

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 541.126.2

DOI 10.18698/0536-1044-2017-2-98-108

Детонация воздушно-метановых смесей в сверхзвуковом сносящем потоке

В.Ю. Александров^{1,2}, К.Ю. Арефьев^{1,2,3}, А.А. Баскаков¹, М.А. Ильченко¹¹ ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 111116, Москва, Российская Федерация, ул. Авиамоторная, д. 2² МФТИ, 141700, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация, Институтский пер., д. 9³ МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

Detonation of Air-Methane Mixture in a Supersonic Crossflow

V.Yu. Aleksandrov^{1,2}, K.Yu. Arefyev^{1,2,3}, A.A. Baskakov¹, M.A. Ilchenko¹¹ Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors, 111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2² Moscow Institute of Physics and Technology, 140090, Dolgoprudniy, Moscow region, Russian Federation, Institutskiy pereulok, Bldg. 9³ BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

e-mail: alexandrov@ciam.ru, arefyev@ciam.ru, 012@ciam.ru



Приведены результаты аналитического описания и экспериментального исследования детонационных режимов горения воздушно-метановой смеси в сверхзвуковом сносящем потоке внутри цилиндрического канала. Рассмотрен широкий диапазон изменения массового соотношения компонентов и начальной температуры топливной смеси. Предложена математическая модель для прогнозирования скорости распространения фронта детонационной волны, подтвержденная оригинальными результатами экспериментов и эмпирическими данными других авторов. Показана возможность реализации пульсирующего режима детонационного сгорания воздушно-метановой смеси. Определены режимы вырождения детонации в турбулентное горение при повышенных начальных температурах топливной смеси. Полученные данные могут быть использованы при экспериментальных исследованиях детонационных процессов, создании и испытаниях перспективных энергосиловых установок, стендового и технологического оборудования.

Ключевые слова: детонационное горение, пульсации давления, турбулентное горение, экспериментальное исследование, скорость распространения фронта детонационной волны, вырождение детонации.



The results of analytical description and experimental study of knocking combustion modes of air-methane mixture in a supersonic crossflow inside the cylinder are presented. A wide range of changes in the mass ratio of the components and the fuel mixture initial temperature is considered. A mathematical model for the prediction of the propagation rate of the detonation wave front is proposed. The model is validated by the original experimental results and empirical data of other authors. The possibility of implementing a pulsating mode of knocking combustion of the air-methane mixture is shown. The modes

of detonation degeneration into turbulent combustion at high initial temperatures of the fuel mixture are determined. The data obtained can be used in experimental studies of detonation processes, designing and testing advanced energy and propulsion systems, bench and process equipment.

Keywords: detonation combustion, pressure pulsation, turbulent combustion, experimental study, propagation velocity of detonation wave front, degeneration of detonation.

В последнее время большое внимание уделяется созданию перспективных энергосиловых установок, а также стендового и технологического оборудования, в основе рабочего процесса которого заложен режим детонационного горения топливной смеси. Примерами являются детонационные двигатели [1–3], установки для нанесения покрытий, устройства сварки взрывом [3], магнитогидродинамические генераторы и др. В таких установках может применяться углеводородное горючее в паре с воздухом.

Для организации эффективного рабочего процесса в установках с детонационным горением топливной смеси важно определить температурные и концентрационные диапазоны возникновения детонационной волны и скорость распространения ее фронта. Несмотря на огромный объем расчетного и экспериментального материала [4–7], параметры детонационных режимов горения углеводородных горючих в сверхзвуковом потоке воздуха изучены недостаточно. Важна также организация детонационного режима горения при повышенных начальных температурах одного или обоих компонентов смеси, что является акту-

альным для создания перспективных энергосиловых установок высокоскоростных летательных аппаратов.

Цель работы — аналитическое описание и экспериментальное исследование влияния концентрации горючего и начальной температуры топливной смеси на возникновение устойчивых или неустойчивых режимов распространения детонационных волн против сверхзвукового потока в смесях воздух + метан.

Следует отметить, что исследования проведены для малоинтенсивного источника инициирования детонационной волны (энергия, выделяемая источником во много раз меньше энергии, выделяемой при детонации топливной смеси). Это обусловлено наибольшим практическим интересом для реализации в перспективных энергосиловых и технологических установках.

Результаты исследования могут быть использованы при экспериментальных исследованиях детонационных процессов, создании и испытаниях перспективных энергосиловых установок, стендового и технологического оборудования.

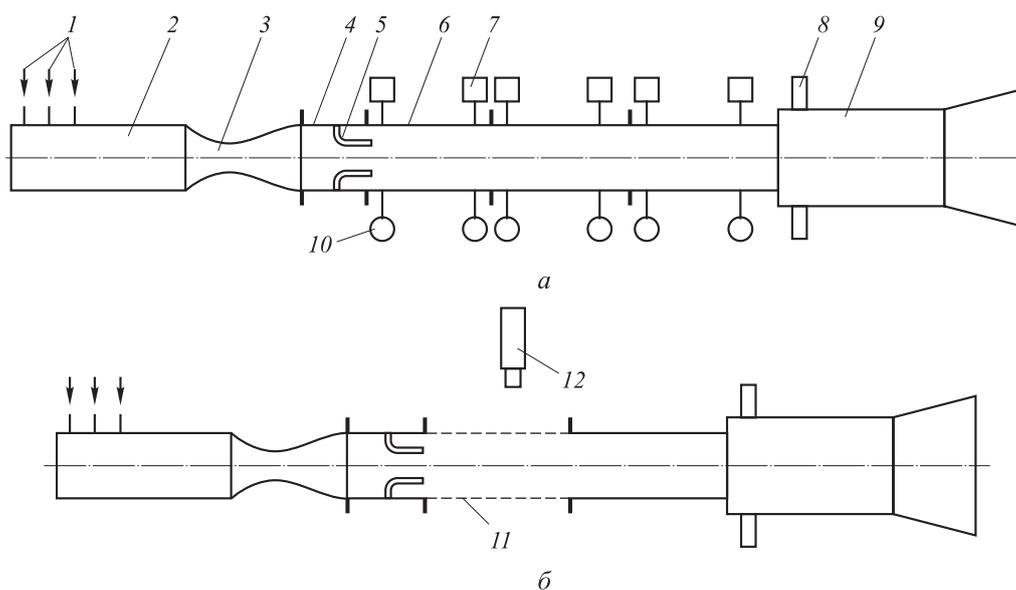


Рис. 1. Схема экспериментальной установки:

а — конфигурация для измерения параметров процесса; б — конфигурация для визуализации процесса

Экспериментальная установка. Эксперименты по определению характеристик рабочего процесса проводили с использованием прямоочной камеры детонационного сгорания (ПКДС), установленной на стенде по схеме присоединенного воздухопровода. Схема экспериментальной установки приведена на рис. 1.

Для проведения экспериментальных исследований ПКДС, состоящую из пилонного блока 4 и трех секций 6, соединяли с подогревателем 2 подаваемого воздуха 1 через сверхзвуковое разгонное сопло 3. Максимальная длина ПКДС, собранной из трех секций, составляла 1,5 м. Для компенсации нарастания по длине пограничного слоя ПКДС выполнена с небольшим расширением от диаметра 78 мм на входе до диаметра 90 мм на выходе. Для подогрева воздуха до температуры менее 1 000 К на стенде использовали электрический подогреватель. При необходимости получения более высоких температур воздуха (1 000...2 000 К) применяли огневой подогреватель с компенсацией кислородного баланса, детально описанный в работе [8]. В качестве компонентов рабочего тела огневого подогревателя использовали воздух, кислород и метан. Геометрическая степень расширения сверхзвукового разгонного сопла 3 обеспечивает скорость воздуха на входе в ПКДС, соответствующую числу Маха $M \approx 3$. Вблизи входного сечения ПКДС (в пилонном блоке 4) размещены инжекторы 5 для спутной с воздухом подачи метана. В конце ПКДС установлен диффузор 9, образующий уступ по проточному тракту. Вблизи уступа оппозиционно друг другу расположены две электроискровые свечи 8, обеспечивающие воспламенение топливной смеси. Энергия разряда каждой свечи составляет около 1 Дж.

Для диагностики процесса горения в ПКДС использовали датчики пульсаций давления 10. Скорость распространения фронта детонационной волны определяли посредством регистрации сигналов с оптических датчиков 7, расположенных на равном расстоянии 0,25 м друг от друга по два в каждой секции ПКДС длиной 0,5 м и датчиков пульсации давления, установленных в тех же сечениях, что и оптические датчики.

Это позволяло контролировать прохождение как фронта горения, так и ударного фронта. В частности, при использовании двух и трех секций ПКДС и, следовательно, четырех и шести датчиков по ее длине, было замечено, что

скорость прохождения детонационной волны по камере является неравномерной и имеет максимум в средней части. Однако в данной работе вопросы неравномерности распространения детонации не рассматривались, и основной анализ проводился по значению средней скорости детонационной волны.

Визуализацию распространения фронта детонационной волны осуществляли посредством специально изготовленной из оптически прозрачного материала секции 11 ПКДС (рис. 1, б) с помощью высокоскоростной видеокамеры 12, которая была дополнена электронно-оптическим преобразователем. Необходимость такого преобразователя обусловлена малым временем пребывания детонационной волны в регистрируемой области.

Скорость распространения фронта детонационной волны. Как отмечено ранее, в процессе проведения экспериментальных исследований ПКДС для создания высокоэнтропийного воздушного потока на входе могут применяться огневые подогреватели с компенсацией кислородного баланса. При этом использование огневого подогрева воздуха приводит к изменению его теплофизических, термодинамических и химических свойств (относительно атмосферного воздуха). Поскольку детонационное горение в основном определяется термодинамическими и химическими свойствами газовой среды, расчет параметров детонации в условиях огневого подогрева является актуальным.

Для определения параметров состояния перед детонационной волной и за ней используют известные теории В.А. Михельсона [9] и уравнения Ренкина–Гюгонио. Анализ показал, что для рассматриваемых условий наиболее подходящей является теория Зельдовича–Неймана–Деринга [9], которая заключается в двухстадийности детонационного горения: смесь сначала тормозится в прямом скачке уплотнения и только потом в ней протекают химические реакции. Такой подход имеет значительное экспериментальное подтверждение как для газовых систем, так и для конденсированных сред.

В работе сделана попытка с помощью одномерной математической модели (и использования соответствующих коэффициентов) приблизить расчетные данные к экспериментальным для возможного прогнозирования скорости распространения фронта детонационной волны в ПКДС.

Термодинамический расчет рабочего тела до и после детонационной волны проведен с использованием программы разработки ЦИАМ, валидация которой выполнена до давлений 15 МПа и температур 3 800 К. Вычисление термодинамического равновесия в программе выполнено в системе А.П. Ваничева [10] с учетом 11 прямых и обратных химических реакций: $H_2 \leftrightarrow 2H$; $O_2 \leftrightarrow 2O$; $N_2 \leftrightarrow 2N$; $OH \leftrightarrow O + H$; $H_2O \leftrightarrow 2H + O$; $NH_3 \leftrightarrow N + 3H$; $NO \leftrightarrow N + O$; $NO_2 \leftrightarrow N + 2O$; $CH_4 \leftrightarrow C + 4H$; $CO \leftrightarrow C + O$; $CO_2 \leftrightarrow C + 2O$.

Система уравнений для расчета параметров детонации в системе координат, связанной с детонационной волной, имеет вид

$$\begin{aligned} \rho_1 w_1 &= \rho_2 w_2; \\ p_1 + \rho_1 w_1^2 &= p_2 + \rho_2 w_2^2; \\ h_1 + \frac{w_1^2}{2} &= h_2 + \frac{w_2^2}{2} + \Delta Q, \end{aligned} \quad (1)$$

где ρ_1 , w_1 , p_1 , h_1 и ρ_2 , w_2 , p_2 , h_2 — соответственно плотность, скорость, давление, энтальпия до и после фронта детонационной волны; ΔQ — потери тепла в детонационной волне.

Для системы уравнений (1) в качестве исходных данных задавались параметры p_1 , и T_1 , где T_1 — статическая температура газа перед детонационной волной. Использование этих параметров совместно с уравнением состояния позволяет получить ρ_1 и h_1 . Неизвестными являются пять параметров: скорость газовой смеси до фронта детонационной волны, которая равна скорости детонационной волны относительно набегающего газа D ($w_1 = D$), и параметры после фронта детонационной волны: p_2 , T_2 , ρ_2 и h_2 .

Для решения поставленной задачи система (1) замыкается уравнением состояния продуктов сгорания и условием в точке Чепмена–Жуге [9], которое означает равенство скорости продуктов сгорания после детонационной волны местной скорости звука.

Учет тепловых потерь наиболее удобно проводить, вводя относительный коэффициент тепловыделения η , который позволяет учитывать неполное сгорание горючего и теплоотвод из зоны реакции:

$$\begin{aligned} \Delta Q &= \alpha^v (1 - \eta) H_u; \\ v &= \begin{cases} 1 & \text{при } \alpha < 1; \\ 0 & \text{при } \alpha \geq 1, \end{cases} \end{aligned}$$

где H_u — низшая теплота сгорания горючего; α — коэффициент избытка воздуха.

В этом случае система (1) приобретает вид

$$\begin{aligned} \frac{p_1}{R_1 T_1} w_1 &= \frac{p_2}{R_2 T_2} a_2; \\ p_1 + \frac{p_1}{R_1 T_1} w_1^2 &= p_2 + \frac{p_2}{R_2 T_2} a_2^2; \\ h_r + \alpha L_0 h_o + (1 + \alpha L_0) \frac{w_1^2}{2} &= \\ &= (1 + \alpha L_0) \left(h_{\text{пс}} + \frac{a_2^2}{2} \right) + \alpha^v (1 - \eta) H_u, \end{aligned} \quad (2)$$

где a_2 — скорость звука за фронтом детонационной волны; h_r , h_o и $h_{\text{пс}}$ — энтальпия соответственно горючего, окислителя и продуктов сгорания; L_0 — стехиометрическое соотношение компонентов; R_1 и R_2 — газовая постоянная до и после фронта ударной волны.

Представленная математическая модель может быть полезна с практической точки зрения при первичных оценках.

Решение системы уравнений (2) позволяет определять все необходимые параметры детонации. Для проверки применимости предложенной математической модели были проведены расчеты скорости распространения фронта детонационной волны в воздушно-метановой смеси при давлении $p_1 = 0,1$ МПа и температуре $T_1 = 283$ К для неподвижного газа ($M = 0$), относительно которых доступны данные экспериментальных исследований [5]. На рис. 2 приведены результаты сравнения, а также расчетные и экспериментальные данные по скорости распространения детонационной волны в воздушно-метановой смеси при числе Маха воздушно-

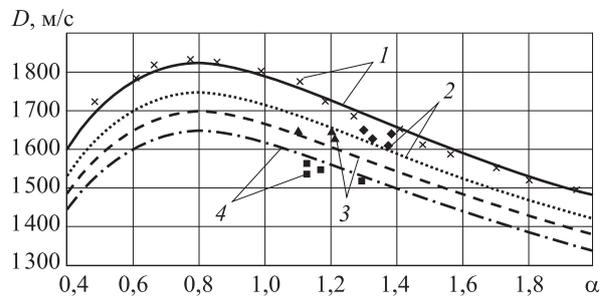


Рис. 2. Расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) зависимости скорости детонации D в воздушно-метановой смеси от коэффициента избытка воздуха α при различных условиях: 1 — $T_1^* = 283$ К, $M = 0$ (экспериментальные данные из работы [5]); 2 — $T_1^* \approx 800$ К, $M = 3$; 3 — $T_1^* \approx 1000$ К, $M = 3$; 4 — $T_1^* \approx 1200$ К, $M = 3$

го потока $M = 3$ и температуре торможения перед фронтом детонационной волны $T_1^* \approx 800, 1\ 000$ и $1\ 200$ К.

Следует отметить, что полученные экспериментальные значения скорости детонации в воздушно-метановой смеси D являются результатом осреднения по длине канала и несколько отличаются от скорости распространения фронта установившейся детонационной волны в гомогенной смеси вследствие химической неоднородности потока, наличия дистанции формирования стационарного фронта и неполного сгорания метана. Различия расчетных и экспериментальных данных усиливаются тем, что в настоящей работе для инициирования детонационной волны использован малоинтенсивный источник, а воздушно-метановая смесь является труднодетонируемой, поэтому дистанция выхода на стационарный режим может быть продолжительной [7, 11]. Однако для оценочных расчетов указанные эффекты могут быть учтены путем надлежащего выбора коэффициента η . В этом случае удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных скоростей распространения фронта детонационной волны может быть получено при $\eta = 0,8 \dots 0,9$.

Сравнение расчетных скоростей детонации для смесей метана с воздухом и рабочим газом огневого подогревателя показывает, что нали-

чие примесей в воздухе (для случая его огневого подогрева) приводит к уменьшению скорости детонации примерно на $30 \dots 70$ м/с (в диапазоне температуры $T_1^* = 1\ 000 \dots 1\ 200$ К), что составляет не более $1,4 \dots 2,6$ %. Однако этот факт необходимо учитывать при стендовой отработке ПКДС.

Пример визуализации структуры детонационной волны приведен на рис. 3. Данные представлены для времени экспозиции ~ 1 мкс и частоты регистрации 25 кГц. В этом случае использовалась одна секция ПКДС с прозрачной стенкой, длина которой составляла $0,5$ м. Следует отметить, что использовать оптически прозрачную стенку в составе ПКДС (вследствие применяемых материалов и конструктивных особенностей экспериментальной установки) можно только в случае отсутствия первоначального подогрева воздуха на входе. Поскольку реализовать режим детонационного горения метана в сносящем потоке воздуха без первоначального подогрева не удалось, результаты визуализации представлены для модельного горючего — водорода.

Несмотря на отличие этого типа горючего от метана, эксперименты с использованием водорода позволили установить ряд эффектов, возникающих в ПКДС. По интенсивности горения детонационной волны можно оценить качество смешения компонентов топливной смеси. Из рис. 3 видно, что после прохождения детонационной волной примерно половины канала ПКДС возникает существенная интенсификация горения (увеличивается интенсивность свечения), что может быть объяснено локальным повышением содержания горючего. Кроме того, слабое свечение на первых кадрах обозначает дистанцию выхода детонации на номинальный режим. Зарегистрированные картины распространения таких волн при их движении против потока показывают, что детонационная волна при подходе к инжекторам подачи горючего «разваливается» на отдельные очаги и наблюдается некоторое (на $10 \dots 20$ %) снижение скорости распространения фронта детонационной волны вследствие неравномерного смешения в начале ПКДС, локализации зон горения и изменения термодинамических характеристик.

Из полученных данных следует, что на скорость распространения фронта детонационной волны и ее интенсивность оказывают влияние химический состав газа, а также равномерность

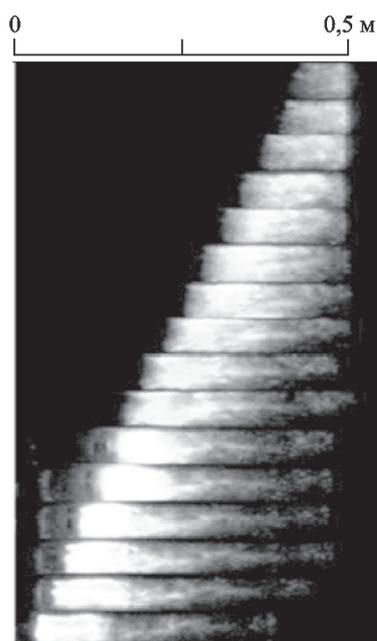


Рис. 3. Пример визуализации структуры детонационной волны (сносящий поток направлен слева направо)

распределения концентрации горючего в топливной смеси.

Пульсирующий рабочий режим в ПКДС. Реализация пульсирующего режима детонационного горения топливной смеси крайне важна при создании перспективных детонационных двигателей, установок для нанесения покрытий и магнетогидродинамических генераторов. Проведенные эксперименты подтвердили возможность получения такого режима горения не только для топливной смеси воздух + водород [12], но и для смеси воздух + метан в сверхзвуковом потоке с числом Маха $M = 3$.

На основании анализа известных литературных источников можно утверждать, что для рассматриваемых условий впервые достигнуты режимы с реализацией устойчивого пульсирующего процесса продольной детонации смеси воздух + метан в сверхзвуковом потоке. Этот результат представляет особый интерес. Как отмечено ранее, смесь воздуха с метаном считается труднодетонируемой [11-13], что связано с представлением о ячеистой структуре фронта детонационного фронта. Известно, что размер ячейки является характерным параметром для каждого газа (смеси) и зависит от начального давления, т. е. для детонации смеси воздуха с метаном необходим достаточно большой геометрический размер проточного тракта. Эти данные справедливы для начальных условий при атмосферном давлении и покоящемся газе. Однако в ходе экспериментов в сверхзвуковом потоке удалось получить инициирование и распространение детонационной волны в смеси воздуха с метаном при относительно небольшом диаметре ПКДС (около 100 мм) и начальном давлении менее 0,1 МПа.

В случае реализации пульсирующего режима детонационного горения воздушно-метановой смеси характерная диаграмма изменения давления p от времени t в ПКДС имеет вид, приведенный на рис. 4. В этом случае пульсации давления имеют характерный для детонационных волн вид с ярко выраженным вертикальным передним фронтом. В следе детонационной волны происходит догорание горючего, приводящее к тому, что после скачкообразного пика наблюдается постепенное снижение давления с характерными турбулентными пульсациями (это отчетливо видно на рис. 4). Затем резко падает давление, что связано с окончанием прохождения детонационной волны. Через не-

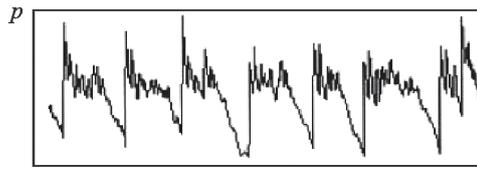


Рис. 4. Характерная диаграмма изменения давления p от времени t при пульсирующем режиме детонационного горения

который интервал времени возникает следующая детонационная волна, и цикл повторяется.

Установлено, что при рассматриваемых параметрах ПКДС для топливной смеси воздух + метан пульсирующий режим детонационного горения реализуется в диапазоне коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1,0 \dots 1,4$. Предполагается, что в случае изменения конфигурации ПКДС и увеличения мощности устройства инициации рабочего процесса указанный диапазон коэффициента избытка воздуха может быть расширен.

Важным показателем пульсирующего режима детонационного горения является частота пульсаций f . Для ее экспериментального определения в работе применен спектральный анализ сигналов, полученных с помощью как датчиков пульсаций давления, так и оптических. Анализ основан на преобразовании Фурье [14, 15]. Следует отметить, что частоты, зарегистрированные с помощью датчиков пульсаций давления, практически совпадают с частотами, полученными посредством оптических датчиков.

Спектральная характеристика сигнала пульсаций давления при детонационном режиме наиболее наглядно видна в трехмерном представлении, что позволяет проанализировать изменение относительной амплитуды $A_{отн}$ и частоты пульсаций f от времени t . Пример такой спектрограммы для ПКДС с характерной длиной $L \approx 1,5$ м приведен на рис. 5. Видно, что спектральная характеристика имеет явно выраженный дискретный максимум относительной амплитуды, который соответствует основной частоте пульсаций f . Следует отметить, что в процессе реализации пульсирующего режима детонационного горения частота f практически не изменяется, что указывает на квазистационарность этого режима, т. е. система детонационных волн, распространяющихся в направлении против потока, является устойчивой и периодической.

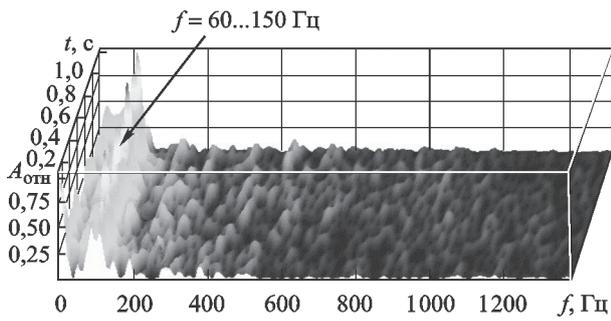


Рис. 5. Пример спектрограмм

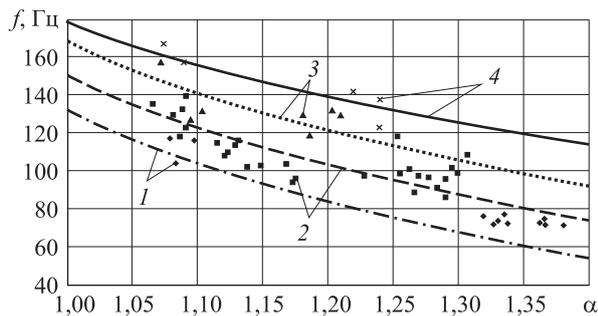


Рис. 6. Расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) зависимости частоты пульсаций f детонационной волны от коэффициента избытка воздуха α для смеси воздух + метан при различных температурах:

1 — $T_1^* \approx 800$ К; 2 — $T_1^* \approx 900$ К; 3 — $T_1^* \approx 1000$ К;
4 — $T_1^* \approx 1200$ К

Экспериментально установлено, что характер процесса с пульсирующей детонацией в сверхзвуковом потоке воздушно-метановой смеси зависит от ее начальной температуры T_1^* (рис. 6). При этом с увеличением температуры топливной смеси частота пульсирующего режима работы ПКДС растет, что объясняется повышением абсолютной скорости сносящего потока. Для исследуемой ПКДС полученный диапазон частот составляет 60...170 Гц. При этом для рассматриваемого диапазона соотношения компонентов топлива с увеличением коэффициента избытка воздуха частота пульсаций уменьшается, что является следствием снижения тепловыделения за детонационной волной и скорости распространения ее фронта.

На основе анализа экспериментальных данных установлено, что частота пульсаций давления в ПКДС может быть приблизительно описана следующим соотношением:

$$f = \frac{K}{L + \Delta L} \frac{M \sqrt{kRT_1^* \tau(M)} (D - M \sqrt{kRT_1^* \tau(M)})}{D}, \quad (3)$$

где $K = 0,6...0,8$ — коэффициент, учитывающий задержку инициирования детонации и сниже-

ние скорости за счет неравномерности смешения топлива; ΔL — характерный размер «присоединенного» объема к ПКДС, снижающего частоту пульсаций; k — показатель адиабаты; R — среднее значение газовой постоянной; $\tau(M) = 1 + (k-1)M^2/2$ — газодинамическая функция.

В экспериментах установлено, что для рассматриваемой конфигурации ПКДС $\Delta L \approx 0,3L$. На рис. 6 линиями представлены результаты расчета по уравнению (3). Показано, что расчетные и экспериментальные данные имеют удовлетворительное совпадение.

Температурные диапазоны реализации пульсирующего детонационного режима горения.

Экспериментальные исследования показали, что существование устойчивых режимов распространения детонационных волн против сверхзвукового потока в ПКДС регистрировалось только в определенном диапазоне температур торможения топливной смеси T_1^* .

Для воздушно-метановой смеси диапазон существования детонации предварительно установлен в пределах изменения температуры торможения смеси $700 \text{ К} \leq T_1^* \leq 1650 \text{ К}$. При температуре выше указанного диапазона детонация вырождается и горение смеси возможно только в турбулентном пламени. При температуре ниже указанного диапазона в описанных выше условиях проведения эксперимента воспламенить смесь и получить детонацию не удалось. Эксперименты показывают, что с ростом температуры нижний концентрационный предел инициирования детонационной волны сдвигается в сторону более высоких концентраций горючего (см. рис. 6). Следует отметить, что влияние температуры на нижний концентрационный предел реализации детонации при использовании смеси воздух + метан более заметно, чем для смеси воздух + водород [12].

При температуре более 1650 К зарегистрированные пульсации давления представляют собой сумму сигналов (рис. 7), вызванных как прохождением слабых детонационных волн (с типичными для них вертикальными передними фронтами), так и турбулентным горением с характерным широкополосным шумом. Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что в этом случае распространение детонационных волн против сверхзвукового потока вырождается и становится неустойчивым.

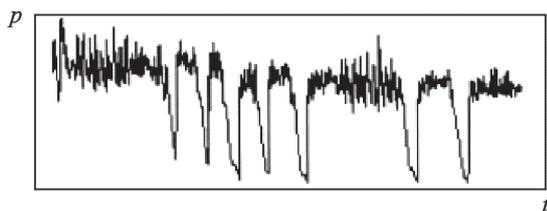


Рис. 7. Характерная диаграмма сигналов пульсаций давления для полной температуры 1 650 К

Одним из возможных объяснений такого явления может быть следующее. В соответствии со схемой Зельдовича–Неймана–Деринга, как отмечено ранее, смесь сначала тормозится в прямом скачке уплотнения и только потом вступает в реакцию. При высоких температурах и скоростях смеси перед ударной волной полная энтальпия смеси становится сравнимой по значению с химическим энерговыделением и относительный теплоподвод падает. В этом случае статическая температура смеси за прямым скачком T_c существенно возрастает (пропорционально статической температуре до скачка, но не линейно) и приближается к температуре за фронтом детонационной волны T_2 (после сгорания топлива). Энерговыделение при горении смеси в потоке за скачком расходует на диссоциацию молекул продуктов сгорания и не может поддерживать энергозатратный режим распространения детонационной волны, в которой проводится работа по сжатию газа. Кроме того, высокие полные температуры смеси делают возможной стабилизацию дефлаграционного горения в пристеночных областях проточного тракта ПКДС и на кромках инжекторов, что также приводит к вырождению детонационного горения.

Объяснение наличия нижнего температурного предела распространения устойчивой детонации может быть следующим. Как отмечено ранее, при переходе через прямой скачок уплотнения горючая смесь приобретает температуру T_c , пропорциональную начальной T_1 . Если температура T_c будет ниже температуры самовоспламенения, то реакция не будет самоподдерживающейся, т. е. выделяющейся энергии не хватит для совершения работы по сжатию газа и детонационная волна либо не возникнет, либо будет интенсивно деградировать. В этом случае необходимо использовать более мощный источник инициации детонации.

Выводы

1. По результатам расчетного исследования установлено, что скорость распространения фронта детонационной волны в воздушно-метановой смеси при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 0,5 \dots 2,0$ составляет $D = 1\,400 \dots 1\,850$ м/с. Полученные данные удовлетворительно совпадают с авторскими результатами экспериментов и эмпирическими данными других авторов. Наличие примесей в воздухе (для случая его огневого подогрева до температуры $T_1^* = 1\,000 \dots 1\,200$ К) приводит к незначительному уменьшению скорости детонации — на 1,4...2,6 %.

2. Экспериментально подтверждена возможность получения пульсирующего режима детонационного горения топливной смеси воздух + метан в сверхзвуковом потоке с числом Маха $M = 3$. Впервые реализован устойчивый пульсирующий процесс продольной детонации смеси воздух + метан в сверхзвуковом потоке. Для исследуемой ПКДС с длиной $\sim 1,5$ м частота пульсаций находится в диапазоне 60...160 Гц и зависит от соотношения компонентов топливной смеси, а также от температуры торможения воздуха на входе. Отмечено, что наиболее устойчиво пульсирующий режим работы реализуется в диапазоне коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1,0 \dots 1,4$.

3. Определен диапазон температуры торможения воздуха (700...1 650 К) на входе в ПКДС, при котором могут существовать устойчивые пульсационные режимы детонационного горения воздушно-метановой смеси. При температуре выше указанного диапазона детонация вырождается и горение смеси возможно только в турбулентном пламени. При температуре ниже указанного диапазона не удалось воспламенить смесь в сносящем сверхзвуковом потоке с числом Маха $M = 3$ и получить детонационное горение.

4. Полученные экспериментальные данные могут быть использованы в дальнейшем для определения средней скорости (с учетом всех особенностей: химической неоднородности смеси, дистанции формирования стационарного фронта и др.) для реализации пульсирующего режима в энергосиловых установках, а также в стендовом и технологическом оборудовании.

Литература

- [1] Фролов С.М., ред. *Импульсные детонационные двигатели*. Москва, Торус пресс, 2006. 592 с.
- [2] Ульяницкий В.Ю., Ненашев М.В., Калашников В.В., Ибатуллин И.Д., Ганигин С.Ю., Якунин К.П., Рогожин П.В., Штерцер А.А. Опыт исследования и применения технологии нанесения детонационных покрытий. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2010, т. 12, № 1(2), с. 569–575.
- [3] Николаев Ю.А., Васильев А.А., Ульяницкий В.Ю. Газовая детонация и ее применение в технике и технологиях. *Физика горения и взрыва*, 2003, № 4, с. 22–54.
- [4] Helfrich T.M., Schauer F., Bradley R., Hoke J. Ignition and Detonation-Initiation Characteristics of Hydrogen and Hydrocarbon Fuels in a PDE. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 8–11 January 2007, Reno, NV, AIAA-2007-234.
- [5] Zipf Jr.R.K., Gamezo V.N., Sapko M.J., Marchewka W.P., Mohamed K.M., Oran E.S., Kessler D.A., Weiss E.S., Addis J.D., Karnack F.A., Sellers D.D. Methane-Air Detonation Experiments at NIOSH Lake Lynn Laboratory. *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, 2013, vol. 26, is. 2, pp. 281–396.
- [6] Schultz E., Shepherd J. *Validation of Detailed Reaction Mechanisms for Detonation Simulation*. California Institute of Technology, Pasadena, CA. (Unpublished) URL: <http://resolver.caltech.edu/CaltechGALCITFM:1999.005>.
- [7] Забайкин В.А., Наумов И.Е., Третьяков П.К. Изменение режимов течения и горения в канале при внешнем энергетическом воздействии. *Инженерно-физический журнал*, 2012, т. 85, № 6, с. 1227–1234.
- [8] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Ильченко М.А., Ананян М.В. Исследование эффективности рабочего процесса в малогабаритных генераторах высокоэнтальпийного воздушного потока. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 8, с. 75–86. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/798965.html>, doi: 10.7463/0815.0798965 (дата обращения 01 сентября 2015).
- [9] Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. *Теоретическая физика. Т. 6. Гидродинамика*. Москва, Физматлит, 2001. 736 с.
- [10] Глаголев К.В., Морозов А.Н. *Физическая термодинамика*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 272 с.
- [11] Васильев А.А., Звезгинцев В.И., Наливайченко Д.Г. Детонационные волны в сверхзвуковом потоке реагирующей смеси. *Физика горения и взрыва*, 2006, т. 42, № 5, с. 85–100.
- [12] Баскаков А.А., Кузьмичев Д.Н., Марков Ф.Г., Карпушкин Е.А. Экспериментальные исследования характеристик детонационной волны, распространяющейся в сверхзвуковом потоке топливовоздушной смеси. *Мат. 10-й Междунар. школы-семинара «Модели и методы аэродинамики»*, Москва, МЦНМО, 2010, с. 15–17.
- [13] Нетлетон М. *Детонация в газах*. Москва, Мир, 1989. 280 с.
- [14] Бендат Дж., Пирсол А. *Применение корреляционного и спектрального анализа*. Москва, Мир, 1983. 312 с.
- [15] Раушер К., Йанссен Ф., Минихольд Р. *Основы спектрального анализа*. Москва, Горячая линия-Телеком, 2006. 224 с.

References

- [1] *Impul'snye detonatsionnye dvigateli* [Pulse detonation engines]. Ed. Frolov S.M. Moscow, Torus press, 2006. 592 p.
- [2] Ul'ianitskii V.Iu., Nenashev M.V., Kalashnikov V.V., Ibatullin I.D., Ganigin S.Iu., Yakunin K.P., Rogozhin P.V., Shtertser A.A. Opyt issledovaniia i primeneniia tekhnologii naneseniia detonatsionnykh pokrytii [Experience of research and application the technology of detonation coverings coating]. *Izvestiia Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii*

- nauk* [Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences]. 2010, vol. 12, no. 1(2), pp. 569–575.
- [3] Nikolaev Yu.A., Vasil'ev A.A., Ul'yanitskii B.Yu. Gas detonation and its application in engineering and technologies (review). *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2003, vol. 39, no. 4, pp. 382–410.
- [4] Helfrich T.M., Schauer F., Bradley R., Hoke J. Ignition and Detonation-Initiation Characteristics of Hydrogen and Hydrocarbon Fuels in a PDE. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 8–11 January 2007, Reno, NV, AIAA-2007-234.
- [5] Zipf Jr.R.K., Gamezo V.N., Sapko M.J., Marchewka W.P., Mohamed K.M., Oran E.S., Kessler D.A., Weiss E.S., Addis J.D., Karnack F.A., Sellers D.D. Methane-Air Detonation Experiments at NIOSH Lake Lynn Laboratory. *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, 2013, vol. 26, is. 2, pp. 281–396.
- [6] Schultz E., Shepherd J. *Validation of Detailed Reaction Mechanisms for Detonation Simulation*. California Institute of Technology, Pasadena, CA. (Unpublished). Available at: <http://resolver.caltech.edu/CaltechGALCITFM:1999.005>.
- [7] Zabaikin V.A., Naumov I.E., Tret'yakov P.K. Change in the regimes of flow and combustion in a channel under external energy action. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2012, vol. 85, no. 6, pp. 1331–1338.
- [8] Aleksandrov V.Iu., Arefev K.Iu., Il'chenko M.A., Ananian M.V. Issledovanie effektivnosti rabocheho protsessa v malogabaritnykh generatorakh vysokoental'piinogo vozdušnogo potoka [Research of Workflow Efficiency in High-Enthalpy Air Flow Compact Generators]. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education. Bauman MSTU]. 2015, no. 8, pp. 75–86. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/798965.html>, doi: 10.7463/0815.0798965 (accessed 01 September 2015).
- [9] Landau L.D., Lifshits E.M. *Teoreticheskaya fizika. T. 6. Gidrodinamika* [Course of theoretical physics. Vol. 6. Hydrodynamics]. Moscow, Fizmatlit publ., 2001. 736 p.
- [10] Glagolev K.V., Morozov A.N. *Fizicheskaya termodinamika* [Physical thermodynamics]. Moscow, Bauman Press, 2007. 272 p.
- [11] Vasil'ev A.A., Zvegintsev V.I., Nalivaichenko D.G. Detonation waves in a reactive supersonic flow. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2006, vol. 42, no. 5, pp. 568–581.
- [12] Baskakov A.A., Kuz'michev D.N., Markov F.G., Karpushkin E.A. Eksperimental'nye issledovaniia kharakteristik detonatsionnoi volny, rasprostraniayushcheisia v sverkhzvukovom potoke toplivovozduшной smesi [Experimental study of characteristics of detonation wave in a supersonic flow of fuel-air mixture]. *Mat. 10 mezhdunar. shkoly-seminara «Modeli i metody aerodinamiki»* [Materials of 10th International school-seminar «Models and methods of aerodynamics»]. Moscow, MTsNMO publ., 2010, pp. 15–17.
- [13] Netleton M. *Detonatsiia v gazakh* [Detonation in gases]. Moscow, Mir publ., 1989. 280 p.
- [14] Bendat Dzh., Pirsol A. *Primenenie korreliatsionnogo i spektral'nogo analiza* [Applications of correlation and spectral analysis]. Moscow, Mir publ., 1983. 312 p.
- [15] Rausher K., Ianssen F., Minikhol'd R. *Osnovy spektral'nogo analiza* [Fundamentals of spectral analysis]. Moscow, Goriachaia liniia-Telekom publ., 2006. 224 p.

Статья поступила в редакцию 24.10.2016

Информация об авторах

АЛЕКСАНДРОВ Вадим Юрьевич (Долгопрудный) — кандидат технических наук, заместитель начальника отдела аэрокосмических двигателей. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; старший научный сотрудник лаборатории гиперзвуковых и плазменных технологий. МФТИ (141700, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация, Институтский пер., д. 9, e-mail: aleksandrov@ciam.ru).

АРЕФЬЕВ Константин Юрьевич (Долгопрудный) — кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела 012. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; старший научный сотрудник лаборатории гиперзвуковых и плазменных технологий. МФТИ (140090, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация, Институтский переулок, д. 9, e-mail: arefyev@ciam.ru).

БАСКАКОВ Алексей Анатольевич (Москва) — ведущий специалист отдела аэрокосмических двигателей. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: 012@ciam.ru).

ИЛЬЧЕНКО Михаил Александрович (Москва) — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела аэрокосмических двигателей. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: 012@ciam.ru).

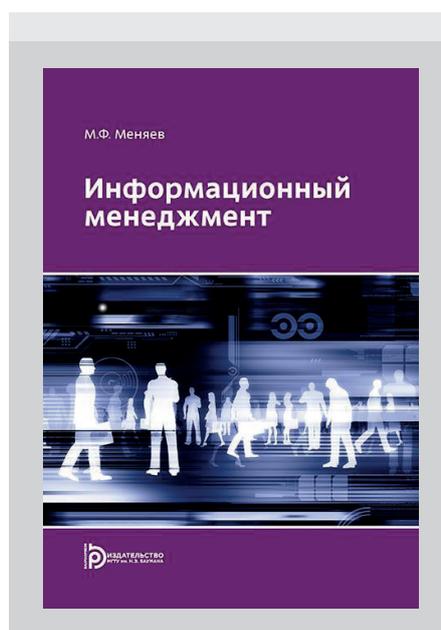
Information about the authors

ALEKSANDROV Vadim Yurievich (Dolgoprudniy) — Candidate of Science (Eng.), Deputy Head of Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors; Senior Researcher, Laboratory of Hypersonic and Plasma Technologies. Moscow Institute of Physics and Technology (140090, Dolgoprudniy, Moscow region, Russian Federation, Institutskiy pereulok, Bldg. 9, e-mail: aleksandrov@ciam.ru).

AREFYEV Konstantin Yurievich (Dolgoprudniy) — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher, Department 012. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors; Associate Professor, Rocket Engine Department. Bauman Moscow State Technical University; Senior Researcher, Laboratory of Hypersonic and Plasma Technologies. Moscow Institute of Physics and Technology (140090, Dolgoprudniy, Moscow region, Russian Federation, Institutskiy pereulok, Bldg. 9, e-mail: arefyev@ciam.ru).

BASKAKOV Aleksey Anatolievich (Moscow) — Leading Specialist, Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: 012@ciam.ru).

ILCHENKO Mikhail Aleksandrovich (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Leading Researcher, Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: 012@ciam.ru).



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник
М.Ф. Меняева

«Информационный менеджмент»

Учебник знакомит с основными научными концепциями в области информационного менеджмента. Рассмотрены методологические и практические вопросы классификации и использования информационных технологий в управлении ресурсами организации и связанные с ними вопросы построения и оптимизации системы информационного управления предприятием.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru