation equations and physical models for hypersonic air flows in thermal and chemical nonequilibrium // *NASA Tech. Pap.* 2867. 1989. P. 58.
14. GNOFFO P. Asynchronous, macrotasked relaxation strategies for the solution of viscous, hypersonic flows // 10th Computational Fluid Dynamics Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA Paper 91-1579-CP, 1991. Vol. 1.
15. Quinlan J. et al. A Priori Analysis of Flamelet-based Modeling for a Dual-Mode Scramjet Combustor // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. AIAA Paper 2014-3743, 2014. P. 1–20.
16. Saghafian A. et al. Large eddy simulations of the HIFiRE scramjet using a compressible flamelet/progress variable approach // *Proc. Combust. Inst. The Combustion Institute*, 2015. Vol. 35, No. 2. Pp. 2163–2172.
17. Yentsch R. J., Gaitonde D. V. Numerical Investigation of Dual-Mode Operation in a Rectangular Scramjet Flowpath // *J. Propuls. Power.* 2014. Vol. 30, № 2. Pp. 474–489.
18. Bermejo-Moreno I. et al. Wall-modeled large-eddy simulations of the HIFiRE-2 scramjet // *CTR Annual Research Briefs.* 2013. P. 17.
19. Crow A. et al. Thermal Radiative Analysis of the HIFiRE-2 Scramjet Engine // 43rd AIAA Thermophysics Conference. AIAA Paper 2012-2751, June 2012. Pp. 1–22.
20. Берд Р., Стьюарт В., Лайтфут Е. Явления переноса. М.: Изд-во «Химия». 1974. 687 с.
21. Анфимов Н.А. Ламинарный пограничный слой в многокомпонентной смеси газов//*Изв. АН СССР. Механика и машиностроение.* 1962. № 1. С. 25–31.
22. Edwards J. et al. Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speeds // 13th Computational Fluid Dynamics Conference. AIAA Paper 97-1862, 1997. Vol. 36, № 9.
23. Суржиков С. Т. Пространственная задача радиационной газовой динамики командного модуля Аполлон-4 при сверхорбитальном входе в атмосферу//*Изв. РАН. МЖГ.* 2018. № 2. С. 149–160.
24. 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/>
25. Суржиков С. Т., Селезнев Р. К. Нестационарные газодинамические процессы в осесимметричном канале ГПВРД с периодическим вдувом холодного воздуха // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике.* 2015. Т. 16, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/499/>
26. Seleznev R. K. Validation of 3D model by the example of a supersonic inlet-isolator // *J. Phys. Conf. Ser.* 2018. Vol. 1009. P. 012031.
27. Железнякова А. Л. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета пространственного течения в камере сгорания двухрежимного ГПВРД//*Физико-химическая кинетика в газовой динамике.* 2014. Т. 15, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/217/>
28. Лепихов А. В. Упрощенная кинетическая схема горения смеси RP-1/O<sub>2</sub> для CFD-расчетов ракетных двигателей//*Физико-химическая кинетика в газовой динамике.* 2016. Т.17, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-1/articles/626/>
29. Geraci G. et al. Progress in scramjet design optimization under uncertainty using simulations of the HIFiRE direct connect rig // *AIAA Scitech 2019 Forum.* 2019. Pp. 0–20.

30. Yentsch R. J., Gaitonde D. V. Unsteady three-dimensional mode transition phenomena in a scramjet flowpath // *J. Propuls. Power*. 2015. Vol. 31, № 1. Pp. 104–122.
31. Yentsch R., Gaitonde D. Numerical Investigation of the HIFiRE-2 Scramjet Flowpath // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. AIAA Paper 2013-0119, Jan. 2013. Pp. 1–45.
32. Chickos J. S., Zhao H. Measurement of the vaporization enthalpy of complex mixtures by correlation-gas chromatography. The vaporization enthalpy of RP-1, JP-7, and JP-8 rocket and jet fuels at  $T = 298.15 \text{ K}$  // *Energy and Fuels*. 2005. Vol. 19, № 5. Pp. 2064–2073.
33. Westbrook C.K., Dryer F.L. Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames // *Combust. Sci. Technol.* 1981. Vol. 27, № 1–2. P. 31–43.
34. Dufour E., Bouchez M. Computational analysis of a kerosene-fuelled scramjet // 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. AIAA Paper 2001-1817, 2001.
35. Georgiadis N. J., Mankbadi M. R., Vyas M. A. Turbulence model effects on RANS simulations of the HIFiRE flight 2 ground test configurations // 52nd Aerosp. Sci. Meet., AIAA Paper 2014-0624, January 2014. Pp. 1–19.

## References

1. Seleznev, R. K., Surzhikov, S. T., Shang, J. S., “A review of the scramjet experimental data base,” *Prog. Aerosp. Sci. Elsevier Ltd*, Vol. 106, № February, 2019, pp. 43–70.
2. Seleznev, R. K., “History of scramjet propulsion development,” *J. Phys. Conf. Ser.*, Vol. 1009, No. 1. 2018, p. 012028.
3. Seleznev, R. K., “Overview of scramjet creation,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 15, No. 3, 2014. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/228/>
4. Jackson, K., Gruber, M., Barhorst, T., “The HIFiRE Flight 2 Experiment: An Overview and Status Update,” AIAA Paper 2009-5029, 19 p. doi.org/10.2514/6.2009-5029
5. Hass, N., et al., “HIFiRE Direct-Connect Rig (HDCR) Phase I Scramjet Test Results from the NASA Langley Arc-Heated Scramjet Test Facility,” AIAA Paper 2011-2248, 18 p. doi.org/10.2514/6.2011-2248
6. Storch, A., et al., “Combustor Operability and Performance Verification for HIFiRE Flight 2,” AIAA Paper 2011-2249, 13 p. doi.org/10.2514/6.2011-2249
7. VULCAN. <http://vulcan-cfd.larc.nasa.gov>. NASA Langley Research Center, Hampton, VA [Electronic resource].
8. Menter, F. R., “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications,” *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598–1605.
9. Edwards, J. R., “A low-diffusion flux-splitting scheme for Navier–Stokes calculations,” *Comput. Fluids*, Vol. 26, No. 6, 1997, pp. 635–659.
10. Magnussen, B. F., Hjertager, B. H., “On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion,” *Symp. Combust.*, Vol. 16, No. 1, 1977, pp. 719–729.
11. Metacomp, <http://www.metacomptech.com/index.html>, 2005. [Electronic resource].
12. Liu, J., et al., “Simulations of Cavity-Stabilized Flames in Supersonic Flows Using Reduced Chemical Kinetic Mechanisms,” AIAA Paper 2006-4862. doi.org/10.2514/6.2006-4862
13. Gnoffo, P. A., Gupta, R. N., Shinn, J. L., “Conservation equations and physical models for hypersonic air flows in thermal and chemical nonequilibrium,” *NASA Tech. Pap.* 2867, 1989, 58 p.
14. Gnoffo, P. A., “Asynchronous, macrotasked relaxation strategies for the solution of viscous, hypersonic flows,” AIAA Paper 91-1579-CP, June 1991. doi.org/10.2514/6.1991-1579
15. Quinlan, J., et al., “A Priori Analysis of Flamelet-based Modeling for a Dual-Mode Scramjet Combustor,” AIAA Paper 2014-3743, 20 p. doi.org/10.2514/6.2014-3743

16. Saghafian, A., et al., “Large eddy simulations of the HIFiRE scramjet using a compressible flamelet/progress variable approach,” *Proc. Combust. Inst. The Combustion Institute*, Vol. 35, No. 2. 2015, pp. 2163–2172.
17. Yentsch, R. J., Gaitonde, D. V., “Numerical Investigation of Dual-Mode Operation in a Rectangular Scramjet Flowpath,” *J. Propuls. Power*, Vol. 30, No. 2, 2014, pp. 474–489.
18. Bermejo-Moreno, I., et al., “Wall-modeled large-eddy simulations of the HIFiRE-2 scramjet,” *CTR Annual Research Briefs*, 2013, 17 p.
19. Crow, A., et al., “Thermal Radiative Analysis of the HIFiRE-2 Scramjet Engine,” AIAA Paper 2012-2751, 22 p. doi.org/10.2514/6.2012-2751
20. Berd, R., St'juart, V., Lajtjut, E. *Javlenija perenosa*, M.: Izd-vo «Himija», 1974, 687 s.
21. Anfimov, N. A., *Laminarnyj pogranchnyj sloj v mnogokomponentnoj smesi gazov*, Izv. AN SSSR. Mehanika i mashinostroenie, No. 1, 1962, pp. 25–31.
22. Edwards, J., et al., “Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speeds,” AIAA Paper 97-1862, July 1997, doi.org/10.2514/6.1997-1862
23. Surzhikov, S. T., “Prostranstvennaja zadacha radiacionnoj gazovoj dinamiki komandnogo modulja Apollon-4 pri sverhorbital'nom vhode v atmosferu,” *Izv. RAN. MZhG*, No. 2, 2018, pp. 149–160.
24. Surzhikov, S. T., “Simulation of radiation-convective heating of model cameras of ramjets on hydrocarbon and hydrogen fuels” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 15, No. 3, 2014. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/230/>
25. Surzhikov, S. T., Seleznev, R. K., “Unsteady thermo-gasdynamic processes in axisymmetric scramjet combustion chamber with periodical input of cold air,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 16, No. 3, 2015. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/499/>
26. Seleznev, R. K., “Validation of 3D model by the example of a supersonic inlet-isolator,” *J. Phys. Conf. Ser.*, Vol. 1009, 2018, p. 012031.
27. Zhelezniakova, A. L., “Application of the method of splitting by physical processes for the 3D computation of flows in the dual-mode scramjet combustor//*Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 15, No. 2, 2014. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/217/>
28. Lepihov, A. V., “Reduced Kinetic Model of RP-1/O<sub>2</sub> Mixture Combustion for CFD modeling of Rocket Engines,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 17, No. 1, 2016. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-1/articles/626/>
29. Geraci, G., et al., “Progress in scramjet design optimization under uncertainty using simulations of the HIFiRE direct connect rig,” *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019, pp. 0–20.
30. Yentsch, R. J., Gaitonde, D. V., “Unsteady three-dimensional mode transition phenomena in a scramjet flowpath,” *J. Propuls. Power*, Vol. 31, No. 1, 2015, pp. 104–122.
31. Yentsch, R., Gaitonde, D., “Numerical Investigation of the HIFiRE-2 Scramjet Flowpath,” AIAA Paper 2013-0119, Jan. 2013, 45 p. doi.org/10.2514/6.2013-119
32. Chickos, J. S., Zhao, H., “Measurement of the vaporization enthalpy of complex mixtures by correlation-gas chromatography. The vaporization enthalpy of RP-1, JP-7, and JP-8 rocket and jet fuels at T=298.15 K,” *Energy and Fuels*, Vol. 19, No. 5, 2005, pp. 2064–2073.
33. Westbrook, C. K., Dryer, F. L., “Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames,” *Combust. Sci. Technol.*, Vol. 27, No. 1–2, 1981, pp. 31–43.
34. Dufour, E., Bouchez, M., “Computational analysis of a kerosene-fuelled scramjet,” AIAA Paper 2001-1817, April 2001. doi.org/10.2514/6.2001-1817
35. Georgiadis, N. J., Mankbadi, M. R., Vyas, M. A., “Turbulence model effects on RANS simulations of the HIFiRE flight 2 ground test configurations,” AIAA Paper 2014-0624, 19 p. doi.org/10.2514/6.2014-0624

Статья поступила в редакцию 5 апреля 2021 г.