

Московский физико-технический институт  
(Государственный университет)  
факультет аэрофизики и космических исследований

**Опаиц Дмитрий Флорович**

**Создание и диагностика сверхзвуковых потоков  
сильнонеравновесной плазмы**

Выпускная квалификационная работа на соискание  
степени бакалавра

Научный руководитель —  
ассистент кафедры молекулярной физики  
Рупасов Д.В.

Научный руководитель —  
доктор физико-математических наук  
Стариковский А.Ю.

Долгопрудный — 2004

# Содержание

<b>1</b>	<b>Введение</b>	<b>4</b>
<b>2</b>	<b>Постановка задачи</b>	<b>6</b>
<b>3</b>	<b>Система эмиссионной диагностики</b>	<b>7</b>
3.1	Вакуумная система . . . . .	7
3.2	Система подачи газов . . . . .	8
3.3	Система предварительного нагрева смеси . . . . .	8
3.4	Система измерения давлений . . . . .	8
3.5	Система создания гиперзвукового потока . . . . .	8
3.6	Система неравновесного возбуждения потока . . . . .	9
3.7	Система эмиссионной диагностики . . . . .	10
3.8	Калибровка системы диагностики . . . . .	11
<b>4</b>	<b>Результаты</b>	<b>13</b>
4.1	Вольт-амперные характеристики разряда . . . . .	13
4.2	Эмиссионные характеристики разряда . . . . .	13
4.3	Теоретические оценки аэродинамических характеристик потока . . . . .	15
4.4	Анализ полученных данных . . . . .	16
4.5	Выводы по методам создания гиперзвуковых потоков химически-активной неравновесной плазмы . . . . .	18
<b>5</b>	<b>Создание и отладка экспериментальной установки</b>	<b>19</b>
5.1	Система откачки . . . . .	19
5.2	Сопло . . . . .	24
5.3	Модель и создание плазмы . . . . .	26
5.4	Системы диагностики . . . . .	27
5.5	Результаты предварительных экспериментов . . . . .	27
<b>6</b>	<b>Выводы</b>	<b>29</b>

## Список иллюстраций

1	Иллюстрация отрыва погранслоя . . . . .	4
2	Вакуумная система . . . . .	7
3	Схема нагрева смеси . . . . .	9
4	Конфигурация с кольцом . . . . .	9
5	Конфигурация с металлической вставкой . . . . .	10
6	Общая схема эксперимента . . . . .	11
7	Схема калибровки системы оптической диагностики . . . . .	11
8	Результаты калибровки системы оптической диагностики . . . . .	12
9	Вольт-амперная характеристика разряда . . . . .	13
10	Спектр излучения разряда в холодном газе . . . . .	14
11	Сравнение распределений интенсивности излучения на оси потока при разных конфигурациях . . . . .	14
12	Фотография разряда при конфигурации с кольцом . . . . .	15
13	Параметры потока . . . . .	16
14	Распределение излучения за ударной волной . . . . .	17
15	Зависимость максимальной производительности насосов от числа Маха потока . . . . .	19
16	Общая схема установки . . . . .	20
17	Зависимость времени работы установки в импульсном режиме в зависимости от числа Маха и расхода потока . . . . .	22
18	Сопло . . . . .	25
19	Модель . . . . .	26
20	Фотография разряда сбоку. Частота генератора 13.56 МГц, $p = 1$ Торр, $T = 300$ К, воздух, $M = 0$ . . . . .	28
21	Фотография разряда со стороны свободного потока. Частота генератора 13.56 МГц, $p = 1$ Торр, $T = 300$ К, воздух, $M = 0$ . . . . .	29
22	Фотография разряда сбоку. Частота генератора 13.56 МГц, $p = 70$ Торр, $T = 170$ К, воздух, $M = 2$ . . . . .	30

# 1 Введение

В последнее время много усилий прилагается для развития технологий создания маломощной (десятки ватт) плазмы при атмосферном давлении, как средства контроля течениями и отрыва погранслоев [1]. Использование плазмы для управления летательными аппаратами обладает рядом преимуществ перед механическими системами управления. Они целиком электронные и не имеют подвижных частей, время срабатывания и минимальное время работы много меньше, легки и работают в широком частотном диапазоне, не вызывая резонанса, могут быть расположены на очень тонких поверхностях.

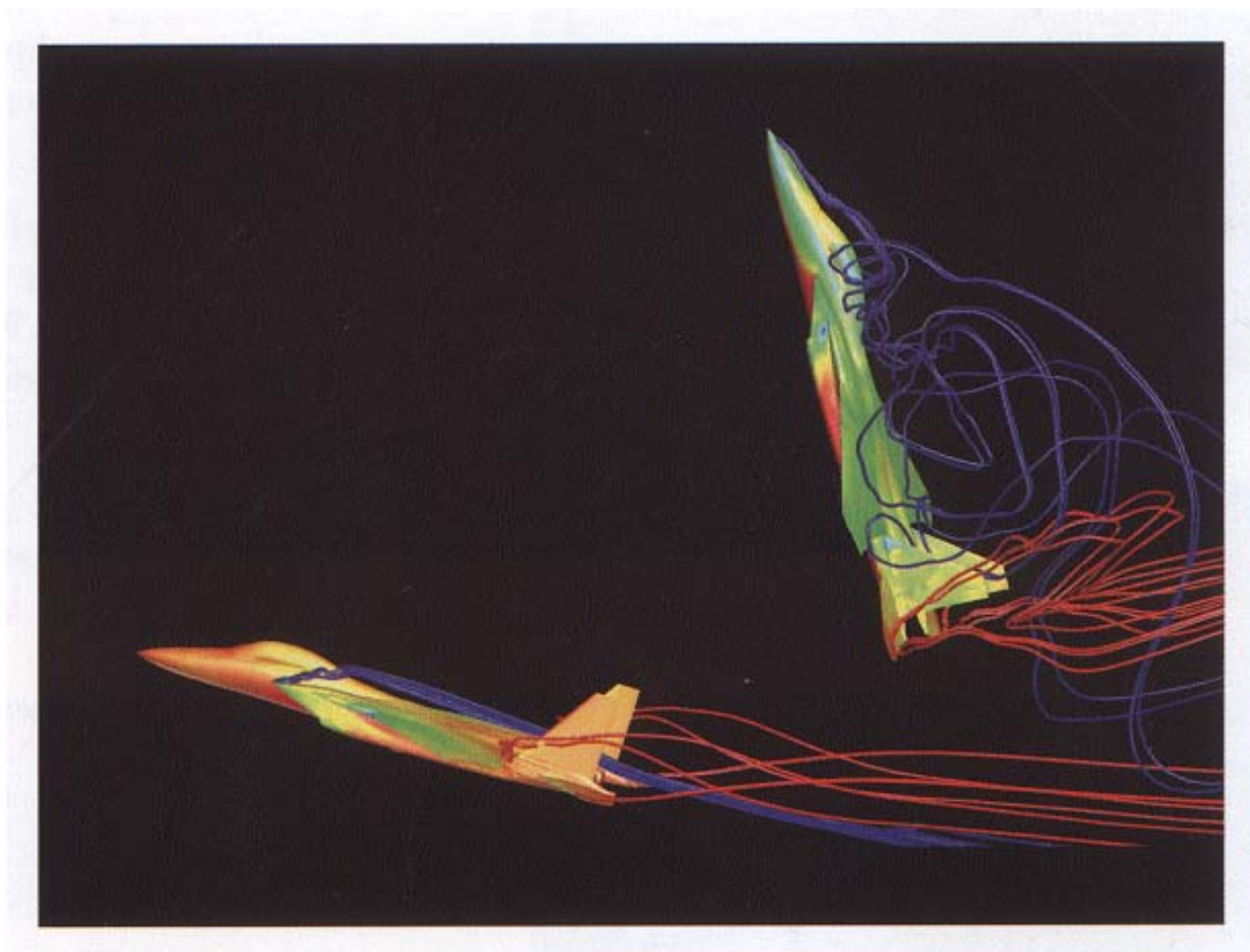


Рис. 1: Иллюстрация отрыва погранслоя

Однако разряд должен сильно взаимодействовать с газом в погранслоях аэродинамических поверхностей. Ашгар и Джампер [2] обнаружили, что с помощью плазмы можно контролировать отрыв вихрей с круглого цилиндра при числах Рейнольдса в диапазоне 50000-250000. Ван Дикен и др. [3] исследовали влияние плазмы барьерного разряда, расположенного на 7% хорды профиля, на обтека-

ние профиля НАСА 0015. По словам авторов, ими было получено существенное увеличение подъемной силы и уменьшение лобового сопротивления профиля на закритических значениях угла атаки. Рот и др. [4] использовали плазму при атмосферном давлении для обеспечения увеличения скорости возле аэродинамических поверхностей в медленных потоках и смогли воспрепятствовать отрыву течения. Корке и др [5] следовал тем же способом и показал, что отрыв потока воздуха с тонкого профиля при больших углах атаки может быть ликвидирован при помощи создания полосы плазмы на передней кромке крыла. В другой своей работе [6] они провели исследование контроля отрыва потока на больших углах атаки. Авторы использовали профиль НАСА 0015, на передней кромке которого инициировался барьерный разряд. В потоке воздуха 20 м/с ими были получено безотрывное обтекание при углах атаки вплоть до  $22^\circ$ , что на 8 градусов превышает предельный угол атаки безотрывного режима обтекания в отсутствии генерации плазмы, и более чем 300% увеличение аэродинамического качества профиля. Эти результаты побудили нас к исследованию возможности контроля отрыва пограничного слоя в сверхзвуковом потоке воздуха.

## 2 Постановка задачи

Для исследований в области влияния неравновесных газовых разрядов на картину течения потока, была предложена следующая постановка задачи:

1. Отработка методов создания гиперзвуковых потоков химически-активной неравновесной плазмы с управляемой температурой торможения потока.
2. Разработка и отладка систем оптической диагностики сверхзвуковых потоков сильнонеравновесной плазмы газовых разрядов
3. Создание и отладка установки для проведения исследований по контролю сверхзвуковых режимов течений и пограничных слоев с использованием низкотемпературной неравновесной плазмы газовых разрядов со следующими техническими характеристиками:
  - до-, транс- и сверхзвуковой поток  $M = 0.5 - 3.0$
  - расход газа  $0 - 0.5$  кг/сек
  - периодический или постоянный принцип действия
  - барьерный разряд с ВЧ, СВЧ или импульсно-периодическим типом питания
  - система диагностики распределения давления
  - система визуализации потока
  - система оптической диагностики элементарных процессов

### 3 Система эмиссионной диагностики

Для отладки системы диагностики сверхзвукового потока сильнонеравновесной плазмы использовалась установка ВТ-1. Эксперимент проводился следующим образом. В вакуумной камере создавался гиперзвуковой поток предварительно нагретой смеси воздуха и пропана различных стехиометрий. Он неравновесно возбуждался при помощи аномального тлеющего разряда. Далее в полученный поток плазмы была помещена модель (диэлектрический цилиндр), перед которой образовывалась отошедшая ударная волна. Диагностика полученной плазмы проводилась путем получения спектра нужной точки потока.

#### 3.1 Вакуумная система

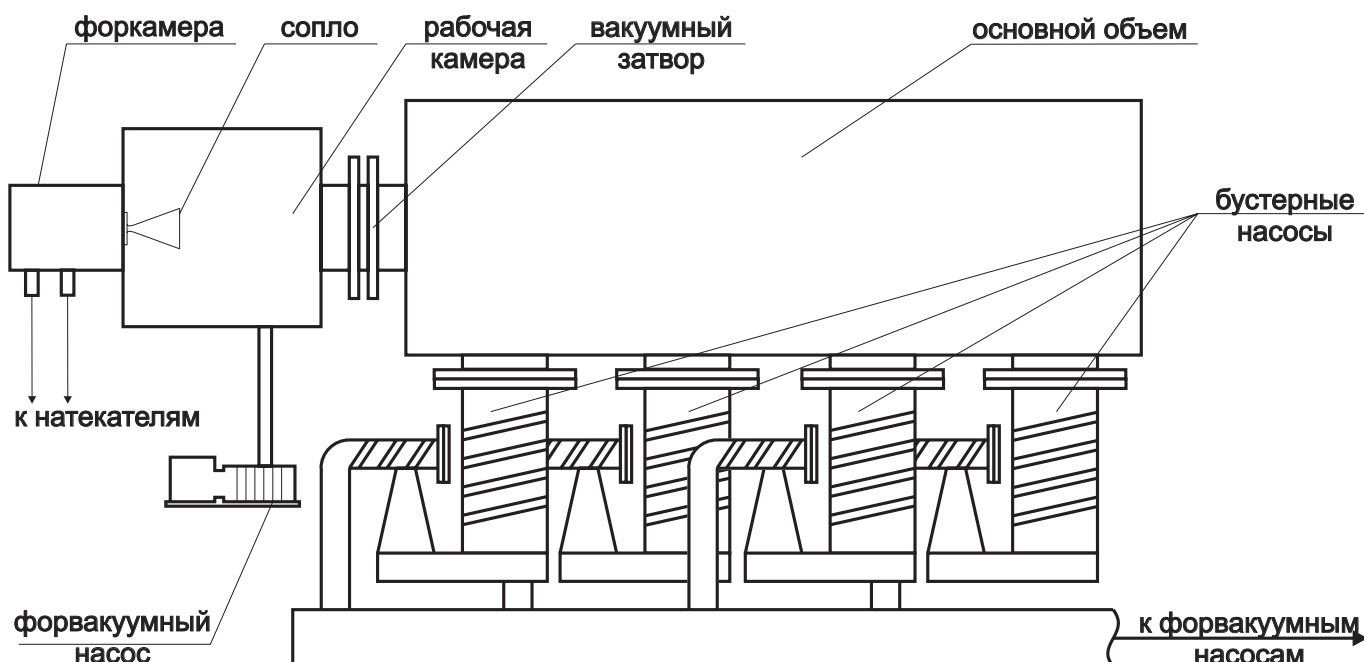


Рис. 2: Вакуумная система

Основной объем вакуумной трубы ВТ-1 емкостью  $\sim 6 \text{ м}^3$  откачивался четырьмя паромасляными бустерными насосами БН-4500 с производительностью 4500 л/с каждый при давлении  $10^{-2}$  торр и двумя последовательно с ними включенными форвакуумными механическими насосами ВН-6Г. Суммарная быстрота откачки составляла  $\sim 18 \text{ м}^3/\text{с}$  при давлении 0.1 торр. Вакуумным затвором ДУ 380 мм основной объем соединялся с рабочей камерой объемом  $\sim 0.25 \text{ м}^3$ . К рабочей камере был подсоединен форвакуумный насос с производительностью 5 л/с, что позволяло производить откачку камеры независимо от всего остального объема.

### **3.2 Система подачи газов**

В данной работе использовалась пропано-воздушная смесь. Пропан из баллона через натекаТЕЛЬ и ротаметр РМ-А-0,063ГУЗ (поплавковый принцип работы) подавался в форкамеру. Воздух для смеси забирался из комнаты. Для контроля его подачи использовался ротаметр АWM5104VN (термоанемометрический принцип работы) и натекаТЕЛЬ. Используемые натекатели и ротаметры обеспечивали подачу и измерение расхода газа во всем диапазоне производительности насосов (т.е. до 0,3 г/с). Объем форкамеры составлял 20 л.

### **3.3 Система предварительного нагрева смеси**

Нагрев смеси проходил в нагревательном элементе мощностью до 1 кВт, схема которого приведена на рис. 3. В качестве нагревательного элемента использовалась стальная проволока сопротивлением 4.2 Ом. Для лучшей теплопередачи и устранения возможности контакта спирали с корпусом спираль была продета в керамические шайбы и засыпана песком. При такой конструкции нагревателя смесь не контактирует со спиралью, что помогло избежать возгорания смеси еще в форкамере. Питание на спирали подавалось с ЛАТРа, что позволяло регулировать нагрев. Контроль температуры газовой смеси и самого нагревателя производился при помощи хромель-алюмелевых термопар, сигнал с которых подавался на вольтметр В7-27.

### **3.4 Система измерения давлений**

Давление в форкамере измерялось с помощью U-образного масляного манометра и варьировалось в экспериментах в пределах 20-40 Торр. Давление в камере и основном объеме вакуумной трубы измерялось с помощью термопарных ламп ЛТ-2 с вакуумметром ВИТ-1 и равнялось  $\sim 5 \cdot 10^{-3}$  торр.

### **3.5 Система создания гиперзвукового потока**

Гиперзвуковой поток формировался при расширении газа из форкамеры через коническое сопло в рабочую камеру. Расчетный режим соответствовал числу Маха  $M=8.2$ . Диаметры критического и выходного сечения сопла составляли 4 мм и 80 мм соответственно. При данных давлениях следует учитывать появляющийся в сопле пограничный слой, толщина которого составляла в выходном сечении сопла около 12 мм, вследствие чего диаметр изоэнтропического ядра потока равнялся  $\sim 55$  мм. Следует заметить, что, хотя при указанных выше условиях температура потока после сопла составляла 20-50 К, газ в рабочей камере не успевал конденсироваться из-за малого времени движения и низкой плотности.



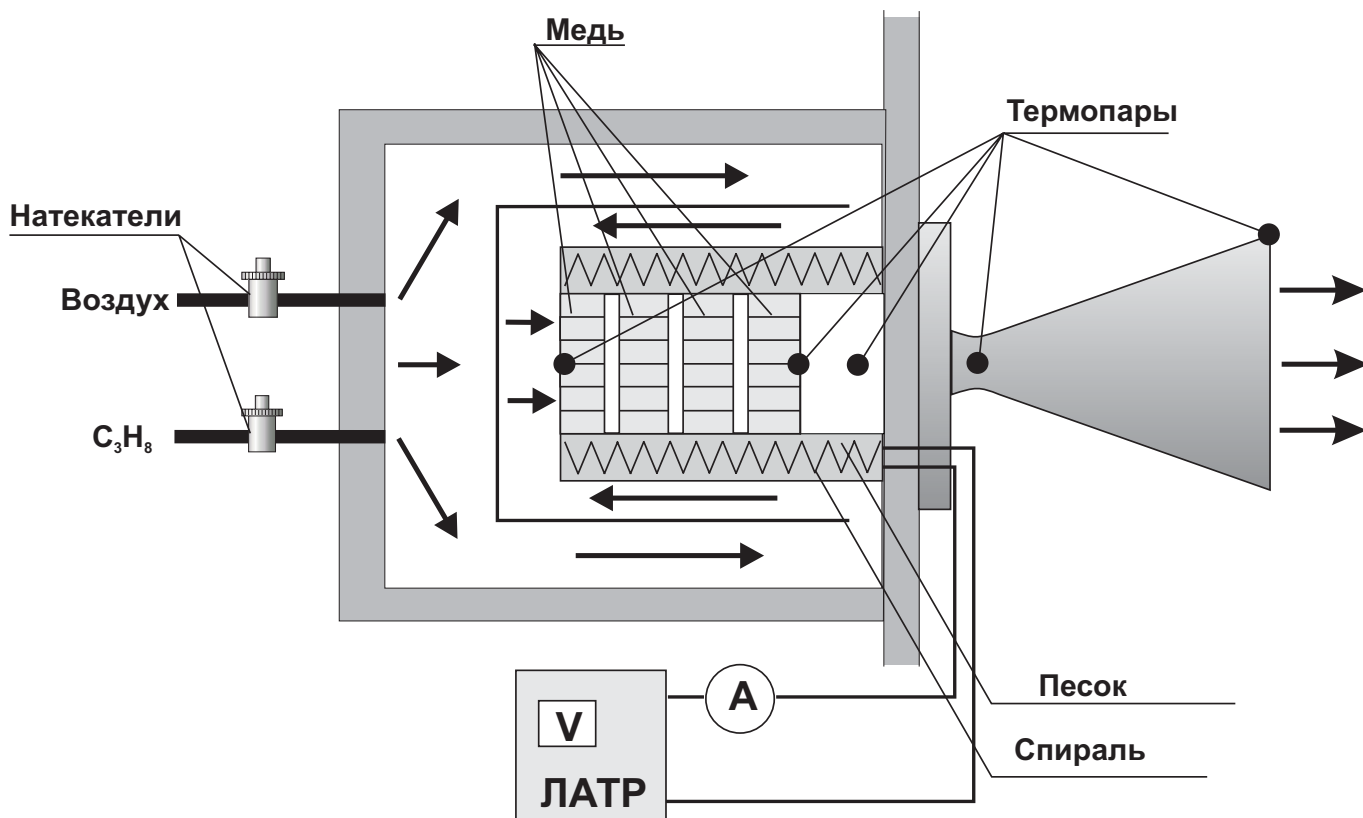


Рис. 3: Схема нагрева смеси

### 3.6 Система неравновесного возбуждения потока

Для неравновесного возбуждения потока в работе использовался аномальный тлеющий разряд при двух различных конфигурациях электродов. Было решено использовать в экспериментах отрицательную полярность. В случае с отрицательной полярностью область энерговклада локализована непосредственно в потоке, в отличие от положительной полярности.

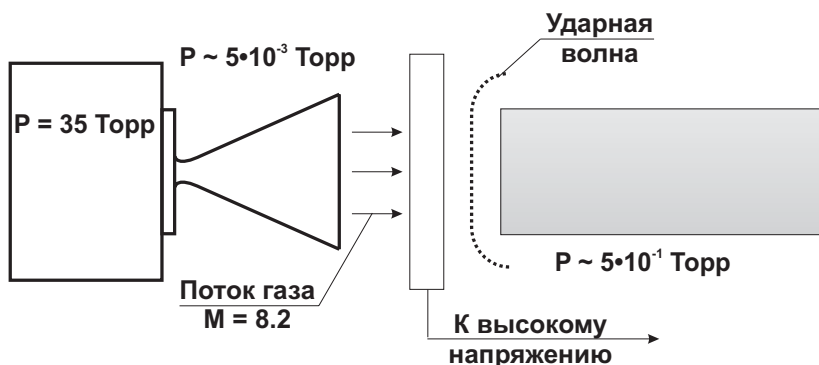


Рис. 4: Конфигурация с кольцом

В первой конфигурации (рис. 4) моделью служил стеклянный цилиндр диаметром 50 мм, расположенный торцом к потоку. Разряд развивался с расположенного между ним и соплом металлического кольца. Диаметр кольца (90 мм) был достаточно большим, чтобы оно не оказывала влияния на течение газа в исследуемой

области. На кольцо подавалось высокое напряжение отрицательной полярности (0-3 кВ). Низковольтным электродом служили сопло и стенки камеры. Мощность разряда в экспериментах составляла 30 Ватт.

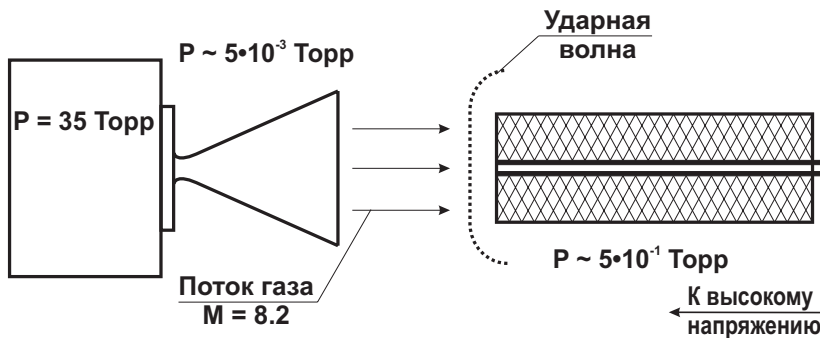


Рис. 5: Конфигурация с металлической вставкой

В второй конфигурации (рис. 5) модель представляла собой цилиндр из диэлектрического материала (капролона), который располагался торцом к потоку. В модели была сделана металлическая вставка, на которую подавалось высокое напряжение отрицательной полярности. С нее развивался тлеющий разряд. Длина и диаметр диэлектрического цилиндра составляли 150 мм и 40 мм соответственно. Внешний диаметр области вставки, с которой происходил разряд, равнялся 5 мм. Мощность разряда в экспериментах составляла 20 Ватт.

В обоих случаях расстояние от сопла до модели составляло 35 мм.

### 3.7 Система эмиссионной диагностики

Для получения спектров излучения из произвольной точки потока в диапазоне от 310 до 460 нм была собрана и отлажена следующая система. В камере было размещено устройство позиционирования X-Y-Z, к которому крепился тубус с кварцевой линзой (диаметром 16 мм, с фокусным расстоянием 45 мм) и кварцевым световодом (диаметром 0.8 мм). Излучение, сфокусированное линзой, попадало в световод преимущественно с одной точки потока. Свет по световоду попадал в спектрограф МДР-41 (решетка 3000 штрихов/мм, дисперсия 0,96 нм/мм). Сигнал регистрировался ФЭУ, подавался на АЦП и сохранялся на персональном компьютере в цифровом виде (см. рис. 6).

Следует обратить внимание, что линза собирает излучение в световод преимущественно из области расположенной на расстоянии двух фокусов от линзы и представляющей собой два равновеликих конуса с основаниями, равными сечению световода и углом при вершине, равным углу, под которым из этой области видна линза (см. рис. 7).

Продольный размер и объем этой области равны соответственно

$$l = 4F \frac{r}{R} = 9 \text{ mm} \quad V = \frac{8\pi}{3} \frac{F^2 r^3}{R^2} = 17 \text{ mm}^3 \quad (1)$$

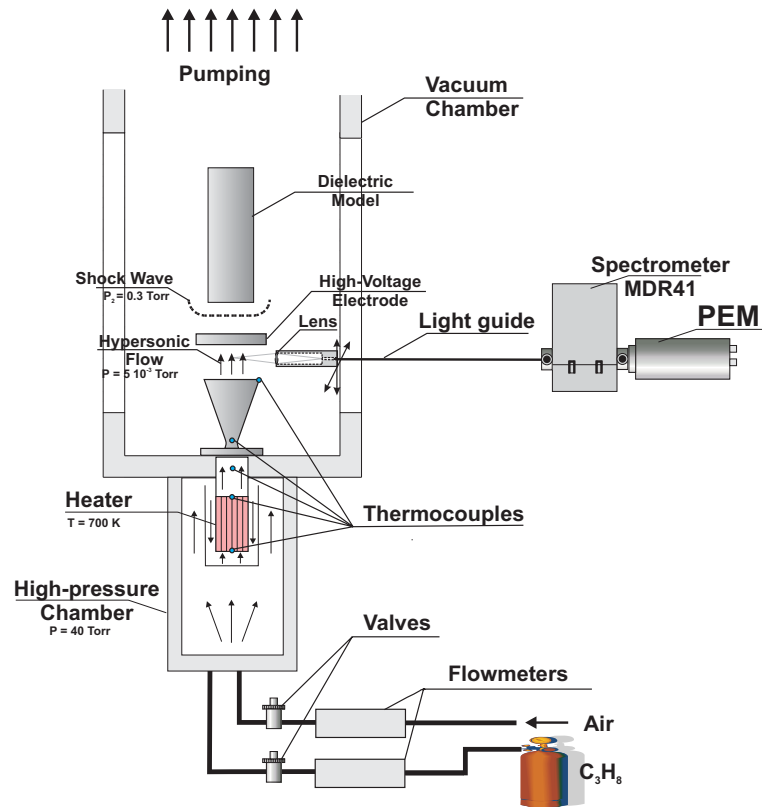


Рис. 6: Общая схема эксперимента

Более подробный математический анализ, учитывающий, что в световод попадает свет и из прилегающего объема, дает коэффициент 2 в значение эффективного продольного размера и, соответственно, эффективного объема излучающей области.

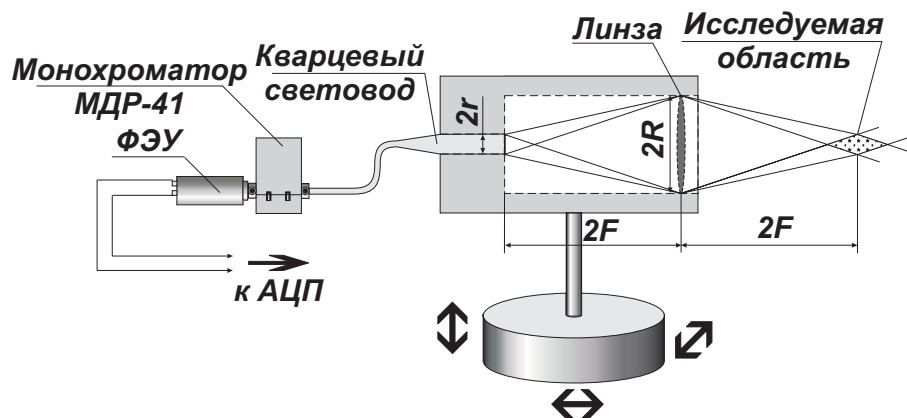
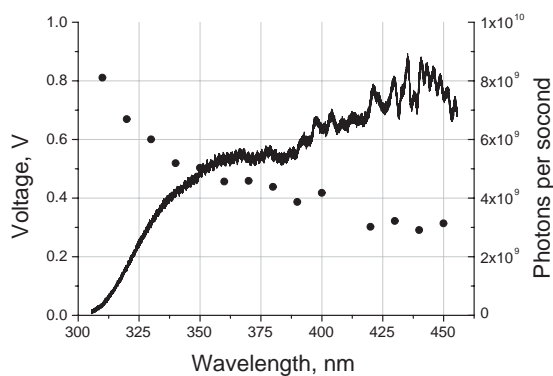


Рис. 7: Схема калибровки системы оптической диагностики

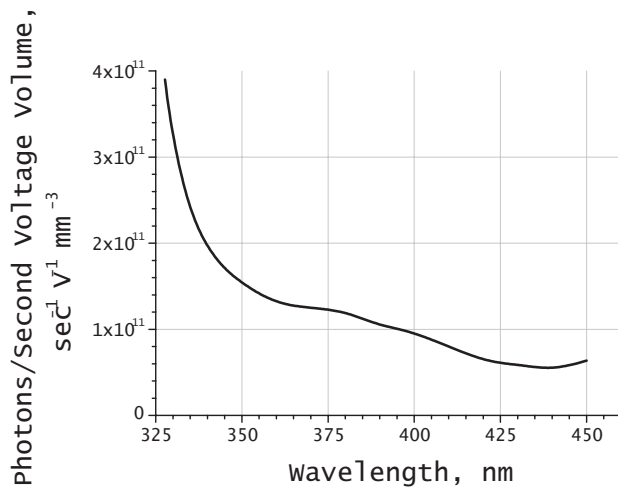
### 3.8 Калибровка системы диагностики

Собранная система линза+световод+монохроматор+ФЭУ обладает различной чувствительностью к различным участкам спектра. В качестве эталонного источника

излучения была использована лампа ДДС-30. Полученный нашей системой спектр лампы приведен на рис. 8, точками отмечены истинные значения излучения лампы ДДС-30 (в фотонах за секунду).



Точками обозначена эталонная калибровка лампы ДДС-30, сплошной линией - ее спектр, полученный системой диагностики



Абсолютная калибровка

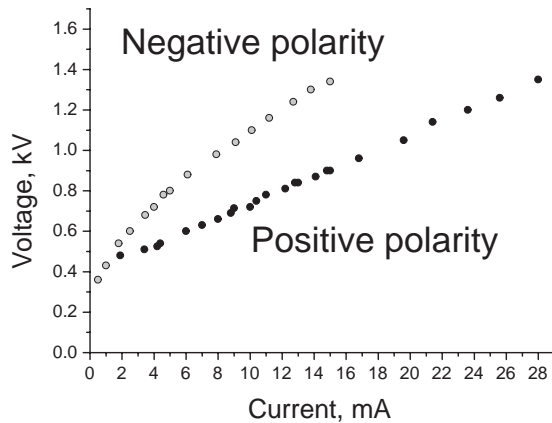
Рис. 8: Результаты калибровки системы оптической диагностики

На рис 8 представлена зависимость количества излученных фотонов единичным объемом потока ( $1 \text{ мм}^3$ ) в единицу времени (1 секунду), которые вызывают на АЦП единичный сигнал (1 вольт).

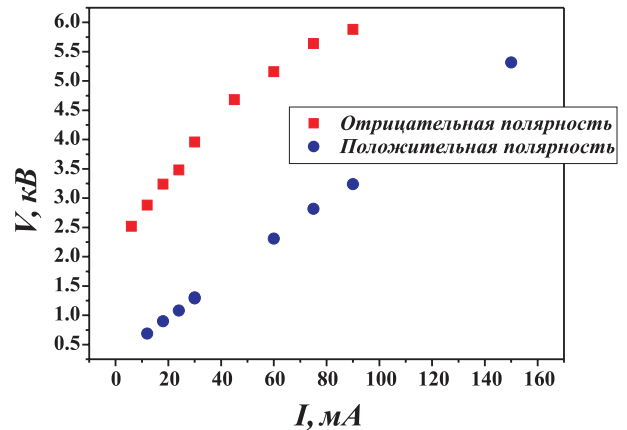
## 4 Результаты

### 4.1 Вольт-амперные характеристики разряда

Так как процессы протекающие в потоке были в первую очередь инициированы разрядом, необходимо знать его характеристики. Их геометрия была приведена выше, а вольт-амперные характеристики были получены экспериментально для обеих полярностей и конфигураций (см. рис. 9).



Конфигурации с кольцом



Конфигурации с металлической вставкой

Рис. 9: Вольт-амперная характеристика разряда

### 4.2 Эмиссионные характеристики разряда

Был снят спектр излучения с фронта ударной волны, так как именно на нем суммарная интенсивность излучения была максимальна, и, соответственно, была наибольшая вероятность зарегистрировать самые слабые линии и полосы. Для этого был снят спектр потока воздуха и его смеси пропаном стехиометрией равной 2 (см. рис. 10).

На полученных спектрах ясно видны первая отрицательная и вторая положительная системы азота ( $B^2\Sigma_u^+ \rightarrow X^2\Sigma_g^+$  и  $C^3\Pi_u \rightarrow B^3\Pi_g$  соответственно). Из линий других частиц была обнаружена только полоса СН на длине волны 431 нм соответствующая переходу  $A^2\Delta, \nu' = 0 \rightarrow X^2\Pi, \nu'' = 0$ .

На рисунке 11 приведены распределения на оси симметрии интенсивностей излучения этих переходов при различных конфигурациях с учетом калибровки оптической системы. Отсутствие излучения в районе 15 мм в распределении при конфигурации с кольцом вызваны тем, что в этом месте находился кольцевой электрод, который закрывал часть потока (см. рис. 12).

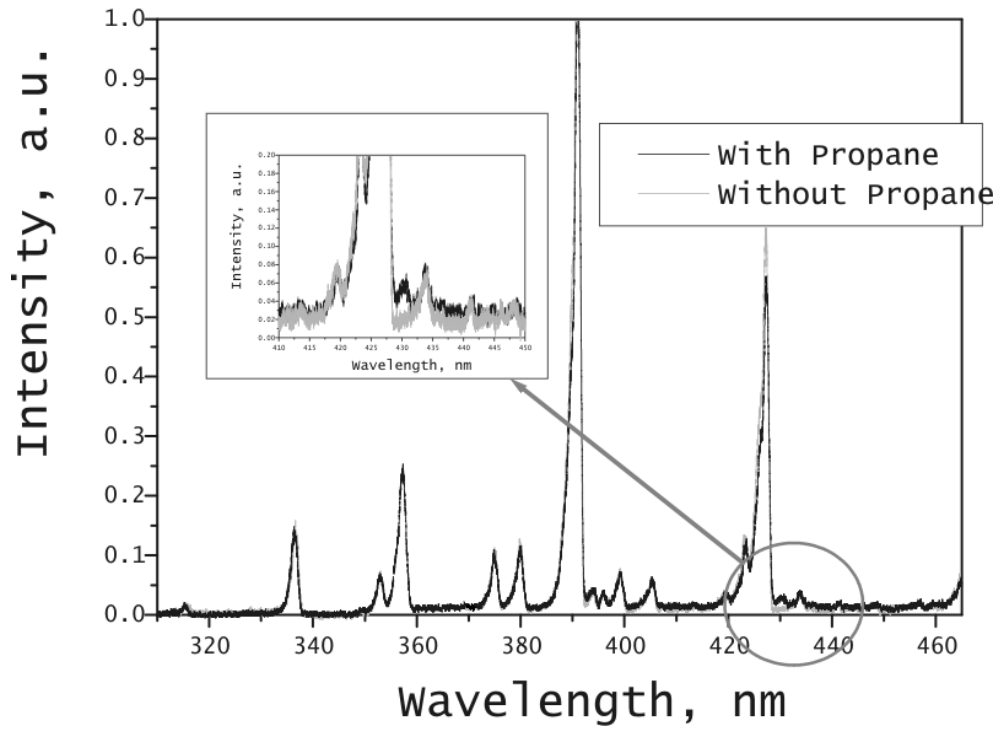


Рис. 10: Спектр излучения разряда в холодном газе снятый в смеси с и без пропана в конфигурации с кольцевым электродом.

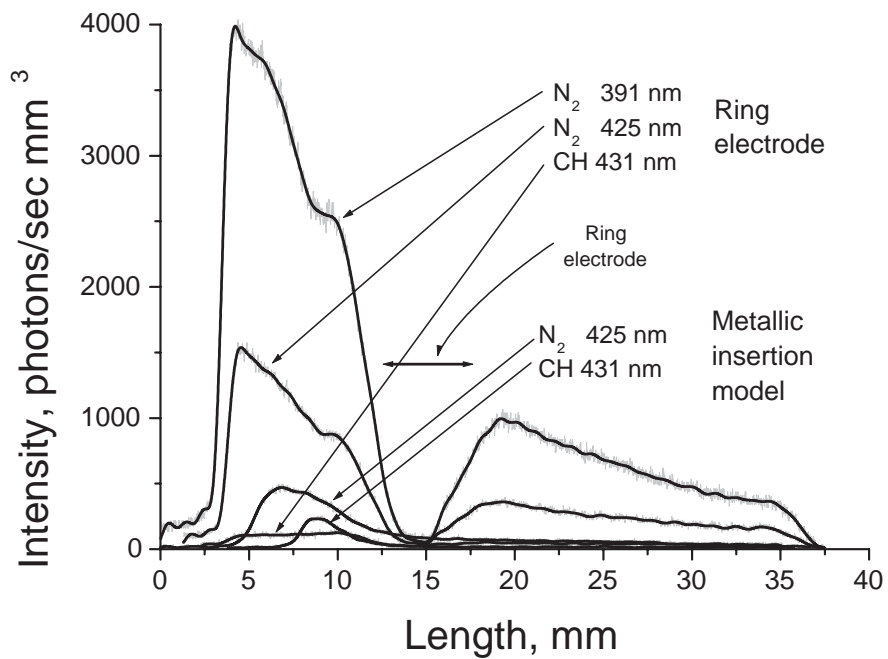


Рис. 11: Сравнение распределений интенсивности излучения на оси потока при разных конфигурациях



Рис. 12: Фотография разряда при конфигурации с кольцом

### 4.3 Теоретические оценки аэродинамических характеристик потока

Для трактовки спектров нужно знать параметры потока. Оценим значения давлений в потоке и за ударной волной. Статическое давление потока  $p_1$  можно найти, зная число Маха  $M$  для сопла и давление в форкамере  $p_0$  по формуле [7]

$$\frac{p_1}{p_0} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2)$$

где  $\kappa$  - показатель адиабаты. В нашем случае давление в форкамере  $P_0=40$  торр, показатель адиабаты  $\kappa = 1.4$  (для воздуха), а число Маха равно 8.2, откуда получаем, что  $p_1 \simeq 3.4 \cdot 10^{-3}$  торр. Зная давление набегающего потока, можно найти давление за ударной волной  $p'_0$  по формуле для отношений давлений до и после прямого скачка уплотнения [7]

$$\frac{p'_0}{p_1} = \left(\frac{\kappa + 1}{2}\right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}} \cdot \frac{M^{\frac{2\kappa}{\kappa - 1}}}{\left(\kappa M^2 - \frac{\kappa - 1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}}} \quad (3)$$

откуда получаем, что  $p'_0 \simeq 0.30$  торр.

Теперь произведем оценку температур. Температуру потока  $T_1$  можно найти по формуле [7]

$$\frac{T'_0 - T_1}{T_1} = \frac{2(\kappa - 1)}{(\kappa + 1)^2 M^2} (M^2 - 1)(1 + \kappa M^2) \quad (4)$$

откуда  $T_1 = 50$  К. Температура за ударной волной  $T'_0$  восстанавливается и в точности равна температуре в форкамере, т.е. 700 К.

Зная давления и температуры до и после ударной волны, по формуле  $P = nkT$  найдем, что концентрация до ударной волны  $n_1 = 6.5 \cdot 10^{14}$  см<sup>-3</sup>, а за ударной

волной  $n'_1 = 4.1 \cdot 10^{15} \text{ см}^{-3}$ .

Теперь мы можем оценить длину свободного пробега молекул  $\lambda = 1/(\sqrt{2}n\sigma)$ . Считая  $\sigma \sim 4.4 \cdot 10^{-19} \text{ м}^2$  (для азота), получим, что  $\lambda_1 \sim 2.4 \text{ мм}$  и  $\lambda'_0 \sim 0.39 \text{ мм}$ . Время между столкновениями по порядку величины равно  $\tau_1 \sim 10^{-5} \text{ сек}$  и  $\tau'_0 \sim 5 \cdot 10^{-7} \text{ сек}$ , соответственно перед и за ударной волной.

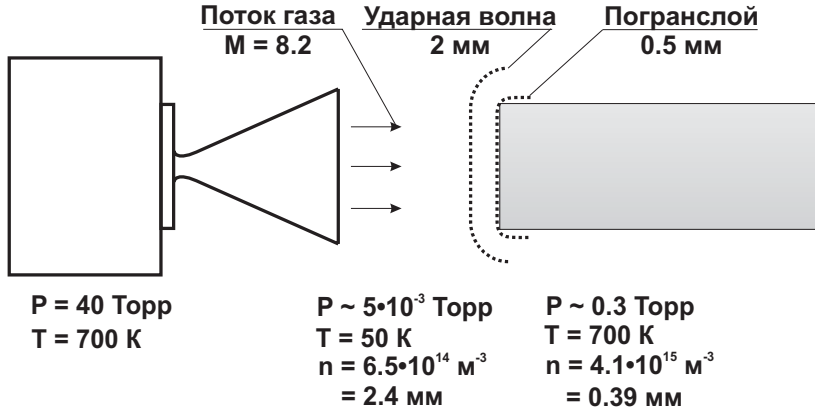


Рис. 13: Параметры потока

Перед цилиндром образуется пограничный слой, равный, как известно из теории пограничного слоя  $\delta \sim \sqrt{\mu D / (\rho u)}$  [8], где  $\mu$  - коэффициент динамической вязкости,  $D$  - размер тела,  $\rho$  - плотность газа, а  $u$  - скорость газа. Учитывая, что длина свободного пробега  $\lambda \sim \mu / (\rho c_s)$ , получим  $\delta \sim \sqrt{\lambda D / M} \sim 0.5 \text{ мм}$

Найдем ширину ударной волны, учитывая, что отношение  $\delta / \lambda'_0$  при  $M > 5$  оказывается слабо зависящим от  $M$  и равным  $\delta \approx 9.5 \lambda'_0 \sim 2 \text{ мм}$  [9].

#### 4.4 Анализ полученных данных

По полученным данным можно судить о процессах протекающих в потоке.

Значения времен жизни электронных состояний ( $B^2\Sigma_u^+ \rightarrow X^2\Sigma_g^+$  - 62 нс [10],  $C^3\Pi_u \rightarrow B^3\Pi_g$  - 42 нс [10],  $A^2\Delta, \nu' = 0 \rightarrow X^2\Pi, \nu'' = 0$  - 500 нс [11]) на порядки меньше времени между столкновениями  $\tau_1 \sim 10^{-5} \text{ сек}$  и  $\tau'_0 \sim 5 \cdot 10^{-7} \text{ сек}$ , из чего можно сделать вывод, что тушение не происходит. К тому же, за время жизни СН гиперзвуковой поток перемещается всего на 0,25 мм (учитывая, что поперечное разрешение оптической системы составляет 0.8 мм), из чего можно сделать вывод, что снятое распределение излучения линии СН 431 нм полностью совпадает с распределением возбуждения  $X^2\Pi, \nu'' = 0 \rightarrow A^2\Delta, \nu' = 0$ .

Прежде всего, по спектру излучения ударной волны можно найти отношение интенсивностей первой отрицательной ко второй положительной системе азота (0,33), откуда можно оценить энергию электронов в разряде.

Число возбужденных частиц описывается уравнением баланса:

$$\frac{d[N^*]}{dt} = Q - \frac{1}{\tau_0}[N^*] - k_q^M[N^*][M] \quad (5)$$



где  $[N^*]$  - число возбужденных частиц,  $Q$  - скорость возбуждения газа разрядом,  $\tau_0$  - радиационное время жизни возбужденного состояния,  $k_q^M$  - константа скорости тушения  $N^*$  на частицах  $M$ . В нашем случае задача стационарна и число возбужденных частиц не изменяется. Как уже было показано, тушение не происходит. Таким образом, число частиц, возбужденных электронным ударом за некоторый промежуток времени, равно числу частиц, испустивших фотон и перешедших на низшее состояние, и последнее уравнение принимает вид:

$$Q = \frac{1}{\tau_0}[N^*] \quad (6)$$

Скорость возбуждения частиц разрядом зависит от распределения электронов по энергиям и выражается через сечение возбуждения и энергию электронов следующим образом:

$$Q = n_e[N_2] \int_{\epsilon_k}^{+\infty} \sigma(\epsilon) \sqrt{\frac{2\epsilon}{m_e}} \sqrt{\epsilon} f(\epsilon) d\epsilon = n_e[N_2] \langle \sigma v \rangle \quad (7)$$

Откуда получаем, что отношение интенсивностей двух переходов зависит от энергии электронов и сечений возбуждения:

$$\frac{Q_1}{Q_2} = F(\epsilon, \sigma_1(\epsilon), \sigma_2(\epsilon)) \quad (8)$$

Приняв функцию распределения электронов по энергиям максвелловской, можно найти их среднюю энергию  $\epsilon = 24$  эВ, и затем из формулы 7 - их концентрацию  $n_e \sim 6 \cdot 10^{12} \text{ cm}^{-3}$ .

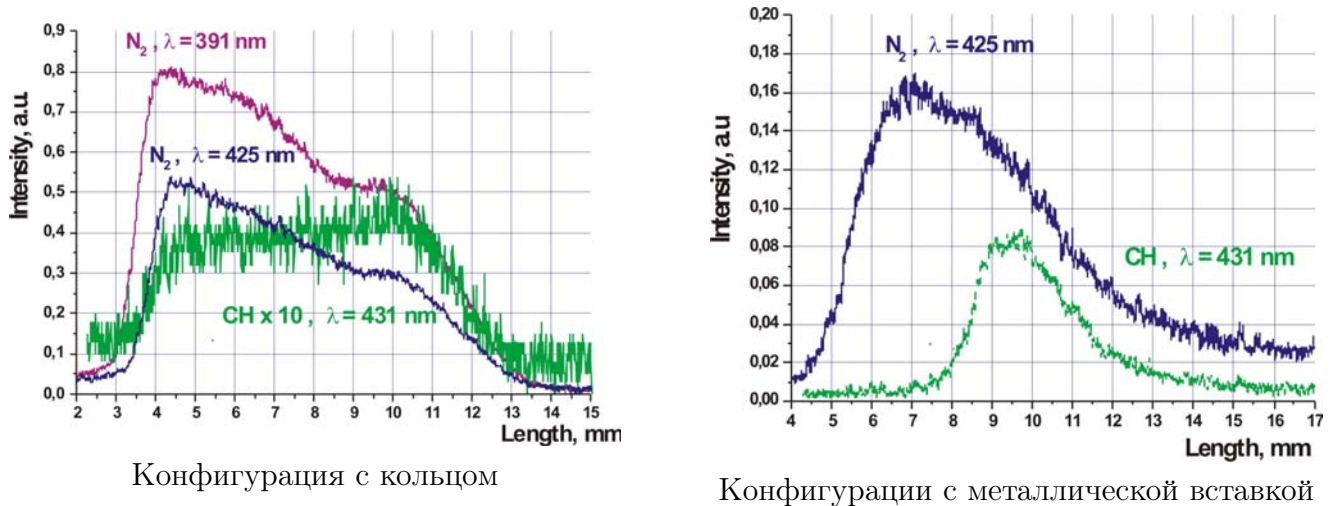


Рис. 14: Распределение излучения за ударной волной

На рис. 14 приведены распределения излучения за ударной волной. Их них видно, что за ударной волной происходит количество СН уменьшается, причем в конфигурации с металлической вставкой - значительно быстрее.

#### 4.5 Выводы по методам создания гиперзвуковых потоков химически-активной неравновесной плазмы

В результате проделанной работы была:

- отработана методика создания сильнонеравновесного гиперзвукового потока плазмы
- собрана система предварительного подогрева газа
- налажена система эмиссионной диагностики плазмы
- получено распределение интенсивностей линий СН и N<sub>2</sub> на оси для разных конфигураций разряда
- проведен анализ полученных данных: найдена энергия и концентрация электронов

## 5 Создание и отладка экспериментальной установки

Была поставлена задача о проектировании и сборке вакуумной трубы, позволяющей исследовать обтекание модели потоком газа  $M = 0.5 - 3.0$ . Исследования планировалось проводить в вакуумной камере, соединенной с буферным объемом, непрерывно откачиваемого насосами. На поверхности модели должен инициироваться ВЧ барьерный разряд. Система диагностики должна включать в себя систему измерения распределения давления по профилю, систему визуализации течения, систему спектральной диагностики.

### 5.1 Система откачки

Первое, что нужно было решить при проектировании системы откачки - это какие насосы смогут обеспечить производительность  $0.5 \text{ кг/сек}$ . Было решено использовать насосы АВЗ-180 производительностью  $180 \text{ л/с}$  в диапазоне от единиц Торр до атмосферы. В данный момент установлено два насоса, с возможностью доустановки еще двух. Найдем максимальную производительность системы откачки. Грубую оценку можно произвести, приняв, что сверхзвуковое течение происходит до тех пор, пока давление в буферном объеме меньше давления торможения. Тогда зависимость максимального расхода от скорости потока приведена на рис.15.

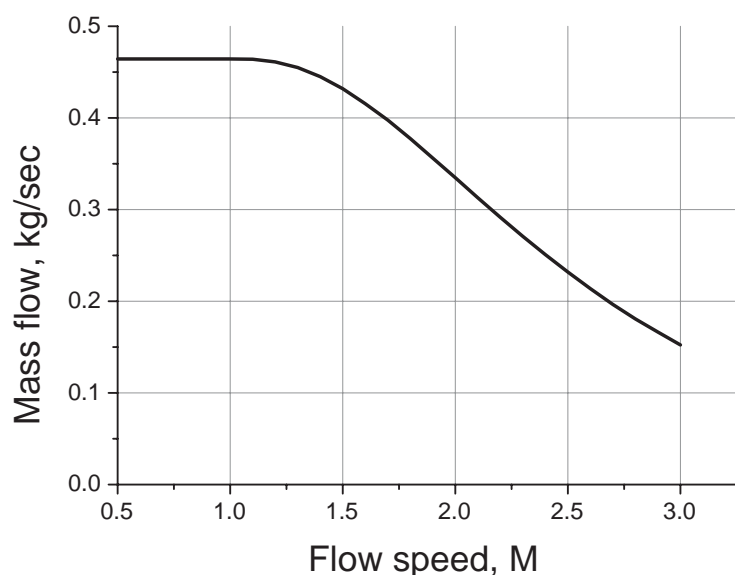
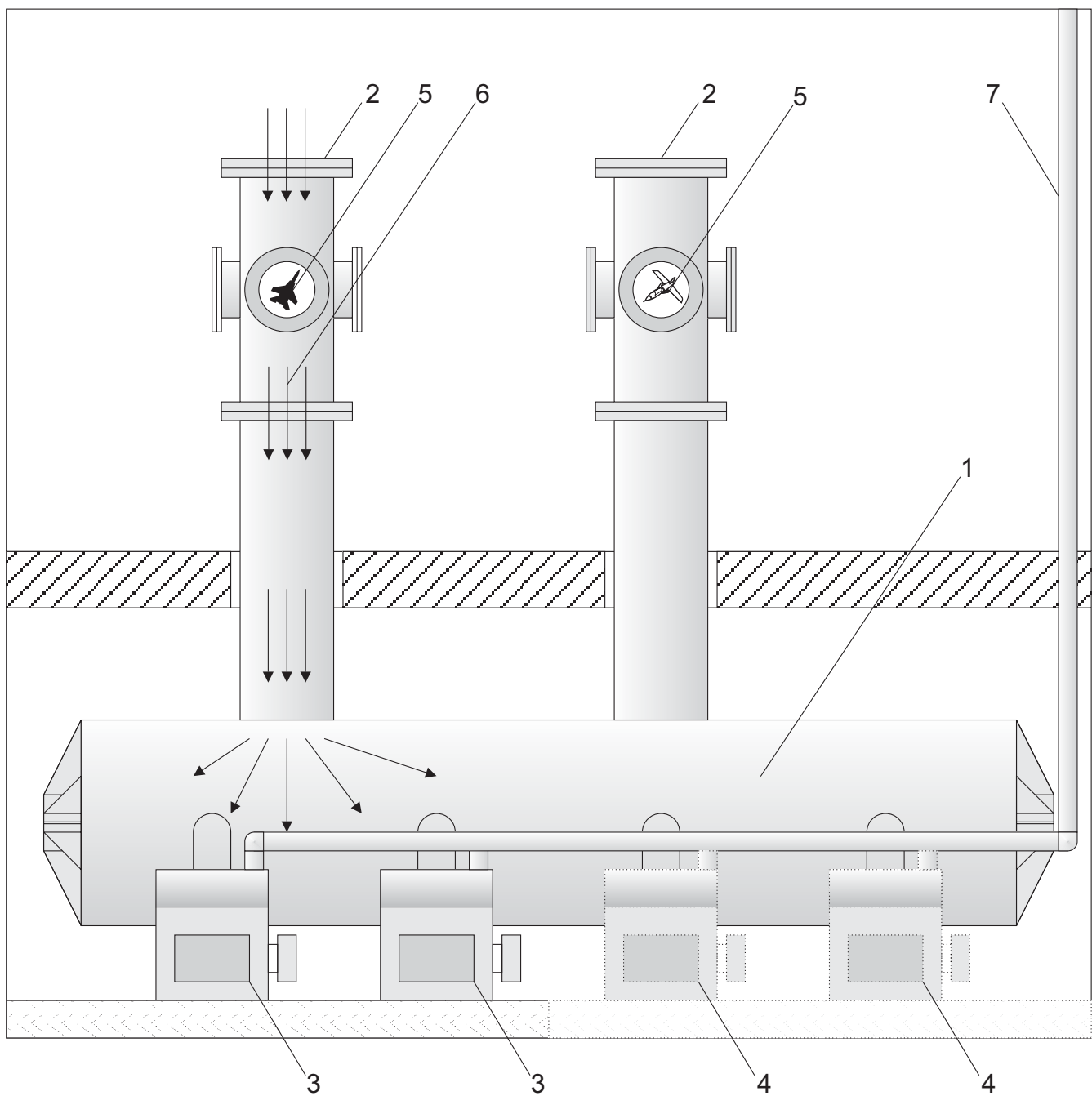


Рис. 15: Зависимость максимальной производительности насосов от числа Маха потока

Объем буферного объема составляет  $4 \text{ м}^3$ , а суммарный объем всей конструкции более  $5 \text{ м}^3$ .

Объем буферного объема позволяет запускаться и в периодическом режиме с выключенными насосами после предварительной откачки, что снимает ограничение



- |   |                   |
|---|-------------------|
| 1. Буферный объем, 4 м <sup>3</sup>       | 5. Модель         |
| 2. Камера, 0.22 м <sup>3</sup>            | 6. Поток газа     |
| 3. Насос АВЗ-180                          | 7. Вывод выхлопов |
| 4. Предполагаемый в будущем насос АВЗ-180 |                   |

Рис. 16: Общая схема установки

на максимальный расход газа. Время можно оценить, приравняв произведение массового расхода на время работы изменению массы воздуха в буферном объеме за время эксперимента:

$$Q \cdot t = V(\rho_{emin} - \rho_e) \quad (9)$$

где

$Q$  - массовый расход воздуха (кг/сек),

$t$  - время работы (с),

$V$  - объем вакуумных емкостей ( $\text{м}^3$ ),

$\rho_{emin}, \rho_e$  - плотность воздуха в буферном объеме соответственно в конце и в начале эксперимента

Процесс наполнения емкостей является политропным процессом

$$\frac{\rho_e}{\rho_{emin}} = \left( \frac{P_e}{P_{emin}} \right)^{1/n} \quad (10)$$

где

$P_e$  - давление в вакуумной емкости в начале эксперимента,

$P_{emin}$  - давление в вакуумной емкости в конце эксперимента, соответствующей минимальной степени сжатия, которая необходима для поддержания сверхзвукового режима в рабочей камере.

Показатель политропы может изменяться в пределах от  $n = 1.4$  для случая быстрого наполнения (изоэнтропический процесс) до  $n = 1.0$ , для случая медленного наполнения (изотермический процесс). Из многочисленных экспериментов, проведенных на аэродинамической трубе [12], установлено, что следует взять  $n = 1.1$ . С учетом уравнение состояния, получаем формулу:

$$t = \frac{VP_{emin}M}{QRT_0} \left( 1 - \left( \frac{P_e}{P_{emin}} \right)^{1/n} \right) \quad (11)$$

Грубую оценку значения  $P_{emin}$  можно получить, приняв величину потерь в прямом скачке на расчетном числе  $M$ .

$$P_{emin} = P_0 \frac{q(\lambda)}{q(1/\lambda)} \quad (12)$$

где  $q$  - приведенный расход.

На рис. 17 приведена зависимость времени работы установки в импульсном режиме в зависимости от числа Маха и расхода потока, рассчитанная по последней формуле.

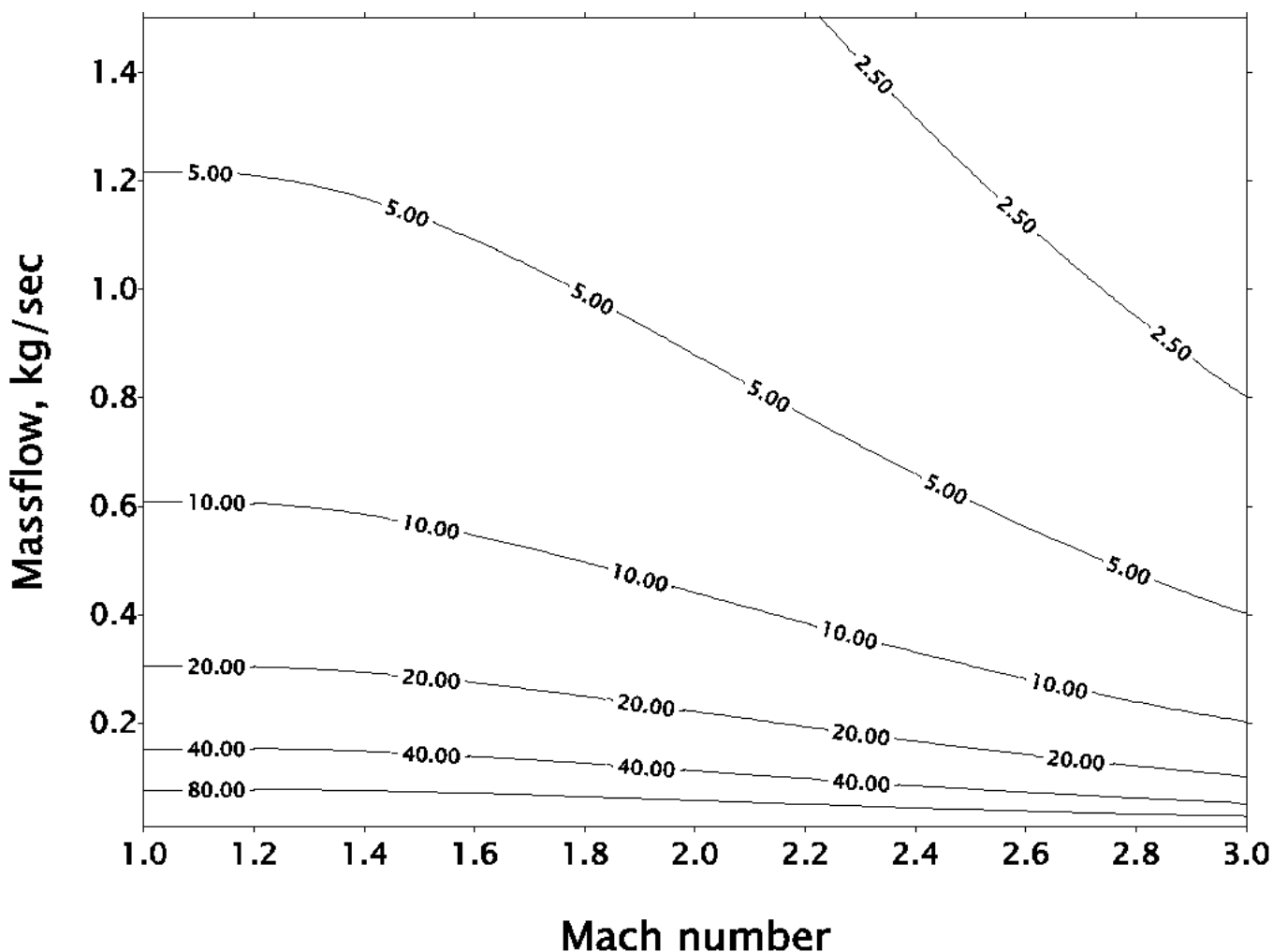


Рис. 17: Зависимость времени работы установки в импульсном режиме в зависимости от числа Маха и расхода потока

Кроме сопротивления входных магистралей, важную роль в общем балансе играет выходная магистраль. Из помещения, в котором находятся насосы, на крышу здания ведет один выхлопной трубопровод диаметром 45 мм и вытяжка квадратной формы со стороной равной 200 мм. Их длина составляет примерно 25 м.

Была проведена оценка сопротивления двух трубопроводов с целью выбора подходящего. Ясно, что при слишком малых значения диаметра перепад давлений, требуемый для перекачки 0,5 кг/сек воздуха, будет настолько большой, что вызовет перегрузку насосов, что приведет к падению их производительности.

Известно, что сопротивление зависит от типа течения. Скорость течения в трубопроводе

$$v = \frac{4\mu}{\pi d^2 \rho} \quad (13)$$

при расходе  $\mu = 0,5$  кг/сек и плотности  $\rho = 1,29$  кг/м равна:

$$v_{45} = 240 \text{ m/sec} \quad v_{200} = 10 \text{ m/sec} \quad (14)$$

для трубы и вытяжки соответственно.

Тогда число Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot d}{\eta} \quad (15)$$

- где  $\eta = 1.8 \cdot 10^{-5}$  кг/м сек - динамическая вязкость воздуха, для них равно:

$$Re_{45} = 770000 \quad Re_{200} = 140000. \quad (16)$$

Значения чисел Рейнольдса свидетельствуют о турбулентном режиме течений. Для проведения грубой оценки проводимости использовалась формула проводимости для длинного цилиндрического трубопровода в турбулентном режиме [13]:

$$U_T = \frac{1.57}{\lambda_1^{1/7}} \sqrt{\frac{RT}{M} \frac{d^{19/7}}{l^{4/7}} \frac{(p_1 + p_2)^{4/7}}{(p_1 - p_2)^{3/7}}} \quad (17)$$

где

$\lambda_1 = \lambda p$  - длина свободного пробега молекулы при давлении 1 Па, м;

$T$  - температура в начальном сечении трубопровода, К;

$M$  - молярная масса газа, кг/моль;

$d$  - диаметр трубопровода, м;

$l$  - длина трубопровода, м;

$p_1$  и  $p_2$  - давление на входе и выходе из трубопровода соответственно, Па;

Проводимость связана с расходом формулой

$$U = \frac{Q}{\Delta p} = \frac{p\mu/\rho}{\Delta p} \quad (18)$$

Из приведенных соотношений можно определить перепад давления на трубопроводе:

$$\Delta p_{45} = 2 \cdot 10^5 \text{ Pa} \quad \Delta p_{200} = 160 \text{ Pa} \quad (19)$$

Для облегчения вычислений считалось, что  $\Delta p \ll p_{atm}$ , так как нас интересует именно этот случай. Если же это условие не выполняется, то в найденное значение перепада давления значительно отличается от истинного. Тем не менее, в этом

случае результатом будет являться не столько его значение, сколько то, что оно сравнимо с атмосферным давлением, что недопустимо снизит производительность насосов.

Также была проведена оценка перепада давления через коэффициент сопротивления. Людвиг Прандтль в своей книге [14] приводит эмпирическую формулу коэффициента сопротивления турбулентного течения в гладких трубах полученную Германом [15] при значениях числа Рейнольдса вплоть до  $Re=2 \cdot 10^8$ :

$$\lambda = 0.0054 + \frac{0.396}{Re^{0.3}} \quad (20)$$

Физический смысл коэффициента сопротивления  $\lambda$  состоит в том, что на отрезке трубы длиной

$$l = \frac{d}{\lambda} \quad (21)$$

теряется динамическое давление, соответствующее средней скорости движения потока.

Перепады давления на трубопроводе выполненные этим методом дают значения

$$\Delta p_{45} = 2.5 \cdot 10^5 Pa \quad \Delta p_{200} = 140 Pa \quad (22)$$

Таким образом, полученные значения перепадов давлений разными способами дают равные по порядку величины результаты, из которых следует, что при использовании трубопровода диаметром 45 мм производительность насосов фактически будет равной нулю, а при использовании вытяжки требуемый перепад давления порядка 1 Торра, что меньше приведенных в паспорте насосов АВЗ-180 значения максимального избыточного давления 70 Торр.

## 5.2 Сопло

Было выбрано сопло на расход  $G = 0,2$  кг/сек и скорость потока  $M = 2$ , что определило значение критического и выходного сечений:

$$F_{кр} = \frac{G\sqrt{T_0}}{p_0} \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \left(\frac{\kappa M}{R}\right)^2 \quad F_{кр} = 8.45 cm^2 \quad (23)$$

$$\frac{F}{F_{кр}} = \frac{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2}M^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa+1)}}}{M \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}} \quad F = 15 cm^2 \quad (24)$$

Простейший вариант профиля сверхзвукового сопла, дающего равномерный параллельный поток, приведен в [16]. Горловина сопла описывается двумя окруж-



ностями, радиус дозвуковой части -  $1.5R_{cr}$ , сверхзвуковой -  $0.4R_{cr}$ . Длина сопла была сделана, исходя из возможностей, максимально большей: дозвуковая и сверхзвуковая часть - 64 и 90 мм соответственно. Для определения максимальных значений боковых углов сужающейся и расширяющейся частей в зависимости от относительных значений длины и радиуса на срезе сопла существуют специальные графические зависимости, из которых были найдены соответствующие значения -  $10^\circ$  и  $7^\circ$  соответственно. Дозвуковой профиль сделан конусообразным. Профиль сверхзвуковой части построен простым геометрическим методом расчета сопла, дающего контуры, очень близкие к оптимальным [17]. О качестве этого метода можно судить по следующему примеру, приведенному в [16]: максимальное линейное отклонение контура от рассчитанного по точной методике для сопла  $R_a = 5R_{cr}$ ,  $L = 12R_{cr}$  составляет  $0.03R_{cr}$ .

На рис. 18 приведен чертеж спроектированного сопла.

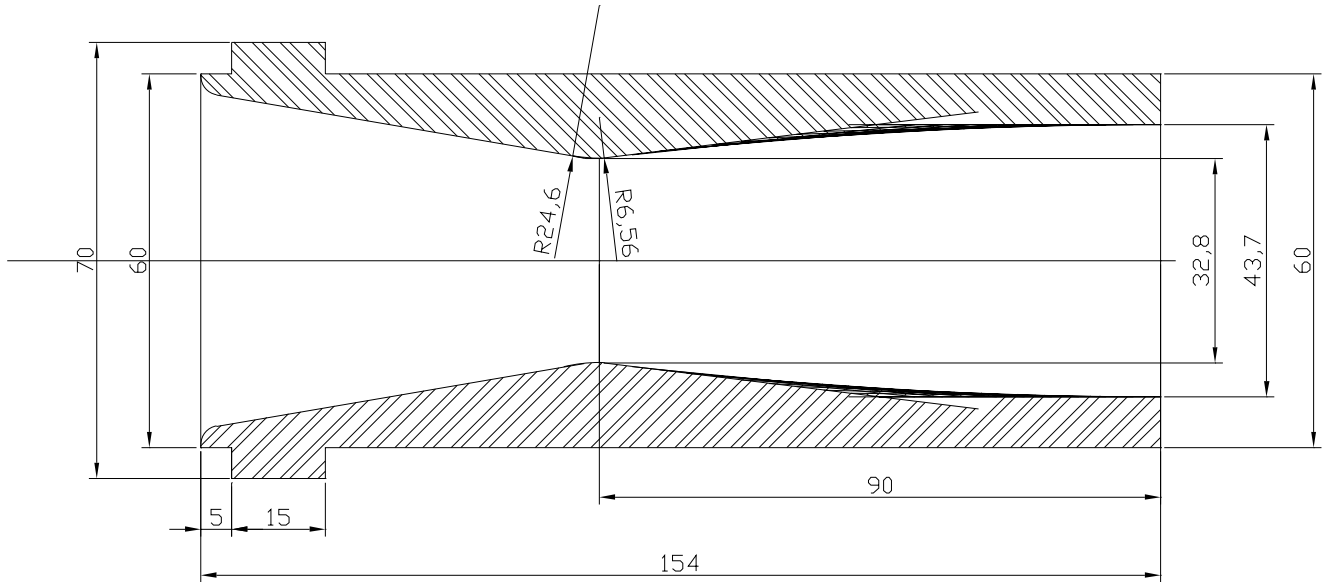


Рис. 18: Сопло

Для описания течения потока, нужно знать его характеристики. Статическое давление в потоке выражается через число Маха следующей формулой [7]:

$$\frac{p_1}{p_0} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad p_1 = 13kPa \quad (25)$$

Значение температуры потока можно найти по формуле [7]:

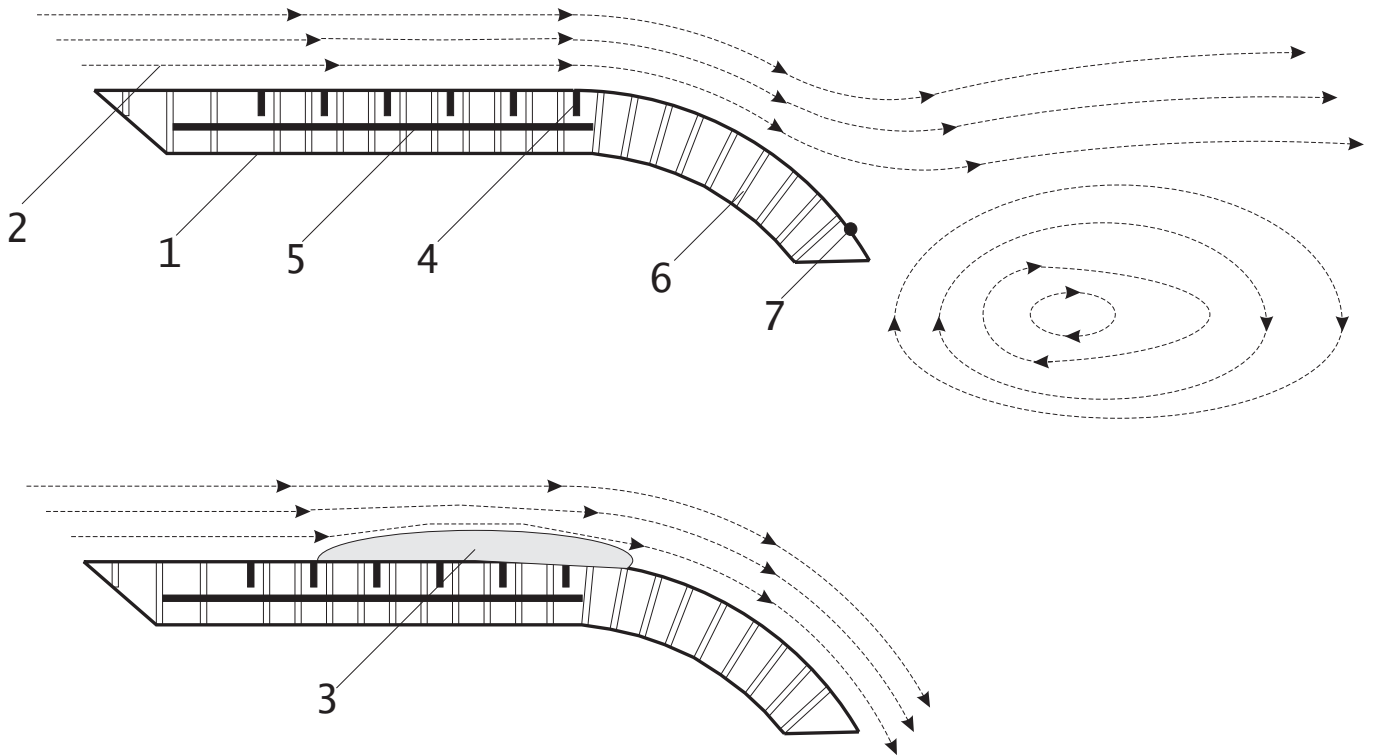
$$\frac{T_0 - T_1}{T_1} = \frac{2(\kappa - 1)}{(\kappa + 1)^2 M^2} (M^2 - 1)(1 + \kappa M^2) \quad T_1 = 170K \quad (26)$$

По значениям давления и температуры определяется концентрация частиц:

$$n = \frac{P_1}{kT_1} \quad n = 5.5 \cdot 10^{18} \text{ cm}^{-3} \quad (27)$$

### 5.3 Модель и создание плазмы

Схема созданной модели и ожидаемая картина обтекания потоком с и без разряда приведена на рис.19.



- |           |                             |
|-----------|-----------------------------|
| 1. Модель | 4. Высоковольтный электрод  |
| 2. Поток  | 5. Земляной электроды       |
| 3. Разряд | 6. Вывод к датчику давления |
|           | 7. Точка отрыва погранслоя  |

Рис. 19: Модель

Сверхзвуковой поток движется вдоль плоской поверхности модели (длиной 76 мм), при этом происходит нарастание погранслоя и наработка плазмы разрядом. Затем поток достигает места закругления модели (радиус кривизны 54 мм), начинает поворачиваться, и в некоторой точке происходит отрыв погранслоя. Число Рейнольдса обтекания модели равно

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot d}{\eta} = 1200000 \quad (28)$$

При включении разряда, нагревающего некоторую область газа, происходит эффективное изменение профиля, тем самым достигается влияние на картину течения.

По центру модели через каждые 5 мм расположены трубки для измерения статического давления (кроме первых двух). Электроды (высота - 4 мм, толщина - 1 мм) расположены через каждые 10 мм. Первый находится на расстоянии 26 мм от носика модели, последний - на месте загиба модели. На расстоянии 10 мм от поверхности в модели располагается заземленная медная пластинка. Ширина модели и электродов (120 мм и 80 мм) много больше диаметра потока, поэтому рассматриваемую задачу можно считать плоской.

В качестве высоковольтного источника питания использовался ВЧ генератор. Рабочий диапазон частот 3 - 24 МГц, максимальная выходная мощность - 24кВт, напряжение - 12 кВ.

#### 5.4 Системы диагностики

Для измерения распределения давлений будут использоваться дифференциальные датчики давления фирмы Honeywell 24PCAFA6D SQA4065 0112. Сигнал с датчиков, чувствительность которых составляет 225 мВ/атм, подается на АЦП.

Визуализацию потока планируется проводить системой Теплера ИАБ-451 с использованием ССD-матрицы. Диаметр области визуализации составляет 20 см.

Для проведения спектроскопических измерений одно из окон камеры сделано кварцевым, что позволит проводить исследования излучения в широком спектральном диапазоне от ближнего ультрафиолетового до инфракрасного (190 нм - 3.2 мкм).

#### 5.5 Результаты предварительных экспериментов

На фотографиях рис. 20, 22, 21 приведены фотографии развития разряда вблизи поверхности модели.

На рисунке 20 показана фотография разряда сбоку (вдоль поверхности модели). В этом режиме поток воздуха отсутствует, частота генератора равна 13.56 МГц, давление газа  $p = 1$  Торр, температура  $T = 300$  К. Видно, что разряд развивается от высоковольтного электрода в виде диффузной области вдоль поверхности модели вверх и вниз по потоку. Разряд практически прекращается в области начала закругления модели, светящаяся область имеет характерную толщину около 5 мм.

На рисунке 21 показана фотография разряда со стороны свободного потока (направление на камеру перпендикулярно поверхности модели). Разряд при отсутствии потока развивается в виде диффузной области вдоль высоковольтного электрода поперек всего потока. Характерный размер области возбуждения газа имеет

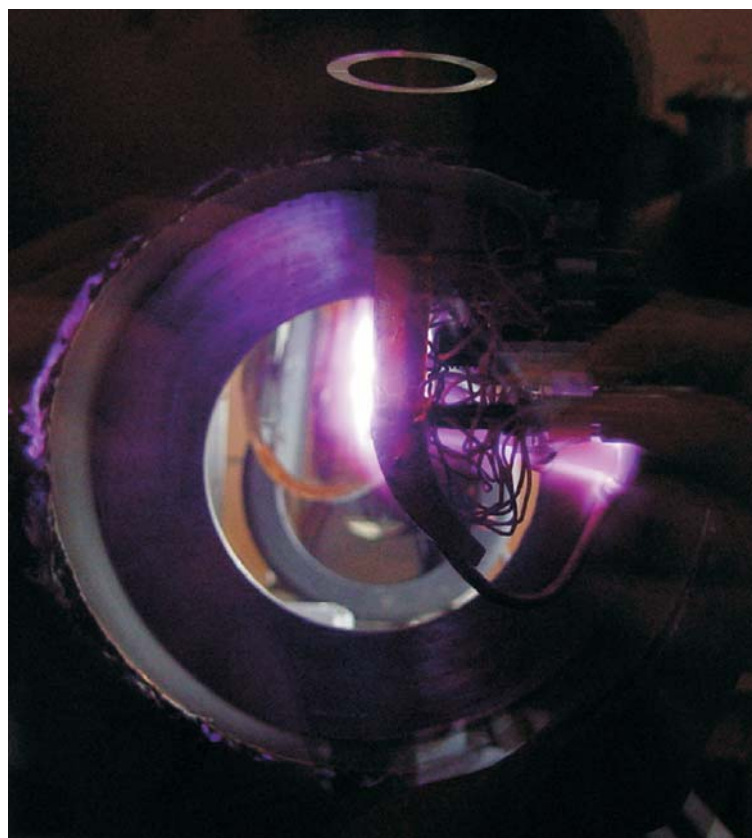


Рис. 20: Фотография разряда сбоку. Частота генератора 13.56 МГц,  $p = 1$  Торр,  $T = 300$  К, воздух,  $M = 0$

продольный размер около 30 мм. Нужно отметить равномерное возбуждение газа во всей области.

Рисунок 22 представляет данные о развитии разряда в сверхзвуковом потоке газа. Статическое давление воздуха  $p = 70$  Торр, температура потока  $T = 170$  К (температура торможения 290 К), число Маха потока  $M = 2$ . Хорошо видно, что разряд сохраняет диффузную форму, но по сравнению с режимом, изображенным на рисунке 20 область плазмы сильно смещена вниз по потоку, захватывая часть закругления модели. В частности, это указывает на безотрывный режим обтекания модели (рисунок 22).

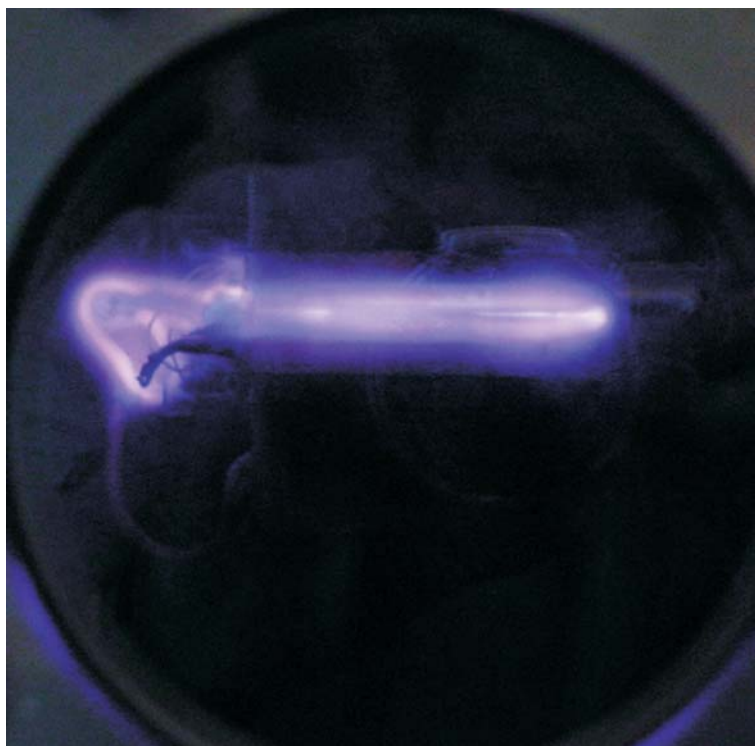


Рис. 21: Фотография разряда со стороны свободного потока. Частота генератора 13.56 МГц,  $p = 1$  Торр,  $T = 300$  К, воздух,  $M = 0$

## 6 Выводы

- Отработана методика создания сильнонеравновесного гиперзвукового потока плазмы.
- Налажена система эмиссионной диагностики плазмы в потоке. Получено распределение интенсивностей излучения линий СН и N2 в гиперзвуковом потоке плазмы.
- Спроектирована и создана установка на основе вакуумной аэродинамической трубы, позволяющая проводить исследования в до-, транс- и сверхзвуковом потоке газа на расходах до 0.5 кг/сек.
- Разработана и изготовлена модель с встроенной системой электродов, подводом высокого напряжения и системой датчиков регистрации распределения давления по поверхности для проведения экспериментов по воздействию плазмы на поток газа.
- Получены фотографии излучения плазмы в сверхзвуковом потоке газа при иницировании разряда ВЧ-волной. Показано, что в исследованном диапазоне параметров разряд имеет диффузную структуру и обеспечивает локальное возбуждение газа вблизи обтекаемой поверхности.



Рис. 22: Фотография разряда сбоку. Частота генератора 13.56 МГц,  $p = 70$  Торр,  $T = 170$  К, воздух,  $M = 2$

## Список литературы

- [1] Macheret, S.O., Schneider, M.N., and Miles, R.B., "Magnetohydrodynamic and Electrohydrodynamic Control of Hypersonic Flows of Weakly Ionized Plasmas", 33rd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 20-23 May 2002, Maui, HI.
- [2] Asghar A. and Jumper E.J., "Phase Synchronization of Vortex Shedding from Multiple Cylinders Using Plasma Actuators", AIAA 2003-1028, 41-st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 January 2003, Reno, Nevada
- [3] R. Van Dyken, T. McLaughlin and C.L. Enloe, "Parametric Investigations of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator", 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2004, paper AIAA 2004-0846.
- [4] Roth J.R., Sherman D.M., Wilkinson S.P., Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma, AIAA 98-0328, 36-th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 12-15, 1998, Reno NV
- [5] M. Post and T. Corke, "Separation Control of High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators", AIAA 2003-1024, 41-st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 January 2003, Reno, Nevada
- [6] M. Post and T. Corke, "Separation Control Using Plasma Actuators - Stationary and Oscillating Airflows", 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2004, paper AIAA 2004-0841.
- [7] Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1987. 840с.
- [8] Вознесенский Э.Н., Ракогон Ю.Г. Лабораторная работа №13. Структура ударной волны при обтекании цилиндра потоком газа низкой плотности. г.Долгопрудный, 1967 г. 20с.
- [9] Авдучевский В.С., Иванов А.В. Течение разреженного газа вблизи передней критической точки затупленного тела при гиперзвуковых скоростях. Изв. АН СССР, механика жидкостей и газа, 1968.
- [10] Pancheshnyi S.V., Starikovskaia S.M., Starikovskii A.Yu. Measurements of rate constants of the  $N_2(C^3\Pi_u, \nu = 0)$  and  $N_2^+(B^2\Sigma_u^+, \nu = 0)$  deactivation by  $N_2$ ,  $O_2$ ,  $H_2$ ,  $CO_2$  and  $H_2O$  molecules in afterglow of the nanosecond discharge. Chemical Physics Letters 294, p.523–527, 25 September 1998
- [11] Кузнецова Л.А., Кузьменко Н.Е., Кузяков Ю.Я., Пластинин Ю.А.; Под ред. Хохлова. Вероятности оптических переходов двухатомных молекул. -М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. 1998

- [12] Щербина Ю.А. Изучение характеристик сверхзвуковой аэродинамической трубы: Лабораторная работа №13. - М.: изд. МФТИ, 1984. 24 с.
- [13] Основы вакуумной техники: Учебник для техникумов/ А. И. Пипко, В. Я. Плисковский, Б. И. Королев, В. И. Кузнецов. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Энергоиздат, 1981. - 432 с., ил.
- [14] Прандтль Л. Гидроаэромеханика, 2-е изд. - Ижевск: НИЦ "Регулярная и хаотическая динамика", 2000, 576 стр.
- [15] Hermann R., Диссертация, Leipzig, 1930.
- [16] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 1: Учеб. руководство: Для втузов.-5-е изд., перераб. и доп.-М.:Наука. Гл. ред физ.-мат. лит., 1991.- 600 с.- ISBN 5-02-014015-5.
- [17] Rao G., Approximation of optimum thrust nozzle contour //ARS J. - 1960. №6. - P.561.