УЛК 532.529

# ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПВРД И ГПВРД РЕЖИМОВ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ HIFIRE-2

© 2022 г. Р. К. Селезнев<sup>а,b,c,\*</sup>

<sup>а</sup> Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н.Л. Духова, Москва, Россия <sup>b</sup> Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, Россия

<sup>c</sup> Московский физико-технический институт (государственный университет), Долгопрудный, Россия \*E-mail: roman.seleznev@phystech.edu

Поступила в редакцию 20.06.2021 г. После доработки 25.06.2022 г. Принята к публикации 26.06.2022 г.

Выполнено трехмерное численное моделирование процессов подачи смешения и горения топлива JP-7 в ПВРД и ГПВРД режимах работы камеры сгорания эксперимента HIFiRE-2. Двухкомпонентная смесь 64% этилена и 36% метана используется в качестве имитации авиационного керосина JP-7. Представлена кинетическая схема горения, состоящая из 4 реакций. Проведено сравнение рассчитанных концентраций  $H_2O$  в сечении оХҮ в ПВРД и ГПВРД режимах работы с результатами расчета других авторов. Анализ распределения температуры и числа Маха в различных сечениях камеры сгорания позволяет выделить основные особенности течения. Представлено сравнение распределения давления на нижней стенке камеры с экспериментальными результатами.

Ключевые слова: ПВРД, ГПВРД, численное моделирование, горение, ЈР-7

**DOI:** 10.31857/S0568528122600382

С 50-х годов прошлого века в мире активно ведутся работы над практической реализацией гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД). Проблема состоит еще и в том, что в наземных экспериментах часто не удается воспроизвести явления, наблюдаемые в летных испытаниях. Летные испытания чрезвычайно дороги и часто заканчиваются неудачей. Помимо этого, довольно трудно разместить в летной установке большое количество измерительного оборудования. Несмотря на то что прогресс в области высокопроизводительных вычислительных мощностей сделал доступным трехмерное моделирование ГПВРД, прямое численное моделирование (DNS), с подробной кинетической схемой по-прежнему недоступно. В связи с этим необходимо развивать упрощенные модели вычислительной газовой динамики, которые позволяют адекватно описывать физические явления. Преимущества использования вычислительной газовой динамики увеличили спрос на высококачественные экспериментальные данные.

Эксперименты Hypersonic International Flight Research Experimentation (HIFiRE) проводились совместно исследовательской лабораторией BBC США и Австралийской оборонной научнотехнической организацией (AFRL). Основной целью этих экспериментов было получение высококачественных данных летных испытаний по более низкой цене, чем предыдущие программы. Программа HIFiRE использует проверенную недорогую технологию предварительного разгона летательных аппаратов (ЛА) с помощью ракет Terrier Mk-70, хорошо зарекомендовавшую себя в гиперзвуковых экспериментах HyShot [1] и [2]. В серии экспериментов HIFiRE-2 главное внимание уделялось исследованию характеристик ГПВРД, работающего на углеводородном топливе. Проводились как наземные, так и летные испытания. Изучался переход ПВРД-режим работы двигательной установки в ГПВРД-режим при разгоне ЛА до скорости полета 8 Махов. Большое количество опубликованных экспериментальных данных позволило использовать эксперимент HIFiRE-2 для валидации и верификации разрабатываемых компьютерных кодов [3—25]. Экспериментальные данные анализировались в большом количестве публикаций. Подробная история численного исследования эксперимента HIFiRE-2 описана в работах [25, 26].

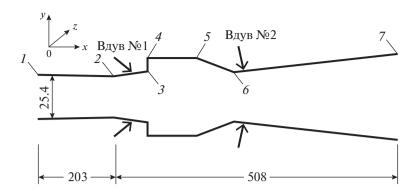


Рис. 1. Схема двигательной установки эксперимента HIFiRE-2 [3, 4].

Мотивация выполненного исследования состояла в изучении различных режимов работы двигательной установки, а также в продолжении систематической работы по верификации и валидации разрабатываемого трехмерного компьютерного кода [25, 27, 28]. Для понимания процесса перехода из ПВРД- в ГПВРД-режим были рассмотрены крайние случаи установившегося течения. В обоих режимах работы (ГПВРД и ПВРД) структура течения является сложной и трехмерной. Первая серия расчетов с использованием изложенной компьютерной модели проведена с использованием одной глобальной кинетической реакцией горения JP-7, была представлена в работе [25]. В данной работе, в отличие от предыдущей, используется предположение, что JP-7 является смесью 36% метана и 64% этилена, и проводится не только качественное, но и количественное сравнение с результатами эксперимента и расчетов других авторов.

### ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТНОЙ 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 (размеры в миллиметрах). Координаты геометрических особенностей приведены в табл. 1. Ширина камеры сгорания составляла 101.6 мм и оставалась постоянной по всей длине. Двигатель работал в двух режимах, либо как ПВРД, либо как ГПВРД. Впрыск топлива производился выше и ниже по потоку от каверны, как показано на рис. 1 из четырех рядов инжекторов. Каждый такой ряд состоял из четырех равноудаленных отверстий. В качестве топлива использовался авиационный керосин JP-7. Условия проведения эксперимента приведены в табл.2.

Коэффициент избытка топлива для первого и второго ряда эжекторов равнялся  $\phi_1 = 0.4$  и  $\phi_2 = 0.6$  соответственно. Коэффициент избытка топлива для первого и второго ряда инжекторов равнялся  $\phi_1 = 0.4$  и  $\phi_2 = 0.6$  соответственно.

Таблица 1. Координаты геометрических особенностей эксперимента HIFiRE-2 [3, 4]

	1	2	3	4	5	6	7	Вдув № 1	Вдув № 2
X, mm	0	203	295	294	359	401	711	244	419
Y, mm	12.7	12.7	14.8	31.9	33.4	17.2	24.2	13.6	17.6

Таблица 2. Граничные условия на входе в камеру сгорания эксперимента HIFiRE-2 [3, 4]

Режим	Число Маха	$\rho_{\infty}$ , $\Gamma/cm^3$	$p_{\infty}$ , эрг/см <sup>3</sup>	$V_{\infty}$ , m/c	$T_{\infty}$ , 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

## СИСТЕМА ИНТЕГРИРУЕМЫХ УРАВНЕНИЙ

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:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{V}) = 0$$

$$\frac{\partial \rho \mathbf{V}}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{V} \mathbf{V} + \hat{\mathbf{\Pi}}) = 0$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V} \operatorname{grad} T = \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\operatorname{grad} Y_i \times \operatorname{grad} T) - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{w}_i + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \operatorname{grad} p + \Phi_{\mu}$$

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \operatorname{div} \rho_i \mathbf{V} = -\operatorname{div} \mathbf{J}_i + \dot{w}_i, \quad i = 1, 2, \dots, N_s$$

$$\mathbf{J}_i = -\rho D_i \operatorname{grad} Y_i, \quad \dot{w}_i = M_i W_i = \sum_{n=1}^{N_r} (b_{i,n} - a_{i,n}) (S_{f,n} - S_{r,n}), \quad c_p = \sum_{i=1}^{N_s} Y_i c_{p,i}$$

где t— время;  $\mathbf{V} = \mathbf{i} u + \mathbf{j} v + \mathbf{k} w$  — 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;  $J_i$  — вектор плотности диффузионного потока i-го компонента;  $\dot{w}_i$  — массовая скорость химических превращений для i-го компонента смеси;  $a_{i,n}, b_{in}$  — 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;  $X_i$  — объемномольная 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  $k_{f(r),n} = A_{f(r),n} T^{n_{f(r),n}} \exp\left(-E_{f(r),n}/kT\right); \quad A_{f(r),n}, n_{f(r),n}, E_{f(r),n}$  — 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 [29] и приближенных комбинаторных соотношений Манна и Брокау [29]

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

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

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

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

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

Интегралы столкновений вычислялись по аппроксимациям [30]:

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

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

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

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

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

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

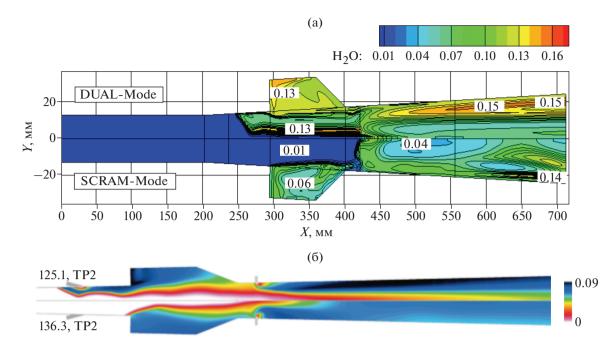
Первые два уравнения интегрировались явным конечно-разностным методом по схеме AUSM [31] с использованием квадратичной аппроксимации чисел Маха и давления для определения параметров течения при приближенном решении задачи о распаде разрыва. Уравнения диффузии и сохранения энергии решались с использованием 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 конечноразностных уравнений проводилось с использованием многоблочной 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 [32] и исследовании течения внутри камер сгорания ГПВРД в двумерной [33, 34] и трехмерной [27] постановках.

#### ВЫБОР КИНЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ

В работе [25] в качестве модели горения авиационного керосина JP-7 использовалась одна глобальная химическая реакция:  $C_{12}H_{24}+18O_2\to 12H_2O+12CO_2$ . В данной работе рассматривают JP-7 как смесь 36% метана и 64% этилена. Аналогичное приближение использовалось в [7, 9, 13, 17]. Для каждого из компонент топлива используют свою кинетическую схему различной степени подробности. Для этилена используется кинетическая схема Баурле [35], состоящая из трех химических реакций. Данная кинетическая схема горения этилена хорошо показала себя при расчете конвективных и радиационных тепловых потоков в камере ГПВРД [36]. Для метана,



**Рис. 2.** Сравнение результатов расчета этой работы (а) распределения концентрации  $H_2O$  в сечении *оXY* (на расстоянии z=15 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и результата расчета из работы [9].

как и в работах Вестбрука [37] и Эннетта [38], используется одна необратимая глобальная реакция:  $CH_4 + 2O_2 \rightarrow 2H_2O + CO_2$ . Скорость химической реакции была выбрана следующей:

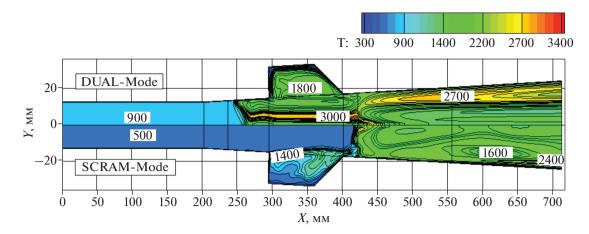
$$k_f = 4.1 \times 10^{21} \exp\left(-\frac{17600}{T}\right) [\text{CH}_4] [\text{O}_2]^2$$

## РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

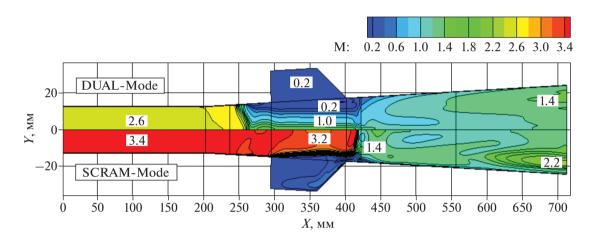
На рис. 2а представлено рассчитанное распределение концентрации  $H_2O$  в сечении оХY (на расстоянии z=15 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (DUAL-Mode) и ГПВРД-режима (SCRAM-Mode). В ПВРД-режиме горение и образование воды происходит сразу перед первым рядом топливных инжекторов. При  $X \approx 260$  мм активно протекают химические реакции и образуется вода. Область повышенной концентрации воды (массовая доля равна 0.13) расположена возле оси симметрии (при Y=0) между первыми и вторыми инжекторами. Помимо этого, химические реакции протекают и в каверне. Максимальная массовая доля воды в каверне достигает 0.13. Ниже по потоку от ряда вторых инжекторов ( $X \approx 450$  мм) возле верхней стенки наблюдается повышение концентрации воды (0.15). В ГПВРД-режиме (на нижней половине рисунка) активного горения возле первых инжекторов не наблюдается. Небольшое количество воды образуется в каверне (0.06). Далее активное горение происходит уже ниже по потоку от второго ряда инжекторов. При X > 650 мм возле стенки появляется область повышенной концентрации воды (0.14). Следует отметить качественное сходство с результатами расчета Йенча [9] (рис. 26).

Рассчитанное распределение температуры в сечении oXY (на расстоянии z=15 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и ГПВРД-режима (нижняя часть) представлено на рис. 3. В ПВРД-режиме максимальная температура достигает 3000 К в области каверны возле оси симметрии. Температура в каверне равна 1800 К. Ниже по потоку от ряда вторых инжекторов ( $X \approx 450$  мм) наблюдается большая область повышенной температуры (2700 K). В ГПВРД- режиме горение происходит не так интенсивно. Температура в каверне не превышает 1400 К. Основной поток прогревается максимум до 2400 К в узкой области возле стенки при X > 600 мм.

На рис. 4 проведено сравнение рассчитанного числа Маха в сечении oXY (на расстоянии z = 15 мм от плоскости симметрии камеры). Сразу после первого ряда инжекторов возникает до-



**Рис. 3.** Рассчитанное распределение температуры в сечении oXY (на расстоянии z=15 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и ГПВРД-режима (нижняя часть).

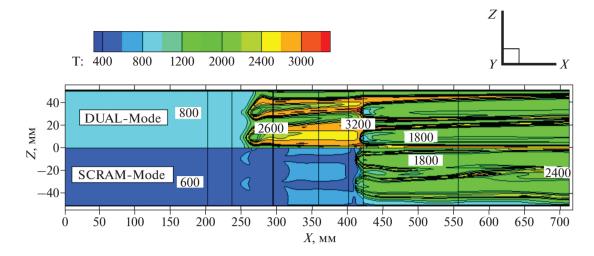


**Рис. 4.** Рассчитанное распределение числа Маха в сечении oXY (на расстоянии z=15 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и ГПВРД-режима (нижняя часть).

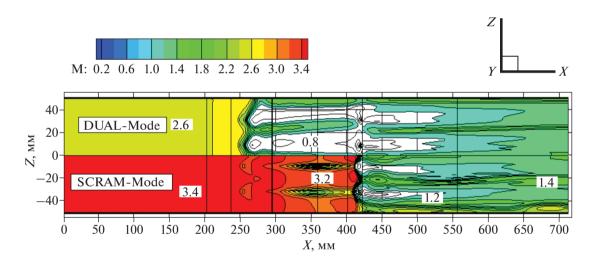
звуковая область, которая занимает существенную площадь камеры. Возле оси симметрии поток остается сверхзвуковым. Дозвуковая область в районе каверны расширяется, достигая максимума в области второго ряда инжекторов. Ниже по потоку от второго ряда инжекторов дозвуковая область сужается к стенке и при  $X \sim 530$  мм практически весь поток становится сверхзвуковым. Далее за счет расширения камеры сгорания происходит постепенное увеличение скорости потока. На выходе из камеры сгорания число Маха достигает 1.4.

В ГПВРД-режиме после первого ряда инжекторов основной поток замедляется незначительно (с  $3.4\,\mathrm{M}$  до  $3.2\,\mathrm{M}$ ). Дозвуковая область возникает в каверне и небольшой области потока возле нее. Ниже по потоку эта дозвуковая область расширяется и достигает максимума в месте второго ряда топливных инжекторов. После этого дозвуковая область резко сужается к стенке и при  $X \sim 450\,\mathrm{Mm}$  практически весь поток становится сверхзвуковым. Основной поток в области второй подачи топлива замедляется с  $3.4\,\mathrm{do}\,1.4\,\mathrm{M}$ . Далее расширение камеры сгорания ускоряет основной поток до  $2.2\,\mathrm{M}$ .

На рис. 5 показаны результаты рассчитанного распределения температуры в сечении oXZ (на расстоянии y=6 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и ГПВРД-режима (нижняя часть). В ПВРД режиме фронт горения образуется вокруг первого ряда инжекторов. Температура в этой области достигает 2600 К. Между первым и вторым рядом инжекторов идет постепенное расширение пламени, однако струи повышенной температуры существенно не взаимодействуют между собой. В месте второй подачи топлива происходит еще одно поднятие температуры до 3200 К. Далее происходит расширение разогретых струй и их взаи-



**Рис. 5.** Рассчитанное распределение температуры в сечении oXZ (на расстоянии y = 6 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и ГПВРД-режима (нижняя часть).

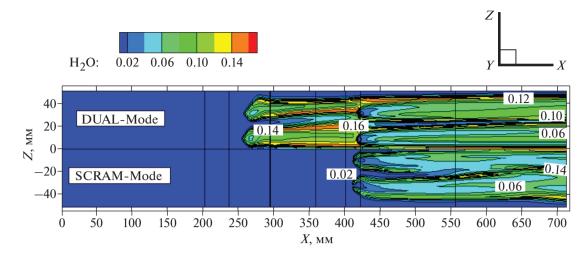


**Рис. 6.** Рассчитанное распределение числа Маха в сечении oXZ (на расстоянии y=6 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и ГПВРД-режима (нижняя часть). Белым цветом обозначены дозвуковые области.

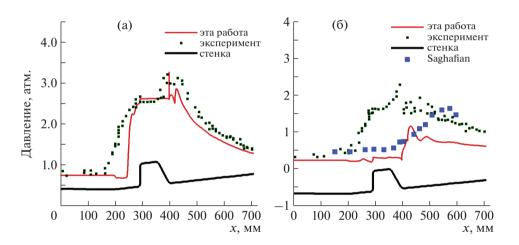
модействие между собой. Минимальная температура потока равна 1800 К. В ГПВРД-режиме после не происходит поджига после первого ряда инжекторов. Фронт горения образуется вокруг второго ряда инжекторов. Горячие струи на расстоянии  $X \sim 600$  мм взаимодействуют между собой. Температура в струе достигает 2400 К на выходе из камеры сгорания.

В ПВРД-режиме образуется дозвуковая область (0.8 M) перед первым рядом инжекторов и сразу после них. Дозвуковые области от каждого инжектора первого ряда перед вторым рядом инжекторов сливаются в единую область. После второго ряда инжекторов на расстоянии  $X \sim 530$  мм поток снова становится сверхзвуковым. В ГПВРД-режиме дозвуковые области возникают только за вторым рядом инжекторов.

На рис. 8 представлено количественное сравнение распределения давления на стенке камеры при z=0 в ПВРД-режиме (рис. 8а) и ГПВРД-режиме (рис. 8б). Как и в эксперименте, в расчетах давление не изменяется в области изолятора постоянной площади сечения (при X < 200 мм). В области небольшого расширения тракта двигателя (200 мм < X < 290 мм) наблюдается незначительное падение давления. В ПВРД-режиме в расчетах при  $X \sim 245$  мм начинается повышение



**Рис. 7.** Рассчитанное распределение концентрации воды в сечении oXZ (на расстоянии y = 6 мм от плоскости симметрии камеры) для ПВРД-режима (верхняя часть) и ГПВРД-режима (нижняя часть).



**Рис. 8.** Рассчитанное распределение давления на стенке при z = 0 ПВРД-режим (а) и ГПВРД-режим (б). Красная линия — результат расчета этой работы, зеленые квадраты — экспериментальные значения, синими квадратами — результаты расчета из работы [9].

давления с  $7.94 \times 10^5$  эрг/см³ до  $2.55 \times 10^6$  эрг/см³, вызванное горением в области перед первым рядом инжекторов. Несмотря на то что в эксперименте повышение давления начиналось выше по потоку при  $X \sim 168$  мм, величина давления сразу перед каверной в расчетах и эксперименте совпадает. Далее в каверне наблюдается стабильное давление  $2.55 \times 10^6$  эрг/см³. В области вторых инжекторов в расчете и в эксперименте наблюдаются колебания давления. При X > 430 мм давление плавно уменьшается за счет расширения камеры сгорания. При этом заметно, что давление в эксперименте на 8% выше рассчитанного в этой работе.

В ГПВРД-режиме получено не очень хорошее количественное сравнение с результатами эксперимента. Анализ экспериментальных данных показывает, что повышение давления в ГПВРД-режиме происходит в области первых топливных инжекторов. В проведенных расчетах повышение давления возникает только в области второго ряда инжекторов. Максимальное давление в эксперименте ( $2.25 \times 10^6$  эрг/см<sup>3</sup>) практически в два раза превышает максимальное рассчитанное значение ( $1.17 \times 10^6$  эрг/см<sup>3</sup>). Следует отметить, что в работе [9] с использованием LES-модели турбулентности без введения особых "подгоночных" коэффициентов также получается неудовлетворительное согласие с экспериментом.

#### **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Численное исследование ПВРД- и ГПВРД-режимов работы экспериментальной камеры сгорания HIFiRE-2 позволило определить основные структурные особенности течения, оказывающие существенное влияние на процессы горения. Выполнены валидация и верификация разрабатываемого компьютерного кода путем количественного и качественного сравнения полученных результатов с экспериментальными данными и расчетами других авторов. Показано, что при более высокой скорости потока объем дозвуковых зон уменьшается, что приводит к меньшей эффективности горения. Таким образом, наличие каверны в двигательной установке особенно важно для организации высокоскоростного горения.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Hass N., Smart M., Paull A. Flight Data Analysis of the HYSHOT 2 // AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2005. P. 17.
- 2. Walker S., Rodgers F., Paull A. and Van Wie D. HyCAUSE Flight Test Program // Sci. Technol. 2008. № 5. P. 1–14.
- 3. *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. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2009. P. 19.
- 4. *Hass N., Cabell K., Storch A., Gruber M.* 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 Conf. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. P. 18.
- 5. Storch A., Bynum M., Liu J., Gruber M. Combustor Operability and Performance Verification for HIFiRE Flight 2 // 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. P. 13.
- 6. Bermejo-Moreno I., Larsson J., Bodart J. and Vicquelin R. Wall-modeled large-eddy simulations of the HIFiRE-2 scramjet // CTR Annual Research Briefs. 2013. P. 17.
- 7. *Yentsch R.J.*, *Gaitonde D.V.* Numerical Investigation of Dual-Mode Operation in a Rectangular Scramjet Flowpath // J. Propuls. Power. 2014. V. 30. № 2. P. 474–489.
- 8. Saghafian A., Shunn L., Philips D.A., Ham F. Large eddy simulations of the HIFiRE scramjet using a compressible flamelet/progress variable approach // Proc. Combust. Inst. The Combustion Institute. 2015. V. 35. № 2. P. 2163—2172.
- 9. *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. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. № January. P. 1–45.
- 10. *Crow A., Boyd I., Brown M., Liu J.* Thermal Radiative Analysis of the HIFiRE-2 Scramjet Engine // 43rd AIAA Thermophysics Conference. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautic. 2012. № 6. P. 1–22.
- 11. *Quinlan J., McDaniel J.C., Drozda T.G., Lacaze G., Oefelein J.C.* A Priori Analysis of Flamelet-based Modeling for a Dual-Mode Scramjet Combustor // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014. P. 1–20.
- 12. *Lacaze G., Vane Z.P., Oefeleinz J.C.* Large eddy simulation of the HiFiRE direct connect rig scramjet combustor // AIAA SciTech Forum 55th AIAA Aerosp. Sci. Meet. 2017. P. 1–19.
- 13. *Geraci G., Menhorn F., Huan X., Safta C., Marzouk Y., Najm H.N., Eldred M.S.* Progress in scramjet design optimization under uncertainty using simulations of the HIFiRE direct connect rig // AIAA Scitech 2019 Forum. 2019. P. 0–20.
- 14. *Irvine A.G.* High fidelity radiative thermal transport simulations of a scramjet propulsion system // Thesis. 2013. P. 156.
- 15. Ferlemann P.G. Forebody and Inlet Design for the HIFiRE 2 Flight Test // JANNAF Airbreathing Propuls. Subcomm. Meet. 2008. P. 0–18.
- 16. *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. 2014. № 1. 2014. P. 1–19.
- 17. *Yentsch R.J.*, *Gaitonde D.V.* Unsteady three-dimensional mode transition phenomena in a scramjet flowpath // J. Propuls. Power. 2015. V. 31. № 1. P. 104–122.
- 18. *Borghi M.R., Engblom W.A., Georgiadis N.J.* Evaluation of mixing-limited Quasi-global wind-us model for hifire 2 flowpath // 52nd Aerosp. Sci. Meet. 2014. P. 1–14.

72

- 19. *Yentsch R.J.*, *Gaitonde D.V.* Comparison of mode-transition phenomena in axisymmetric and rectangular scramjet flowpaths // 52nd AIAA Aerosp. Sci. Meet. − AIAA Sci. Technol. Forum Expo. SciTech 2014. 2014. № January. P. 1−18.
- 20. *Malo-Molina F., Ebrahimi H., Gaitonde D.* Numerical Analysis of a Direct Connect Supersonic Combustor. // 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011. № 1.
- 21. Bynum M.D., Baurley R.A. A design of experiments study for the HiFiRE flight 2 ground test computational fluid dynamics results // 17th AIAA Int. Sp. Planes Hypersonic Syst. Technol. Conf. 2011. 2011. № April.
- 22. Li J., Zhu G., Zhang S., Yan O., Li W., Qin F. Two-stage fuel injection performance of RBCC under scramjet mode // Aerosp. Sci. Technol. Elsevier Masson SAS, 2020. V. 105. P. 106062.
- 23. *Liu J., Gruber M.* Preliminary preflight CFD study on the HIFiRE flight 2 experiment // 17th AIAA Int. Sp. Planes Hypersonic Syst. Technol. Conf. 2011. № April.
- 24. *Jackson K.R., Gruber M.R., Buccellato S.* Hifire Flight 2 Overview and Status Update 2011 // 17th AIAA Int. Sp. Planes Hypersonic Syst. Technol. Conf. 2011. № 4. P. 1–17.
- 25. *Seleznev R.K.* Comparison of Ramjet and Scramjet Modes in the Combustion Chamber of the HIFiRE-2 experiment // Phys. Kinet. Gas Dyn. 2021. V. 22. № 4. P. 48–64.
- 26. *Seleznev R.K.*, *Surzhikov S.T.*, *Shang J.S*. A review of the scramjet experimental data base // Prog. Aerosp. Sci. 2019. V. 106. № 2. P. 43–70.
- 27. Seleznev R.K. Validation of 3D model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. V. 1009. P. 012031.
- 28. *Seleznev R.K.* Numerical study of the flow structure in the supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. V. 1009. P. 012034.
- 29. Берд Р., Стыоарт В., Лайтфут Е. Явления переноса. М.: Изд-во "Химия". 1974. 687 с.
- 30. *Анфимов Н.А.* Ламинарный пограничный слой в многокомпонентной смеси газов//Изв. АН СССР. Механика и машиностроение. 1962. № 1. С. 25—31.
- 31. *Edwards J.R.*, *Liou M.S.* Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speeds // 13th Computational Fluid Dynamics Conference. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997. V. 36. № 9.
- 32. *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.
- 33. Surzhikov S., Seleznev R., Tretjakov P., Zabaykin V. 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.
- 34. *Seleznev R.K.* Validation of two-dimensional model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. V. 1009. P. 012030.
- 35. Baurle R.A., Eklund D.R. Analysis of Dual-Mode Hydrocarbon Scramjet Operation at Mach 4-6.5 // J. Propuls. Power, 2002. V. 18. № 5. P. 990–1002.
- 36. *Суржиков С.Т.* Термогазодинамика модельной камеры сгорания этилена в сверхзвуковом потоке // Изв. РАН. МЖГ. 2022. № 3. С. 115—134.
- 37. *Westbrook C.K.*, *Dryer F.L.* Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames // Combust. Sci. Technol. 1981. V. 27. № 1–2. P. 31–43.
- 38. *Ennetta R.*, *Hamdi M.*, *Said R*. Comparison of different chemical kinetic mechanisms of methane combustion in an internal combustion engine configuration // Therm. Sci. 2008. V. 12. № 1. P. 43.