

## Режимы сверхзвукового горения пропан–воздушного топлива в аэродинамических каналах различной конфигурации

В. М. Шибков,\* Л. В. Шибкова, П. В. Копыл, А. А. Логунов, Р. А. Морозов, О. С. Сурконт  
 Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова,  
 физический факультет, кафедра физической электроники  
 Россия, 119991, Москва, Ленинские горы, д. 1, стр. 2  
 (Статья поступила 25.04.2016; Подписана в печать 05.05.2016)

Представлены результаты исследований влияния низкотемпературной газоразрядной плазмы на режимы горения пропан–воздушного топлива. Экспериментально реализовано сверхзвуковое стационарное горение пропана в расширяющихся аэродинамических каналах различной конфигурации. Полученные результаты подтверждают эффективность использования низкотемпературной плазмы в сверхзвуковой плазменной аэродинамике.

PACS: 52.80.-s, 52.70.-m, 82.33.Vx, 82.33.Xj УДК: 533.9

Ключевые слова: сверхзвуковой воздушный поток, плазменно–стимулированное горение, низкотемпературная плазма, аэродинамический канал переменного сечения.

Целью работы является экспериментальное изучение процессов, протекающих в условиях инициированной низкотемпературной газоразрядной плазмой сверхзвукового горения воздушно–углеводородного топлива. Эксперименты проводились на установке, состоящей из вакуумной камеры, системы для создания сверхзвукового воздушного потока, ресивера высокого давления воздуха, ресивера высокого давления пропана, аэродинамических каналов прямоугольного сечения с присоединенными воздуховодами, высоковольтного источника питания для создания разряда постоянного тока, системы синхронизации и диагностической аппаратуры.

Основой экспериментальной установки является откачиваемая металлическая цилиндрическая барокамера. Сверхзвуковой поток создается при заполнении барокамеры воздухом через профилированное сопло Лавала. В качестве топлива использовались бедные пропан–воздушные смеси. В эксперименте эквивалентное отношение  $\alpha$  для пропана изменялось от 0.3 до 0.75. Система хранения воздуха высокого давления состоит из газгольдера объемом  $0.562 \text{ м}^3$  с компрессором, поднимающим давление воздуха в ресивере до величины  $P = 1\text{--}5$  атм; клапана высокого давления; детектора для измерения динамического давления; электромагнитного клапана с временем срабатывания  $t \sim 0.05$  с, обеспечивающего длительность пуска  $\tau = 0.5\text{--}3.0$  с. Секундный массовый расход воздуха в эксперименте мог изменяться от 25 г/с до 150 г/с. Система накопления и хранения газообразного горючего состоит из стандартного баллона объемом  $0.04 \text{ м}^3$ , который содержит жидкий пропан. Через запорный клапан и редуктор газообразное топливо поступает в ресивер объемом  $0.012 \text{ м}^3$ . Воздух и пропан первоначально поступают в смеситель, установленный в дозвуковой части канала. Смешение происходит в основном

до критического сечения сверхзвукового сопла Лавала. Секундный массовый расход пропана в эксперименте мог изменяться от 1 г/с до 6 г/с. Горение реализовывалось внутри гладких (без застойных зон) аэродинамических каналов прямоугольного сечения. Для предотвращения их теплового запираания использовались каналы переменного сечения, причем отношение выходного сечения к входному сечению  $S_2/S_1 = 5, 8$  и 12. Продольная длина каналов соответственно 70, 60 и 50 см. Аэродинамические каналы размещались внутри металлической барокамеры объемом  $3 \text{ м}^3$ , давление воздуха в которой могло изменяться от 10 до 760 Торр.

Основные эксперименты были проведены внутри открытой барокамеры при атмосферном давлении воздуха. Проведены эксперименты по исследованию влияния электрического разряда на воспламенение и стабилизацию горения холодных незаторможенных сверхзвуковых воздушно–углеводородных потоков. Под термином «холодный поток» подразумеваются условия создания потока, при которых температура газа в нем равна 150–300 К, что во много раз меньше температуры, при которой может произойти самовоспламенение топлива и поддержание его горения. Внутри аэродинамических каналов реализована стабилизация сверхзвукового горения углеводородного топлива в условиях низкотемпературной плазмы, создаваемой с помощью скользящего вдоль электродов пульсирующего разряда. При сгорании воздушно–углеводородного потока внутри расширяющегося аэродинамического канала на выходе из него образуется факел голубого свечения, продольные размеры которого не превышают 20–25 см. В спектре, излучаемом пламенем на выходе из канала, наблюдаются в основном полоса (0;0) радикала СН с длиной волны канта 431.5 нм. Экспериментально получено, что на выходе из аэродинамического канала концентрации электронов в пропан–воздушном пламени равна  $2 \times 10^9 \text{ см}^{-3}$ , что приблизительно на порядок величины превышает равновесную концентрацию электронов при измеренной температуре пламени 1900 К. Экспериментально измерены зависимости от-

\*E-mail: shibkov@phys.msu.ru

носительного уменьшения скорости сверхзвукового потока перед областью горения за счет тепловыделения при сжигании пропан-воздушного топлива в аэродинамических каналах различной конфигурации.

Показано, что в условиях расширяющегося аэродинамического канала с отношением  $S_2/S_1 = 12$  сверхзвуковое горение бедных по отношению к углеводородному топливу смесей не оказывает существенного влияния на течение перед областью энерговыделения. При этом относительное уменьшение скорости потока  $(v_0 - v)/v_0$  перед областью горения не превышает нескольких процентов, увеличиваясь от 3 до 5 с ростом вкладываемой электрической мощности от 2 до 12 кВт. С помощью тензосенсоров фиксировалась тяга, возникающая при плазменно-стимулированном горении пропан-воздушного топлива в расширяющемся (не снабженном выходным соплом) аэродинамическом канале с присоединенным воздухопроводом. Показано, что при сжигании бедных смесей тяга линейно растет с увеличением секундного массового расхода пропана, достигая максимальной величины при эквивалентном отношении для пропана  $\alpha = 0.75$ . При дальнейшем увеличении расхода пропана тяга незначительно уменьшается. В условиях слабо расширяющегося аэродинамического канала с отношением  $S_2/S_1 = 5$  величина  $(v_0 - v)/v_0$  увеличивается от 10 до 50 с ростом эквивалентного отношения  $\alpha$  для пропана от 0.3 до 0.5. В экспериментах фиксировался временной ход статического давления в расширяющемся ( $S_2/S_1 = 5$ ) аэродинамическом канале длиной  $L = 70$  см, регистрируемый датчиком, расположенным на расстоянии  $z = 15$  см от области существования газоразрядной плазмы. Секундный массовый расход воздуха оставал-

ся постоянным и равным 100 г/с, а массовый расход пропана изменялся от 2 до 6 г/с. Получено, что воспламенение происходит с задержкой 0.1 с после включения разряда и инъекции пропана. При этом происходит скачок статического давления  $\Delta p = 200$  Торр при массовом расходе пропана 4.9 г/с. Фиксируемые на осциллограмме нерегулярные шумы при сверхзвуковом горении пропана связаны с тем, что в процессе существования пульсирующего электродного разряда последовательные пробои разрядного промежутка происходят с частотой порядка 1 кГц, что вызывает электромагнитную импульсную наводку на электронные усилители регистрирующей аппаратуры. Получена зависимость величины скачка давления в расширяющемся аэродинамическом канале при возникновении горения пропан-воздушного топлива от эквивалентного отношения пропана при секундном массовом расходе воздуха  $dm_{air}/dt = 100$  г/с, скорость воздушного потока на входе в расширяющийся аэродинамический канал  $v_1 = 470$  м/с, что соответствует числу Маха потока  $M_1 = 1.7$ . Показано, что при сжигании бедных смесей возникающий скачок давления (также как и сила тяги) нарастает с увеличением секундного массового расхода пропана, достигает максимальной величины при эквивалентном отношении для пропана  $\alpha = 0.75$ , а при дальнейшем увеличении расхода пропана уменьшается. Проведенные исследования показывают возможность применения плазменной технологии для сверхзвукового сжигания воздушно-углеводородных топлив в аэродинамических каналах переменного сечения.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 14-02-00514-а).

## Plasma-stimulated supersonic combustion of propane-air fuel in aerodynamic channels of different configurations

V. M. Shibkov<sup>a</sup>, L. V. Shibkova, P. V. Kopyl, A. A. Logunov, R. A. Morozov, O. S. Surkont

*Department of Physical Electronics, Faculty of Physics,  
M.V.Lomonosov Moscow State University, Moscow 119991, Russia  
E-mail: <sup>a</sup>shibkov@phys.msu.ru*

The results of studies of the low-temperature gas discharge plasma influence on the modes of propane-air fuel combustion. Supersonic stationary combustion of propane in the expanding wind channels of various configurations is experimentally realized. The results confirm the efficiency of the low temperature plasma use in a supersonic plasma aerodynamics.

PACS: 52.80.-s, 52.70.-m, 82.33.Vx, 82.33.Xj

Keywords: supersonic air flow, plasma-stimulated combustion, low-temperature plasma, aerodynamic channel of variable cross section.

Received 25.04.2016.

### Сведения об авторах

1. Шибков Валерий Михайлович — докт. физ.-мат. наук, профессор, профессор; тел.: (495) 939-13-37, e-mail: shibkov@phys.msu.ru.
2. Шибкова Лидия Владимировна — докт. физ.-мат. наук, профессор, вед. науч. сотрудник; тел.: (495) 939-25-47, e-mail: shibkov@phys.msu.ru.

3. Копыл Павел Владимирович — канд. физ.-мат. наук; тел.: (495) 939-13-37, e-mail: shibkov@phys.msu.ru.
4. Логунов Александр Александрович — физик; тел.: (495) 939-13-37, e-mail: shibkov@phys.msu.ru.
5. Морозов Роман Андреевич — студент; тел.: (495) 939-13-37, e-mail: shibkov@phys.msu.ru.
6. Сурконт Олег Стефанович — вед. инженер; тел.: (495) 939-13-37, e-mail: shibkov@phys.msu.ru.