



**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени М.В. ЛОМОНОСОВА»**

ФИЗИЧЕСКИЙ ФАКУЛЬТЕТ

КАФЕДРА ФИЗИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ

**Поперечно-продольный разряд в дозвуковых и
сверхзвуковых пропан-воздушных потоках**

**Выполнил
студент 4 курса
Нестеренко
Юрий
Константинович**

Москва - 2020

1. ВВЕДЕНИЕ

Для эффективной работы высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя поток топливоздушной смеси должен сохранять сверхзвуковую скорость на всех участках своего пути [1-4]. Высокая скорость газа делает сложным управление потоком внутри камеры сгорания. Минимальное число Маха, при котором прямоточный двигатель может эффективно работать, ограничено тем, что сжатый поток должен быть достаточно горячим для горения топлива и иметь давление, достаточно высокое для завершения химических реакций до того, как топливоздушная смесь покинет сопло. В настоящее время для повышения эффективности прямоточного двигателя активно разрабатываются новые способы, позволяющие обеспечить полное сгорание топлива внутри двигателя без применения различных застойных зон. Одним из таких способов является применение различного типа электрических разрядов.

Для стабилизации горения топлива в нашей лаборатории используется квазистационарный пульсирующий поперечно-продольный разряд, создаваемый в высокоскоростных многокомпонентных химически активных газовых потоках [5-11]. Для эффективного использования поперечно-продольного разряда в качестве быстрого воспламенения и стабилизации горения воздушно-углеводородных смесей необходимо знать его основные характеристики и параметры низкотемпературной плазмы.

2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Экспериментальный стенд включает в себя вакуумную камеру, ресивер высокого давления воздуха, систему для создания сверхзвукового потока, прямоугольный аэродинамический канал, высоковольтный источник питания для создания газоразрядной плазмы, систему синхронизации и диагностическую аппаратуру.

Основой экспериментальной установки является откачиваемая металлическая цилиндрическая барокамера с внутренним диаметром 1 м и длиной 3 м. Пульсирующий поперечно-продольный разряд генерировался

внутри аэродинамического канала, который помещался внутри барокамеры. Сверхзвуковой поток в аэродинамическом канале создавался при заполнении барокамеры воздухом через специально профилированное сопло Лавалья. Для предотвращения теплового заклинивания аэродинамического канала за счет тепловыделения, происходящего в условиях горения углеводородного топлива в сверхзвуковых воздушных потоках, использовался канал переменного сечения (смотри рис. 1). При этом отношение выходного сечения $S_2 = 38 \text{ см}^2$ к входному $S_1 = 3 \text{ см}^2$ сечению канала $S_2/S_1 = 12.7$. Продольная длина канала 50 см.



Рис. 1. Общий вид аэродинамического канала, расположенного внутри барокамеры.

Пульсирующий разряд, создаваемый с помощью источника постоянного напряжения $U = 1\text{--}4.5 \text{ кВ}$, формировался между двумя хорошо обтекаемыми воздушным потоком специальной формы электродами. Кратчайшее расстояние между электродами изменялось от 0.2 до 0.7 мм. Максимальное расстояние между анодом и катодом равно 20 мм. Длина электродов одинакова и равна 7 см. Анод и катод монтировались внутри расширяющегося аэродинамического канала симметрично относительно его продольной оси с точной регулировкой расстояния между ними. Эксперименты проводились в условиях холодного высокоскоростного воздушного потока при следующих условиях: скорость потока изменялась в диапазоне 100-500 м/с, температура газа в потоке 180-250 К, длительность существования воздушного потока 3 с, секундные массовые расходы воздуха 50-110 г/с и пропана 4.4 г/с, разрядный ток изменялся в пределах от 5 до 16 А, длительность импульса разрядного тока 2 с, длительность инъекции пропана 2 с.

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Для изучения динамики данного разряда проводилась регистрация с временным разрешением общего вида разряда с помощью высокоскоростной цифровой видеокамеры “ВидеоСпринт” с электронно-оптическим наносекундным затвором. На рис. 2 представлен фрагмент хронограммы, характеризующий динамику пульсирующего разряда, создаваемого в высокоскоростном $M \sim 1$ воздушном потоке. Видно, что исследуемый разряд представляет собой тонкий плазменный канал диаметром порядка 1 мм, вытягиваемый потоком вниз по его распространению.

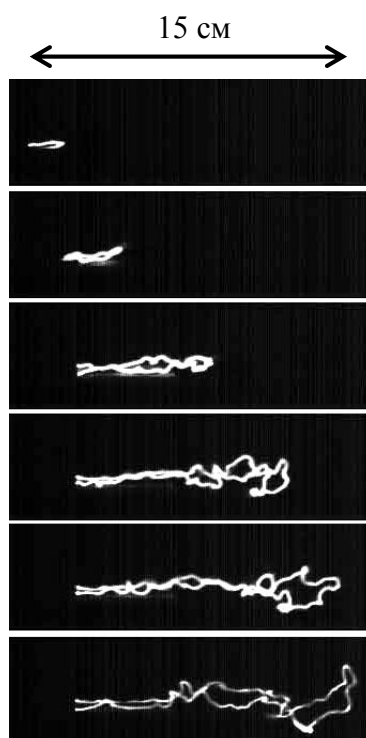


Рис. 2. Динамика пульсирующего разряда, создаваемого в высокоскоростном воздушном потоке. Время экспозиции одного кадра 4 мкс, частота повторения кадров 5000 Гц, временной интервал между кадрами 200 мкс. Поток направлен слева направо.

Температура газа в плазменном канале пульсирующего разряда определялась спектральным методом по полосам циана и молекулярного иона азота. Для этого рассчитывались модельные распределения по вращательным уровням молекулярных полос CN и N_2^+ при различных температурах газа с учетом аппаратной функции спектрального прибора. Далее проводилось сравнение экспериментально полученного спектра с данными математического моделирования. Температура газа считалась равной

температуре, при которой получалось наилучшее совпадение рассчитанных данных с экспериментальными результатами. При расчете исследуемого спектра использовалась программа SpecAir 2.2.

Зависимость температуры газа в канальной плазме пульсирующего поперечно-продольного разряда от расстояния z от электродов представлена на рис. 3. Видно, что вблизи электродов на расстоянии $z = 0-30$ мм температура газа остается постоянной, тогда как с увеличением расстояния T_g монотонно уменьшается. При этом с ростом разрядного тока и скорости потока температура газа увеличивается при всех значениях расстояния от электродов.

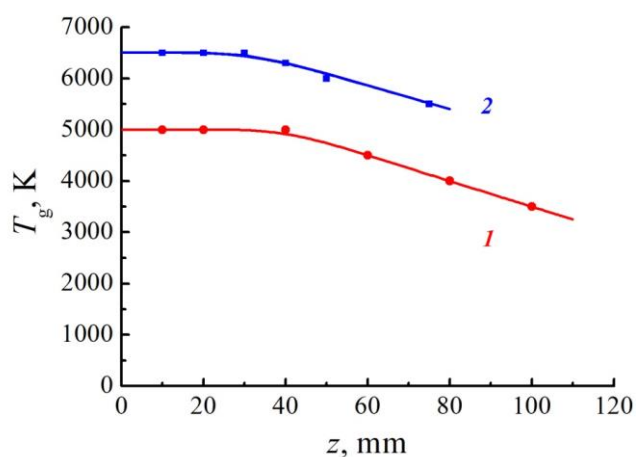


Рис. 3. Зависимость температуры газа в канальной плазме пульсирующего поперечно-продольного разряда, создаваемого в высокоскоростных потоках воздуха 275 м/с (1) и 475 м/с (2) от расстояния от электродов при $i = 12.5$ А (1) и 15.5 А (2).

На рис. 4 приведен зависимость температуры газа в канальной плазме пульсирующего поперечно-продольного разряда от скорости воздушного потока. Из представленных данных следует, что при всех значениях скорости потока рост разрядного тока ведет к увеличению нагрева газа. Причем при $i = 15.5$ А увеличение скорости потока от 100 до 500 м/с ведет к росту температуры на 1000 К, тогда как при $i = 14.5$ А температура увеличивается значительно медленнее. Эксперименты показали также, что при токе 9.8 А температура газа остается постоянной при всех значениях скорости потока.

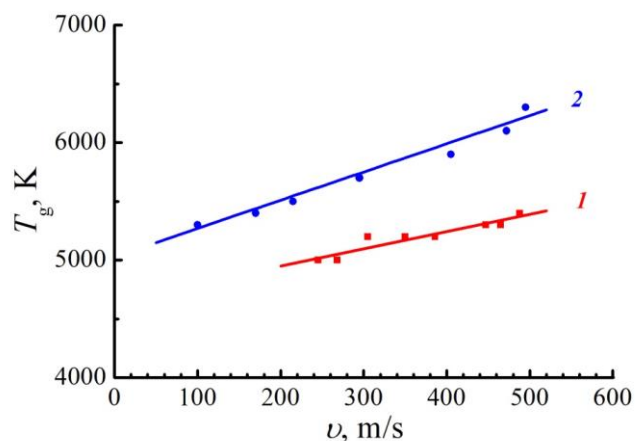


Рис. 4. Зависимость температуры газа в канальной плазме пульсирующего поперечно-продольного разряда на расстоянии $z = 10$ мм от электродов от скорости воздушного потока при разрядном токе $i = 14.5$ А (1) и 15.5 А (2)

Зависимость T_g от скорости потока при различных значениях кратчайшего расстояния между электродами представлена на рис. 5. Можно заметить, что T_g больше, чем больше расстояние между анодом и катодом.

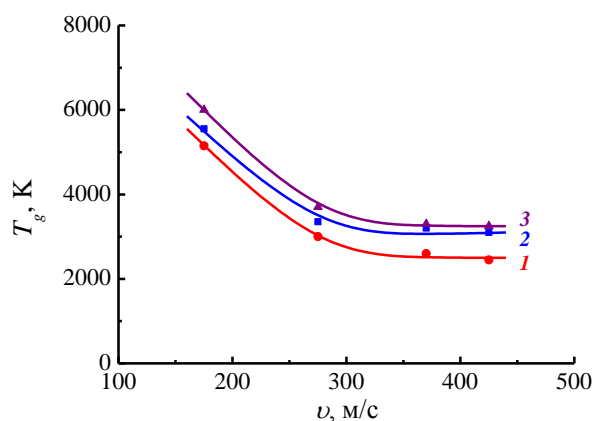


Рис. 5. Зависимость температуры газа от скорости потока при $i = 9.8$ А, $z = 3$ мм. Минимальное расстояние между электродами d , мм: 1 – 0.35; 2 – 0.5; 3 – 0.7.

Высокая температура газа в канальной плазме пульсирующего разряда позволила нам стабилизировать горение пропана в условиях высокоскоростного воздушного потока. В качестве примера на рис. 8 приведена фотография плазменно-стимулированного сверхзвукового горения пропан-воздушного топлива в аэродинамическом канале. Скорость потока 480 м/с, давление окружающего воздуха равно 760 Торр.



Рис. 6. Фотография плазменно-стимулированного горения пропан-воздушного топлива в расширяющемся аэродинамическом канале длиной $L=50$ см.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Получены зависимости от разрядного тока, скорости потока и расстояния от электродов величины нагрева газа в условиях плазмы пульсирующего поперечно-продольного разряда. Показано, что в данных условиях газ сильно нагревается, что позволило экспериментально реализовать стационарное сверхзвуковое плазменно-стимулированное горение пропан-воздушной смеси.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Черный Г.Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматлит, 1959.
2. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1976.
3. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей. Под ред. Шляхтенко С.М. М.: Машиностроение, 1987.
4. Бартльме Ф. Газодинамика горения. М.: Энергоиздат, 1981.
5. Копыл П. В., Сурконт О. С., Шибков В. М., Шибкова Л. В. // Физика плазмы. 2012. Т.38. № 6. С. 551.
6. Шибков В.М., Шибкова Л.В., Логунов А.А. // Физика плазмы. 2017. Т. 43. № 3, С. 314.
7. Шибков В.М., Шибкова Л.В., Логунов А.А. / Физика плазмы. 2018. Т. 44. № 8. С. 661.
8. Шибков В.М., Шибкова Л.В., Копыл П.В., Логунов А.А. // Теплофизика высоких температур. 2019. Т. 57. № 2. С. 183.
9. Шибков В.М. // Теплофизика высоких температур. 2019. Т. 57. № 3. С. 353.
10. Шибков В.М., Шибкова Л.В., Логунов А.А. // Вестник Московского университета. Серия 3: Физика. Астрономия. 2018. № 5. С. 43.
11. Шибков В.М., Шибкова Л.В., Логунов А.А. // Вестник Московского университета. Серия 3: Физика. Астрономия. 2017. № 3. С. 75.